世界导弹大全

航天部《世界导弹大全》编审委员会审定

军事科学出版社

航天部《世界导弹大全》编审委员会

主　任　梁守槃

副主任　庄逢甘　陈怀瑾

委　员（以姓氏笔划为序）

文仲辉　王基祥　王毓兰　刘桐林　毕士冠
张万周　张典耀　张德川　杨存富　周婵娟
董丰乐　侯廷丽　徐耀华　盛德林　谢佐慰
温家琦　廖朝佩

总编组

毕士冠　廖朝佩　盛德林　刘桐林　张万周
温家琦

分编组

弹道导弹	谢佐慰	王基祥　裴鸣远
巡航导弹	毕士冠	张德川
面对空导弹	杨存富	王毓兰　侯廷丽
空对空导弹	董丰乐	周婵娟
空对地导弹	廖朝佩	魏汝忠
反舰导弹	盛德林	刘桐林
反坦克导弹	徐耀华	袁子怀　文仲辉

世界导弹大全

航天部导弹总体专业情报网编著

航天部《世界导弹大全》编审委员会审定

☆

军事科学出版社出版

新华书店北京发行所发行

军事科学院印刷厂印刷

☆

787×1092毫米16开本　71印张另彩照8面　2105千字

1987年10月第一版　1987年10月第一次印刷

ISBN　7—80021—008—1/E·008

全国统一书号：5291·076　　定价：36.00元

编 者 的 话

航天部《世界导弹大全》编审委员会审定的《世界导弹大全》一书与读者见面了。

我们从1979年开始酝酿编写本书，1984年5月召开了编写工作会议，成立了由本网网长单位航天部三院三一〇所主持的专门编写组织，1986年8月编成。

编写本书的目的，是客观介绍世界导弹及其相关技术的发展概貌，使读者对当今世界导弹的发展过程和设计思想的演变情况及未来发展趋势有一个系统全面的了解。

据不完全统计，迄今为止，世界各国研制的导弹型号近590种。本书收入了正在研制、服役和部分有技术特色的退役导弹型号共463种。全书共分七个部分：弹道导弹部分；巡航导弹部分；面对空导弹部分；空对空导弹部分；空对地导弹部分；反舰导弹部分；反坦克导弹部分。

每一部分又根据实际情况，分若干小类，如面对空导弹分地对空导弹和舰对空导弹等类。

每一类导弹的国别顺序是按汉语拼音字序排列的。每个国家的导弹，则按研制或出现的先后时间排列。

本书的开头，收入了中国和世界导弹部分型号的彩色照片。“世界导弹发展概览”一文较全面地介绍了世界导弹的过去、现在和未来。在每一部分正文之前的综述，简要地介绍该类导弹发展概况。

在导弹发展过程中，有些导弹已形成系列型号，如“猎鹰”、“响尾蛇”、“麻雀”和“飞鱼”等。本书以基本型号及有代表性型号作重点介绍，对派生型号只对其改进部分进行说明。

在不同国家里，往往对同一导弹赋予不同的名称，如：原文名称、音译名称、代号、别号等。在本书的目录中，只列出了导弹的中、外文名称和型号序号，对只有代号的导弹则只列其代号，如AS-15（苏）、SS. 10（法）等。苏联的导弹，本书采用西方给予的名称和代号，而苏联自己给出的型号代号只在正文中注明。

在附录1至7中，列出了本书所收入导弹的主要性能数据。由于版面和篇幅所限，有些导弹数据未全部列出。

为了查找方便，本书的附录8列出了导弹的原文名称索引，某些导弹既有原文

名称又有代号，其名称和代号均列出。如“甲鱼”反坦克导弹在 **Snapper** 和**AT-1** 词条处均可查到。

本书对某些导弹研制和使用机构采用了简化名称。如“北大西洋公约组织”简化为“北约”，“华沙条约国组织”简化为“华约”等。在研制公司一栏中，列出的是当时研制该导弹的公司名称。后来有的公司合并或被取消，有的专业范围发生了变化，文中不再注明。

航天部科技情报所组织本网编写的这部大型导弹工具书，是专业协作的成果，是集体劳动的结晶。本书的编辑出版工作是在航天部领导的热情关怀和部机关的积极支持下、《世界导弹大全》编审委员会的直接指导下完成的。本网25个成员单位的近110 名科技情报人员、教师和工程技术人员参加了编写。他们的姓名均署在所编导弹正文之后。在编写过程中，冯启宁、么凌志同志为本书做了大量组织协调工作。王祖康、陈晔、李秋月、邹积光、廖黎荪、曾颖超、王桂兰、余仁顺、周慧钟、郭子印、丁济川、段会仪、黄迺君等同志，为本书作了大量技术准备工作，付出了辛勤的劳动。此外，本书的出版也得到军事科学院的大力支持。孙维韬同志应邀给予了热情帮助。对上述单位和同志，谨致以真诚的谢意。

本书引用了大量国内、外公开出版物的资料和图片，对其编辑出版单位表示感谢。

在编写过程中，发现某些导弹的资料内容报道不一，有的资料不全，我们加了一些分析内容。由于我们水平有限，错误难免，恳请批评指正，以便再版时修改。

航天部导弹总体专业情报网

1986年 9 月

序　言

第二次世界大战后期开始使用导弹武器，迄今已经四十多个年头了。在这四十多年中，导弹武器技术以惊人的速度向前发展。如果说五十年代人们把导弹看作一种神秘武器，六十年代把它当作尖端武器，进入七十年代后，导弹武器已经成为各国军队的常规装备了。目前导弹正在担负起各种战略、战术的进攻和防御使命。过去装备炸弹、火炮、鱼雷等传统武器的飞机、军舰、潜艇、坦克及其他军用车辆，已变成了各类导弹的发射平台，当然，它们同时也变成了导弹的攻击目标。连步兵肩上也换上了防空导弹和反坦克导弹。

导弹武器的大量装备使用，大大改变了以往战争的模式，近些年来发生的中东战争和英、阿马岛战争就证明了这一点。

导弹技术是现代科学技术最新成就的综合运用。其发展依托于很多基础学科和其他学科的发展。反之，它的发展也必然给各种学科、各个专业提出许多新的研究课题，推动各种学科和专业技术的发展。从一定意义上讲，导弹技术水平是一个国家科学技术水平的重要标志之一。

航天技术是以导弹技术为基础发展起来的。航天技术的发展，对于开发太空，发展太空加工业，沟通信息，服务于经济建设，造福于人类的意义，已经越来越被人们所认识。所以，发展导弹技术不仅有军事意义，还有经济、科学技术、政治和社会意义。

我国发展导弹技术已有三十年的历史。三十年来，我国导弹技术和航天技术的发展，坚持了“自力更生为主”的方针，认真地执行了全国大协作的原则，已经先后研制成功和正在研制着各类导弹、卫星和运载火箭，基本形成了自己的产品系列。近年来，我国成功地向南太平洋发射了洲际火箭，从水下成功地发射了固体火箭，成功地发射和使用了地球同步轨道通信卫星。这一切，都标志着我国的导弹和航天技术开始跨入世界先进行列。

时代在前进，科学技术在发展。目前导弹正在向小型、机动、隐蔽、快速反应和命中率高的方向发展。与技术先进国家相比，我国的导弹技术在某些方面还有差距。为了全面地了解当今世界各国导弹情况，促进我国导弹和航天事业的发展，航天部科技情报研究所和导弹总体情报网的二十五个单位的同志通力合作，编写了这部《世界导弹大全》。《大全》收集的各国导弹，种类齐全，内容丰富，图文并茂，

反映了世界各国导弹的概貌和主要性能，它不仅是广大科技工作者、部队指战员、有关院校师生的重要参考书，而且还可供广大导弹和航天爱好者以及其他行业工作者业余阅读，藉以增长知识，开扩眼界。

任新民

1986年8月20日

目　　录

编者的话 …… 1
序　　言 …… 1

世界导弹发展概览 …… 1

第一部分　弹道导弹

地对地战略弹道导弹

法国

S-2 …… 11
S-3 …… 13
S-X …… 15

美国

雷神（Thor）SM-75 …… 16
丘辟特（Jupiter）SM-78 …… 20
宇宙神（Atlas）SM-65 …… 22
大力神Ⅰ（Titan Ⅰ）HGM-25A …… 26
大力神Ⅱ（Titan Ⅱ）LGM-25C …… 30
民兵Ⅰ（Minuteman Ⅰ）
LGM-30A/B …… 34
民兵Ⅱ（Minuteman Ⅱ）
LGM-30F …… 40
民兵Ⅲ（Minuteman Ⅲ）
LGM-30G …… 43
和平保卫者（Peacekeeper MX）
MGM-118A …… 47
侏儒（Midgetman）…… 52

苏联

凉鞋（Sandal）SS-4 …… 55
短剑（Skean）SS-5 …… 56
警棍（Sapwood）SS-6 …… 57
鞍工（Saddler）SS-7 …… 58
黑羚羊（Sasin）SS-8 …… 59
悬崖（Scarp）SS-9 …… 59
瘦子（Scrag）SS-10 …… 61
赛果（Sego）SS-11 …… 62
野人（Savage）SS-13 …… 63
替罪羊（Scapegoat）SS-14 …… 64
啬徒（Scrooge）SS-15 …… 65
SS-16 …… 66
SS-17 …… 66
SS-18 …… 67
SS-19 …… 68
SS-20 …… 69
SS-24 …… 71
SS-25 …… 72

潜对地战略弹道导弹

法国

M-1 …… 74
M-2 …… 75
M-20 …… 77
M-4 …… 78

美国

北极星A-1（Polaris A-1）UGM-27A …… 81
北极星A-2（Polaris A-2）UGM-27B …… 83
北极星A-3（Polaris A-3）UGM-27C …… 84
海神C-3（Poseidon C-3）UGM-73A …… 86
三叉戟Ⅰ C-4（Trident Ⅰ C-4）
UGM-96A …… 89
三叉戟Ⅱ D-5（Trident Ⅱ D-5）…… 92

苏联

萨克（Sark）SS-N-4 …… 94
塞尔布（Serb）SS-N-5 …… 95
索弗莱（Sawfly）SS-N-6 …… 96
SS-N-8 …… 97
SS-N-17 …… 98
SS-N-18 …… 98

SS-N-20 ……99
SS-N-23 …… 100

地对地战术弹道导弹

法国
普吕东 (Pluton) …… 102
哈德斯 (Hades) …… 104
美国
红石 (Redstone) PGM-11…… 105
潘兴Ⅰ (Pershing Ⅰ) MGM-31A…… 108
潘兴 Ⅰa (Pershing Ⅰa)
MGM-31A…… 111
潘兴Ⅱ (Pershing Ⅱ) …… 113
长矛 (Lance) MGM-52C …… 119
突击破坏者 (Assault Breaker)
T-22 …… 124
苏联
讨厌者 (Scunner) SS-1 …… 124
同胞 (Sibling) SS-2 …… 125
讼棍 (Shyster) SS-3 …… 126
飞毛腿 (ScudA/B) SS-1b/-1c …… 127
薄板 (Scaleboard) SS-12 …… 130
圣甲虫 (Scarab) SS-21 …… 131
SS-22 …… 132
蜘蛛 (Spider) SS-23 …… 132

第二部分 巡航导弹

法国
法国巡航导弹 (French Cruise
Missile) …… 139
美国
现代巡航导弹
战斧海上发射巡航导弹BGM-109 …… 139
战斧对陆核攻击导弹 (TLAM-N)
BGM-109A …… 140
战斧反舰导弹 (TASM)
BGM-109B …… 145
战斧对陆常规攻击导弹 (TLAM-C)
BGM-109C …… 147
陆上发射巡航导弹 (GLCM)
BGM-109G …… 150
空中发射巡航导弹 (ALCM)
AGM-86 …… 153
空中发射巡航导弹 (ALCM)
AGM-86A …… 154
空中发射巡航导弹 (ALCM)
AGM-86B …… 158
先进巡航导弹 (ACM) …… 163
先进战略空中发射导弹 (ASALM)…… 166
早期巡航导弹
鲨蛇 (Snark) SM-62A …… 169
那伐鹤 (Navaho) SM-64A …… 170
天狮星Ⅰ (Regulus Ⅰ)
SSM-N-8 …… 171
天狮星Ⅱ (Regulus Ⅱ)
SSM-N-9 …… 173
斗牛士 (Matador) TM-61A/C…… 175
马斯 (Mace) TM-76 …… 177
大猎犬 (Hound Dog)
AGM-28A/B …… 179
苏联
沙道克 (Shaddock) SS-N-3C …… 179
SS-N-21 …… 180
SSC-X-4 …… 182
AS-15…… 182
BL-10…… 182
印度
PTA靶机/巡航导弹 (PTA Drone/
Cruise Missile) …… 182
英国
英国巡航导弹 (U.K.Cruise
Missile) …… 183

第三部分 面对空导弹

地对空导弹
埃及

鹰眼 (Sakr Eye) …… 189
法国
响尾蛇 (Crotale) TSE5000 …… 190
沙伊纳 / 西卡 (Shahine/Sica)
TSE 5100/— …… 196
超近程地空导弹系统
(SATCP) …… 203
SA-90 …… 208
国际合作
罗兰特 (Roland) …… 210
阿达茨 (ADATS) …… 217
联邦德国
MFS-2000 …… 221
美国
波马克 (Bomarc) CIM-10 …… 222
奈基Ⅱ (Nike-Hercules)
MIM-14 …… 225
霍克/改进霍克 (HAWK/Improved
HAWK) MIM-23A/B …… 228
红眼睛 (Redeye) FIM-43 …… 235
小槲树 (Chaparral) MIM-72 …… 238
爱国者 (Patriot) MIM-104 …… 241
陆麻雀 (Land Sparrow) …… 247
尾刺 (Stinger) FIM-92A …… 248
复仇者 (Avenger) …… 251
军刀 (Sabre) …… 254
日本
近程萨姆 (Tan SAM) …… 255
凯科 (Keiko) …… 258
瑞典
RBS-70 …… 258
瑞士
奥利康 (Oerlikon) …… 263
米康 (Micon) …… 265
苏联
吉尔德 (Guild) SA-1 …… 267
盖德莱 (Guideline) SA-2 …… 269
果阿 (Goa) SA-3 …… 274
加涅夫 (Ganef) SA-4 …… 280
甘蒙 (Gammon) SA-5 …… 284
根弗 (Gainful) SA-6 …… 286
格雷尔 (Grail) SA-7 …… 290
壁虎 (Gecko) SA-8 …… 294
甘斯肯 (Gaskin) SA-9 …… 298
SA-10 …… 301
牛虻 (Gadfly) SA-11 …… 302
斗士 (Gladiator) SA-12 …… 304
金花鼠 (Gopher) SA-13 …… 305
SA-14 …… 307
意大利
靛青 (Indigo) …… 308
斯帕达 (Spada) …… 312
英国
警犬 (Bloodhound) …… 315
雷鸟 (Thunderbird) …… 318
山猫 (Tiger cat) …… 322
长剑 (Rapier) …… 325
吹管 (Blowpipe) …… 330
标枪 (Javelin) …… 333

舰对空导弹

法国
玛舒卡 (Masurca) …… 335
海响尾蛇 (Naval Crotale) TSE 5500 …… 339
萨德拉尔 (SADRAL) …… 345
萨马特 (SAMAT) …… 346
SAN-90 …… 346
美国
黄铜骑士 (Talos) RIM-8 …… 346
小猎犬 (Terrier) RIM-2 …… 349
鞑靼人 (Tartar) RIM-24 …… 353
海麻雀 (Sea Sparrow) RIM-7 …… 356
标准 (Standard) RIM-66/67 …… 359
宙斯盾 (Aegis) …… 363
海小槲树 (Sea Chaparral)
RIM-72 …… 368
西埃姆 (SIAM) …… 369
拉姆 (RAM) RIM-116A …… 371

苏联
果阿 (Goa) SA-N-1 …… 374
盖德莱 (Guideline) SA-N-2 …… 376
高脚杯 (Goblet) SA-N-3 …… 378
SA-N-4 …… 379
SA-N-5 …… 382
SA-N-6 …… 382
SA-N-7 …… 384
SA-N-8 …… 384
意大利
海靛青 (Sea Indigo) …… 385
信天翁 (Albatros) …… 386
以色列
巴拉克 (Barak) …… 389
英国
海蛇 (Seaslug) …… 392
海猫 (Seacat) …… 396
海标枪 (Sea Dart) …… 400
斯拉姆 (SLAM) …… 405
海狼 (Seawolf) …… 407

反弹道导弹导弹
美国
斯帕坦 (Spartan)
XLIM-49A …… 413
斯普林特 (Sprint) …… 417
苏联
橡皮套鞋 (Galosh) …… 421
ABM-X-3 …… 423

第四部分 空对空导弹

法国
R.530 …… 429
超 530F …… 431
超 530D …… 433
魔术 (Magic) R.550 …… 434
魔术 2 (Magic 2) …… 436
麦卡 (MICA) …… 437
国际合作
先进中距空对空导弹 (AMRAAM)
AIM-120 …… 438
先进近距空对空导弹 (ASRAAM)
AIM-132 …… 442
联邦德国
毒蛇 (Viper) …… 444
美国
麻雀Ⅰ (Sparrow Ⅰ) AIM-7A …… 444
麻雀Ⅰ (Sparrow Ⅰ) AIM-7B …… 446
麻雀Ⅱ (SparrowⅡ) AIM-7C …… 447
麻雀ⅡA (SparrowⅡA) AIM-7D …… 448
麻雀ⅡB (SparrowⅡB) AIM-7E …… 450
麻雀ⅡB (SparrowⅡB)
AIM-7E-2 …… 452
麻雀ⅡB (SParrow) AIM-7F …… 453
麻雀ⅡB (Sparrow) AIM-7G/H …… 455
麻雀ⅡB (Sparrow) AIM-7M …… 455
猎鹰 (Falcon) AIM-4 …… 457
猎鹰 (Falcon) AIM-4A …… 457
猎鹰 (Falcon) AIM-4B …… 458
猎鹰 (Falcon) AIM-4C …… 458
猎鹰 (Falcon) AIM-4D …… 459
超猎鹰 (Super Falcon) AIM-4E …… 460
超猎鹰 (Super Falcon) AIM-4F …… 460
超猎鹰 (Super Falcon) AIM-4G …… 461
猎鹰 (Falcon) AIM-4H …… 462
核猎鹰 (Nuclear Falcon) AIM-26 …… 462
核猎鹰 (Nuclear Falcon)
AIM-26A …… 463
核猎鹰 (Nuclear Falcon)
AIM-26B …… 464
猎鹰 (Falcon) AIM-47A …… 464
响尾蛇 (Sidewinder)
AIM-9B …… 465
响尾蛇 (Sidewinder) AIM-9C、
AIM-9D …… 468
响尾蛇 (Sidewinder) AIM-9E …… 469
响尾蛇 (Sidewinder) AIM-9F …… 469

响尾蛇 (Sidewinder) AIM-9G …… 469
响尾蛇 (Sidewinder) AIM-9H …… 470
响尾蛇 (Sidewinder) AIM-9J …… 471
响尾蛇 (Sidewinder) AIM-9L …… 471
响尾蛇 (Sidewinder) AIM-9M …… 473
响尾蛇 (Sidewinder) AIM-9N …… 474
响尾蛇 (Sidewinder) AIM-9P …… 474
妖怪 (Genie) AIR-2A …… 474
鹰 (Eagle) …… 475
不死鸟 (Phoenix) AIM-54A …… 476
不死鸟 (Phoenix) AIM-54C …… 479
先进空对空导弹 (AAAM) …… 480
AIM-82A …… 482
敏捷 (Agile) …… 482
追蝠 (Seek Bat) XAIM-97A …… 483
手臂 (Brazo) …… 483
机载反卫星导弹 (ASAT) …… 484
南非
短刀 (Kukri) …… 488
日本
三菱 (Mitsubishi) AAM-1 …… 490
三菱 (Mitsubishi) AAM-2 …… 491
瑞典
萨伯 372 (Saab 372) …… 491
苏联
碱 (Alkali) AA-1 …… 492
环礁 (Atoll) AA-2 …… 493
阿纳布 (Anab) AA-3 …… 494
锥子 (Awl) AA-4 …… 495
灰 (Ash) AA-5 …… 496
毒辣 (Acrid) AA-6 …… 497
尖顶 (Apex) AA-7 …… 497
蚜虫 (Aphid) AA-8 …… 498
AA-9 …… 499
AA-XP-1 和 AA-XP-2 …… 499
意大利
阿斯派德 (Aspide) …… 500
以色列
蜻蜓Ⅰ (Shafrir Ⅰ) …… 502
怪蛇Ⅲ (Python Ⅲ) …… 504
英国
闪光 (Fireflash) …… 504
火光 (Firestreak) …… 506
红头 (Red Top) …… 507
近距空对空导弹 (SRAAM) …… 509
天空闪光 (Sky Flash) …… 510

第五部分　空对地导弹

战略空对地导弹

法国
中程空对地导弹 (ASMP) …… 519
美国
大猎犬 (Hound Dog)
AGM-28A/B …… 522
近程攻击导弹 (SRAM)
AGM-69A/B …… 524
亚音速巡航武装诱惑弹 (SCAD)
AGM-86A …… 528
空射巡航导弹 (ALCM) AGM-86 …… 529
先进巡航导弹 (ACM) …… 530
先进战略空射导弹 (ASALM) …… 530
近程攻击导弹Ⅰ (SRAM Ⅰ)
XAGM-131A …… 531
苏联
鳟鱼 (Kipper) AS-2 …… 532
袋鼠 (Kangaroo) AS-3 …… 534
厨房 (Kitchen) AS-4 …… 537
王鱼 (Kingfish) AS-6 …… 539
AS-11 …… 541
撑竿 (Kent) AS-15 …… 542
英国
蓝剑 (Blue Steel) …… 542

战术空对地导弹

阿根廷
翠鸟 (Martin Pescador) …… 544
巴西

长脚鹰 (Caracara) MAS-1 …… 545
法国
AS·11 …… 545
AS·12 …… 545
AS·20 …… 546
AS·30 …… 547
AS·30L …… 549
阿玛特 (ARMAT) …… 551
飞马座 (Pegase) …… 552
玛特拉激光制导炸弹 …… 554
国际合作
玛特尔 (Martel) AS·37/AJ168 …… 556
远程防区外发射导弹 (LRSOM) …… 558
低成本动力布撒器 (LOCPOD) …… 559
近程反辐射导弹 (SRARM) …… 559
集装箱式武器系统/可抛射子弹药的滑翔武器 (CWS/APACHE) …… 560
莫比迪克 (MOBIDIC) …… 562
联邦德国
大象 (Jumbo) …… 564
集装箱式武器系统 (CWS) …… 565
美国
小斗犬 (Bullpup) AGM-12 …… 566
鹌鹑 (Quail) ADM-20 …… 569
百舌鸟 (Shrike) AGM-45A/B …… 570
秃鹰 (Condor) AGM-53A …… 575
白星眼 (Walleye) AGM-62A …… 579
大黄蜂 (Hornet) ZAGM-64A …… 582
幼畜 (Maverick) AGM-65 …… 583
标准反辐射导弹 (Standard ARM) AGM-78 …… 587
大斗犬 (Bulldog) AGM-83A …… 590
高速反辐射导弹 (HARM) AGM-88A …… 592
GBU-15(V)模式化制导滑翔炸弹 (GBU-15 (V)Modular Guided Glide Bombs) …… 594
超音速战术导弹 (STM) …… 598
中程空对面导弹 (MRASM) AGM-109H/L …… 599
响尾蛇反辐射导弹 (Side ARM) AGM-122A …… 600
机长2 (SkipperⅡ) AGM-123A …… 602
AGM-130A/B/C …… 604
防空压制导弹 (ADSM) …… 606
低空布撒器 (LAD) …… 608
先进武器运载器一体化技术 (AWCIT) …… 611
宝石路激光制导炸弹 (PAVE WAY Laser-Guided Bombs) …… 611
瑞典
萨伯 (Saab) Rb05 …… 617
RBS70直升飞机自卫导弹 (Helicopter Self-Defence Missile) …… 619
苏联
鲑鱼 (Kelt) AS-5 反雷达型 …… 620
黑牛 (Kerry) AS-7 …… 621
AS-8 …… 622
飞镖 (Kyle) AS-9 …… 623
克伦 (Karen) AS-10 …… 623
投球手 (Kegler) AS-12 …… 623
小锚 (Kedge) AS-14 …… 623
以色列
鲁兹-1 (LUZ-1) …… 624
英国
空射反辐射导弹 (ALARM) …… 624

第六部分 反舰导弹

舰对舰导弹
巴西
SM-70 …… 633
法国
SS·11M 和 SS·12M …… 633
飞鱼 (Exocet) MM38 …… 634
飞鱼 (Exocet) MM40 …… 643
MM-15 …… 647
国际合作

奥托马特Ⅰ(Otomat Ⅰ) …… 647
奥托马特Ⅱ(Otomat Ⅱ) …… 652
先进舰对舰导弹Ⅱ (ASSM Ⅱ) …… 657
超音速反舰导弹 (ANS) …… 658
美国
标准反辐射导弹 (Standard ARM) …… 660
捕鲸叉 (Harpoon) RGM-84A …… 661
战斧 (Tomahawk) BGM-109B …… 665
127毫米炮射导弹 (5 In Gun-Launched Missile) …… 667
南非
斯科骠恩 (Skorpioen) …… 669
挪威
企鹅1 (Penguin 1) …… 670
企鹅2 (Penguin 2) …… 673
瑞典
罗伯特 (Robot) 315 …… 674
Rb-08A …… 676
RBS-15M …… 679
超音速 (Supersonic) RBS-15 …… 681
苏联
扫帚 (Scrubber) SS-N-1 …… 682
冥河 (Styx) SS-N-2A …… 684
沙道克 B(Shaddock) SS-N-3B …… 687
海妖 (Siren) SS-N-9 …… 689
SS-N-10 …… 691
SS-N-11 (SS-N-2B) …… 691
沙箱 (Sandbox) SS-N-12 …… 694
SS-N-19 …… 695
SS-N-22 …… 697
意大利
海上凶手Ⅰ (Sea Killer Ⅰ) …… 699
海上凶手Ⅱ (Sea Killer Ⅱ) …… 700
海上凶手Ⅲ (Sea Killer Ⅲ) …… 704
水手 (Mariner) …… 707
奥托马赫2 (Otomach 2) …… 709
以色列
迦伯列Ⅰ(Gabriel Ⅰ) …… 709
迦伯列Ⅱ(Gabriel Ⅱ) …… 711
迦伯列Ⅲ(Gabriel Ⅲ) …… 713
迦伯列Ⅳ(Gabriel Ⅳ) …… 716
英国
舰射海鹰 (SL Sea Eagle) P.5T …… 717
舰射海鸥 (SL Sea Skua) …… 717

空对舰导弹

法国
AS·12 …… 720
飞鱼 (Exocet) AM39 …… 720
AS-15-TT …… 723
国际合作
空射奥托马特 (Air-Launched Otomat) …… 727
空射超音速反舰导弹 (Air-Launched ANS) …… 729
企鹅2-7 (Penguin MK 2 Mod 7) …… 730
联邦德国
鸬鹚Ⅰ(Kormoran Ⅰ) …… 731
鸬鹚Ⅱ(Kormoran Ⅱ) …… 735
美国
小斗犬 (Bullpup) AGM-12 …… 737
主动标准导弹 (Standard Active) RGM-66F …… 737
捕鲸叉 (Harpoon) AGM-84A …… 738
海军幼畜 (Maverick) AGM-65F …… 743
挪威
企鹅3 (Penguin 3) …… 744
日本
ASM-1 …… 747
ASM-2 …… 749
瑞典
萨伯04 (SAAB 04) …… 749
RBS-15F …… 751
苏联
狗窝 (Kennel) AS-1 …… 752
鲑鱼 (Kelt) AS-5 …… 754
直升机空对舰导弹 (Helicopter Air-to-Ship Missile) …… 757

意大利
爱吐斯 (Airtos) …… 757
火星Ⅰ (Marte Ⅰ) …… 759
火星Ⅱ (Marte Ⅱ) …… 763
以色列
迦伯列Ⅲ A/S (Gabriel Ⅲ A/S) …… 765
英国
恶妇 (Hellcat) …… 768
海鸥 (Sea Skua) …… 769
海鹰 (Sea Eagle) P.3T …… 772
超音速海鹰 (Supersonic Sea Eagle) …… 775

岸对舰导弹

法国
飞鱼 (Exocet)MM38 岸对舰导弹 …… 776
飞鱼 (Exocet)MM40 岸对舰导弹 …… 776
AS-15-TT 岸对舰导弹 …… 778
国际合作
奥托马特 (Otomat) 岸对舰导弹 …… 781
挪威
企鹅 (Penguin) 岸对舰导弹 …… 784
瑞典
Rb-08 …… 787
RBS 15 G …… 787
海尔法 (Hellfire) 岸对舰导弹 …… 788
日本
XSSM-1 …… 789
苏联
萼片 (Sepal) SSC-1B …… 790
萨利士 (Salish) SSC-2A …… 791
幼鲑 (Samlet) SSC-2B …… 792
SSC-3 …… 794

潜对舰导弹

法国
飞鱼 (Exocet) SM39 …… 796
美国
捕鲸叉 (Harpoon) UGM-84A …… 800
战斧 (Tomahawk) BGM-109 B 潜对舰导弹 …… 804
远程两用导弹 (LRDMM) …… 809
瑞典
RBS-15 潜对舰导弹 …… 810
苏联
沙道克A (Shaddock) SS-N-3A …… 811
SS-N-7 …… 814
海妖 (Siren) SS-N-9 潜对舰导弹 …… 816
沙箱 (Sandbox) SS-N-12 潜对舰导弹 …… 816
SS-N-13 …… 817
SS-N-19 潜对舰导弹 …… 818
SS-NX-24 …… 820
英国
水下发射导弹 (USGW) …… 820

反潜导弹

澳大利亚
伊卡拉 (Ikara) …… 823
法国
玛拉丰 (Malafon) …… 826
国际合作
布拉尼克 (BRANIK) …… 829
美国
阿斯洛克 (ASROC) RUR-5A …… 829
萨布洛克 (SUBROC) UUM-44A …… 836
海长矛 (Sea Lance) …… 840
苏联
FRAS-1 …… 845
石英 (Silex) SS-N-14 …… 847
SS-N-15 …… 849
SS-N-16 …… 850

第七部分 反坦克导弹

阿根廷
玛珞哥 (Mathogo) …… 855

澳大利亚
马尔卡拉 (Malkara) …… 855
法国
SS·10 (Nord 5203) …… 856
安塔克 (ENTAC) MGM-32A …… 859
SS/AS·11 SS·11B1 …… 861
阿尔朋 (Harpon)…… 864
SS/AS·12 (SS·12M) …… 866
阿克拉 (ACRA) …… 869
短程反坦克导弹 (ACCP) …… 871
独眼巨人 (Polyphéme)…… 875
国际合作
米兰/米兰 2 (MILAN/
MILAN 2) …… 876
霍特 (HOT) …… 881
阿特拉斯 (ATLAS)…… 885
蚊 (Mosquito) …… 887
催格特 (TRIGAT) …… 888
联邦德国
柯布拉 (Cobra) BO-810…… 891
柯布拉 (Cobra) 2000 …… 894
曼姆巴 (Mamba) …… 897
美国
橡树棍 (Shilleagh) MGM-51A…… 898
龙 (Dragon) FGM-77A…… 902
陶 (TOW) BGM-71 …… 906
"陶改"(TOWI) BGM-71A …… 910
铜斑蛇 (Copperhead)…… 911
海尔法 (Hellfire) AGM-114A …… 916
沃斯普 (WASP) …… 921
突击破坏者 (Assault Breaker) …… 924
联合战术导弹系统 (JTACMS)…… 929
坦克破坏者 (Tank Breaker)…… 930
超高速导弹 (HVM)…… 932
末制导反装甲迫击炮弹 (GAMP) …… 936
光纤导弹系统 (FOGMS)…… 937
斯达夫 (STAFF) …… 939
萨达姆 (SADARM) …… 942
末制导反坦克武器系统 (AIFS) …… 944
日本
64式马特 (KAM-3D) …… 945
重型马特 (KAM-9) …… 948
瑞典
斑塔姆 (Bantam) BS-53 …… 950
比尔 (BILL) RBS-56 …… 952
斯特勒克斯 (Strix) …… 954
苏联
甲鱼 (Snapper) AT-1…… 956
蝇拍 (Swatter) AT-2…… 957
萨格尔 (Sagger) AT-3 …… 958
萨格尔改进型 (Sagger) AT-3C …… 963
塞子 (Spigot) AT-4 …… 967
拱肩 (Spandrel) AT-5 …… 968
螺旋 (Spiral) AT-6 …… 969
西班牙
宝剑 (Toledo) …… 970
意大利
鹞 (Sparviero) …… 972
马福 (MAF) …… 973
以色列
玛帕斯 (Mapats) …… 974
哨兵 (Picket) …… 978
英国
警惕 (Vigilant) …… 980
旋火 (Swingfire)…… 983
军刀 (Sabre)…… 987
米林 (Merlin) …… 989

附录 1　弹道导弹性能数据简表…… 992
附录 2　巡航导弹性能数据简表……1006
附录 3　面对空导弹性能数据简表……1014
附录 4　空对空导弹性能数据简表……1038
附录 5　空对地导弹性能数据简表……1054
附录 6　反舰导弹性能数据简表……1070
附录 7　反坦克导弹性能数据简表……1098
附录 8　导弹名称索引……1112

世界导弹发展概览

导弹自第二次世界大战问世以来，经过四十多年的发展，各方面均发生了巨大的变化。在当今的军事武库中，导弹已成为一种种类繁多，用途广泛的精导武器。

目前，世界上能自行研制导弹的国家有20个，装备导弹的国家和地区多达90个左右。研制的导弹种类繁多，按本书分类，包括执行战略作战任务的弹道式战略地对地和潜对地导弹，空射、陆射和海射巡航导弹，反导弹导弹和执行战术作战任务的弹道式战术地对地导弹，空对地导弹，面对空（包括地对空和舰对空）导弹，空对空导弹，反舰（包括岸对舰、舰对舰、潜对舰和空对舰）导弹，反潜（包括潜对潜、舰对潜）导弹，反坦克（包括地面和机载）导弹等多种不同类别。据不完全统计，四十多年来，各国提出和研制的各类导弹（包括改进型），总数共有590 种左右，除近190 种已经淘汰和退役外，目前正在研制、生产、服役的约400 种，其中服现役的有300 多种，正在研制和生产的约100 种。在研制导弹的20个国家中，导弹种类最全，生产数量最多，出口量最大的四个国家是美、苏、法、英，现有导弹的78％是它们研制的。导弹的需求量正日益增加，1985年的贸易总额已达200 亿美元左右；战术导弹是导弹市场的主体，约占年度采购总额的70—80％。

尽管各类导弹的发展规模和更新换代的时间顺序互不相同，但是，从导弹武器对科学技术和工业水平的依存关系和战争需要对导弹发展的刺激和支配作用来看，各类导弹的发展大致都可以分为四个既有联系又互有区别的共同发展时期：早期发展时期、大规模发展时期、改进提高时期、全面更新时期。

二次世界大战后，从1945年至五十年代初的朝鲜战争期间，导弹处于战后早期发展时期。各国从德国V—1、V—2 在二次世界大战后期的参战情况，看到了导弹在未来战争中的作用。美国、苏联、瑞士、瑞典等国，在战后不久，便恢复了自己在二次大战期间已经进行的导弹研究活动。英、法两国，在医治好战争创伤之后，分别于1948和1949年重新开始了导弹的研究工作。苏美两国对导弹的基础理论和关键技术开展了全面研究，利用德国V—1 和V—2 的研制经验，开始了新的导弹研制和试验工作，积累了自己的导弹设计和生产经验。在美国，从1945年开始，先后曾提出过十几种制导系统研究方案，进行了各种制导原理的理论和试验研究；对各种喷气推进技术开展了全面的理论分析和试验；进行了超音速空气动力学、气体动

力学、高能化学和燃烧理论以及再入大气层技术的理论研究；建立了大型超音速风洞和火箭试验靶场，积累了丰富的导弹飞行试验资料。到1953年为止，除了在朝鲜战争后期，美国曾使用过用退役旧飞机改装的电视遥控导弹和无线电控制炸弹外，其它国家的导弹，大都还没有装备部队。导弹早期发展时期的历史作用是，为导弹进入大发展时期，贮备了力量，奠定了基础，创造了必要的技术条件。

（一）

从五十年代初开始，导弹进入了大规模发展时期。在这段时间里，导弹武器的类别、型号、数量、研制国家、生产规模、投入的资金和人力等等诸方面均有很大的发展和变化。美、苏、英、法和瑞士、瑞典等国在战后至五十年代初提出的各种导弹型号，大都在这段时间里相继研制成功；我们今天所熟知的一些导弹类别，诸如：陆射和潜射洲际弹道导弹、远程战略巡航导弹、地对空和舰对空导弹、空对空导弹、空对地导弹（包括反雷达导弹）、反舰导弹、反坦克导弹、反潜导弹乃至反导弹导弹，均在这个时期开展了全面研究，并相继出现。研制导弹的国家日渐增多，除了上述国家，联邦德国在1955年着手了有线制导“眼镜蛇”反坦克导弹的研制工作，1958年至1959年与法、意、英等国合作，开创了联合发展导弹的新方式；日本则早在1954年就着手研制导弹；澳大利亚1951年与英国合作开始了“马尔卡拉”反坦克导弹的研究工作；加拿大在1951年着手了空对空导弹的发展，1959年又与美国合作，取得了“波马克”防空导弹的生产权；挪威从1960年开始，在联邦德国和美国的帮助下，着手反舰和反潜导弹的研制。

据现有资料统计，到1961年为止，各国研制的各类导弹型号总数为180多种。其中，美国研制了77种；苏联的研制工作，从公开报道的资料中可以查到的，至少有35种；法国研制了42种；英国也研制了14种。

由于各国的经济实力，科学技术水平，战争理论和作战思想互不相同，因而其导弹武器的研制类别，发展重点，甚至同类导弹的性能特点，技术途径均有很大差别。在这个时期，美国没有发展专用反舰导弹，反坦克导弹也只研究了一种。自从1955年美国决定重点发展洲际弹道导弹之后，战略巡航导弹从1958年开始被射程较远、有效载荷较大、精度较高、可靠性较好的弹道导弹所取代；1961年“北极星”导弹水下发射试验成功，使美国在潜射弹道导弹上走在前面。

苏联对各种陆基导弹都进行了研究，而且先于美国于1957年8月26日首先宣布洲际导弹试验成功，10月4日又成功地将世界上第一颗人造卫星送入太空。另一方面，五十年代苏联海军的主要作战思想是协同陆军进行近海防御作战，比较重视反舰导弹的研究，发展了多种岸舰、舰舰和空舰导弹，因而成为这个时期拥有反舰导弹型号和装备数量最多的国家。

英国首先发展了地对空和空对空导弹，继而发展中程弹道导弹和空对地导弹。

法国将发展重点放在反坦克导弹及防空导弹上。由于采取了专业化的发展方式，在设计和生产反坦克导弹方面取得了较大成绩，其生产的SS·10和SS·11反坦克导弹销路很广，美国也放弃了本国发展计划转向法国订货。五十年代末，又与联邦德国、意大利等国搞技术合作，成为西方的一个主要导弹出口国。

在大规模发展时期，战略导弹的有无问题已经解决，各种战术导弹均已开始装备部队，科学技术比较先进的12个国家都已研制了自己的导弹，导弹的型号、数量已达到相当规模，国际合作组织已开始建立，导弹贸易市场已开始逐步形成。

（二）

大约从1962年开始，导弹进入了改进性能、提高质量发展时期，其原因是：

五十年代研制的各类导弹，受当时科学技术水平限制，普遍的缺点是：精度较低，结构笨重，体积较大，可靠性差，造价较贵，必须作较大的改进才能满足战争需要；

六十年代发生的越南战争和第三次中东战争对导弹性能提出了若干新的要求；

目标性能有了新的变化，按原先的目标特性设计的导弹已难以对付；

新的作战任务要求有新的导弹才能达到预期的作战目的；

科学技术的进步，工业水平的提高，已允许对导弹性能作进一步改进和提高。

对导弹性能进行改进的重点是：提高制导系统的精度和抗干扰能力，改进发动机的性能和安全性，减少导弹外形尺寸和结构重量，提高各分系统的可靠性和零部件加工质量，延长导弹使用寿命和存放期，降低制造成本。随着微电子技术的进步，制导系统开始用微电子固体器件和集成电路代替电子管和普通器件；高能固体复合推进剂的研究成功和新型耐温耐冲蚀材料的出现，为发动机从液体火箭向全固体化过渡创造了有利条件；许多零部件开始用造价低，而性能优越的非金属材料代替了昂贵的特种金属；新的超精密机加工和非机加工工艺既提高了零部件加工质量，又提高了生产效率。战术导弹经过上述几方面的改进后，其性能有了明显提高。洲际导弹，在美国由于固体火箭、高比威力的热核弹头、惯性制导、固态电子元件、小型弹用计算机、再入大气层技术和多弹头分导技术在相隔不太长的时间内相继研制成功，为性能更高的固体洲际导弹的出现创造了必要条件。苏联也用可贮存推进剂代替了低温液体推进剂，改用地下井发射，增加了弹头突防装置，部分导弹改装有集束式多弹头，使突防能力和生存能力均有了明显提高。

洲际导弹实用化的结果，促进了反导技术的发展和反导弹导弹的出现，美国从1955年研制反导弹武器以来，到1967年为止，先后曾研制过三种反导弹系统，1969年3月又宣布开始研制新的“卫兵”反导系统。苏联的“橡皮套鞋”反导弹导弹，

1964年就出现于莫斯科的红场阅兵中，1969年前后则正式部署于莫斯科周围。由于拦击洲际导弹所需的技术水平比洲际导弹本身还要高，因此建立在六十年代技术水平基础之上的反导弹系统，在性能上一般难以满足实际作战需要。为了实现威慑力量平衡，美苏两国在继续改进洲际导弹摧毁能力的同时，均按照“确保互相摧毁”战略，把这一时期战略武器的研制重点放到如何改进突防能力和提高生存力上。

反舰导弹在六十年代初期还没有提到西方国家的议事日程上来，1967年埃及在第三次中东战争中，用苏制“冥河”导弹一举击沉以色列“埃拉特”号驱逐舰后，震动了西方各国，促使法国和美国加快了其反舰导弹的研制进程。1982年马岛战争中，法国设计的“飞鱼”击沉了英国的谢菲尔德舰，显示了他们在这方面努力的成果。近两年在巴黎和伦敦航空展览会上，又陆续展出了一些超音速反舰导弹的模型，表明今后的发展方向是超音速掠海飞行。飞机和导弹超低空突防能力的提高，使研制低空防空导弹提上了日程；轰炸机速度和电子对抗能力的提高，战斗机和战斗轰炸机的机动性和火力的增强，全天候作战能力的改进，入侵方式的变化，推动着面对空和空对空导弹频繁地进行改型和性能更新；坦克性能和装甲防护能力的改进，促使反坦克导弹不断改进其破甲威力和制导精度。

因此，在改进提高时期里，导弹的发展和变化可以概括为两个方面：一是一些国家根据战争需要加强或补全了自己过去缺少的导弹类别；一是各类导弹均进行了多次改型，性能上大都有明显提高。然而，由于这些改进大都是在没有打破原有导弹基本结构的前提下进行的，因而其性能提高的幅度是有限度的。

（三）

七十年代以来，导弹进入了全面更新时期。国际形势的变化，战争的刺激，导弹需求量的不断增加都要求各主要导弹生产国家加快导弹的更新换代速度，以更先进的产品投入国际竞争。

自行研制或生产导弹的国家越来越多，对导弹，特别是战术导弹的需求量越来越大。到八十年代初为止，能自行研制或生产导弹的国家和地区已达20个。巴西、阿根廷、西班牙、埃及、以色列、印度、南非等国都相继加入了自行研制或生产导弹的国家行列；近90个国家装备有自己研制或从别国购买的导弹；由法、英、意、联邦德国等多国组成的国际合作组织已成为一支重要的导弹竞争力量；一些经济上不十分富裕的中、小国家，大都根据自己国家的经济实力和科学技术能力，或者采购技术先进国家制造的导弹，或者按自行研制与技术引进相结合的原则，发展符合自己国策需要的导弹；美国和北约诸国，开始了按合作研制与相互引进相结合的办法来发展共同需要的导弹。

从1972年5月开始，苏美举行了两次战略武器会谈，达成了一些关于限制战略

武器数量的具体协议；战略导弹也随之从数量竞争转到了以质量竞争为主的新阶段；美国加快了其战略力量的更新速度，巡航导弹被作为进行战略导弹质量竞争的新手段，在美国重新得到大力发展；洲际弹道导弹进入了生存能力和进攻能力都需尽快提高的新的时期，具有更高命中精度和生存能力的陆地机动式洲际弹道导弹已成为美苏新一代洲际导弹的发展重点。

战术导弹出现大范围内更新换代的新局面。统计表明：在目前世界各国使用的各种战术导弹中，只有不足35％是六十年代装备的；约45％，是七十年代重新装备的；近20％是七十年代初提出研制，七十年代末至八十年代初开始装备的。后两者加在一起，约占全部现役导弹的65％。相比之下，在这段时间里，几种以攻击活动目标为主的导弹，如反舰导弹、反坦克导弹和反飞机用的防空导弹和空对空导弹，发展得较为迅速，约占七十年代以来装备和研制的各类战术导弹的80％以上。

各类导弹都出现了一些足以代表本类导弹发展方向的新型号。象弹道导弹中的“SS—20”、“潘兴”Ⅱ、“MX”；巡航导弹中的“AGM—86B”和“战斧”系列；防空导弹中的“罗兰特”、“响尾蛇”、“爱国者”、“宙斯盾”、“海狼”；空对空导弹中的“不死鸟”，“魔术R550”；反舰导弹中的“飞鱼”系列和“捕鲸叉”系列；反坦克导弹中的“海尔伐”和“AT—6”。尽管这些导弹的作战任务和具体的战术技术性能互不相同，但是它们的共同特点是：都考虑了如何在复杂的光电对抗和火力对抗条件下保持高的机动性、生存能力和杀伤能力问题。因而，较集中地反映了导弹武器的一般发展方向。在未来战争中，不同类型导弹的互相抗衡是导弹武器的一个必然发展趋势。

导弹武器的设计思想和研究方法有了新的发展，各技术先进国家均开始按系统科学的理论和方法来考虑整个导弹武器系统的军事经济效益问题；计算机科学已开始广泛应用于导弹武器研制的各个环节；为了解决好导弹性能、成本、数量与不断发展的科学技术之间的复杂依存关系，使导弹武器不断得到发展和更新，美国和北约提出了按模式化多用途思想发展先进导弹的新原则，并广泛采用了“预埋改进技术”。从美国按多用途思想发展的五种先进导弹“爱国者”、“宙斯盾”、“不死鸟”、“捕鲸叉”、“战斧”的实际性能可以看到，这种新的设计思想对减少导弹型号数量，缩短更新换代周期，降低制造成本，吸收新技术，简化部队的使用维修和后勤管理手续较为有利。

新的科学技术，特别是新制导技术在导弹武器上的及时应用，加速了导弹武器更新换代的速度。现代控制论和信息论的研究成果，为某些机动性较大的导弹制导系统的设计提供了新的理论依据；微电子技术和微型电子计算机的日臻成熟，为捷联式惯导和数字控制技术的应用创造了有利条件；红外成像、激光和毫米波制导技术的研究成功，将使许多导弹具有自动寻的能力。这种“发射后不管”的导弹系统，既减轻了战斗人员的工作繁重性，又有助于提高发射平台在复杂多变战场中的生存力。对于静止目标，地形匹配、景象匹配和雷达区域相关制导技术，已使巡

航导弹和中程弹道导弹的命中精度达到20—30米。

（四）

经过四十多年的研究和发展，战略导弹已成为苏美两国实现威慑力量平衡，确保互有把握摧毁的有力工具；战术导弹已成为各种战场武器中射程最远、命中精度最高、杀伤能力最大、最难进行有效防御的一种精导武器。由于在导弹上集中使用了许多现代科学技术的最新研究成果，因此，在当前，它既是衡量一个国家军事科学技术综合发展能力的重要尺度，又是一个国家国防现代化程度的主要标志。

在现代战争中，导弹武器越来越发挥着重要作用。六十年代的越南战争和第三次中东战争，七十年代的第四次中东战争，八十年代的英、阿马岛战争、两伊战争和美、利两国近期在地中海锡德拉湾发生的武装冲突，都一再说明，在现代常规战争中，导弹已成为左右战场形势，决定战争胜负的一个重要因素。飞机的击落，坦克的摧毁，战舰的击沉都无一不是主要靠导弹来完成的。

导弹武器与其它武器的关系日益密切。在当代，设计任何一种性能精良的飞机、坦克和战舰，都必须把能否运载和防御导弹作为其性能抉择的一个重要因素；任何一种以这些武器作发射平台的导弹，都必须把能否适应这些武器的特殊作战环境要求，作为确定其战术技术性能指标的一个主要依据。导弹武器的发展，既受到其它武器性能的制约，又成为推动其它武器性能发生急剧变化的一种重要推动力。

各类导弹之间的横向关系正发生深刻的变化。具有双重作战使命的新型巡航导弹的出现，使传统的战略战术导弹划分界限变得不再十分明显；新型常规弹头和精确自寻的制导技术相结合的结果，使某些以往必须用战略导弹才能完成的作战任务，有可能用新的战术导弹去完成；各类战术导弹之间出现了在作战任务上相互交叉，结构设计上相互移植，重要的分系统相互通用的现象；远程制导炸弹、炮射导弹和武装诱饵弹的出现，使导弹与炸弹、火炮和无人驾驶飞机之间的界限有些变得模糊不清；巡航导弹和反舰导弹正成为防空导弹和空对空导弹的一个最新目标类别，而处在积极的攻守对抗研究之中；新的作战思想正使各类导弹在未来战争中的军事地位发生某些变化。

国际形势的变化，战争理论的演变，为导弹武器的发展指出了新的方向；科学技术的进步，工业水平的提高，为性能精良的新一代导弹武器的出现，准备了必要的物质和技术条件。为了满足未来空间化、信息化、智能化、电子化战场的需要，迎接射束武器的挑战，导弹正向所谓智能化、隐形化、精确制导化、微电子化的更高层次发展。

1986年8月

第一部分

弹道导弹

弹 道 导 弹

弹道导弹是导弹的一种，它除了一小段有动力飞行并进行制导的弹道外，全部沿着只受地球重力作用的椭圆弹道飞行。弹道导弹按作战使命分为战略弹道导弹和战术弹道导弹两类。战略弹道导弹携带核弹头，用于攻击敌方的各种战略目标，按射程又可分为洲际导弹（射程超过8000公里）、远程导弹（射程大于4000公里）和中程导弹（射程在1000公里以上）。弹道导弹是第二次世界大战后在德国V—2导弹的基础上发展的。美国、苏联、法国、中国等二十多个国家先后装备过的弹道导弹型号约60个，装备数量超过9000枚，其中现役弹道导弹型号接近30个，装备数量达5000余枚。

从二次大战后至五十年代末，美国和苏联在核弹头、大推力液体火箭发动机和制导控制技术方面取得了突破，研制出第一代战略弹道导弹。典型的型号有美国“雷神”中程导弹、“大力神Ⅰ”洲际导弹和苏联SS—5中程导弹、SS—6洲际导弹。这一代导弹使用液体推进剂，从地面发射，发射前要临时加注推进剂，发射准备时间长，生存能力低。弹头重1～3吨，命中精度为圆公算偏差4～8公里。战术技术性能不能满足作战使用要求。

从五十年代末到六十年代，一些国家研制出第二代导弹。液体导弹普遍采用可贮存推进剂以缩短发射准备时间。地对地导弹用地下井贮存和地下发射方式，使生存能力有了提高。美国在研制成重量轻的核弹头和固体火箭发动机之后，迅速把重点转向研制固体导弹。在解决了潜艇水下发射导弹的难题后又开始发展潜对地固体导弹。苏联研制固体导弹起步较晚，地对地和潜对地导弹主要采用可贮液体推进剂。法国在这一时期也开始研制地对地和潜对地固体导弹。潜对地导弹可利用潜艇水下机动的优点，有较高的生存能力，但导弹尺寸要受潜艇发射筒的限制，命中精度也比地对地导弹差。这一时期的主要型号有美国“大力神Ⅱ”、苏联SS—9液体导弹，美国“民兵Ⅰ”、苏联SS—13、法国S—2固体导弹以及美国“北极星A—1”、苏联SS—N—4、法国M—1潜对地导弹。第二代导弹在性能上已有显著的提高，成为有效的作战武器。至1967年美国已经部署陆基洲际导弹1054枚，潜对地导弹656枚；至1969年苏联装备了陆基洲际导弹1029枚，潜对地导弹169枚。

随着反导弹技术的发展，进攻性战略导弹遇到了突防问题。金属箔条和轻诱饵一类的突防装置在高空可以迷惑敌方防御雷达，但在进入大气层后易被识别。后来出现了突防效果更好的集束式和分导式多弹头。集束式多弹头只能攻击一个目标，且有可能被一枚拦截导弹全部摧毁。分导式多弹头可以攻击多个目标，不仅突防效果好，而且可以在不增加导弹数量的情况下增强威慑力量。于是到七十年代初，多弹头导弹，特别是分导式多弹头导弹获得了迅速的发展。美国部署了“民兵Ⅲ”陆基洲际导弹，“海神”和“北极星A—3”潜对地导弹，苏联装备了SS—18陆基洲际导弹和SS—N—8潜对地导弹。

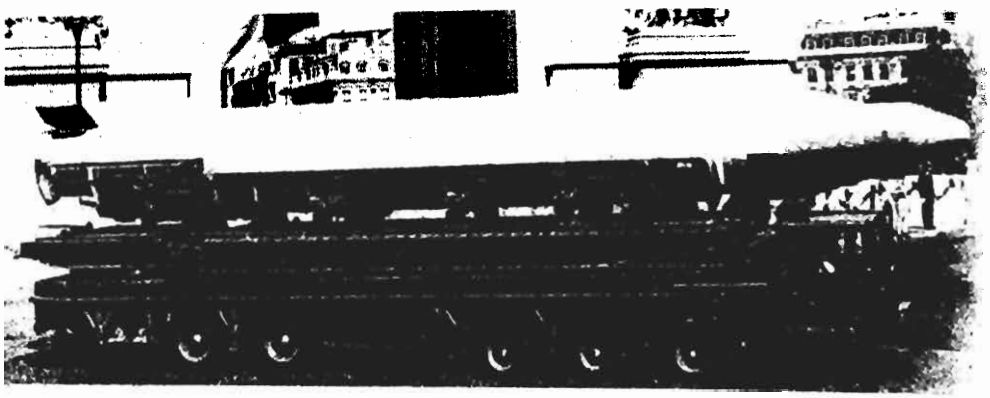
随着侦察能力和命中精度的显著提高、分导式多弹头导弹的大量装备，导弹生存能力问题就日益重要。从七十年代以来发展的地对地战略导弹，或加固地下井以提高生存能力，或改用陆地机动发射方式，导弹自身也作了加固。潜对地导弹大多装备分导式多弹头，射程和命中精

度均有提高。到九十年代，战略弹道导弹将由用加固地下井与陆地机动发射方式的小型洲际导弹、从加固地下井发射的大型洲际导弹和有洲际射程的潜对地导弹组成。这些导弹将采用新的制导系统，包括星光中制导和雷达相关末制导，命中精度约可达圆公算偏差100米。导弹可携带高性能的多弹头或机动弹头，由地下或空中能抗干扰且可靠的指挥控制系统控制导弹发射，生存能力和摧毁硬目标的能力高。进攻性战略导弹还将采取对抗新的战略防御系统的措施。业已提出的措施有：采用速燃发动机，使导弹在80公里高度以下关机；选用低弹道飞行方案；在助推级外表面喷涂抗激光材料或其他防护材料，以提高自身的防护能力；装备机动弹头；用多个小型母舱在导弹末级关机至100公里高度上释放大量子弹头和诱饵弹头，使防御系统难以有效地拦截；加固弹头；部署反卫星武器等。随着战略防御系统的发展，进攻性战略导弹将会采取有效的对抗措施以保持其效能。

战术弹道导弹可以装备核弹头或常规弹头，用于攻击敌方战役战术纵深内的重要目标，射程通常小于1000公里。战术弹道导弹经历了与战略弹道导弹相似的发展过程。五十年代发展的第一代导弹采用液体推进剂，系统复杂，射程有限，反应时间长，命中精度差。典型的型号如美国“红石”和苏联“飞毛腿A”导弹。六十年代后，美国战术弹道导弹改用固体导弹（如“潘兴Ⅰ”）或可贮液体导弹（如“长矛”）。苏联主要用可贮液体导弹。法国也开始研制“普吕东”固体导弹。这一时期的导弹在战术技术性能方面已有明显的提高，反应时间缩短到约15分钟，制导系统多用简易惯性制导或捷联惯性制导系统。七十年代以来，第三代战术弹道导弹获得发展。典型的型号有美国“潘兴Ⅱ”，苏联SS—21、SS—22、SS—23，法国“哈德斯”。这一代导弹全都使用固体推进剂，射程和命中精度都有所提高，有的导弹采用末制导，使精度达到圆公算偏差几十米。导弹的越野机动能力和作战使用的灵活性都显著地改善了。这使得战术弹道导弹除了能有效地执行战场和战区支援任务外，还能完成攻击部分战略目标的任务。

地对地战略弹道导弹

S－2



S－2 导弹

概　述

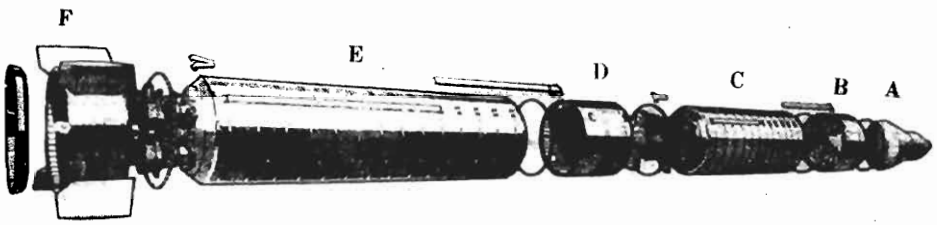
S-2 导弹是法国地对地固体中程弹道导弹，主承包商为法国航空航天公司。1960年开始研究，1965—1966年进行初样飞行试验，1967—1970年开始全面工程研制，1970年进行作战使用性能鉴定，1971年开始小批量生产并装备部队，1971和1972年各装备九枚。1980年6月和1982年各退役九枚。S-2 导弹由法国空军使用，每枚导弹（不包括弹头）的价格约为485万美元（1985年美元值）。

主要战术技术指标

射程	3000km	发动机	
命中精度（圆公算偏差）	约1 km	类别	固体火箭发动机
反应时间	200s（紧急时可压缩到71 s）	数量	2 台
弹长	14.8m	推进剂	聚氨酯
弹径	1.5 m	推力	第一级544.5 kN
起飞重量	31900 kg		第二级445.5 kN
弹头		工作时间	第一级72s
类别	核弹头		第二级50s
威力	150kt TNT 当量	推力向量控制	四个摆动喷管
制导	惯性制导	发射方式	地下井发射

导　弹

S-2导弹是两级固体导弹，主要由第一、二级发动机、级间段、仪器舱、弹头组成。第一、二级采用欧洲动力公司国营火药炸药公司研制的902和903型发动机，其装药分别重16000千克和10000千克，药柱内孔为多角星孔型。发动机壳体用马氏体时效钢制造，有4个摆动喷管，喷管喉衬用钨材料。仪器舱内安装惯性制导系统，用以控制导弹的飞行。导弹的姿态通过喷管的摆动进行控制。弹头为AN-52型核弹头，威力15万吨TNT当量。

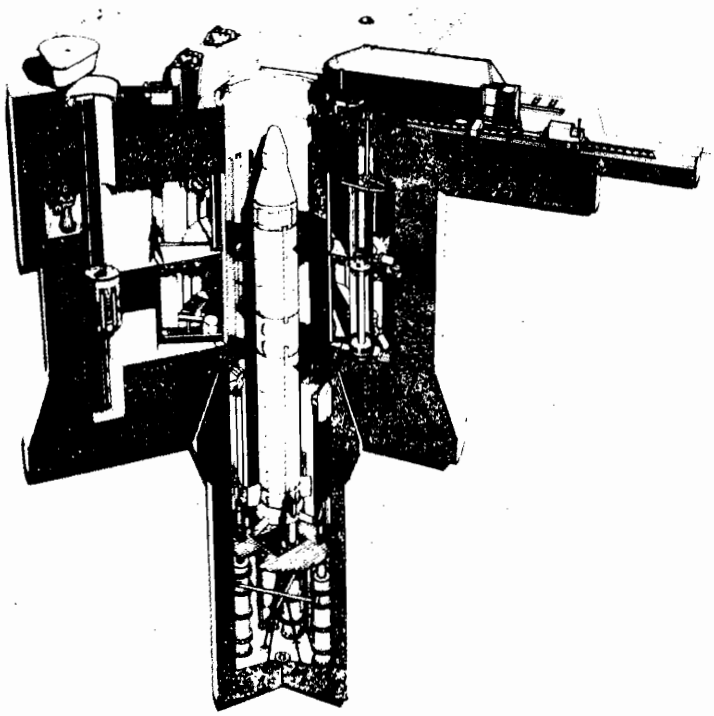


S-2导弹结构图

A．弹头　B．仪器舱　C．第二级　D．级间段　E．第一级　F．裙部

地面设备

S-2导弹平时贮存在无人看管的加固地下井中，地下井深30米，井内装有自动发射设备和伺服机构，导弹随时处于戒备状态。18枚导弹装备两个中队，部署在法国东南部阿尔比昂高原，第一中队在律斯特爱勒，第



导弹地下井剖视图

二中队在海拉内特，每个中队有9个地下井和一个控制中心，井与井之间的距离为3—6千米，控制中心通过通信网与战略司令部联络。控制中心接到发射命令后通过遥控方式将地下井井盖打开并发射导弹。

发展与改进

S-2导弹是法国第一代战略地对地导弹，它主要解决了战略导弹的有无问题，在性能上还有不少缺点，如弹头威力较小，生存能力和突防能力较差，射程较近，有效寿命较低等。1980—1982年逐步被性能更好的S-3导弹所取代。（文隆枝）

S－3

S-3导弹发射

概　述

S-3导弹是法国中程地对地弹道导弹，由法国航空航天公司承包研制。1973年提出设计方案，1974年开始研究，1977年进入飞行试验阶段，1979年进行作战性能鉴定并开始小批量生产。1980年装备部队九枚，取代一个中队的S-2导弹；1982年底又装备部队九枚，取代剩余的九枚S-2导弹。

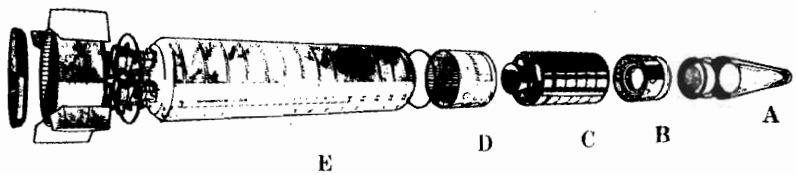
主要战术技术指标

射程		最小	2170km
最大	3500km	命中精度（圆公算偏差）	约1 km

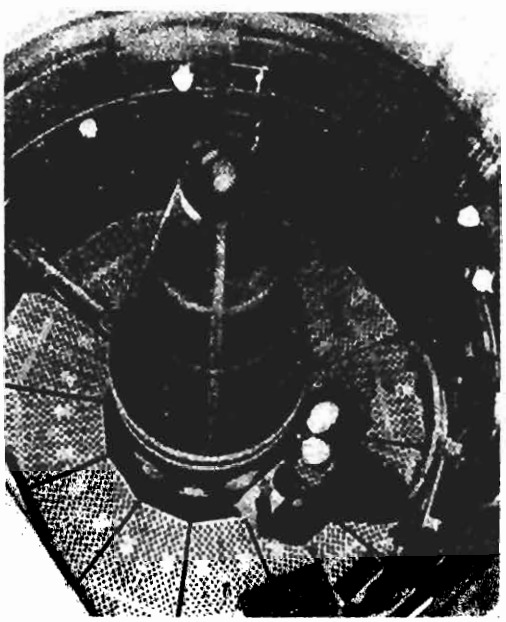
反应时间	约60s	数量	2台
弹长	13.8m	推进剂	聚氨酯
弹径	1.5m	推力	第一级 544.5 kN
起飞重量	25800kg		第二级 316.8 kN
弹头		工作时间	第一级 72s
类别	热核弹头		第二级 52s
威力	1.2 Mt TNT当量	推力向量控制	第一级 四个摆动喷管
制导	惯性制导		第二级 氟里昂液体二次喷射
发动机		发射方式	地下井发射
类别	固体火箭发动机		

导 弹

S-3导弹是S-2的改进型，但在整流罩、弹头、制导系统等方面与潜地导弹M-20相似。该导弹第一级发动机仍用S-2的第一级902型发动机。第二级采用潜地导弹的第二级里塔（Rita）Ⅰ发动机，均由欧洲动力公司国营火药炸药公司承包研制。里塔Ⅰ发动机壳体用玻璃纤维缠绕，内装6000千克聚氨酯固体推进剂。发动机采用固定单喷管，喉衬用热解石墨制造。发动机前端盖开有六个终止推力的反向孔。导弹采用惯性制导系统，通过四个喷射器向喷管中喷氟里昂液体进行推力向量控制。S-3携带一百万吨TNT当量的核弹头。弹头经过核加固并有突防装置。



S-3导弹结构图



S-3导弹地下井

地面设备

S-3导弹部署在经过加固的原S-2导弹地下井中，贮存期为十年。地下井加固后能抗百万吨级核弹头在离井500米的爆炸效应。其地面设备的改进包括用现代化设备和经过改进的系统，增加了可靠性，减少了维修费用。

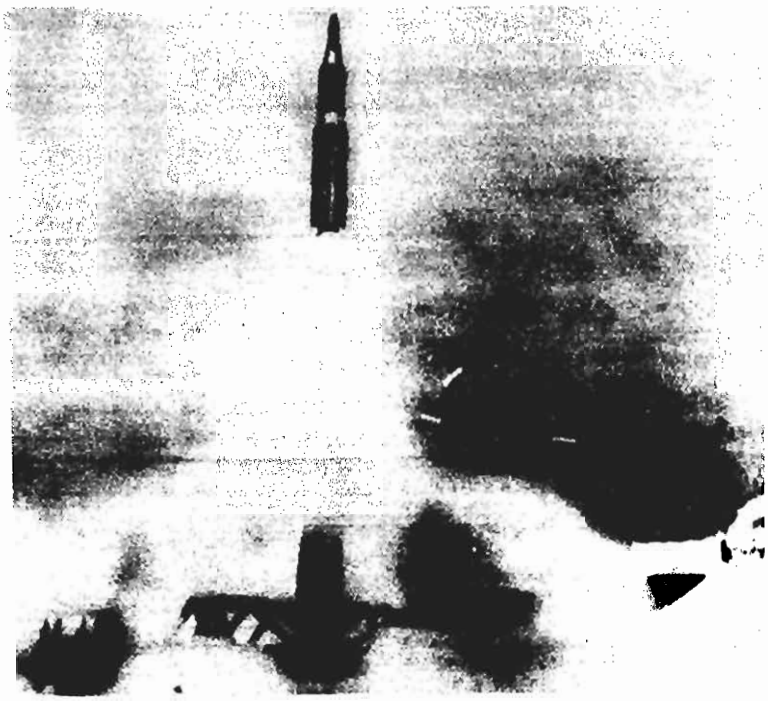
发展与改进

S-3导弹比S-2短而轻，而射程却有明显增加，弹头的TNT当量也由15万吨级增加到100万吨级。再入速度也比S-2大，精度和反应时间也有较大改进。此外，弹头采取了核加固措施，配有诱饵和反雷达识别装置，提高了抗核辐射与抗电磁波干扰的能力和突防能力。

但S-3导弹仍由固定的地下井发射，生存能力受到限制。预计到九十年代中期S-3导弹将被攻击能力与生存能力更强的S-4导弹取代。

（文隆枝）

S－X



S-X导弹发射示意图

概　述

S-X导弹是法国正在研制的陆基机动中程弹道导弹，由法国航空航天公司承包研制。1976～1977年进行预研，有可能在1993年正式服役。该导弹可在九十年代取代“幻影”式战略轰炸机。

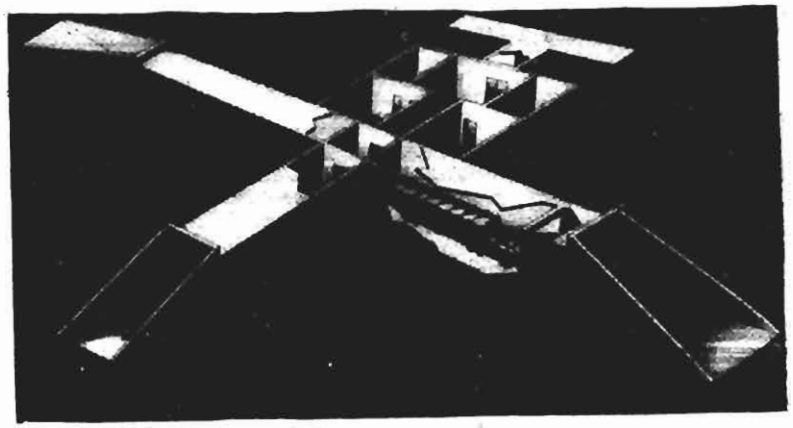
主要战术技术指标

射程	4000km	威力	200kt级单弹头
命中精度（圆公算偏差）	小于1km		或3×50kt级分导式多弹头
弹长	7～7.9 m	制导	惯性制导
弹径	1.5 m	发动机	固体火箭发动机
弹头		发射方式	地面车载机动发射
类别	单弹头或多弹头		

导　弹

S-X 导弹沿用 M-4 导弹的某些技术成果。在发动机、制导系统以及战斗部等方面均倾向于应用标准元件，直径大于 S-3 导弹，但仍可装备在阿尔比昂高原的地下井里。弹头可以是一个20万吨级TNT当量的单弹头，也可以是当量相当的分导式多弹头。因此，导弹的部署数量可以调整，例如，为了具有100个弹头的攻击力量，可部署33枚三个弹头的导弹，也可部署100枚单弹头的导弹。

该导弹将采用一些新技术，如新型推进剂、复合材料和小型电子设备等。

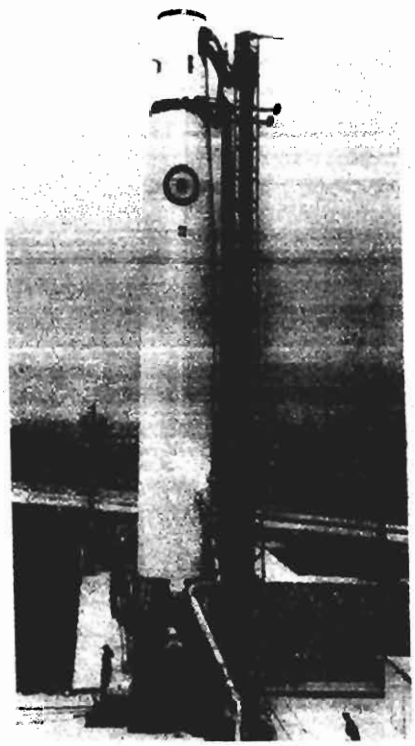


S-X 导弹运输发射车在掩体内的示意图

地 面 设 备

S-X 导弹采用地面车载机动发射方式，导弹放置在装有升降发射架的拖车上，平时在贮存基地待命，每个基地构筑若干个掩体。形势紧张时，再运送到预先勘测好的阵地发射。导弹发射车是五轴轮式运输—发射车，可在各基地之间活动，也能在全国的公路网上行驶。 （文隆枝）

雷神(Thor) SM-75



"雷神"导弹外貌图

概 述

"雷神"是美国地对地中程弹道导弹，武器系统代号WS-315A，导弹代号SM-75（PGM-17A），由美国空军研究与发展司令部所属的弹道导弹局拟定发展计划。主承包商道格拉斯飞机公司负责弹体制造、系统总装与地面辅助设备。为"雷神"武器系统生产电气和机械设备的厂家有17 000个。

该弹于1955年12月签订研制合同，1956年7月完成技术设计工作，1957年1月开始飞行试验，同年10月获得飞行试验的首次成功。1958年12月开始批量生产，1959年10月底交付使用，前后只花了四年左右时间。进展较快的主要原因有：（1）采用为"宇宙神"导弹研制的助推发动机、头锥和制导系统，缩短了周期；（2）配置专用生产线来加速试制生产进程；（3）导弹的研究试验、导弹基地的兴建、导弹部队的训练等同时进行。

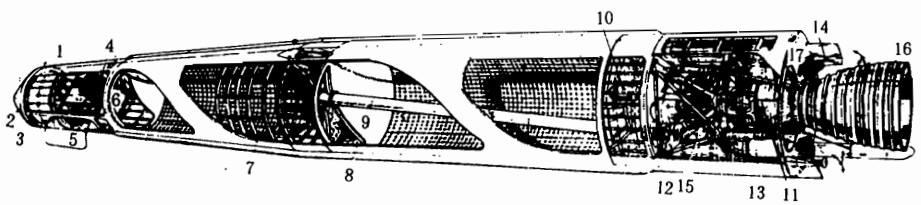
美国在"雷神"导弹方面的投资约为15亿美元（1958年美元值），每枚导弹单价约为75万美元（1958年美元值）。

从1958年开始，美国空军装备了五个"雷神"导弹中队，四个驻扎在英国，一个驻扎在土耳其。美国国内的卡纳维拉尔角和范登堡空军基地只设立"雷神"导弹发射场，用来试验和训练操作人员。"雷神"导弹于1963年4月退役，后用作运载火箭第一级。

主要战术技术指标

射程	最大3200km，最小2400km	重量	1800kg
命中精度	4～8 km	威力	1 Mt TNT 当量
反应时间	15min	制导	全惯性制导
可靠性	70～80%	发动机	
弹长	19.8m（包括整流罩）	类别	一台 LR-79主发动机，两台游动发动机
弹径	2.44m	推进剂	RP-1 煤油和液氧
起飞重量	49900kg	推力	667kN
弹头		工作时间	157 s
类别	MK-1	发射方式	地面发射

导　弹



“雷神”导弹结构图

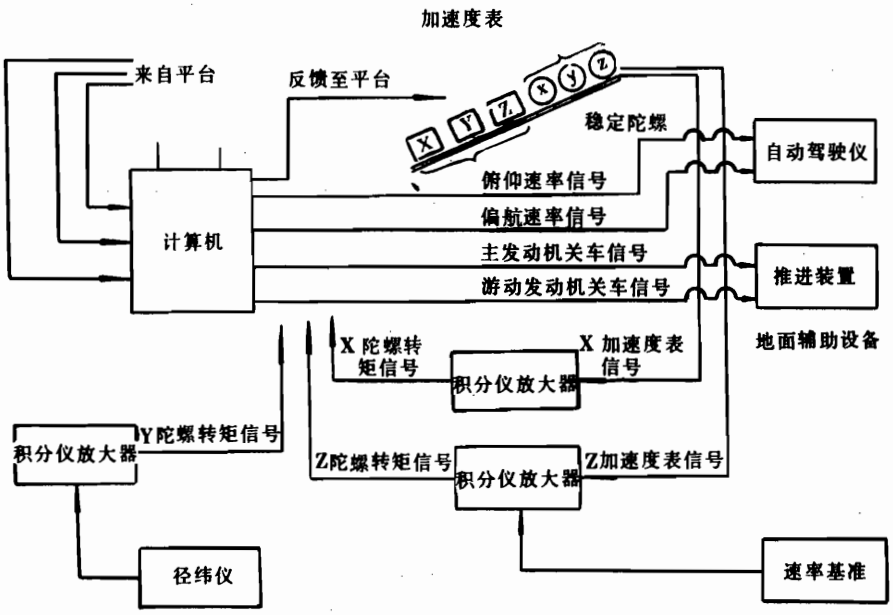
布局与结构　“雷神”是单级导弹。弹体为半硬壳结构，呈圆柱形，弹体蒙皮就是推进剂箱体的箱壁。燃料箱和氧化剂箱共长12米，约占导弹总长的 2 / 3 。弹体用八块 2.4×7.5 米的加强板连成圆筒形。尾段装一台主发动机和两台小型游动发动机。制导舱设在推进剂箱和头锥之间。导弹的主要结构材料为铝合金，共重5000千克左右。

“雷神”导弹的内部结构布局如图所示。战斗部装药（1）装在再入头锥（2）内，头锥通过三个爆炸螺栓（3）固定在火箭壳体的隔框上。惯性组件和反作用控制组件装在头锥的后托板上。仪器舱内装有惯性制导系统的稳定平台和陀螺加速度表（装在球形罩（4）内）以及计算装置（5）。仪器舱有用于检修仪器的舱口，舱口用舱门盖着。横梁（6）用于装托仪器设备（惯性平台）。燃料箱中的隔框（7）可作为防晃板。主发动机关机后，固体反向火箭（8）起动，使头锥与弹体分离。装有波纹管的绝热导管（9）用来向涡轮泵输送燃料。氮气瓶（10）用于燃料箱和氧化剂箱的增压。主发动机（11）燃烧室的头部球形铰接接头装在三角架（12）上，此三角机架固定在隔框上。铰接接头由止动螺栓固定。作动筒（13）可推动主发动机的燃烧室在偏航和俯仰平面上摆动，作动筒推杆的作用力通过连杆传给发动机。游动发动机（14）在弹道的主动段工作。主发动机关机后，游动发动机继续工作 7 秒，以便控制导弹的最后航向。液氧和煤油分别由各自的贮箱通过输送管进入涡轮泵（15）。涡轮泵的涡轮也利用主燃料箱的燃料工作。在起动涡轮泵时，为了使涡轮转动，首先将液氧和煤油从贮箱送入燃气发生器。煤油沿导管经涡轮泵进入通往发动机燃烧室的集流管内。发动机喷管由多根细管（16）相互焊接在一起并用箍固紧的管束式喷管。煤油在进入燃烧室前通过这些导管进行再生冷却。液氧由涡轮泵经导管输送到燃烧室内。六个支座（17）将导弹支承在发射架上。

动力装置　“雷神”导弹采用 LR-79型液体火箭发动机，由北美航空公司火箭达因分公司研制，推力为667千牛。该发动机包括上、下两个部分：上面部分——燃气发生器、涡轮泵和附件都固定安装在发动机架上；下面部分——燃烧室装在万向架上。燃烧室由纵向排列的300根直径为11毫米的耐热镍合金管制成。推进剂为液氧和 RP-1 煤油。主发动机两旁的管架上各安装一台游动发动机，游动发动机的燃烧室可偏转120°，以保证火箭

的滚动稳定。为了保证火箭的俯仰稳定，其偏转限度可达60°。游动发动机燃烧室为双壁式结构，用4130钢旋压而成。

制导与控制 “雷神”导弹的制导系统采用全惯性制导系统，由通用动力公司交流火花塞分公司研制，曾用于“马斯”巡航导弹和“天狮星Ⅰ”型导弹。其主要功能是：（1）精确校正自动驾驶仪提供的目标点；（2）确定主发动机关机时间；（3）控制两台游动发动机，以校正导弹的弹道；（4）在适当时机打开战斗部的保险装置。



制导系统方框图

整个系统可分为供电系统、测量装置、计算机和地面设备。供电系统包括两种主要能源：27伏直流和三相、115伏、400周交流。测量装置包括三个陀螺加速度表，这些加速度表不断测量导弹的加速度，以校正导弹的弹道。计算机把加速度表的输出与在地面预定的信号进行综合比较，发出使主发动机与游动发动机关机的信号。

弹头 采用通用电气公司的MK—1型热沉式头锥。锥角为105°，弧度半径约为300毫米，在过渡环上的锥体底部直径约为1.52米。锥体由铜合金制成。整个头锥外表面都经过研磨和抛光，具有极高的精确度和光洁度。

弹头的爆炸威力为一百万吨TNT当量。整个弹头（包括辅助系统和仪器在内）约重1800千克。

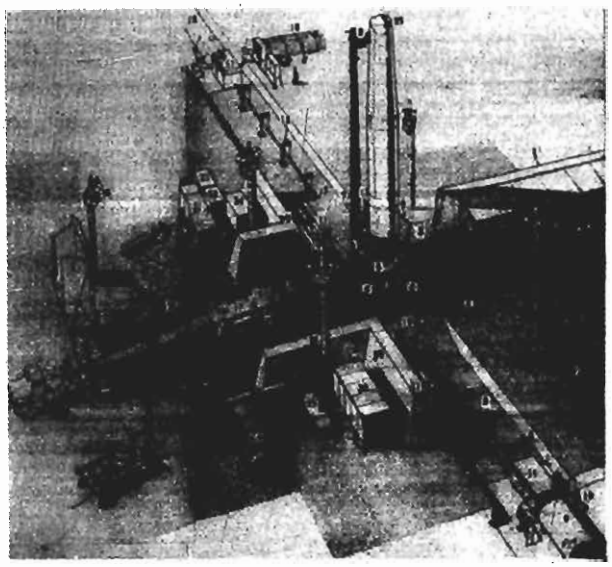
地面设备

“雷神”导弹的地面设备十分复杂，成本高，约占整个武器系统成本的87%。它包括：发射装置、发射控制设备、配电设备、电气设备、导弹测试设备、辅助测试设备及液压气动设备。除发射设备外，其他设备分装在六辆拖车上，并在拖车上进行工作。

“雷神”导弹采用重1.36吨的支撑式发射装置，发射装置由上下两部分组成，它们由钢材焊接而成。运至发射场后，将车轮卸下，并将其下半部用螺栓固定在发射台的混凝土基座上，然后，用起重机把发射装置的上半部放在下半部上，并用铰链固定。下半部装有液压传动装置，可以将起竖架与导弹一起从水平位置竖至垂直位置。

上半部的座板又作为发动机的喷气导流器，在导流器的四周有六个高约三米的支柱。支柱由两部分构成，

上半部铰接在下半部上，借助装在支柱下半部的液压传动装置调节上半部各支柱的相互位置。导流器上方有一凸台，其上装有固定导弹维护装置和构架式结构的塔柱。塔柱用来安装导管和电线，以便在导弹发射前给弹头和制导系统供气和供电。



1.导弹环境保护罩　2.保护罩滑轨　3.保护罩前部和门 4.发射—起竖架　5.上发射架　6.发射—起竖架操纵顶杆 7.脐带杆　8.通向制导系统和弹头的供气、供电线路　9.RP-1煤油贮罐与主输送管　10.RP-1煤油过滤器和脱水系统　11.阀门组　12.液氧贮罐和主输送管　13.能自由伸缩的液氧管吊架　14.氮气瓶车（输送燃料用）　15.氮气瓶车（输送液氧用）16.主输送管(从保护罩滑轨下面通过）　17.运输—起竖拖车　18.运输—起竖车定位楔　19.与上发射架连接的运输—起竖车尾端　20.后部驾驶员　21.前卡箍　22.铰接和脱开销　23.前支撑轮　24.弹头运输车　25.弹头　26.缩放式升降导轨　27.头锥环　28.弓形框架　29.高压液氮车　30.液压和气动拖车　31.电气设备拖车　32.供电分站　33.发射架电源组　34.空气调节拖车　35.用于液氧贮罐的真空泵运输车　36.近程经纬仪平台　37.升降工作台　38.装无影探照灯与扩音器的塔台　39.喷气流的防护墙　40.人行道

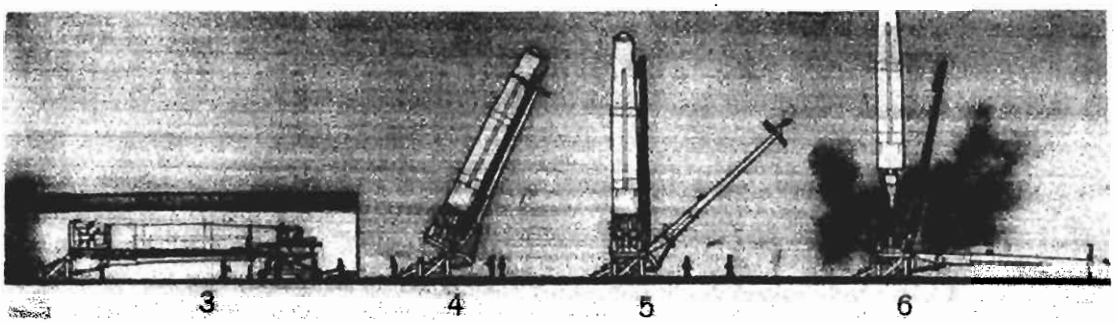
“雷神”导弹发射场的配置

作战使用

“雷神”导弹基地包括五个中队。每个中队有官兵约500 — 600人，配有15枚导弹和15个发射台，另有5枚作备份。每个中队包括5个发射场，每个发射场各有3枚导弹，3个发射台，发射台之间的距离为几百米。

导弹在技术阵地检查测试合格后，利用运输—起竖车将其运往发射场。其对接、起竖、发射过程如图所示：1.导弹置于运输—起竖车上。此时，导弹环境保护罩处在撤回位置，发射架竖立在发射位置。2.发射架倾斜并连到导弹上，运输—起竖车卸下车轮并连到发射架上。3.撤离运输—起竖架牵引车，将弹头运输车开来，对接弹头，然后起竖架顶杆与运输车底盘连接，连接脐带杆。4.在起竖架作动筒的推动下，运输—起竖架、脐带杆和导弹平稳地升至垂直发射位置，整个过程大约一分钟。5.当起竖架上卡箍脱离导弹后，运输—起竖托架摆下（仍与发射架底座相连），加注推进剂。6.起飞，当导弹离开发射架后，脐带杆精确地脱落。

导弹对接、起竖和发射过程（上图右与下图左相接）



发展与改进

“雷神”导弹退役后，继续用作运载火箭，并发展成为“雷神”系列运载火箭。它以“雷神”导弹为基础，下部捆绑固体助推器，顶部串联不同的上面级，前后发展过20多个型号，形成一个较完整的运载火箭系列。大致可分为“雷神—艾伯尔”、“雷神－艾伯尔星”、“雷神－牵牛星”、“雷神－博纳2”、“雷神－阿金纳”系列和“雷神－德尔塔”系列六种，其中，“雷神－德尔塔”系列火箭应用得最为广泛，发射成功率达95%左右。 （湘 言）

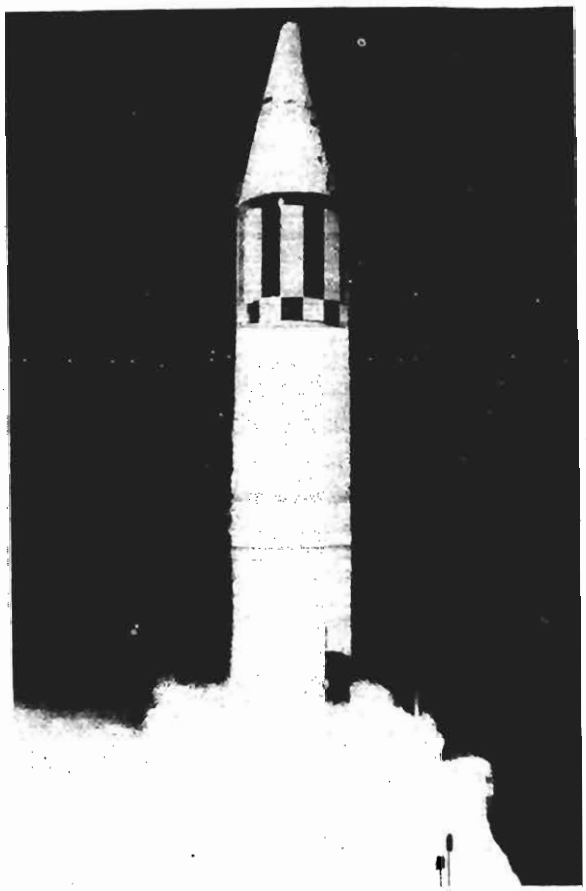
丘辟特(Jupiter) SM-78

概 述

“丘辟特”导弹是美国陆军弹道导弹局1955年秋在“红石”导弹基础上研制的，导弹代号SM-78（PGM-19A）。原计划供陆军和海军共用。后因舰艇上不易解决液体导弹的贮存、安全等问题，海军于1956年停止执行合作计划。同年11月，美国国防部决定由空军管理射程大于320千米的导弹，“丘辟特”导弹又转归空军负责研制。1957年3月开始飞行试验。1958年8月交付第一枚“丘辟特”导弹。但供作战使用的“丘辟特”导弹直到1959年1月才试验成功，同年3月开始部署。1963年4月退役。陆军弹道导弹局所属的红石兵工厂负责导弹样机生产，成批生产由克莱斯勒公司承担。克莱斯勒公司作为主承包商，又把分系统和地面设备分包给下述厂商：佛德仪器公司（制导系统）、北美航空公司（动力装置）、柯克电气公司（头锥）、水村兵工厂（发射架）、航空用品制造公司（燃料加注设备）、加姆拖车制造公司（电子检验车）。克莱斯勒公司只负责弹体生产、总装和维修装吊设备生产。1957年11月开始生产“丘辟特”导弹。到1958年底，每月生产五枚，每枚造价约100万美元。从导弹开始研制到进行试验为止，共投资两亿美元。

主要战术技术指标

射程	2400km	制导	惯性制导或无线电惯性混合制导
命中精度	4～8km	控制	摆动发动机
弹长	18.4m	发动机	
弹径	2.67m	类别	S-3型液体火箭发动机
起飞重量	48000kg	数量	主发动机一台，游动发动机两台
弹头		推进剂	RP-1煤油和液氧
类别	单个热核弹头	推力	657kN
重量	1500kg	发射方式	地面发射架发射
威力	1Mt TNT当量		



“丘辟特”导弹发射

导　弹

布局与结构　“丘辟特”导弹是单级液体导弹，弹体为半硬壳式结构，呈圆柱形，头部呈锥形。没有稳定尾翼，靠摆动发动机进行控制。整个弹体由前、中、后三个舱段组成。前段为仪器舱段，呈截锥形，用密封铆钉铆接，铆接后涂上一层密封涂料，然后焊接起来。在安装电子仪器前后，仪器部分需进行密封试验。中段为贮箱段，包括液氧箱和燃料箱，由八块7.62米长的5086型铝合金壁板经化铣达到1.4毫米厚度，在特种焊机上焊接而成。后段为尾部，用两根铝制大梁、十个铝隔框和2024型铝合金波纹状外蒙皮铆接而成。发动机吊装在承力梁上。由仪器舱引至发动机的导线敷设在有两层壁的铝制电缆管中。导弹各部件装配完成后，要进行总检查与试验，包括导弹电路的连续性、绝缘电阻、液体和气体系统的试验、响应试验、电效能试验和发动机、电动机部件的极性试验。

动力装置　动力装置开始采用火箭达因公司制造的S-3型再生冷却液体火箭发动机。其特点为：单燃烧室，泵压式输送系统，RP-1煤油和液氧推进剂，喷管直径1.07米，发动机总长3.597米，净重906千克，海平面推力657千牛，推进剂秒耗量249千克。后来改用重量较轻的S-3D型发动机（净重875千克）。发动机直径1.77米，高3.6米，燃料泵转速6000转/秒，比冲245秒。发动机装在液氧箱下面，燃料导管通过液氧箱，箱外设有电缆管道，结构较紧凑，起动和控制系统较简单。推进剂靠涡轮泵送入燃烧室。涡轮泵用过氧化氢蒸气驱动。两台游动发动机用于调节末速和控制导弹的滚动姿态。

制导和控制　早期采用无线电惯性混合制导系统，后改用惯性制导系统。制导系统的设计方案与“红石”导弹的相似，制导、控制、电子系统的许多部件都可互换。惯性制导系统由福特仪器公司设计和制造，包括气浮陀螺稳定的三自由度惯性平台、积分加速度表、模拟计算机和里昂纳德式调节器，总重203千克。里昂纳德式调节器用来使空气轴承的压力保持在88.26千帕之内。惯性平台采用内撑式常平架系统。陀螺加速度计等元件装在外面。

导弹无控制面、无尾舵。惯性制导系统敏感到偏差后，由伺服作动器推动发动机摆动，以产生控制力。制导和控制系统的电源为双电池组（20×PA 8型，28伏、8安；20×PA 15型，28伏、15安）。

弹头　弹头在弹体最前端，顶端半径小于36.6毫米，半角小于27°。头锥上装有一台游动发动机和四个喷嘴，用于使弹头在再入时旋转，使表面烧蚀均匀。头锥外部用酚基塑料防热。这种材料在800℃左右开始烧蚀。头锥内装热核装药。弹头重约1500千克，威力为100万吨TNT当量。

地面设备

地面设备包括验收维护用的测试和修理设备、弹头测试与搬运设备、护板，容积为22.711立方米的半自动液氧拖车、液氧—氮制造车、氮气拖车、工作台、发射架和通信设备等。

一个“丘辟特”导弹中队有五个发射场和一个导弹验收测试维护场。发射场与导弹验收测试维护场的最大距离为160 千米。每个发射场有20辆卡车和发射拖车（即发射架）、吊架拖车及一个导弹掩体。发射架台面可以转动。

在导弹起竖时，发射架上的导弹要装上护板，使导弹底部保持一定的温度和湿度。在导弹测试时，护板也可用来保护人员和设备。

作战使用

1959年 3 月美国在意大利装备了三个导弹中队。每个中队装备15枚导弹，有五个发射场。每个发射场配置三枚导弹。每个中队又分为作战、器材和维护三个组，配有后勤人员五名。作战组配五名军官和10名士兵，分成五个发射小组。每个发射小组由一名军官、两名士兵组成。每个中队的15枚导弹中，有六枚装在发射架上，以保证作战组在接到发射命令后的15分钟内发射导弹，另外六枚待命，还有三枚备用保养。

发展与改进

“丘辟特”导弹是美国在五十年代中期研制的中程地对地弹道导弹。与“红石”导弹相比，其起飞重量和投掷重量显著提高，射程由 320 千米增加到2400千米。“丘辟特”导弹还曾用作运载火箭的第一级，成功地发射了美国第一个空间探测器——“先驱者”4号。 （王向阳）

宇宙神 (Atlas) SM-65

概 述

“宇宙神”导弹是美国一级半液体洲际弹道导弹，由通用动力公司康维尔分公司负责研制。武器系统编号为WS-107 A-1，导弹代号为 SM-65（HGM-16F）。有A、B、C、D、E 和F 六种型别，其中 A、B 和C为试验型；D 为训练型；E 、F 为作战型。1951年 1 月开始方案论证，对导弹结构、级间分离、发动机、制导控制系统、运输设备、试验和发射设备等进行了广泛的研究。1955年 1 月开始技术设计和试验工作。1957年 6 月11日进行的首次飞行试验因发动机故障而失败。1957—1962年共进行87次研制性飞行试验，其中59次成功，18次部分成功，10次失败；训练性发射共29次，其中21次成功，5 次部分成功，3 次失败。1959年 9 月定型并装备部队。1965年由“民兵”洲际弹道导弹取代，1965年后用作运载火箭，与不同的上面级组合发射了多种航天器，现仍在使用。“宇宙神”导弹成批生产时的单价为 180 万美元（1965年美元值）。共采购381枚，总计划费用为50.8亿美元（1965年美元值）。

主要战术技术指标

射程	12070 km	起飞重量	121000 kg
命中精度（圆公算偏差）	1.85 km（D型）	弹头	
	2.77 km（E、F型）	类别	MK-3 或 MK-4 核弹头
弹长	25.146m	重量	1500kg（D型）；2000kg（E、F型）
弹径	3.05m	威力（TNT当量）	3 Mt（D型）；5 Mt（E、F型）
弹尾裙部最大直径	4.88m		

制导　　无线电—惯性混合制导系统（D型）
惯性制导系统（E、F型）

发动机
类别　　液体火箭发动机
数量　　三台
推进剂　　液氧和煤油
推力　　1597.4kN（D型）；1734.6kN（E、F型）

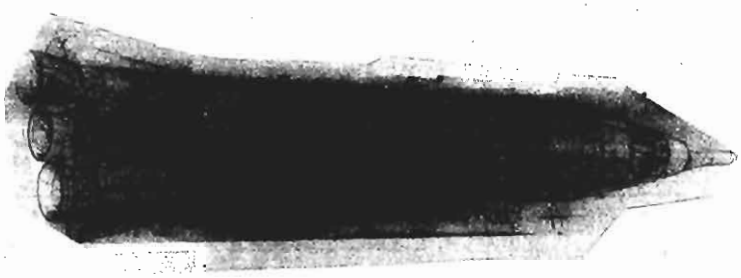
“宇宙神”导弹

导　弹

布局与结构　弹体呈圆柱形，上端为锥形头部，尾段两侧有锥形整流罩。导弹由弹头、贮箱、尾段、动力装置等组成。总体布局如下图所示。

贮箱由圆筒形壳段、上底、下底和中间共底组成。贮箱上部呈锥形，便于和弹头对接。上底为半球形，下底为锥形，紧靠发动机舱。中间共底为半球形，位于贮箱箱体中间，将贮箱分隔成煤油箱和液氧箱两部分，液氧箱比煤油箱大，其容积为50000公升，煤油箱容积为30000公升，通常分别装有77110千克液氧，36290千克RP-1煤油。贮箱用AISI 301号不锈钢板焊接而成。圆筒段用宽914毫米、厚0.81毫米的钢板焊接而成。箱底和筒段用专用焊机焊接。内部焊缝处附加钢条以加强焊缝强度。贮箱为薄壳结构，装配好后内部充以氮气以保持其形状。氮气贮存在直径约500毫米的球形钛合金气瓶内。气瓶内压力约为19613千帕。氮气经减压阀将压力降至68.65千帕后进入贮箱。为了防止贮箱中液体在飞行中晃动和出现漩涡，贮箱内装有12块宽101.6毫米的防晃板和防涡装置。贮箱两侧有两条电缆和导管整流罩。尾段整流罩是带有桁条和波纹形蒙皮的半硬壳式结构。

分离系统包括助推段和弹体的分离系统及弹头与弹体的分离系统。助推段分离比较复杂，因为主发动机仍在工作，须周密地考虑结构安排、液压与气动管路的快速分离和密封。分离系统由爆炸螺栓、气压式分离机构和导轨系统组成。爆炸螺栓和气压式分离机构使助推段和弹体在结构上连结在一起。分离时将结构断开，使助推段沿导轨系统下滑，不致和弹体相撞。弹头与弹体的分离系统包括两个反推火箭、一个分离机构、两个电爆管和两个限流电阻。反推火箭装在弹体中部，使弹体减速。



“宇宙神”导弹的总体布局

动力装置　采用MA-2型和MA-3型动力装置。MA-2型用于“宇宙神”A、B、C、D型导弹，由一台

LR-105主发动机、两台LR-89助推发动机及两台游动发动机组成。采用泵压式输送系统，涡轮泵由燃气驱动，涡轮废气从排气管排出。主发动机和助推发动机合用一套燃气发生器和涡轮泵。发动机采用再生冷却燃烧室。主发动机安装在导弹轴线上的万向支架上，其喷管位置比两侧助推发动机略高一些。主发动机可以根据制导和控制系统的指令双向摆动，以控制导弹的俯仰和偏航姿态。助推发动机位于主发动机两侧，安装在万向支架上，可以摆动使导弹保持稳定飞行。助推发动机关机后，将发动机整流罩、助推发动机、支撑构架和相应的燃料管道全部抛掉，主发动机继续工作。游动发动机安装在主发动机舱壁两侧，与两台助推发动机互成90°，用万向接头与舱壁连接，外罩为酚基树脂整流罩。启动时，由自备的小型贮箱供给燃料和氧化剂，主发动机和助推发动机启动后，改由主推进剂贮箱供给，并给自备小型贮箱补足已消耗的推进剂。主发动机关机后，再由自备贮箱供给推进剂。游动发动机用于导弹的滚动和末速控制。以上五台发动机都在起飞前点火，飞行145秒后，助推发动机关机并分离，导弹靠主发动机的推力加速。主发动机继续工作125秒，并在导弹达到预定速度后关机，游动发动机仍继续工作，以调整末速。最后弹头与弹体分离，弹头沿既定弹道命中目标。

MA-3型发动机用于“宇宙神”E、F型导弹，它由一台XLR-105NA-5主发动机、两台XLR-89NA-5助推发动机和两台XLR-101NA-7游动发动机组成。主发动机工作约300秒；助推发动机工作约145秒。MA-3型动力装置采用单独的和互不依赖的涡轮泵及推进剂供应系统。燃烧室采用玻璃纤维复合材料缠绕，重量轻，工作可靠，推力大。

制导与控制 采用过两种制导系统，即：无线电—惯性混合制导系统和全惯性制导系统。前者用于“宇宙神”D型，该系统由地面多普勒雷达（一台地面发射机和四台十字形配置的地面接收机组成）、精密跟踪雷达、地面数字计算机和弹上雷达信标机组成。由美国通用电气公司和波尔纳斯公司研制。导弹起飞时由于地面回波影响，无法使用多普勒跟踪雷达制导导弹，因而利用弹上陀螺和电子线路组成的自动驾驶仪对导弹进行控制。待导弹飞至一定高度，改由地面雷达对导弹制导，发射机不断向导弹发出雷达波制导信号，信号遇到导弹后反射回来被四台接收机接收，由于导弹不断地沿弹道运动，接收机收到的雷达反射波频率不同于最初发射的频率。各接收机测得这些频率的变化量，送到计算机中进行计算并与预定的弹道作比较，以确定导弹的飞行位置、速度和加速度，导弹达到预定关机点时，计算机通过地面雷达向导弹发出关机指令，发动机关机后，导弹靠弹上自动驾驶仪控制。混合制导的优点是弹上设备的重量和体积较小，缺点是易受干扰，导弹不能齐发。“宇宙神”D型中期试验的命中精度为纵向偏差1.11千米，横向偏差0.93千米。“宇宙神”E和F型改用波斯齐—阿马公司研制的惯性平台制导系统，平台上装三个陀螺和三个加速度表，整套装置重约160千克。

弹头 “宇宙神”导弹采用两种弹头：一种是MK-2热沉式弹头；另一种是MK-3、MK-4烧蚀式弹头。

MK-2热沉式弹头为钝锥体，钝角为105°，曲率半径为500毫米。锥体内装有球形热核战斗部，当量为三百万吨TNT。弹头用铜合金制成的特殊吸热器防热，吸热器重约625千克，表面化铣抛光。这种热沉式弹头的缺点是：重量大、再入速度低，再入时在其后面会产生电离，拖着长长的电离“尾巴”，易被雷达发现和被拦截。

MK-3烧蚀式弹头用于“宇宙神”D型，长3.05米，锥角为60°，弹头重1500千克，防热材料采用尼龙—酚醛，高硅氧—酚醛。由通用电气公司研制。其优点是：（1）价格便宜、重量轻；（2）再入速度高；（3）防热材料重量较轻；（4）头锥尾部有双重裙部，可增大弹头的气动稳定性，提高命中精度。

MK-4烧蚀式弹头用于“宇宙神”E、F型，弹头重2000千克，当量为五百万吨TNT。防热材料采用金属蜂窝陶瓷，酚醛树脂浸渍二氧化硅，玻璃—环氧增强塑料。由通用电气公司研制。性能比MK-3更优越。

地面设备

“宇宙神”导弹曾用过三种发射阵地：（1）软发射阵地，用于D型。导弹在地面垂直或水平贮存，从地面发射；（2）半硬式发射阵地，用于E型。导弹平时水平贮存于地下水泥掩体内，发射时由地面发射；（3）硬发射阵地，用于F型。导弹贮存在地下发射井内，由地下井提升到地面发射。

导弹的地面发射设备由运输拖车、起竖设备、发射台、控制站及发射控制测试设备等组成。

运输拖车是半拖车型，其功能是把导弹从工厂由公路运到发射阵地，亦可作为空运时导弹的支承结构和存

放、测试导弹时的支撑结构。它由标准的M-52型牵引车牵引。拖车长24米，宽4米，重 12500 千克，装弹时高 4. 3 米。在平直公路上行驶时运输车的速度达80千米/小时，转弯时减到16千米/小时。

起竖设备为构架式起吊机械，由钢管制成，一端装有大型夹具，用来夹紧导弹头部。起竖机构用56千瓦的电动/液压系统驱动，起竖时间约为115秒。

发射台由钢筋混凝土构成，高出地面约三米，发射台上装有由四根大型钢管制成的发射器；两根是支撑杆件，另外两根是牵制件，形成四点支撑，以保证导弹发射时的垂直度，发射台的垂直精度为1°。发射台上还装有测量导弹重量、推进剂加注量、推力等的应变仪，测量精度达 0.5％。导弹发射前连接到导弹上的气压、液压管路和电缆接头均采用脐带式自动脱落插头，起飞时能自动脱落。

控制站及发控测试设备设在离发射台 300 米处的钢筋混凝土掩体内，发控操作指挥人员可通过自动检测设备、电视设备、控制台、通信设备等控制导弹的发射。“宇宙神”导弹采用自动程序测试设备（APCHE）或加第尼自动检测设备。发射前的检测只需要几秒钟。

地下井发射系统主要由发射井、八边形发射管（位于井内）、发射管构架和发射控制中心等组成。

“宇宙神”导弹地下井

发射井由竖坑和井盖组成。在发射井内安装发射管，导弹置于发射管内。发射井是深53米，内径15.8米的混凝土衬里的竖坑。顶部有两扇铰接在地面上的钢筋混凝土井盖。

八边形发射管由发射管构架悬挂在井内的混凝土壁上，重1361吨，高46.9米。发射管分八层，每层都装有发射和维护导弹所需的各种设备。第一层（最上面的一层）安装导弹升降系统，可将导弹提升至地面发射。第二层安装一对液压动力系统和发射井空气处理系统。液压动力系统控制井盖绕自身枢轴转动以打开井盖。第三层有发控系统用的电子设备。第四层是加热和空调系统，使发射井内的温度保持在21°±3℃，并保持井内各处气压平衡。第五、六层装柴油发电机组等。第七层有推进剂加注系统。第八层有推进剂贮存系统。

发射管构架通过四对支柱式悬挂系统把发射管和导弹悬挂起来。该系统相当于一个15.2米长的摆，可以使水平震动减弱，而垂直载荷则通过螺旋形弹簧减弱。发射管连同导弹在井内保持相对平衡，可防止核爆炸产生的地冲击波对导弹、人员和设备的破坏。

发射控制中心是一个内衬钢筋混凝土直径为12米的地下室，分两层，配置发控设备和通信设备以及工作人员的给养设施。它和地下井及地面有隧道连通，其间有防爆门相隔。

发射台是一个面积1.57平方米、高13.7米的钢构架，导弹垂直安装在它上面，钢构架底座平放在八边形发射管内。发射台沿着固定在发射管构架上的三根导轨上升和下降。发射导弹时先加注推进剂，打开井盖，提升系统再将导弹发射台提升至地面发射。发射时用火焰导流器为发动机燃气导流。为了使导流器能多次使用，其表面用灌浆层保护。

作战使用

系统组成与功能　共建造 11 个导弹发射基地，装备13个导弹中队，共 126 枚导弹。“宇宙神”导弹武器系统包括导弹、地面设备等，主要用来袭击政治、工业中心、主要军事基地等战略目标。

工作过程　接到发射命令后，发控中心操作人员按动电钮，导弹地下井升降系统开始工作，打开井盖，将导弹提升至井口。发射前五秒时，游动发动机先点火，随后主发动机和助推发动机同时点火。导弹达到额定推力时就起飞，达到预定关机点时，助推发动机关机，分离机构工作，使助推级与主级分离。导弹在主发动机推力作用下向前加速，而助推级借助滑轮沿导轨向下滑动，以确保助推级可靠分离。主发动机继续工作，达到预定点时关机，游动发动机仍继续工作，导弹达到预定末速时点燃电爆管，使弹头和弹体在结构上分离，反推火

箭开始工作，使弹体减速，从而保证可靠分离。弹头按预定弹道再入大气层，命中目标。 （张振华）

大力神Ⅰ（Titan Ⅰ）HGM-25A

概 述

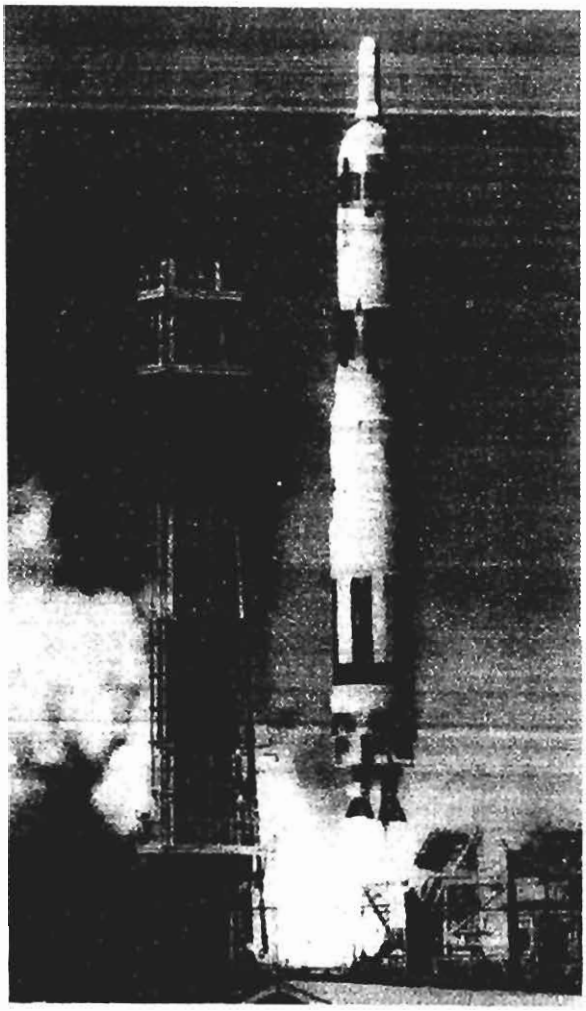
“大力神Ⅰ”导弹是美国空军的两级液体洲际弹道导弹。主承包商是马丁公司，分承包商约有42家。导弹代号是 HGM-25A （旧代号是 SM - 68A ）。其用途是攻击敌方地面战略目标。

1953年美国战略导弹评审委员会建议研制该导弹作为“宇宙神”导弹发展计划的补充。它的研制时间比“宇宙神”导弹晚一年多。1955年签订研制合同。1959年 2 月 6 日首次飞行试验获得成功，1962年 4 月装备部队，服役三年后被“大力神Ⅱ”取代，1965年全部退役。该导弹共进行了65次研制性飞行试验，其中成功40次，部分成功 6 次，失败19次，成功率达70％。

“大力神Ⅰ”导弹计划的费用是33.3亿美元（1962年美元值），单价约为 200 万美元（1960年美元值）。地下井造价约为400万美元。

主要战术技术指标

射程	10140km
命中精度（圆公算偏差）	2km
反应时间	15min
可靠性	
发射成功率	70％
弹长	29.9m
弹径	
第一级	3.05m
第二级	2.40m
起飞重量	99790kg
弹头	
类别	MK 4
重量	2000kg
威力	5Mt TNT 当量
制导	
类别	无线电—惯性混合制导系统
发动机	
类别	一级：LR-87-AJ-3 液体火箭发动机
	二级：LR-91-AJ-3 液体火箭发动机



“大力神Ⅰ”导弹

数量	一级 两台
	二级 一台
推进剂	液氧＋RP-1
推进剂重	一级 65800kg
	二级 28100kg
发动机尺寸	一级 3×2.9 m
	二级2.12×1.21m
喷管膨胀比	一级 8∶1

	二级　25∶1	二级推力	353kN
发动机重量	一级　1678kg	工作时间	
	二级　589kg	一级工作时间	140～160s
推力		二级工作时间	180s
一级推力	1336kN	发射方式	地下井贮存，地面发射

导　弹

布局与结构　“大力神Ⅰ”导弹为两级导弹，由弹头、仪器舱、一级弹体、二级弹体、级间段、动力装置和尾段组成。弹头为锥一柱一裙式结构，仪器舱为截锥形结构，弹体呈圆柱形。第一级直径3.05米，第二级直径2.4米。一、二级之间用截锥形级间段连接。两级之间和第二级与弹头之间有分离装置。

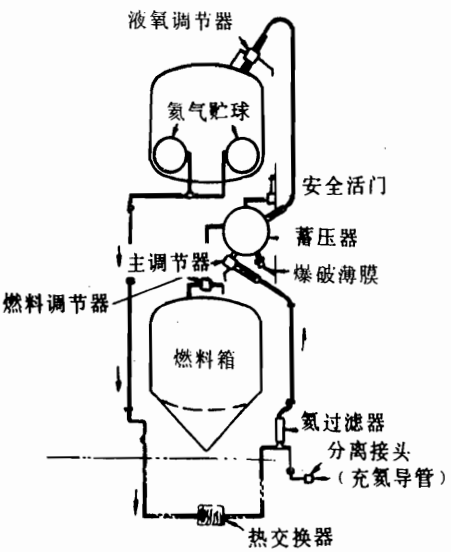
一、二级弹体有各自的推进剂贮箱：燃料箱和氧化剂箱，它们又是独立的两个箱体，贮箱箱壁就是导弹的蒙皮，贮箱由圆筒段和上、下两个箱底焊接而成。圆筒形箱壁由12块（二级贮箱为6块）宽956毫米、厚1.3毫米的铝铜合金化铣壁钣构成，壁钣用2014-T6高强度铝铜合金挤压棒材经拉伸、化铣等工序预制。每三块钣组成一组，放在焊接夹具上用自动氩弧焊沿纵向焊成圆筒段的四分之一，然后再拼焊成完整的圆筒段，最后用电切削刀整修圆筒端部毛边。贮箱上、下球形箱底同样用几块瓜瓣形铝铜合金钣拼焊而成。贮箱圆筒段和上、下箱底焊好后，将它们安装在自动旋转夹具上进行装配和焊接。贮箱的同心度保持在0.8毫米的范围内。装好的贮箱要对其焊缝作x射线检验，同时用171.62—343.23千帕压力对贮箱进行遥控静压试验。试验后要在碱性液中清洗，再在外蒙皮上涂一层铱膜，内表面涂一层铬酸盐以防止腐蚀，最后用热干燥空气将贮箱吹干。打入干燥氮气，再将贮箱加以密封。

第一级尾段和级间段外壳是镁合金制蒙皮桁条结构，蒙皮厚约1毫米，不用化铣。弹体各段加工成形后把它们运到总装车间总装，弹体的总装是把贮箱、贮箱内部结构、级间段和尾段放在总装型架上进行。装配时采用光学对准。总装后要经过一系列检查试验及垂直试验。最后各分系统装配好后进行联试检查。合格后才准许出厂。

级间分离系统由连接一、二级的四个爆炸螺栓和设在第二级上的两台固体加速火箭组成。固体火箭由格兰特中央公司研制，其固体推进剂为聚硫化物，平均推力13.44千牛，总重43.1千克。分离系统由分离程序自动控制器控制。一、二级分离后，固体火箭加速二级，使二级液体推进剂保持在贮箱底部，以防止失重下推进剂浮动并确保可靠分离。

动力装置　“大力神Ⅰ”导弹的动力装置由一级发动机、二级发动机和推进剂箱自动增压系统等组成。

一级发动机采用两台LR-87-AJ-3型发动机，于1957年11月由航空喷气通用公司研制成功。每台推力为666.4千牛，长3.05米，总重1700千克。发动机由推力室、涡轮泵、燃气发生器、发动机启动系统和增压系统等组成。钟型管壁式推力室用250根347号不锈钢管（管壁厚度为0.5毫米），在980—1040℃温度下经钎焊焊制而成。采用再生冷却法冷却。喷管面积比为8∶1，燃烧时间为140—160秒。为了确保发动机工作时涡轮泵入口压力稳定及防止气蚀，采用一套增压系统，该系统包括：（1）两个装在液氧箱中的内压为28.24兆帕的氦气瓶；（2）一个依靠涡轮排气加热冷氦气的热交换器；（3）一个能调压2.24兆帕的主调节器；（4）一个用以阻尼压力波动的蓄压器，它装有安全活门和爆破薄膜；（5）使氦气压力降到109.83千帕至132.39千帕的燃料箱和液氧箱调节器。一级的两台发动机均装在一个机架上。可根据控制系统指令进行摆动以控制导弹的偏航和俯仰。此外，第一级还装四个较小的喷管，它们利用一级主发动机燃气发生器产生的燃气工作。控制这四



一级增压系统

个小喷管排气方向就可控制导弹的滚动姿态。

第二级采用一台 LR-91-AJ-3 型发动机，由推力室、涡轮泵、燃气发生器、增压系统等组成。第二级发动机推力为353千牛，全长约2.1米，总重约590千克。推力室为管壁式结构，采用再生冷却。喷管面积比是25：1，发动机工作时间为150 — 180秒。该发动机可高空点火，可摆动以控制导弹俯仰和偏航。此外，第二级上有四台漏斗形游动喷管，利用主发动机燃气发生器的燃气产生推力，控制导弹滚动姿态和调整导弹末速。其增压系统与第一级类似。

动力装置的工作过程是：发射时按下电钮，开动发射架上的氮气系统，氮气推动涡轮泵转动，将贮箱内的推进剂打入推力室，与此同时，点火器点火，发动机开始工作。燃气发生器燃烧由主推进剂分出的部分推进剂，产生燃气，用来驱动涡轮泵继续转动并加速，加大进入推力室的推进剂流量，发动机进入主级工作状态。这时，导弹脱离发射台起飞。滚动姿态靠燃气发生器中的燃气工作的四台喷管控制。程序器发出指令，使发动机喷管摆动，控制导弹俯仰和偏航。第一级发动机工作到140 — 160秒时，制导系统发出关机指令信号，使发动机关机。关机后，分离程序自动控制器使一、二级分离。分离后，第二级主发动机才开始工作。二级发动机与一级发动机工作过程类似。二级发动机的工作特点是必须确保高空点火完善，万无一失。二级发动机工作180秒后按飞行程序进行二级关机。关机后，四台游动喷管继续工作，直至头体分离为止。

制导与控制 “大力神Ⅰ”导弹采用无线电—惯性混合制导系统。该系统1955年由贝尔电话实验室和勒明顿·兰德公司研制。制导系统包括地面和弹上两大部分。地面装置包括制导计算机、用于跟踪和传输指令信号的雷达、有关电子设备和天线等。弹上部分包括指令接收机、译码器、自动驾驶仪、雷达信号发射机和弹上天线。弹上制导设备安装在导弹第二级前面的无线电—惯性制导仪器舱内。该制导系统只能对导弹主动段进行制导，主动段飞行期间需要控制六个参数，即导弹沿飞行弹道上三个空间坐标轴每一坐标轴上的速度和位置数据。制导系统必须精确地测出导弹关机点的位置和速度，控制发动机正确关机，保证导弹命中目标。此外，导弹控制系统还要对主动段进行俯仰、偏航和滚动控制，保证导弹稳定飞行。制导系统的工作过程是：地面雷达在导弹主动段飞行期间不断测定导弹的实时位置数据，把这些数据送到地面数字计算机中进行处理，计算机将这些数据和预先贮存的弹道数据加以比较，计算出修正数据并以指令形式将修正数据经雷达发送给导弹指令接收机并通过译码器送入自动驾驶仪和控制系统，来控制导弹沿预定弹道稳定飞行并精确地关闭火箭发动机。“大力神Ⅰ”导弹制导系统所用的雷达由“奈基Ⅰ”地对空导弹系统的目标跟踪雷达改进而成。地面制导计算机采用“阿西娜”（Athena）固态数字计算机。它使用二极管逻辑电路、高速磁鼓存贮器。整个计算机共用7000个晶体三极管，2100个晶体二极管，24 000个电阻，3000多个插件。该机是由勒明顿·兰德—尤尼瓦克公司研制的。虽然计算机用了十万多个零部件，但由于系统具有自检能力，可靠性高达99.89%。制导系统曾进行过数十次飞行试验，经受了考验，能满足实战要求。但无线电—惯性制导系统存在严重的缺点，易受干扰、生存能力低。随着全惯性制导技术的发展，这种制导系统很快被淘汰。

弹头 “大力神Ⅰ”导弹弹头早期曾采用热沉式MK2弹头。后期改用烧蚀式MK4弹头。MK4弹头由阿芙柯公司研制，长2.92米，直径1.19米，弹头重2000千克，当量500万吨TNT。弹头形状为钝锥—柱—裙状，能保证很高的弹道参数W/C_DA（W为弹头总重量，C_D为阻力系数，A为计算阻力系数用的特性面积），使再入大气层的速度大，可提高命中精度。当弹头再入时，弹头驻点表面附近的气体温度高达7750℃，为了确保弹头内部结构、引信和核装置不受高温影响，采用金属蜂窝陶瓷、酚醛树脂浸渍二氧化硅、玻璃—环氧增强塑料作防热材料。

地面设备

“大力神Ⅰ”导弹采用地下井贮存、地面发射方案。其发射装置由地面操作设备和辅助设备组成。地面操作设备包括：地下井及升降发射台、地面制导站、推进剂快速加注系统和检测发控系统。辅助设备包括检查、试验、维修、运输及发射所需的设备。

地下井是钢筋混凝土的圆筒形结构，直径为12.2米，深48.3米，井盖由两扇门组成，每扇门的尺寸为4.95×7.2×1.06米，重106吨，可承受2270吨垂直载荷。超压为686千帕。每口井的造价约为84.5万美元

（1961年美元值）。其中不包括钢制吊架、火焰导流座、升降机和井盖机械装置的造价。每口井需要3172立方米的水泥，700 吨钢筋。导弹垂直放在一个重约 480 吨的钢制吊架上，吊架用 8 根固定在井壁上的弹簧减震装置吊住，它在冲击作用下，其运动范围是± 600 毫米，可保护导弹免遭核爆炸的破坏。发射导弹时打开井盖，由地下井的升降装置将导弹提升至地面发射。

推进剂室距地下井12米，是一个直径为12.2米的球形建筑物，推进剂室壁厚 457 毫米，顶板厚 1.8 米，底板厚 1.95 米。室内有氧气输送系统，秒流量为 226 千克的液氧加注活门以及氦冷却剂。液氧贮罐（容量为 102.7 立方米）放在与推进剂室隔开的附属建筑物里。

设备室是一个直径为12.9米，高21.15 米的四层圆柱形建筑物，距地下井13.5米。设备室里主要有开闭地下井井盖的液压设备、空气调节设备，发射检测设备，动力装置和提升钢制吊架的开关装置。

控制中心设有发射控制操纵台，通信联络设备，计算机、自动判读设备等，它用以监视、显示和控制导弹发射准备、检测、目标瞄准和发射等，此外还通过有线、无线进行通信联络。它用弹簧桁梁支承，使地板与拱形建筑隔振。它是一个距地面深5.18米，直径30.5米，高11.25 米的拱形结构。

动力室是距控制中心36米，跨度为37米的拱形建筑，室内有四台1000千瓦的柴油发电机，可供连续发射三枚导弹所需的电力。

天线室距动力室180 米，设两个天线井（一个备用），天线用于跟踪导弹主动段飞行。

辅助设备包括地面操纵设备、机械操纵设备等。地面操纵设备有电子、电气设备，液压、冷凝空气设备和导弹释放系统设备等。它由内部相互连接的几个辅助系统组成。其中包括检测调整导弹、推进剂加注的设备等；机械操纵设备包括维修、运输和发射导弹所需的其他辅助设备。

作战使用

“大力神Ⅰ”导弹总共装备六个中队，每个中队有9枚导弹，共计54枚，配置在五个空军基地上，每个中队约有200名发射维护人员。

系统组成与功能　武器系统包括：导弹、地面设备和发射阵地各种设备。如美国华盛顿州拉尔森空军基地的某个发射中队，有三个发射阵地，共装备 9 发导弹，每个阵地相距19.2—28.8千米。每个发射阵地有三套发射装置，即装备三枚导弹。每套发射装置包括一个地下井、一个推进剂室、一个仪器设备室、一个可控制三个地下井的控制中心、天线地下井、动力室、连接地下井和推进剂室的隧道以及出入通道等。

工作过程　当接到发射命令后，就对导弹进行加注、测试，从贮存的地下井中将导弹提升到井口，作好准备后进行发射。导弹在最初20秒垂直上升。然后拐弯进入预定程序弹道，飞行约 100 秒，导弹速度达 2.4 千米/秒，燃料箱中的低位液面传感器发出指令，使第一级发动机关机，接着一、二级分离系统开始工作。级间分离为冷分离。分离时，先引爆连接一、二级的四个爆炸螺栓，使一、二级在结构上分开，再点燃二级上的两台固体加速火箭使其加速，避免一、二级相撞。然后二级发动机高空点火。导弹在级间分离阶段不制导，两级分离后10秒，程序机构将来自制导系统的信号传给飞行控制系统，恢复对第二级的控制。第二级发动机工作 180 秒达到预定弹道时制导系统使其关机。关机后，燃气发生器的余气经四个游动喷管排出，产生游动推力，修正导弹航向和末速。达到预定速度时，剩余燃气通过第二级与弹头分离点下端的喷口向前喷出，形成反向推力，使头体分离，弹头沿弹道再入大气层命中目标。

发展与改进

“大力神Ⅰ”导弹是美国五十年代末发展的第一代导弹，它虽比“宇宙神”导弹进了一步，但还存在许多缺点，如采用无线电—惯性混合制导易被干扰、精度低、反应时间长、生存能力弱等。1965年后被更先进的“大力神Ⅱ”导弹所取代。

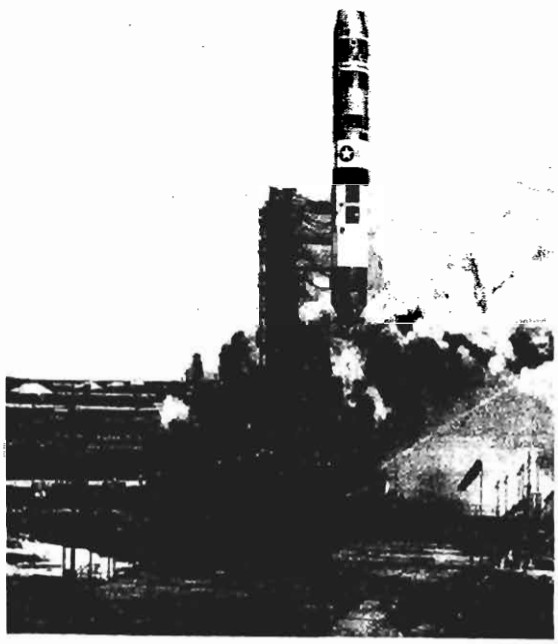
（张振华）

大力神Ⅱ（Titan Ⅱ）LGM-25C

概　述

“大力神Ⅱ”导弹是美国地对地洲际弹道导弹，导弹代号 SM-68C (LGM-25C)，武器系统代号为WS-107A-2，主要用于攻击敌方地面战略目标。主承包商为马丁公司。它属于美国第二代战略导弹，其射程远，推力大，弹头重量大，使用可贮存液体推进剂，战备时间短，采用全惯性制导，可以从地下井直接发射。

该导弹于1960年6月开始研制，1962年3月16日首次试射成功，1963年6月结束飞行试验。1963年12月起陆续装备部队，共装备6个导弹中队，54枚导弹。1984年开始退役，1987年全部退役完毕。



导　弹

主要战术技术指标

射　程	11700 km
命中精度（圆公算偏差）	930 m
反应时间	60 s
可靠性（试验阶段）	
可发射率	100 %
发射成功率	85.7 %
弹体	
全长	33.52 m
一级长	20.4 m
二级长	8.85 m
战斗部长	4.27 m
弹径	3.05 m
起飞重量	149.7×10^3 kg
弹头	
类型	MK 6，MK 6 A 核弹头
重量	3.5×10^3 kg
威力（TNT 当量）	10 Mt
制导	
类别	全惯性
发动机	
类别	LR87-AJ-5（一级）
	LR91-AJ-5（二级）
台数	一级两台，二级一台
推进剂	N_2O_4 + 混肼50
推力	
一级推力	1912 kN
二级推力	445 kN
工作时间	
一级工作时间	165 s
二级工作时间	210 s
发射方式	地下井发射

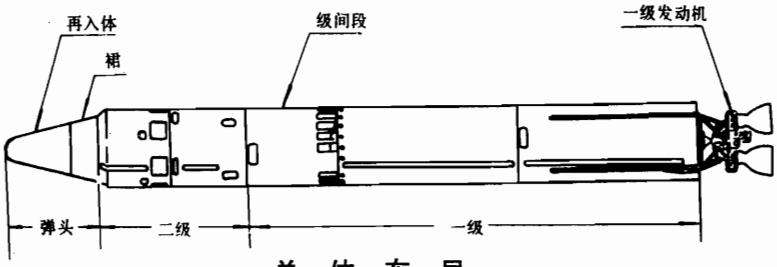
导　弹

布局与结构　“大力神Ⅱ”导弹由一、二级动力装置，一、二级弹体，制导仪器舱和战斗部组成。两级之间和二级与弹头之间有分离装置。两级弹体有各自的推进剂贮箱、增压系统、火箭发动机、液压及电动系统。

二级弹体两贮箱间的仪器舱中安装飞行控制系统和导弹制导系统。贮箱箱壁即为弹体蒙皮。贮箱外部有电缆通道和推进剂管道。贮箱前面有入口孔盖。导弹仪器舱、尾段和箱间段有检修窗口。

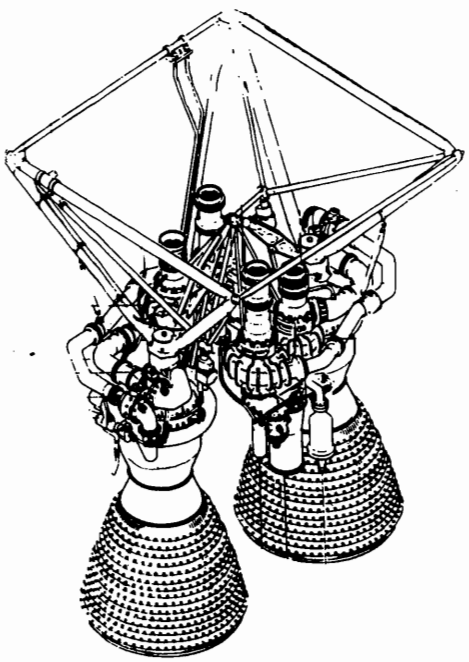
一级弹体由级间段、氧化剂贮箱前裙、氧化剂箱、燃料箱和箱间段组成。级间段、氧化剂箱前裙和箱间段是用桁条和隔框制成的半硬壳式构件。氧化剂箱是由前底、中间筒段、后底和输送导管组成的焊接结构。燃料箱也是焊接结构，由前底、圆筒段、后锥底及内导管组成。

二级弹体由级间段、氧化剂箱、箱间段、燃料箱和后裙组成。级间段、箱间段和后裙都用桁条和隔框铆接制成。氧化剂箱和燃料箱是带前、后底的焊接结构。



总　体　布　局

动力装置　“大力神Ⅱ”导弹的动力装置由一级发动机（**LR87-AJ-5**）和二级发动机（**LR91-AJ-5**）组成。一级发动机海平面额定推力为1912千牛，二级发动机高空推力为445千牛。发动机系统包括推进剂箱自生增压系统。



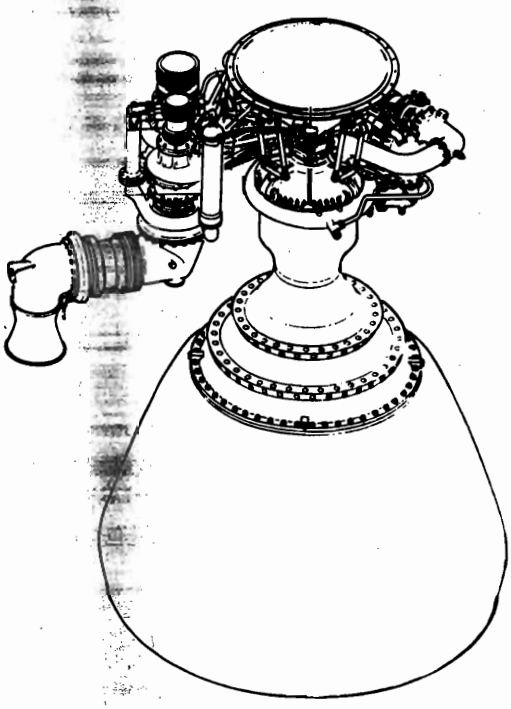
一级发动机

一级发动机由两台独立的发动机组成。两台发动机安装在同一个机架上，每台发动机各由推力室、涡轮泵、燃气发生器和发动机起动系统组成。两台发动机同时工作，有共同的点火系统。一级发动机根据控制中心下达的发射指令工作。泵前活门是开启的，允许推进剂通过入口管流入发动机。在发射计时T = 0时，28伏直流电信号作用到两个固体火药起动器上，点燃燃气发生器，使之产生热燃气，热燃气则通过涡轮喷嘴，驱动涡轮旋转，涡轮通过齿轮箱驱动燃料泵和氧化剂泵，燃料泵和氧化剂泵压送推进剂通过出口管到推力室主活门。燃料出口管内燃料压力达到某一定值时，压力作动活门（推力室主活门的压力程序活门）打开，通过机械耦合，打开推力室燃料和氧化剂主活门。燃料流入推力室冷却管，返回到喷注器并喷入燃烧室，它与流入推力室的氧化剂接触而自燃点火，燃气从喷管排出产生推力。

在推进剂流入推力室的同时，从推力室主活门分出一小部分推进剂流入燃气发生器管路，位于燃气发生器管路上的汽蚀文氏管控制进入燃气发生器的推进剂流量，依靠推进剂的压力打开管路上的单向活门，使富燃料的推进剂进入燃气发生器，自燃点火，富燃料的燃气进入涡轮入口，使涡轮持续工作，燃气发生器系统的起动和循环工作可以保证发动机推力室的额定工作状态。

自生增压系统主要用于飞行中贮箱的增压，用一小股排气经冷却后增压燃料箱。氧化剂箱则直接用少量氧化剂经加热使之转化为气体增压。

当一级飞行结束时，一级贮箱的推进剂耗尽，燃烧室压力下降，燃烧室压力传感器敏感到此压力下降时，则向推力室程序活门发出关闭推力室主活门的信号，从而中止发动机的工作。与此同时，还向一、二级分离系统发出信号，使一、二级火箭分离。



二级发动机

第二级发动机由推力室、烧蚀裙、涡轮泵、燃气发生器、推进剂自生增压系统、滚动控制系统和发动机控制系统组成。二级发动机与一级发动机的工作程序大致相同。

当一级发动机关机时，一级推力室压力开关除向一、二级分离装置发出信号外，还向二级发动机火药起动器发出信号，使发动机起动。此后，发动机的工作过程与关机都与一级发动机相同，但二级发动机的关机由制导系统控制。姿态控制靠二级发动机摆动及滚动控制喷管工作实现。燃气发生器排气通过滚动控制喷管控制导弹的滚动。滚动控制喷管上安装液压作动器。液压作动器根据制导控制系统的信号来操纵滚动喷管的工作。

制导与控制 “大力神Ⅰ”导弹采用全惯性制导系统，其主要设备有液浮陀螺、摆式加速度表、外撑式数字计算机等。为了减小系统的体积和重量，采取了以下一些措施：机械部分尽量采用轻金属，如陀螺用铍制造；电子设备小型化，采用印刷电路；计算机采用重量仅为170克的磁表层不锈钢磁鼓，置于一直径为76毫米，长76毫米的金属支承容器内。整个系统总重130千克（平台及电子设备重90千克，计算机重40千克），平台体积0.001～0.028立方米。

导弹控制系统用于控制导弹的飞行姿态和方向。它由一级速率陀螺装置、二级自动驾驶仪系统和伺服作动器组成。飞行控制系统接收导弹制导装置的制导操纵信号，然后将其转化成稳定的控制信号，并把该信号传送给相应的作动器。

第二级自动驾驶仪系统包括接收俯仰、滚转和偏航操纵信号的电路，能将操纵信号与速率陀螺信号混合，并将最后信号传送给相应的伺服作动器，以控制导弹的俯仰、偏航和滚动姿态。

惯性制导系统除用于作战控制外，还具有自动测试和探测故障的功能。它的主要特点是操作简便、可靠、制导精度高。

制导系统由惯性测量仪及制导计算机组成。惯性测量仪是将信息传送到制导计算机的敏感装置。制导计算机对整个导弹的飞行程序进行控制。

惯性测量仪包括惯性基准装置、惯性测量装置和电子仪器。惯性平台上装有陀螺仪、积分加速度表、垂直敏感元件。它的体积约为0.037立方米。稳定陀螺仪用于敏感角运动并通过有关的伺服回路控制平衡环，以使平台稳定。加速度表感受所有线加速度并使其转化成速度增量，将速度增量传至计算机垂直敏感元件（通常称为单摆）。惯性测量装置包括稳定回路、加速度回路、陀螺扭矩、温控电源及电子仪器。

弹上制导计算机是一个重量轻、体积小的程序式二进位全数字机，利用磁鼓贮存各种信息。制导计算机的输入是加速度计和平衡环角度传感器的信号。计算机将输入的数据和目标坐标以及惯性测量装置的测量数据加以比较，并将最后的比较数据传送给导弹的控制系统。输出数据是导弹姿态控制所需要的操纵信号和指挥发动机关机的一系列单独的信号。

弹头　“大力神Ⅱ”导弹采用MK 6 、MK 6A 单弹头。这是美国六十年代初研制成功的烧蚀式弹头，防热材料为增强环氧树脂。再入体前部为钝锥（后来改为尖头），中间为圆柱形，后部为裙部。弹头采用热核装料，威力达1000万吨 TNT 当量。弹头有突防舱，内装用于干扰敌方雷达的干扰条。该弹头可用于攻击敌方大型硬目标及核武器库。

地面设备

“大力神Ⅱ”导弹使用可贮存液体推进剂，直接从地下井发射，大大简化了地面设施。

发射阵地分地上和地下加固设施两部分。

地下加固设施有地下发射井、控制中心、防爆闸门、连接通道、应急出入口、加固通信设备等。

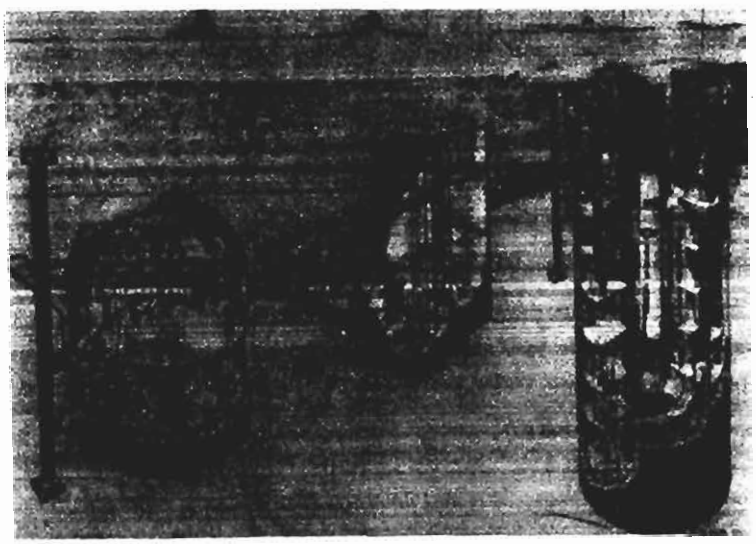
地上设施主要包括停车场、围墙、照明、两个目标观察站、推进剂和电气连接导管、天线、贮水塔、气象站等。

导弹发射井深44 .5米、直径16 .7米。中心为安装导弹的主井，由 900 毫米厚的消音材料作内衬。井内安装的设备与构件有升降平台、危险敏感装置、第二至第八层的电梯和各层的可伸缩隔振工作台。主井两侧是对称的直径较小的排气井，井底有W形导流器。井口靠750吨重的滑动门密封，用以抗核攻击。它由液压操纵作动器打开或关闭，比“大力神Ⅰ”导弹使用的铰链式门动作迅速。

控制中心构筑在地下。内部设有通信设备、电源、导弹监测和监控设备、发射控制设备。导弹发射部队总是将导弹维持在警戒状态。通过控制室的监控设备识别和排除影响导弹发射的故障。

地下控制中心是加固钢筋混凝土结构，高13 .4米、直径11 .2米，能抗核冲击。内部有三层防震结构。最上层为操作人员宿舍及一间机械设备室。第二层为控制中心和电子设备室。第三层为各种设备储藏室。该中心有两名军官、两名技术人员及少数导弹维护人员。当受到核攻击时，防爆闸门自动关闭，使用自备的空气。控制中心与地下井内均设有贮水箱及供水系统。

发射控制装置用以监控、显示和控制有关发射准备工作、发射、检验、瞄准目标、监控武器系统电源等。它由三个独立的分系统组成：发射控制综合设备控制台、控制—监测装置及配电控制系统。



地下发射井

发射控制综合设备控制台用以监控导弹的战备状态和发射程序。控制台可以进行发射监控、战备监控和设备监控。发射监控包括能切断各系统、选择目标、启动发射、关闭和停止发射的各类开关，也包括用以监测导

弹和发射检验、发射程序的各类指示器。战备监控部分包括作战制导系统指示器、配电指示器和导弹状态指示器。设备监控部分包括能监控整个发射阵地危险和故障情况的按钮——指示器和其他指示器。

通信系统用于战略空军司令部、导弹中队指挥站、发射阵地间的外部通信，也用于发射阵地内部通信。主要使用高频、超高频的无线电通信，也有一般的有线和无线电通信。

作战使用

54枚“大力神Ⅱ”导弹分别部署在戴维斯·芒逊、小石城和麦康尼尔三个空军基地上。每个基地配有两个导弹中队，共六个中队。每个导弹中队配九枚导弹。

战争期间，需由总统和战略空军司令部发出导弹参战命令。导弹中队从编码开关系统和发射控制综合设备控制台收到警戒或攻击的命令，立即确认导弹的战备状态、获取导弹发射信号并接收攻击目标的信息，最后，启动发射程序并监控导弹的发射。“大力神Ⅱ”导弹是直接从地下井发射的。导弹一经发射，弹上制导控制系统就开始工作，惯性测量装置将导弹的姿态和速度不断送往弹上制导计算机，计算机向自动驾驶仪和飞行控制系统各继电器及开关不断发出操纵指令。这些操纵指令为：按飞行程序关闭一级发动机；一、二级火箭分离；二级发动机工作并关机；游动发动机点火并工作；两个俯仰姿控小火箭点火并工作。导弹通过姿态控制按预定弹道飞行。最后，飞行控制系统下达释放弹头的指令，弹头飞向既定目标，直至击中目标。

发展与改进

“大力神Ⅱ”导弹是六十年代初在美国大力发展液体地对地导弹的情况下诞生的。当时，第一代液体导弹（如“雷神”中程导弹、“宇宙神”和“大力神Ⅰ”洲际导弹）的研制工作已基本结束。但它们具有明显的缺点，如弹头比威力低、命中精度差、发射准备时间长、生存能力差等。“大力神Ⅱ”导弹就是针对这些缺点在“大力神Ⅰ”导弹的基础上发展起来的。它的主要改进是加长了弹体，加大二级弹径，用可贮存推进剂代替原来的液氧煤油推进剂，缩短了发射准备时间，采用全惯性制导代替原来的无线电制导，提高了命中精度。

“大力神Ⅱ”导弹是美国战略核武器库中保存下来的唯一液体导弹。它面临固体导弹的竞争，尤其是日益发展的潜地固体导弹的挑战。原计划“大力神Ⅱ”导弹于七十年代初退役。但由于“大力神Ⅱ”导弹本身所具有的特点，如发动机推力大、比推力高、弹头威力大、成本低等，才使它的退役日期一拖再拖。随着性能更优良的固体导弹的服役，并考虑到“大力神Ⅱ”导弹推进剂具有毒性等缺点，最后作出了“大力神Ⅱ”导弹从1984年起陆续退役的决定。

（孙国庆）

民兵Ⅰ（MinutemanⅠ）LGM-30A/B

概　述

“民兵Ⅰ”是美国地对地洲际弹道导弹，用来取代“宇宙神”导弹。主承包商为波音公司，使用者为美国空军。民兵导弹武器系统的设计思想是简单、可靠、经济；方案要先进，有发展余地；在做出决定之前要进行广泛的试验。

“民兵Ⅰ”有两种型别：“民兵ⅠA”和“民兵ⅠB”，武器系统代号都是WS—133A。“民兵ⅠA”为研制型，为尽早服役，后改为作战型。“民兵Ⅰ”研制过程如下：

1957年方案论证。

1958年10月开始研制。

1961年2月“民兵ⅠA”首次从地面发射台发射，进行全程飞行试验取得成功。

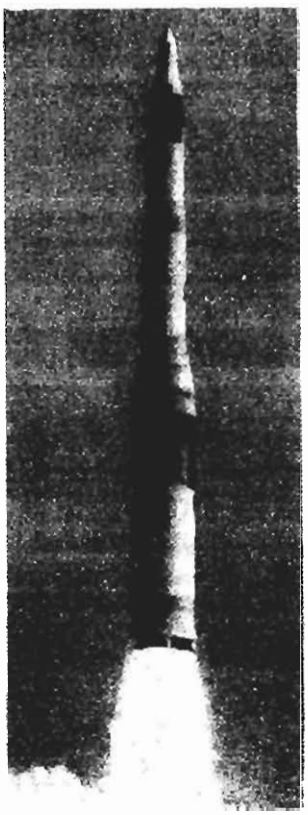
1962年12月“民兵ⅠA”开始服役。

1962年7月“民兵ⅠB”开始研制性试飞。

1963年7月“民兵ⅠA”完成部署，“民兵ⅠB”开始部署。
1964年“民兵ⅠA”研制性试飞结束。
1965年“民兵ⅠB”研制性试飞结束。
1965年6月“民兵ⅠB”完成部署。

至1965年6月，150枚“民兵ⅠA”和650枚“民兵ⅠB”服役。“民兵ⅠA”部署在姆斯特朗基地。“民兵ⅠB”部署在埃尔兹沃斯、迈诺特、怀特曼、沃伦基地。“民兵ⅠA”和“民兵ⅠB”分别于1969年和1974年全部退役，由“民兵Ⅲ”和“民兵Ⅲ”导弹取代。“民兵Ⅰ”退役后用作运载火箭和训练弹或试验弹。

“民兵Ⅰ”计划的总投资为60亿5千万美元（1970年美元值）。生产总数为930枚。每枚导弹价格为132万美元（1964年美元值）。“民兵Ⅰ”武器系统的成本（包括导弹、地面设备和维护费用）刚好为“宇宙神”武器系统成本的三分之一。操作人员只有“宇宙神”所需人员的八分之一。



“民兵Ⅰ”导弹
在进行飞行试验

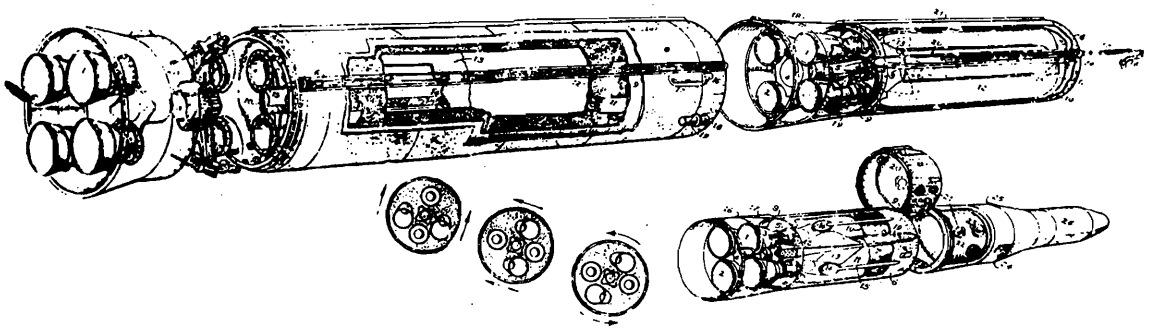
主要战术技术指标

型号	民兵ⅠA	民兵ⅠB
编号	LGM-30A	LGM-30B
武器系统代号	WS-133A	
最大射程	8000 km	10140 km
命中精度（圆公算偏差）	1800 m	1600 m
反应时间	60 s	
弹长	16.45 m	17 m
弹径	1.67 m	
裙部直径	1.88 m	
起飞重量	29500 kg	31700 kg
弹头		
类别	MK5	MK11, MK11A
重量	450 kg	600 kg
威力	0.6 Mt TNT	1 Mt TNT
制导	NS-10 全惯性	

发动机	1级	2级	3级	1级	2级	3级
类别	M55	M56	M57	M55	M56E-1	M57E-1
推力	756 kN	219 kN	156 kN	756 kN	245 kN	156kN
工作时间	60s	60s	60s	60s	60s	60s
运输容器环境温度				27±9℃		
相对湿度				＜57%		
发射方式				地下井贮存，井下发射		

导　弹

布局与结构　“民兵ⅠA”导弹由一、二、三级，制导控制舱和MK 5弹头组成。试验弹还在第三级和制导控制舱之间另加一个仪器舱，长457.2毫米，内装指令自毁设备和外测设备。第一级带有扩张锥形稳定尾裙。三级全都采用固体火箭发动机。非推进部件采用蒙皮加隔框结构，主要结构材料为铝合金。“民兵ⅠA”的飞行载荷安全系数为1.25。级间分离系统为炸药索，它沿圆周方向贴装在级间段上。弹头与第三级借助球锁机构和反推系统实现分离。为了保护导弹外壳不被地下井热气流烧坏，第一级外表面喷涂 Avcoat（环氧树脂加聚酰胺硬化剂和其他微量化学物质）防热材料，第二、三级和仪器舱外面用软木和酚醛树脂混合物防热材料保护。



“民兵ⅠA”导弹结构草图

“民兵ⅠB”是作战型，与ⅠA型的主要区别为：①第二级发动机壳体材料改用钛合金Ti-6Al-4V。尽管壁厚从原来的1.78～1.9毫米增加到2.44～2.56毫米，提高了抗弯刚度，却减轻了壳体重量约100千克，喷管重量也减少了11千克，从而提高了射程和有效载荷能力；②换装了新弹头MK11、MK11A。

动力装置　“民兵ⅠA”第一级发动机由聚硫橡胶公司研制和生产，壳体材料为D6AC铬镍钼低合金钢。壁厚3.72毫米，由锻件经机加工制成的六段圆筒段和椭球形上下端盖组成。上端盖和圆筒段各段都用焊接连接，下端盖和圆筒段用只需转动90°的螺纹连接。壳体内表面粘有橡胶和玻璃纤维制成的绝热层，上端盖内衬厚度9.5毫米，下端盖内表面的绝热层厚度达50毫米。推进剂为13%聚丁二烯丙烯酸，70%过氯酸铵，铝粉和环氧树脂，平均海平面比冲236秒。

第二级发动机由航空喷气公司生产，壳体材料为D6AC钢，下端盖和圆筒段用螺栓连接。推进剂为聚氨酯、过氯酸铵和铝粉，比冲244～248秒。“民兵ⅠB”第二级壳体材料改为Ti-6Al-4V钛合金。壳体内壁橡胶衬里厚度为2.54～25.4毫米。

第三级发动机由赫克里斯公司制造，壳体材料为玻璃钢，由80%玻璃纤维和20%环氧树脂缠绕制成。壳体平均厚度6.3毫米，壳体橡胶衬里厚度为3～25.4毫米。前端盖上有四个反向推力孔。推进剂为复合改性双基

药，由硝化纤维、硝化甘油、甘油三醋酸脂（增塑剂）、硝基二苯铵（稳定剂）、过氯酸铵、苯间二酚和铝粉组成，比冲251 — 255秒。

一、二、三级发动机都有四个单轴摆动喷管，用螺栓装在下底端盖法兰盘上。喷管由钢和酚醛树脂浸渍的玻璃布制成，喷管喉衬材料为石墨支撑钨嵌镶件。一、二、三级发动机都采用带安全保险装置的小固体火箭作点火器。

"民兵Ⅰ"各级发动机性能数据

级别	第一级		第二级		第三级	
型别	ⅠA	ⅠB	ⅠA	ⅠB	ⅠA	ⅠB
发动机编名	M55		M56	M56E-1	M57	M57E-1
直径	1.67m		1.12m		0.95m	
长度	7.36m		3.18m	3.6 m	2.3 m	
重量	20800 kg		5300kg	6000kg	1900kg	
壳体材料	钢D6AC		钢D6AC	钛Ti-6Al-4V	HTS玻璃纤维/826环氧树脂	5994玻璃纤维/2265环氧树脂
推进剂*	PBAA/AP/Al		PU/AP/Al		CMDB/AP/Al	
药柱内孔	六尖星形		四尖星形		四前翼—柱形	
平均比冲（地面）	236s		244～248s		251～255s	
喷管数量	4		4		4	
喷管膨胀比	8		18		18	
推力方向控制	单轴摆动喷管		单轴摆动喷管		单轴摆动喷管	
推力	755.6 kN		218.5 kN245kN		155.8 kN	
工作时间	60s		60s		60s	

*PBAA—聚丁二烯丙烯酸　CMDB—复合改性双基　PU—聚氨酯

AP—过氯酸铵　Al—铝粉

制导与控制　"民兵Ⅰ"采用全惯性制导系统，代号NS—10，由北美航空公司奥托纳提克分公司研制。主要组件是三轴两常平架平台和D17晶体管数字计算机。制导系统重量141千克，由19000个元件组成，平均无故障时间1700小时。铝制平台上装有两个G6B两自由度球形动压气浮自由转子陀螺和三个VM4A感应式加速度表。"民兵ⅠB"改用G6B4陀螺和D17B数字计算机。G6B4陀螺重2.2千克，漂移率为0.01°/小时。D17B计算机重27.7千克，体积0.048立方米，容量2985个字。制导系统计算机主要用来解算制导控制方程、产生操纵指令、发出级间分离和发动机关机信号，以及在发射前对整个制导系统进行测试。

在发射大约三秒后，导弹制导控制系统开始控制飞行，一直到第三级熄火为止。装在第二级发动机上的角加速度表防止导弹在第一、二级飞行中俯仰和偏航过大。第一、二级发动机采用药柱燃尽关机。第三级发动机采用速度关机，在壳体侧面上有四个反向推力终止孔。三级中的每一级都装有四个摆动喷管。喷管控制装置位于发动机下端盖底部中心，由一个电动液压装置和四个伺服作动筒组成。用于一、二、三级的喷管控制装置在结构上相同，只是液压传动装置的大小和电源功率不同。电动液压装置按照计算机发出的指令，通过作动杆推动喷管在一个方向上摆动。摆动角分别为：一级±8°；二级±6°；三级±4°。喷管摆动产生控制力，控制导弹俯仰、偏航和滚动姿态。

弹头　"民兵ⅠA"导弹装阿芙柯公司研制的MK5核弹头，外形为钝锥—柱—裙形，底部直径0.813米，长1.83米，重450千克，威力60万吨TNT当量。弹头防热材料端头部位为钼合金蜂窝结构增强的二氧化硅陶瓷，圆柱段为酚醛浸渍SiO_2塑性陶瓷，裙部为玻璃—环氧增强塑料。

"民兵ⅠB"装阿芙柯公司利康明分公司生产的MK11、MK11A弹头，外形为尖锥—柱—裙形，减小了雷达有效反射截面，提高了再入速度。MK11和MK11A装有姿态控制系统。底部直径0.813米，长度2.44米，重约600千克，威力约100万吨TNT当量。弹头结构材料MK11为镁合金，MK11A为铝合金。防热层MK11

为高硅氧—酚醛、玻璃—酚醛增强塑料层，MK 11A 为用浸酚醛的高硅氧纤维带成20 °绕成的缠绕层。MK 11A 是MK 11的抗核爆冲击波的加固型。它是一个密闭的压力容器，无需经常进行检修和维护。

MK 5 弹头外形

MK 11弹头外形

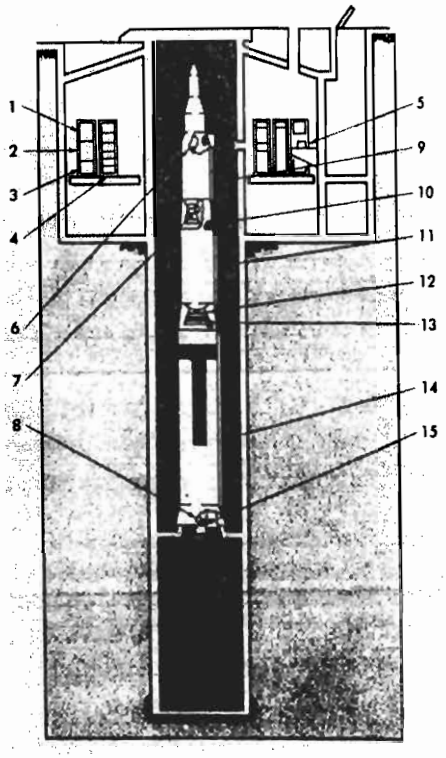
地 面 设 备

“民兵Ⅰ”导弹地面设备包括地下发射井、地下发射控制中心、运输起竖车、通信网和安全围墙等。每个发射阵地占地约8100—12000 平方米。地下井为简易井，火焰直接从导弹周围排出。井底有火焰偏流器。地下井是钢筋混凝土结构，直径3.66米，深25米，上部为两层环形设备室，装有防震地板。井盖厚1.22米，重85吨，在发射前12—15秒打开。井的抗超压能力为2060千帕。与相邻井间距离约为9—16千米，井与发射控制中心之间至少相距5.5 千米，使一颗核弹头不能同时摧毁两口井。地下井的后勤供应室内有环境控制系统，保证井内温度为24± 6 ℃，相对湿度不大于60 %。另外还有一台备用柴油发电机。

地下发射控制中心距地面15米，其中除控制设备外，还有应急电池和生活物资。设备环境温度为24± 1 ℃，相对湿度约45 %。

运输—起竖车用于将“民兵”导弹（不包括弹头和制导舱）从装配厂运至发射阵地，并装在地下发射井中的三点悬吊减震系统上。它包括牵引车、装运导弹容器的拖车和向发射井安装“民兵”导弹用的设备。运输—起竖车装载导弹时总重49吨。牵引车和拖车由通用发动机公司制造。牵引车功率为20.5兆瓦，高度约1.83米，底轴距地面0.23米。牵引车可以爬17度的斜坡。装导弹的容器由赛斯纳公司用铝镁合金制成，重约4000千克，长19.4米，宽和高2.44米。容器内有装导弹的托架，在导弹和托架、托架和容器之间有防震架。容器壁是绝热的，容器内部环境条件能自动调节。向发射井安装民兵导弹用的设备包括液压动力装置、两个千斤顶、液压升降机及控制台。导弹在井内定位后，再依次装上制导舱和弹头。

“民兵Ⅰ”导弹的指挥、控制和通信系统包括信息处理和状态鉴别系统、电缆通信系统（含有线话音系统和数据记录系统）、无线电通信系统、以及主电源和备份电源系统。主要功能是指令发射和阻止发射；传输指令；自动显示战斗准备状态和自动显示维护状态信息。



1．控制监测装置
2．便携式磁带读出器
3．信号数据转换器
4．功率转换器
5．准直装置
6．导弹制导装置
7．第三级喷管控制装置
8．第一级蓄电池
9．第三级电缆管道
10．第二级姿控喷嘴
11．第二级电缆管道
12．第二级姿控喷嘴
13．指令信号解码器
14．第一级电缆管道
15．第一级喷管控制装置

“民兵Ⅰ”地下发射井结构草图

作战使用

“民兵Ⅰ”武器系统采用加固、疏散地下井方式部署。它以联队为编制单位，每个联队有三个中队。每个中队有五个小队，每个小队有十枚导弹。导弹置于无人发射井中，每个小队有一个发射控制中心。此中心有两人值班，可指挥本小队十枚导弹的发射，也可指挥本中队50枚导弹的发射。发射控制中心对发射井中的导弹战备状态进行连续监测，这需借助两者之间可靠的通信系统来完成。一条无线电线路和一条电缆线路提供双重数据通道。各种指令和询问信息都由发射控制中心的相应控制台控制。为了确保可靠地指挥通信，绝对防止未经授权的发射，发射控制网中安装了保险装置。每个发射控制中心都设有一组十个安全开关，每个开关控制一枚导弹。接到指令后，必须由两人同时操作，才能打开保险，接通开关，发射导弹。

“民兵Ⅰ”导弹原先是按照“大规模报复”威慑战略设计的。接到发射命令后，所有导弹一齐发射。“民兵ⅠA”只能瞄准一个预定目标。1961年底为适应“可控灵活反应”新战略的要求，“民兵Ⅰ”增加了发射单枚导弹的能力和选择目标的能力，“民兵ⅠB”能瞄准两个预贮目标中的一个。

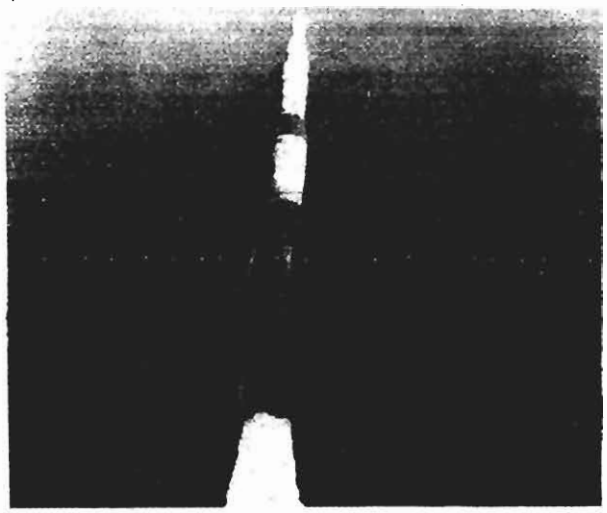
发展与改进

“民兵Ⅰ”导弹同被它取代的第一代洲际弹道导弹“宇宙神”相比，具有明显的优点：体积小、重量轻；结构简单；辅助设备少；反应时间快；战备率与可靠性高；操作维护人员少；造价低，维护费用也低。所以它一服役，就以极快的速度完全取代了第一代液体洲际导弹。

1958—1961年，美国曾研究过“民兵”导弹列车机动发射方案，但考虑到铁路网有限制，列车机动发射的制导技术未解决，后放弃此发射方案。“民兵Ⅰ”从1966年开始逐渐被“民兵Ⅱ”取代。

（王基样）

民兵Ⅱ(Minuteman Ⅱ) LGM-30F



“民兵Ⅱ”导弹在试飞

概　述

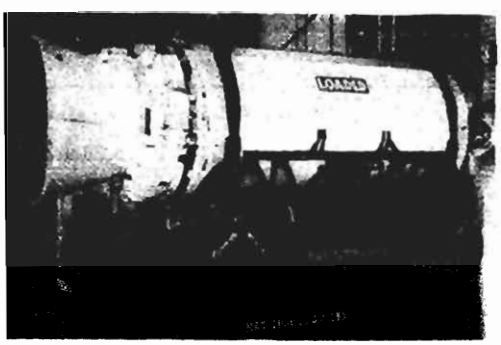
“民兵Ⅱ”导弹是“民兵ⅠB”的改进型用于取代“民兵Ⅰ”。它比“民兵Ⅰ”射程远有效载荷大，目标选择灵活，命中精度高，并且有较强的生存能力和突防能力。

“民兵Ⅱ”导弹于1961年5月开始方案论证。1962年7月开始研制。1964年9月—1965年5月进行研制性试飞，共试飞51次。1965年10月—1972年为部署阶段，共部署500枚。1975年后有50枚“民兵Ⅰ”被“民兵Ⅱ”取代，现役共450枚，部署在蒙大拿州马姆斯特罗姆空军基地150枚，密苏里州怀特曼空军基地150枚，埃尔兹沃斯空军基地150枚。

“民兵Ⅱ”计划投资共51亿4千多万美元（1970年美元值）。“民兵Ⅱ”导弹单价780万美元（1984年美元值）。

主要战术技术指标

编号	LGM-30F	类型			MK11B，MK11C
武器系统代号	WS-133B	重量			725kg（带突防舱
最大射程	11260 km	威力			1～2 Mt TNT 当量
命中精度（圆公算偏差）	560m	发动机	1级	2级	3级
反应时间	32s	类别	M55E-1	SR19-AJ-1	M57A-1
弹长	17.55m	推力	890 kN	270 kN	156 kN
弹径	1.67m	工作时间	60s	65.2s	60s
裙部直径	1.88m	制导方式			NS-17 全惯性制导
发射重量	33100kg	发射方式			地下井贮存，井下发射
弹头					



“民兵Ⅱ”第二级外形

导　弹

布局与结构　“民兵Ⅱ”结构布局基本上与“民兵Ⅰ”相同，其主要改进是加大第二级，直径从1.12米增至1.32米，长度从3.6米增至4.11米，装药量增加约1500千克，使级比最佳化。

第一级裙部和一、二级级间段采用铝蒙皮加隔框结构。连接制导控制舱和弹头的连接段原用铝制，重11.34千克，现改用铍，重4.63千克。

动力装置　三级全部采用固体火箭发动机。第一级发动机采用14%聚丁二烯丙烯腈/FCA固化剂，70%过氯酸铵和

16％铝粉，推进剂密度为1.76克/厘米^3，不再使用力学性能和重现性较差的聚丁二烯丙烯酸。壳体内壁绝热层改用轻质的碳纤维酚醛。第一级有四个喷管，每个重约90千克，采用多晶石墨支撑的钨喉衬，结构材料为钢和二氧化硅/酚醛带及石棉/酚醛带。第一级发动机最大推力为930千牛，平均推力为821.5千牛，平均海平面比冲236秒，真空比冲267.8秒，实测比冲241秒，总冲48 971 290牛一秒。第二级发动机用端羧基聚丁二烯推进剂取代原来的聚氨酯，使比冲提高4～5秒，真空比冲达288秒。用潜入式固定单喷管取代四个摆动喷管，喷管膨胀比增大到24.79。发动机总重7050千克，推进剂总重6240千克，质量比为0.886。第三级发动机与“民兵ⅠB”第三级用的基本相同。

“民兵Ⅰ”各级发动机性能数据

级　别		第一级	第二级	第三级
发动机编号		M55E－1	SR19-AJ-1	M57A-1
直径		1.67m	1.32m	0.95m
长度		7.49m	4.11m	2.3 m
重量		22 680 kg	7 050 kg	1 900 kg
壳体材料		钢6AC	钛Ti-6Al-4V	S 994 玻璃纤维 / 2265环氧树脂
推进剂*		PBAN/AP/Al	CTPB/AP/Al	CMDB/AP/Al
药柱内孔		六尖星形	四尖星形	四前翼一柱形
平均比冲	地面	236.2 s	248 ～ 252s	251 ～ 255s
	真空	267.8 s	287.88s	
喷管数量		4	1	4
喷管膨胀比		10	24.79	18
推力方向控制		单轴摆动喷管	氟里昂液体喷射	单轴摆动喷管
推力		890～912kN	270 kN	156 kN
工作时间		60s	65.2s	60s

*PBAN—聚丁二烯丙烯腈　AP—过氯酸铵　CTPB—端羧基聚丁二烯　Al—铝粉
CMDB—复合改性双基

制导与控制　“民兵Ⅰ”导弹采用惯性制导系统，由平台、计算机、制导电子设备组成，代号NS-17。总重（包括镁合金截锥形壳段在内）共113千克，耗电900瓦。平均无故障时间6700小时。平台用铍制造，同原铝平台相比，提高了结构刚度。包括惯性仪表和电子组件在内，平台总重31.75千克。平台上装有两个G6B4双轴动压气浮稳定陀螺和三个16PIGA-G摆式积分陀螺加速度表，精度都比“民兵Ⅰ”的高。G6B4陀螺的漂移率为0.01°/小时，加速度表的速度分辨率为0.036米/秒。

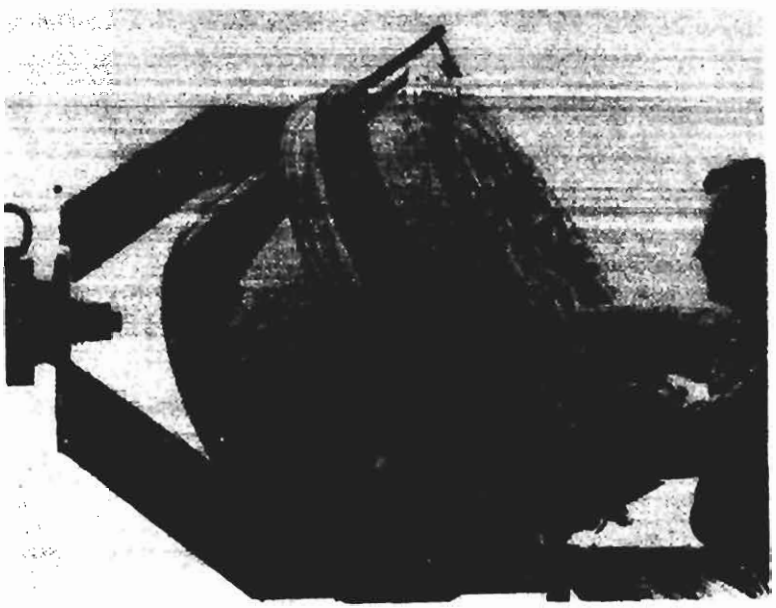
“民兵Ⅱ”导弹研制型使用D37B计算机，作战型采用抗核辐射加固的D37C计算机。它们的元件都由晶体管改用集成电路，体积小，重量轻，容量大。D37B重17.39千克，D37C重18.1千克，体积都为0.012立方米。容量：D37B为6912字，D37C为7225字。

NS-17比“民兵Ⅰ”的NS-10增加了一个G1-T1-B型单自由度气浮陀螺，用于导弹的瞄准，使瞄准时间减少一半多。制导平台采用远距离操纵和瞄准技术。通过远距离控制装置可自动控制平台，在发射前几秒钟内，可迅速瞄准预先贮存的八个目标中的任一目标。

第一、三级飞行控制系统和“民兵Ⅰ”的相同。第二级采用氟里昂液体二次喷射推力向量控制系统。它有两个装置，共重24千克，每个装置有一个液压动力源、两个液压作动活门、两个伺服喷射器。从喷管四周相隔90度位置上的喷射器中将氟里昂喷入喷管，可控制导弹的俯仰和偏航。120千克氟里昂液体装在围绕喷管安装的环形贮箱内。此贮箱用17—7 PH不锈钢制成，箱壁厚2.76毫米，由固体推进剂燃气发生器增压。滚动控制由发动机两侧的一对切向燃气喷管来完成，所用燃气由另一台固体推进剂燃气发生器供给。在“民兵Ⅰ”第二

级飞行控制系统中早期有一个测量俯仰、偏航用的角加速度表，后期则由平台解算器提供控制稳定所需的全部角速率信息。“民兵Ⅱ”飞行控制电路采用集成电路，使重量和体积比“民兵Ⅰ”减小了一个数量级。

弹头 “民兵Ⅱ”改用阿芙柯公司的MK11B和MK11C弹头。底部直径813毫米，长3.29米，重约725千克，威力为100～200万吨TNT当量。MK11C是MK11B的抗电磁脉冲加固型，并用于取代MK11B型。两种弹头采用更尖的尖锥—柱—裙外形，具有更小的雷达反射截面。防热材料仍用高硅氧—酚醛、玻璃—酚醛增强塑料。弹头后部有装箔条和诱饵的突防舱MK-1或MK-1A，提高了突防能力。



MK1突防舱

地面设备

“民兵Ⅱ”地面设备在“民兵ⅠB”基础上做了以下改进：

1. D37计算机承担了原属地面系统的许多功能，加上采用微电子技术，使地面辅助和测试设备重量自430千克降到41千克。

2. 计算机提供的信息增多，如全中队状态、目标—时间控制、导弹起飞时间预测等。这些信息与改进的制导系统一起使目标选择能力提高了8倍。

3. 采用自准直技术，可遥控校准平台，在360°方位内瞄准。在预贮八个目标信息中，可迅速变换目标。不再像“民兵Ⅰ”那样，重新瞄准时，需派人下井转动导弹。

4. 导弹除了利用地下发控中心通过地下电缆和无线电网进行指挥控制之外，还可由空中指挥所用无线电指令发射。空中指挥所原设在EC-135飞机上，1973年改用装载量大和续航能力强的E-4A飞机。“民兵Ⅱ”新的指挥、控制和通信系统还用24位数字编码系统代替了“民兵Ⅰ”原来的发射保险系统。新系统处理的发射指令只能是经授权的真实指令，不再包含任何虚假的发射指令。

5. 在1971—1979年间对“民兵Ⅱ”地下井进行了加固。主要加固措施与“民兵Ⅲ”导弹的相同。

发展与改进

“民兵Ⅱ”是在“民兵ⅠB”的基础上改进而成的。它有很高的继承性和通用性，主要通过更换新的第二级、新弹头以及广泛采用微电子技术，使作战能力大幅度提高。但是“民兵Ⅱ”在1965年10月服役后，制导系统在地下井中曾多次出现故障，作战部队一个月退回62套制导系统到工厂返修。经过1966年12月至1967年10月

执行“挽救民兵Ⅰ计划”后，才扭转被动局面。

为适应“饱和攻击”和“确保相互摧毁”战略的需要，提高“民兵”导弹的突防能力和打击多目标的能力，美国在六十年代中期发展了分导式多弹头技术。“民兵Ⅰ”的有效载荷能力满足不了装载分导式多弹头的要求，为此又研制了“民兵Ⅲ”导弹。　　（王基祥）

民兵Ⅲ（Minuteman Ⅲ）LGM-30G

“民兵Ⅲ”导弹

概　述

“民兵Ⅲ”导弹是“民兵Ⅰ”的改进型。主承包商为波音航空空间公司，使用者为美国空军。“民兵Ⅲ”是美国第一种装分导式多弹头的地对地战略导弹。它于1964年开始方案论证，1966年开始研制，1968年8月进行首次飞行试验，1970年7月研制性飞行试验结束。共试射25次，成功17次，失败8次（其中3次是由于制导控制系统微型电路中的“微粒玷污”引起的）。1970年6月开始服役，1975年6月完成部署。现部署550枚，在迈诺特、大福克斯基地各150枚，在沃伦基地200枚，在姆斯特朗基地50枚。1978年11月结束生产。共生产830枚“民兵Ⅲ”，加上650枚“民兵Ⅲ”和930枚“民兵Ⅰ”，总计2410枚“民兵”导弹，“民兵Ⅲ”和“民兵Ⅰ”计划的总费用为132亿美元（1984年美元值），其中研制费40亿美元，采购费88亿美元。“民兵Ⅲ”导弹单价为920万美元（1984年美元值）。

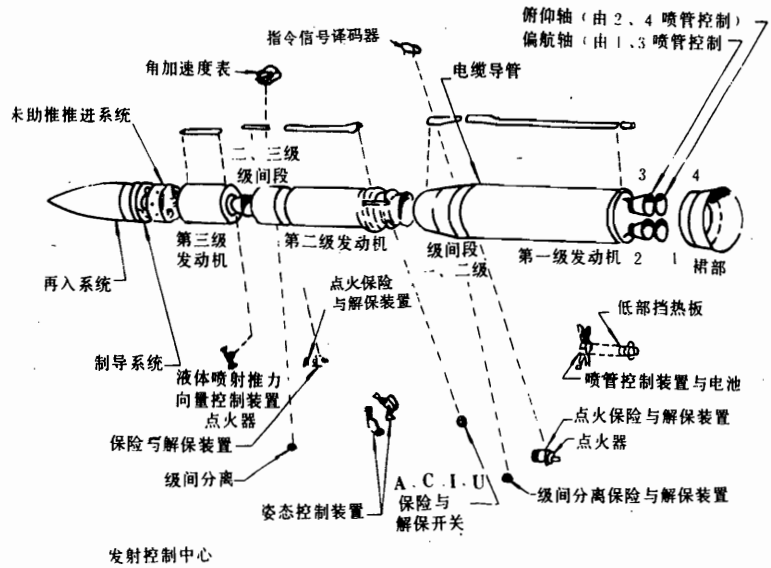
主要战术技术指标

射程			9800～13 000 km	
命中精度（圆公算偏差）		370 ～ 450m（MK12），185 ～ 227m（MK12A）		
反应时间			32 s	
弹长			18.26 m	
弹径			1.67m	
裙部直径			1.88m	
起飞重量			35 400 kg	
弹头				
类别		MK12	MK12A	
重量		907 kg	955 kg	
威力		3×175 kt TNT	3×335 kt TNT	
制导方式		NS-20 全惯性		
发动机	1级	2级	3级	末助推级
类别	M55A-1	SR19-AJ-1	SR73-AJ-1	SE256A
推力	912kN	270kN	155kN	1.4kN
工作时间	61.6s	65.2s	59.6s	

发射方式 地下井贮存，井下发射

导 弹

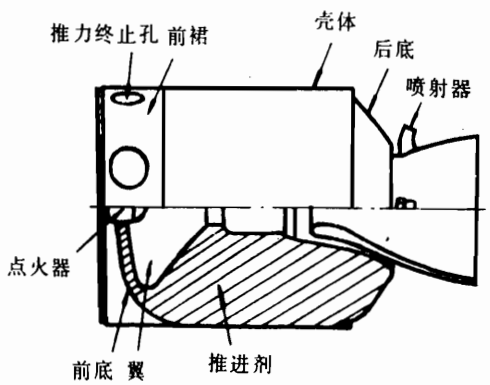
布局与结构 “民兵Ⅲ”导弹由第一级一、二级级间段，第二级二、三级级间段，第三级过渡段和头部组成。第一、二级基本上与“民兵Ⅱ”相同，主要改进在第三级、制导系统和头部。第三级直径从0.95米加粗到1.32米，使其与第二级直径相同。发动机壳体用新的S901玻璃纤维/EP-2树脂缠绕而成，名义厚度为4.07毫米，其中周向缠绕层厚2.55毫米，纵向缠绕层厚1.52毫米。玻璃纤维最小极限强度2824牛/毫米^2。壳体内部绝热层材料为V-45橡胶。头部包括末助推推进舱、制导舱、弹头释放舱、弹头、突防装置和整流罩。制导舱位于末助推推进舱和弹头释放舱之间，外壳由镁合金制成。内部是一个H形构件，它由铍铝合金角形梁和铝合金板铆接而成。内装NS-20制导系统。整流罩用钛合金制成，底部直径1.32米，全长2.7米，重约65千克。在导弹飞出大气层后，它借助两台小火箭与母舱分离。每台小火箭重6.35千克，最大推力约4.9千牛。



“民兵Ⅲ”导弹结构分解图

为提高在核尘埃环境中的生存能力，“民兵Ⅲ”已作了下列改进：（1）头部整流罩材料从铝改为钛；（2）一、二级级间段铝蒙皮加厚；（3）铝制电缆管道结构增加钛制件；（4）在推力终止孔一类易损部位，增加钛制和铝制保护斜板。

动力装置 “民兵Ⅲ”第一、二级发动机与“民兵Ⅱ”的基本相同。第三级发动机采用与第二级相同的ANB-3066推进剂，代替改性双基。该推进剂含有9%端羧基聚丁二烯/氮杂环固化剂、3%聚丁烯、15%铝粉和73%过氯酸铵。药柱装填密度94%，密度1.772克/厘米^3，重量3310千克。真空比冲284.8秒，总冲9 254 928牛一秒。发动机重3650千克。发动机用潜入式固定单喷管取代四个单轴摆动喷管。喷管本体材料为7075—T73铝合金。推力方向控制采用过氯酸锶液体喷射系统。在第三级前端装有先进的推力终止系统（由六个反向推力孔组成）和一个新的燃气旋转控制系统。



“民兵Ⅲ”第三级构形

民兵Ⅲ各级发动机性能数据

级别	一级	二级	三级
编　号	M55A-1	SR19-AJ-1	SR73-AJ-1
承包商	聚硫橡胶公司	航空喷气固体推进公司	聚硫橡胶公司
直径	1.67m	1.32m	1.32m
长度	7.49m	4.11m	2.35m
重量	22 680kg	7 050kg	3 650kg
壳体材料	钢D6AC	钛Ti-6Al-4V	S901玻璃纤维/EF-2树脂
推进剂* 类别	PBAN/AP/Al	CTPB/AP/Al	CTPB/AP/Al
重量	20 800kg	6 246kg	3317kg
发动机质量比	0.915	0.886	0.91
药柱内孔	六尖星形	四尖星形	六前翼一柱形
比冲			
地面	236.2s	248 ～ 252s	248 ～ 252s
真空	267.8s	287.88s	284.8s
喷管数量	4	1	1
膨胀比	10	24.79	23.55
推力方向控制	4个单轴摆动喷管	氟里昂液体喷射	过氯酸锶液体喷射
最大推力	912kN	270kN	155kN
工作时间	61.6s	65.2s	59.6s

*PBAN—聚丁二烯丙烯腈　　AP—过氯酸铵　　CTPB—端羧基聚丁二烯　　Al—铝粉

制导与控制　“民兵Ⅲ”制导控制系统代号为NS-20，主要由陀螺稳定平台（重31.8千克）、数字计算机（重19.1千克）、放大器组件（重11千克）、电子控制装置（重11千克）和电池（重6.8千克）等组成，由北美航空航天公司奥托纳提克分公司研制。总重110千克，平均无故障时间9600小时。早期采用与“民兵Ⅰ”制导系统NS-17相同的G6B4陀螺、16PIGA-G加速度表和陀螺罗盘组件，后期改用性能更好的G10B动压气浮自由转子陀螺，G10B陀螺重0.908千克，转子直径84毫米，漂移率0.005°/小时，NS-20采用抗核辐射加固的D37D计算机，重19.1千克，体积0.017立方米。采用镀线存贮器，存贮容量为14137个字，比D37C的增加近一倍。

“民兵Ⅲ”导弹的两组弹载电池分别装在第一级和制导舱，代号均为SEBG。每组电池重6.8千克，工作周期212秒，设计寿命5年，工作电压为29±½伏。

NS-20制导系统进行了全面抗核加固，周围装有电磁脉冲屏蔽层，用黑盒件屏蔽代替元件屏蔽，还装有瞬时探测器和两个环境敏感器，来瞬时关闭敏感电路，以防核辐射和电磁脉冲效应。NS-20提高了惯性元件的精度，同时还对各项系统误差进行了修正补偿。它与末助推推进系统一道工作，对主动段累积误差进行修正，有效地提高了命中精度。

NS-20采用扰动自瞄准技术，能精确调整外参考数据，自动瞄准和保持瞄准。NS-20采用混合显式制导取代NS-17的隐式制导，按照目标来控制导弹飞行，可减少计算机标定目标所需的信息，使“民兵Ⅲ”制导计算机存贮的目标数据由三组增加到四组。

弹头　“民兵Ⅲ”采用MK-12和MK-12A两种分导式多弹头。目前550枚“民兵Ⅲ”中已有300枚装上了MK-12A，大大提高了打击多目标的能力。MK12母弹头有三枚17.5万吨TNT当量的子弹头，子弹头在释放舱中由机械装置固定，末助推控制系统用于控制投放子弹头，突防舱中有两、三组金属箔条干扰丝、诱饵。MK12母弹头外形为尖拱形，重907千克，底部直径1.32米，全长3.66米。子弹头外形为细长尖锥，底部直径543毫米，长1.813米，重约159千克。端头材料为模压碳酚醛，弹头防热材料为带缠碳酚醛。子弹头所用核装置代

号为 W-62 。末助推控制系统相当于第四级，采用一台1402牛推力的液膜冷却铍合金制 RS-14 主发动机和十台涂硅化物抗氧化涂层的铌合金姿控发动机，其中俯仰、偏航共六台，每台推力 102 牛；滚动四台，每台推力80.4牛。RS-14 主发动机可以在俯仰和偏航两个方向上摆动，最大摆角约 5°。推进剂为一甲基肼和四氧化二氮。发动机用挤压式推进剂输送系统。推进剂箱为 A-286 不锈钢焊接的双层壁组件。两个贮箱分别固定在两根铍铝合金Z形架上。每个贮箱长约 838 毫米，直径约 345 毫米，壁厚 0.7 毫米，重约13.7千克。两个贮箱共装 116 千克推进剂。贮箱内壁呈波纹状，一端固定，另一端可伸缩，由钛合金氦气瓶内的氦气进行增压。为了防止推进剂泄漏，贮箱在加注完推进剂后即焊死，形成全封闭结构。末助推推进系统是按照贮存寿命为十年设计的，使用寿命要求为五年。

在“民兵Ⅲ”第三级分离后不久，大约在 240 千米高空，末助推控制系统开始工作，按计算机预定程序，对母弹头的速度和方向进行修正。在大约 960 千米高度，开始依次沿轴向投放子弹头。每次投放后，末助推控制系统使母弹头机动，改变弹道并调整速度和方向，再投放下一个子弹头。子弹头落点间距离可达60—90千米或更远一些。子弹头投完后，母舱被送入另一条预定弹道。

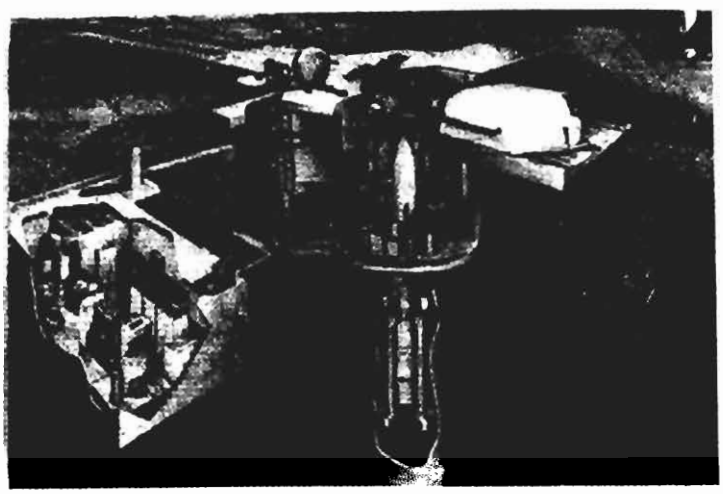
子弹头在飞行试验期间，曾遇到过滚动异常问题，引起弹头烧蚀不均匀和侧滑。为解决此问题，子弹头采用慢旋稳定的办法，旋转速度约为 2 转/秒。

MK12A 是 MK12 的改进型，外形、尺寸、重心均无变化，核装置代号为W-78，主要改进有：①解保与引爆系统进一步小型化，布局更合理，节省内部空间，多装聚变材料，使威力提高一倍，达到34万吨 TNT 当量，重量仅增加16千克；②端头防热采用碳—碳复合材料；③改进制导系统软件，命中精度提高一倍，达到 185—227 米。

三枚MK12A子弹头装在母舱上，右为“民兵Ⅲ”整流罩

地面设备

“民兵Ⅲ”地下井从1971年10月至1977年8月进行了加固，使井的承压能力达到6865～13730 千帕。主要加固措施有①改进导弹悬挂系统，把地下井中的发射设备装在加固的由隔震板支撑的悬浮地板上，有效地提高



“民兵Ⅲ”地下井和发控中心

了抗地冲击波能力。②在井盖上加一层厚250毫米的硼酸盐防辐射混凝土，增强了防辐射和抗冲击波的能力。井盖厚度达1.47米，重约100吨。③沿井盖缝隙安装碎片收集器，可收集核爆炸引起的尘埃、碎石或积雪和冰块，以免落入井内损伤导弹。

“民兵Ⅲ”的指挥、控制和通信系统比“民兵Ⅱ”的更加完善，除了地面电缆通信系统、无线电通信系统及空中指挥所以外，尚有卫星通信系统、紧急火箭通信系统和攻击后指挥控制系统，大大提高了实战能力和生存能力。

发展与改进

“民兵Ⅲ”装载具有高命中精度的分导式多弹头，大大提高了突防能力和打击多个硬目标的能力。通过加固地下井，加固导弹，加固指挥、控制和通信系统，全面提高了“民兵Ⅲ”武器系统的抗核环境能力。在1972年至1977年8月完成“民兵Ⅲ”地下井加固工程的同时，还安装了指令数据转换系统。此系统把一枚导弹攻击的目标换成计算机预先未贮存的新目标，只需25或26分钟，大大提高了作战灵活性。在此之前，要变换这样的目标，需派人到井下更换磁带和重新装定诸元，花费16—24小时。在服役后，NS－20制导系统也做了改进，惯性平台和加速度表飞行性能的数学模型更加精确，发射前对陀螺和加速度表的校正程序更加合理，再结合测地和地球物理数据方面的改进，进一步提高了命中精度。

空军曾在1975年实施“撒胡椒粉计划”，经飞行试验验证，“民兵Ⅲ”有能力携带多达7个10万吨TNT当量的子弹头。此外，1974年还从C－5A运输机上成功地进行了“民兵Ⅰ”导弹的空中发射试验，验证了空中发射洲际弹道导弹的能力。 （王基祥）

和平保卫者 (Peacekeeper MX) MGM-118A

概 述

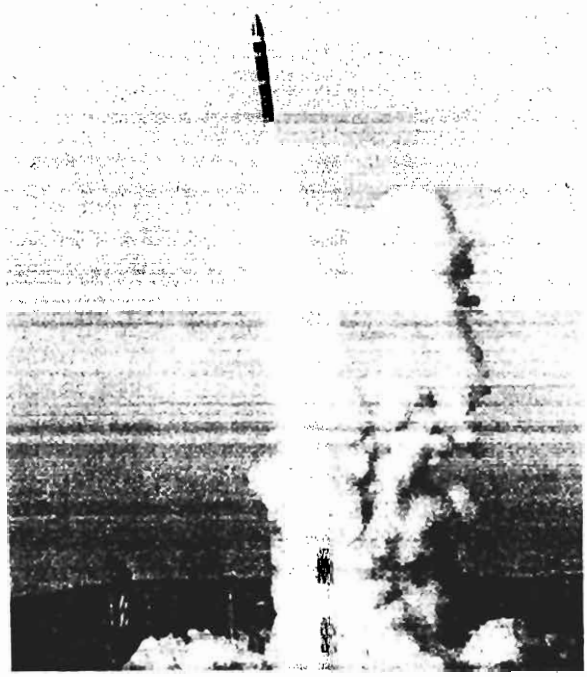
“和平保卫者”导弹是美国大型固体洲际弹道导弹，导弹代号MGM-118A，原名先进洲际弹道导弹，即MX导弹。主承包商是马丁·马丽埃塔公司。1971年由战略空军司令部提出研制，1973年成立MX导弹计划局，开展预先研究工作。1976年3月进入方案论证阶段，1979年9月开始全面工程研制，1983年6月17日作第一次研制性飞行试验，这类飞行试验计划进行20次。1986年开始部署，先在经过改装和加固的“民兵Ⅲ”导弹地下井中部署50枚。MX导弹计划的总费用达332亿美元，每枚导弹的费用约为6637万美元（1983财政年度的美元值）。

主要战术技术指标

射程	11100km	类别	固体火箭发动机（前三级）
命中精度（圆公算偏差）	90m		液体火箭发动机（末助推级）
弹长	21.6m	推进剂	端羟基聚丁二烯（一、二级）
弹径	2.34m		硝酸酯增塑聚醚复合药柱（三级）
起飞重量	86.4t		四氧化二氮和一甲基肼（末助推级）
投掷重量	3600kg	推力	2213kN （一级、真空推力）
弹头			1332.8kN （二级）
类别	10个MK21子弹头		343kN （三级）
重量	2578kg	工作时间	60s （一级）
威力	10× 500kt TNT 当量		55s （二级）
制导	惯性制导		60s （三级）
发动机		发射方式	地下井发射

导　弹

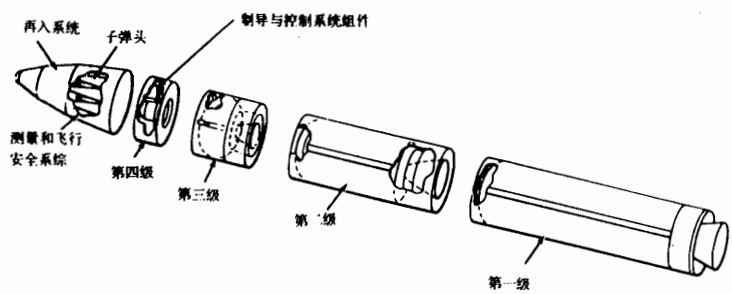
布局与结构　MX导弹包括头部、整流罩、释放舱和弹体。整流罩由三段圆锥壳体组成，既能适合弹体的大直径和容纳十个子弹头，又能使导弹长度缩短、重量减轻。释放舱是个圆柱段，直径与弹体相同，起承载和释放子弹头的作用。子弹头为MK 21弹头，当量约50万吨TNT，放在释放舱上面的整流罩内。弹体呈圆柱形，由四级组成。其中三级为固体助推级，第四级为液体末助推级。前三级的固体火箭发动机壳体均用凯芙拉49纤维缠绕。末助推级采用铝合金外壳，外面有钢网石英布核防护层，内部安装液体动力装置和高级惯性参考球与计算机组成的制导系统。全弹除整流罩外，外表面还包一层防护层，用于在发射期间保护导弹不受尘埃、碎片、核辐射的浸蚀和破坏。防护层是用环氧树脂粘接在导弹外表面的氰基异丁橡胶/三元乙丙橡胶（NBR/EPDM）黑色面板，板材厚度约6.35至12.7毫米。



导弹从范登堡空军基地发射

动力装置　由三级固体火箭发动机和液体火箭末助推发动机组成。

第一级发动机由聚硫橡胶公司研制，由壳体、绝热层、推进剂药柱、喷管及推力向量控制系统、作动系统和点火器等组成。壳体用凯芙拉49纤维材料缠绕而成。壳体前、后各有两个端盖。壳体重2006千克。绝热层重472千克，采用低密度填充二氧化硅的三元乙丙弹性橡胶（EPDM）。推进剂药柱采用端羟基聚丁二烯推进剂，固体含量90%及一定量的铝粉，药柱呈圆柱孔型，后部开有翼形槽，推进剂重33611千克。真空比冲272秒。喷管为潜入式摆动单喷管，用三向编织的T 300碳/碳复合材料制成。喷管重744千克，喉部直径381毫米，出口直径1.524米，喉部到出口的长度是1.573米，膨胀比16，最大矢量偏角为8°；推力向量控制采用后支点柔性密封接点，它是由16层S-2玻璃环氧增强层和17层天然橡胶层相互交叠而成的。作动系统由固体推进剂燃气发生器、涡轮液压装置、两个间隔90°配置的电动伺服作动筒组成。燃气发生器驱动高速涡轮，涡轮通过减速器减速，推动俯仰和偏航作动器。作动系统重135.9千克。点火器是火箭式点火器，安装在发动机头部，重约40.2千克，其中药柱重5.2千克。第一级长为8.44米，直径2.34米，总重48.3吨，燃烧室压力9650千帕，燃烧室温度3432℃。

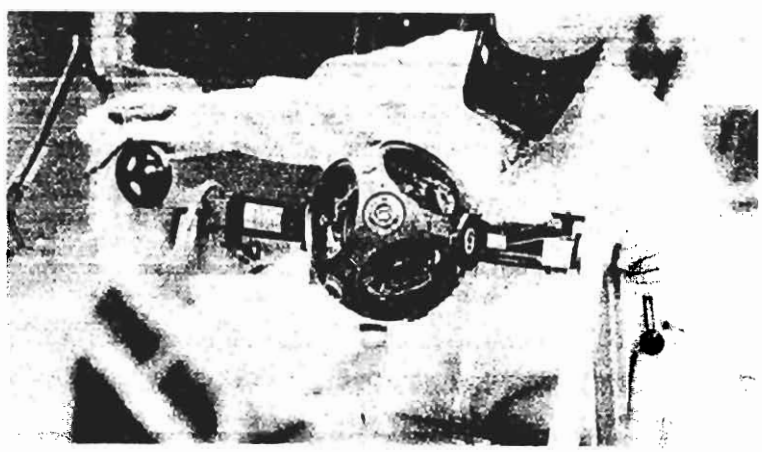


总体布局

第二级发动机由航空喷气通用公司研制。设计方案与第一级的基本相同。壳体用凯芙拉49纤维缠绕而成。前、后裙由凯芙拉带编织物和纤维沿环向缠绕而成，全部用环氧树脂粘接。通过橡胶剪切层用螺旋缠绕层把裙部连接在壳体上。裙部铆有铝框。后端盖处的绝热层的厚度为13毫米，侧壁在不直接暴露于燃气中的部分厚度为0.76毫米。绝热层材料与第一级的相同。推进剂药柱是端羟基聚丁二烯加奥克托金炸药，固体含量88%。药柱呈圆柱孔型，后部开有八个大翼形槽，前部开有八个小翼形槽。喷管喉部和入口段是一个三向碳/碳纤维编织的整体结构件，由覆以碳酚醛绝热层的钢结构支撑。喷管端帽为改进型碳/酚醛弹性体。喷管出口段为普通烧蚀锥段，内层缠碳/酚醛带，外层覆以石墨酚醛层。喷管摆动的柔性密封接头由石墨/环氧增压层和天然橡胶（聚异戊二烯）弹性层相互交叠而成，允许喷管摆动± 6°。可延伸喷管延伸段在点火前伸出，使喷管膨胀比由33：1提高到57：1。点火器也是火箭式点火器。壳体由玻璃纤维和环氧树脂模压成型。第二级发动机长5.598米，直径2.34米，总重 27.32 吨，燃烧室压力8.24兆帕，燃烧室温度3542℃。

第三级发动机由赫克里斯公司研制。发动机外形短而粗。它由壳体、绝热层、推进剂药柱、喷管及推力向量控制、喷管延伸段延伸系统、点火系统和推力终止系统等组成。壳体用凯芙拉/HBRF-241 纤维材料缠绕，重278.9 千克。绝热层，包括前、后端盖及拼接带三部分，重65.2千克。其厚度在连接件附近最厚，前端盖处厚33毫米，后端盖厚约19毫米。推进剂选用高能硝酸酯增塑聚醚复合药柱。药柱前端有七个槽，中间是一个大中心孔，后端有一个缓应变槽。推进剂重7042千克。喷管由基本喷管、喷管延伸段和柔性密封接头组成。基本喷管为潜入式喷管，潜入深度为 343 毫米。主承力结构为铝固定壳和铝出口锥壳，暴露于燃气中的部位使用碳/ 碳材料。入口端帽用预浸渍石墨酚醛布制作，出口锥烧蚀层也用预浸渍石墨酚醛布制成，整体喉部入口用碳/ 碳材料三向编织而成。喷管用钢螺栓与燃烧室连接。推力向量控制装置为喷管柔性密封接头，由十个球面形玻璃纤维/环氧复合材料的增强件、铝合金前端环及钛合金后端环组成。增强件模压到天然橡胶弹性层中。喷管延伸段伸缩系统由两段长约 560 毫米的碳/碳套入锥段、气动伸展作动系统和燃气发生器组成。喷管延伸段伸出后，喷管膨胀比从24：1增加到 67.5：1，可使推力增加5.6 %。点火器壳体由玻璃纤维复合材料制造，主装药是 NEPE 推进剂，重 2.5 千克。推力终止采用总能量管理系统，可提早终止推力，以改变导弹的射程或在导弹达到预定位置和速度时适时地终止推力。第三级固体火箭长2.33米，直径 2.34米，总重 7.85 吨，燃烧室压力 5.2 兆帕，燃烧室温度3542℃。

末助推级由洛克维尔国际公司的洛克达因分公司研制，它包括一台提供轴向推力的主发动机和八个姿控发动机、两个贮箱和一套增压系统。该级用于保证末助推级与第三级可靠分离和释放子弹头，其外壳为2024铝合金结构。主发动机燃烧室和喷管内壁为烧蚀式的，推进剂采用四氧化二氮和一甲基肼，重645 千克。推力为13.3千牛，工作时间175 秒。发动机可双向摆动，摆角为±15°；两个贮箱由 AMCO 公司制造，采用铝合金材料。箱内有容纳推进剂的薄金属囊，增压系统用高压氦气 。高压氦气通过活门进入贮箱，将囊中的推进剂压入燃烧



高级惯性参考球

室；八台姿控发动机中的两台用于俯仰控制，两台用于偏航控制，其余四台用于滚动控制。滚控发动机倾斜安装，除提供滚控力矩外，还可提供较小的前向推力。姿态控制发动机用铍合金制造，采用再生冷却。

制导与控制 制导与控制装置装在第四级的抽屉式盒中，便于抗核加固。制导控制装置由惯性参考球平台、电子装置和计算机、配电组件、火工品解保险开关和飞行用冷却剂贮存系统等组成。制导控制装置重约209千克。

高级惯性参考球平台由诺思罗普公司的电子分公司研制。它是一种没有框架的浮球平台，能自行校准和对准，具有无振、全姿态特点。参考球平台由球体、球壳、电子组件和外罩等部分组成。其尺寸约为432 × 432 × 381毫米，重52千克。球体内装三个陀螺和三个加速度表及其电子器件。球体正中还安装电动涡轮液压泵，提供悬浮液。悬浮液是一种低粘度的 FC-77 碳 氢液体。电子组件采用分立元件和混合集成电路组装和集成在五层厚膜多层板上，其铝制外壳上安装有倍增器、姿态读出器、加速度表读出器、温控器与计算机接口设备等。所有陀螺、加速度表和姿态传感器信号输出系统都采用混频和多路传输，经电刷送到直流线路并在外电子组件中处理，然后用载波编码，通过接口送到计算机中。电子组件采取了抗核加固措施。三个陀螺是诺斯罗普公司研制的单自由度液浮速率积分陀螺，陀螺马达轴承为半球形动压气体轴承，浮子轴用液浮加有源磁悬浮，使精度达0.000015°/小时，平均故障间隔时间 100 000 小时，陀螺重量 0.5 千克。加速度表（比力积分接受仪）是由霍尼韦尔公司研制的四浮摆式积分陀螺加速度表，它是“民兵Ⅲ”16PIGA 的改型，采用双速正、余弦分解器和全角度读出装置，并有温控，该表精度较高，其分辨率达10^{-6}～10^{-7}g 。

计算机重 63.1 千克，容积 84 639 厘米^3，每秒可作 185 000 次运算，是“民兵Ⅲ”D37D 计算机的 5～6 倍。计算机采用 12 000 字半导体只读存贮器、 16 000 字磁心存贮器、4000字核加固的镀线存贮器。地面操作时，它们分别用于贮存飞行程序、测试校准和对准惯性仪表。飞行期间发出关机指令、给火工品发指令并控制导弹稳定飞行。

弹头 由释放舱、子弹头和整流罩等部分组成。重2578千克，长4402毫米，由阿芙柯公司研制。释放舱高度约 330 毫米，上端安装整流罩，下端与第四级舱体连接。内部装十个子弹头，它由支承结构、子弹头固定装置、电子装置和电缆等组成。支承结构呈圆盘形，用复合材料制作，内、外两侧有圆形抗扭结构，中间有用九根辐条和桁梁加强的结构，子弹头安装在辐条和外抗扭结构上，用三个爆炸螺栓固定，电子装置直径 457 毫米，与制导控制系统和各子弹头电气连接。放在内抗扭结构的圆毂中间，它包括一个信号分配组件、几个保险/解保险机构、一个目标装定组件和确定打击目标顺序的程序器，电缆为抗核加固屏蔽电缆，敷设在第四级中央。

MX 导弹弹头和整流罩

子弹头是MK 21弹头，共十个，子弹头由端头、触发引信、解保和引信分系统、防热层—承力结构、天线、旋转稳定分系统和核战斗部等组成。端头用碳/碳纤维细编穿刺编织而成；引信采用积分加速度式的弹道长度引信。子弹头底部为铝合金受力结构。尾段用石墨/环氧复合材料制成，防热层用碳酚醛带缠绕。子弹头采用旋转稳定，起旋系统包括一个燃气发生器和两个旋转喷管，安放在子弹头底部，子弹头释放后不久燃气发生器工作，燃气通过旋转喷管排出，使子弹头保持旋转稳定；核战斗部代号为W87，威力为50万吨TNT当量，每个子弹头重 194 千克。纵向分导距离约为1450～1660千米。

整流罩用于在主动段保护子弹头，长4072毫米，重 328 千克。整流罩在第三级工作期间导弹加速度达 4.5 g 和高度为 100 千米时抛罩。其程序为：火工品起爆，导爆索切断整流罩与释放舱的连接面，接着抛罩发动机点火，将整流罩向前侧推出。抛罩发动机平均推力约为 24.52 千牛。工作约 0.8 秒。发动机的燃气通过两个倾斜安装的排气管排出，将整流罩推向前方，两个排气管向同一侧倾斜2°，以便使整流罩偏离原来的弹道。

地面设备

MX导弹基地部署方式、地面设备的配置和组成等受生存能力、技术难度、经费、环境影响，多年来一直定不下来。先后设想了陆上机动、水上机动、空中机动和地下井发射等方式，提出了几十种方案，如：地面越野机动、公路或铁路机动、岩石坑道、水平掩体、垂直掩体、带盖的壕沟、密集部署、河道、水池/河道、海岸潜艇、大型飞机和地下井等方案。大多数方案均被否决，曾有如下几种方案可供选用，但还未最后确定：

水平跑道式机动发射方案是在环形公路周围构筑许多掩体的多保护结构发射系统。在该发射系统中每枚MX导弹配备一辆运输—起竖—发射车，一辆遮盖保护车，有一条环形公路连接23个掩体。附属设施有末装配区及铁路专用线。掩体是钢筋混凝土结构，可承受4.1兆帕的压力，掩体内部呈拱形，内径6米。环形跑道为六边形，宽6米，一个环形跑道长24～32千米，要建造大约200多个这样的跑道；运输—起竖—发射车长55米，高4.11米，宽3.96米，载弹时重约300 000千克，有24个轮子。该车要用2423千瓦柴油发动机牵引，最大速度为48千米/时。

水平装填站发射系统方案是上述方案的改型，该发射系统是在部署区用几条大致平行的公路代替环形跑道，每节公路两侧构筑23个掩体。发射时，装有导弹的起竖—发射车滑出掩体口，导弹升至垂直状态进行发射。导弹掩体是钢筋混凝土结构，长52米，内径4米。掩体壁厚530毫米；运输车长64米，宽5.18米，高7.9米，重362 000千克。

垂直掩体发射系统方案是把导弹配置在垂直掩体内，掩体是一个具有混凝土套筒的垂直地下井，类似“民兵”导弹地下井。各掩体间距约两千米。装弹车可在23个这样的掩体间机动，以提高生存能力。

密集式部署方案是以密集的方式配置的超硬地下井，把导弹配置在这样的发射井内。部署场地呈窄长形，长22.5千米，宽约1.9千米，井间距离为548米。该基地包括一个导弹部署区、操作基地设施和后勤中心。部署区有垂直发射井、发射控制中心、一个通信系统和一个电力系统。发射井为钢筋混凝土结构，井深53米，井壁厚1.8 — 2.4米，井内有导弹保护装置、减震系统和钢制内衬。发射井可加固到能承受约34.3兆帕超压。发射时，导弹在地面点火发射。该方案因耗费大而且易受攻击而被否决。

利用“民兵”导弹地下井发射方案是目前被采纳的方案。1985年8月23日，MX导弹利用范登堡空军基地的一个“民兵”地下井进行第九次发射试验。这是MX导弹的第一次地下井发射试验。国会已批准生产50枚MX导弹，部署在“民兵”导弹地下井内。

机动/地下井结合的方案是平时使导弹穿上铠甲，放在发射架上，定期地用一般运输车（未加固）机动，并在机动的沿线上分散部署数百个简易的地下井或地洞，每枚导弹可配备10～20个空的地下井，以便迷惑敌方，提高生存能力。

MX导弹的指挥、控制和通信系统十分复杂。要求其在遭攻击前、攻击中和攻击后都能可靠地工作。平时由两个地面控制中心通过一条掩埋的光缆网络进行指挥控制，线路采用重复技术，话音和数字传输采用密码形式，以确保保密和安全，并以数字信息进行接收、处理和转发。此外，配备中频无线电通信系统作为备用系统，由空中指挥中心控制。每一个掩体内设有一套加固的中频天线和一部中频收发信机。若遭核攻击后上述两套系统失灵，还可通过甚低频、低频接收机指挥MX导弹的发射。

作战使用

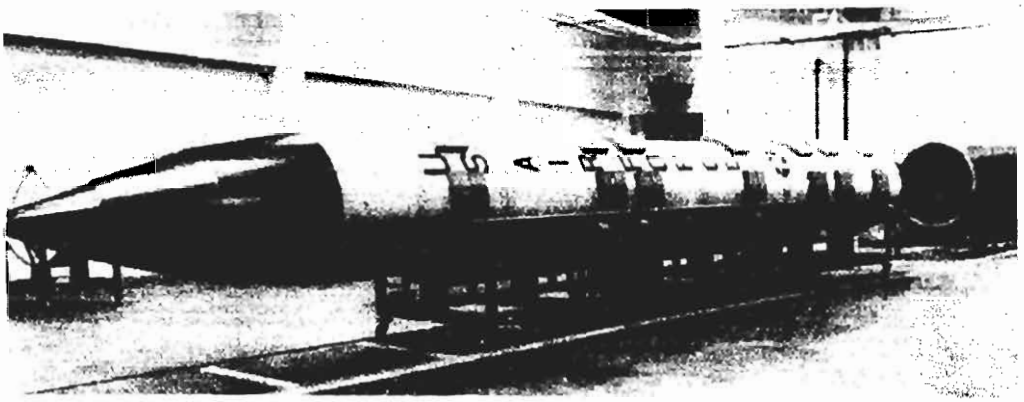
MX导弹武器系统包括导弹和发射阵地各种设备，由于部署方式未定，系统各种设备尚未定下来。MX导弹的工作过程如下：

MX导弹由蒸汽发生器产生的压力将其从贮存筒中推出，导弹被推出后，第一级发动机点火。第一级发动机约工作60秒，在约23千米高空关机。第二级发动机约工作55秒，在约88千米高空关机，第三级发动机工作60秒，它携带弹头到达约213千米高度。导弹与第三级分离时，仅剩下由10个子弹头释放舱和末助推级组成的母舱。母舱利用末助推级进行微调，使其符合弹道要求，每一次调节后，母舱释放一个子弹头，子弹头按不同弹道命中目标。

发展与改进

MX导弹是美国的第四代导弹，计划生产200枚。它采用先进的技术、新型材料等。因此具有投掷重量大、精度高等优点，但生存能力较差，有待进一步完善。 （张振华）

侏儒（Midgetman）



“侏儒”导弹

概　述

“侏儒”导弹是美国正在研制的公路机动的固体洲际弹道导弹（又称小型洲际弹道导弹），用于打击导弹地下井这一类硬目标。研究“侏儒”导弹的基本指导思想是通过机动性提高导弹发射前的生存能力，以弥补MX导弹在这方面的不足。到九十年代，它将与MX导弹一起作为美国战略核威慑力量的重要组成部分。“侏儒”导弹由1983年4月11日组建的“总统战略力量委员会”提出研制。同年5月3日，空军成立“侏儒”导弹计划局。该局组织军方和承包商迅速开展有关研制、投标和签约等工作。“侏儒”导弹计划于1987年进入全面研制阶段，1988年末开始首次飞行试验，1992年具备初步作战能力，参加“侏儒”导弹预先研制的主要公司有：波音航空航天公司、古德伊尔公司、马丁·马丽埃塔公司、通用动力公司、贝尔航空航天公司、洛克希德导弹与航空航天公司和麦克唐纳道格拉斯公司等。美国弹道导弹局计划制造1000枚单弹头“侏儒”导弹，每枚导弹的成本约为3800万美元（1983年度美元值）。

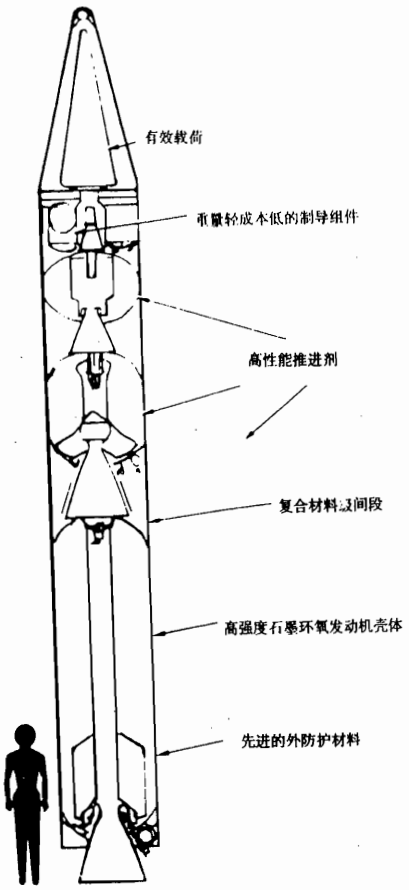
主要战术技术指标

射程	10000～12000 km	威力	500kt TNT当量
命中精度（圆公算偏差）	146～182 m	制导	采用轻型高级惯性参考球加中段和末段修正
弹长	16.15 m	发动机	
弹径	1.17 m	类别	固体火箭发动机
起飞重量	16800 kg	数量	两级或三级
弹头		推力	第二级推力为182 kN
类别	MK21单弹头或MK12A的一个子弹头	工作时间	第二级试车时间约为41.7s
重量	194～500 kg	发射方式	以公路机动为主

导 弹

总体布局 根据战略思想、技术要求以及携带核弹头型号的不同，承包公司提出了几种不同规格、不同尺寸的导弹方案。可能的总体方案是：在“潘兴Ⅱ”两级固体导弹的基础上加一个固体第三级，另外加一个液体末助推级；弹头选用MX导弹的MK 21单弹头；制导系统采用全程制导方案，即主动段采用经改进的轻型高级惯性参考球加中段、末段修正。发射方式采用公路机动。

其他几种可供选择的方案有：一种是两级固体火箭加液体末助推级；另一种是三级固体火箭加末助推级；第三种是两级固体火箭加液体火箭推进级，用以取代固体第三级和末助推级。这种方案可以使末级的体积小于MX导弹的第四级，并可降低成本，另外液体火箭发动机能准确起动和关机，不但可增加控制的灵活性，也可提高精度。但对液体火箭级在遭到核袭击时究竟能承受多大的超压还不清楚。此外，要针对不同的拦截系统设计不同状态的“侏儒”导弹，如快速燃烧型，导弹经50秒助推后于80千米高空关机；低弹道飞行方案，在大气层中直接关机使导弹免受某种定向能武器的攻击；加固型方案，对整个末助推级加固，使每平方厘米壳体表面敷有1克烧蚀材料或其他防护材料。



总体布局

动力装置 第一级固体火箭发动机选用先进的高能固体推进剂，用高强度石墨环氧树脂复合材料制造发动机壳体，外表面涂敷防护材料。联合技术公司化学系统分公司研制的第一级发动机直径为1.168米，长度为5.46米，重量约为8165千克。第二级固体火箭发动机由空气喷气战略推进公司萨克拉门托厂试制，于1985年2月9日进行了试车，推力达182.47千牛，工作时间约41.7秒。发动机壳体由石墨纤维缠绕而成，喷管采用碳—碳喷管，内部采用新型绝热材料。联合技术公司研制的第三级发动机直径 1.168 米，长度2.032米，重约1542千克。二、三级发动机可能采用锥形可延伸喷管。

制导与控制 对制导与控制系统的要求是：（1）全程制导，即主动段、中段和末段都制导；（2）精度高，要求圆公算偏差为146 — 182米；（3）可靠性高，存放一年内不需要维修；（4）结构重量轻，为45—136千克；（5）只用电池电源供电；（6）价廉；（7）针对“星球大战”计划的要求，可通过空间发射控制中心进行发射控制；（8）瞄准时间短，不超过10分钟；（9）适于在机动环境条件下工作，制导装置在机动发射车上随车到处移动，并能保持其良好的状态；（10）制导系统须进行核加固，能在核环境下生存和正常工作；（11）导弹机动时，制导系统应处在连续工作状态，以缩短发射准备时间。基于上述要求，拟采用全程制导方案。具体方案为：主动段制导采用MX导弹制导系统的改进型——轻型高级惯性参考球制导系统。预计重136千克。改进之处包括减少计算机功能、减轻重量、用集成电路重新组装电子设备、并采用新的陀螺。

中段制导拟用“三叉戟Ⅰ”潜地导弹的MK—5星光惯性制导系统。它是一个四框架平台—计算机惯性制导系统加天文导航系统的混合系统。MK—5系统重约59千克。它包括惯性测量装置，内含星光监控装置和电子仪器组件两部分。星光监控装置的核心部件是光导摄像管，它装在稳定平台上。飞行中，计算机发出指令，使光导摄像管工作，它观察、跟踪预先选定恒星的方位角和俯仰角，把此信号变成电信号，与预定值比较，其差值作为系统的修正量修正弹道，达到中段制导目的。星光惯性制导系统启动时间为一小时，其缺点是在核环境下大气电离会使系统难以工作。

末制导拟采用末端定位系统的末制导装置。这种末端定位系统可能以“潘兴Ⅱ”导弹用的雷达区域相关末制导系统为基础，也可能以巡航导弹的地形等高线匹配系统为基础。安装末制导系统的弹头可以在目标区内机

动，消除主动段和中段的制导误差，并利用已知地形参考点和弹头上的探测器，使导弹在9250千米射程的命中精度达到30.5米。这样就可以用当量较小的弹头摧毁目标。

其他几种可供选择的制导装置有：用环形激光陀螺作主动段的制导装置。霍尼威尔公司和利顿公司正在研制这种陀螺。霍尼威尔公司研制的环形激光陀螺制导装置重45.4—90.8千克，启动时间需一小时，每台造价约30万美元。利顿公司研制的正方形激光陀螺，光路长400毫米，漂移精度小于0.00185千米/小时，重约50千克。这种装置目前精度不高，1992年不能满足实战要求。环形激光陀螺制导装置加中段修正系统如星光惯导或全球定位系统，其制导精度可达到MX导弹的水平；另一种方案用Carousel 5型制导装置，它是一种“大力神Ⅲ C”运载火箭上用的四框架平台系统，由德尔科公司研制，重约62千克，从启动到调整需一小时，每套价值为50万美元。

轻型高级惯性参考球

弹头 “侏儒”导弹装备突防能力强的先进弹头。这种弹头可以机动，能躲开反弹道导弹的袭击并确保弹头精确命中目标。拟采用MX导弹的MK21弹头，弹头重194 — 206.4千克，长约1.75米，底部直径约为554毫米，其威力为30—50万吨级。其他可供选用的弹头有：“民兵Ⅲ”导弹的MK-12A子弹头，重量约179千克，长约1.813米，底部直径约为543毫米，威力约为33万吨TNT当量；“三叉戟Ⅰ”弹头MK4的一个子弹头，重96千克，长约1.3米，底部直径约为400毫米，威力为10万吨TNT当量。

地面设备

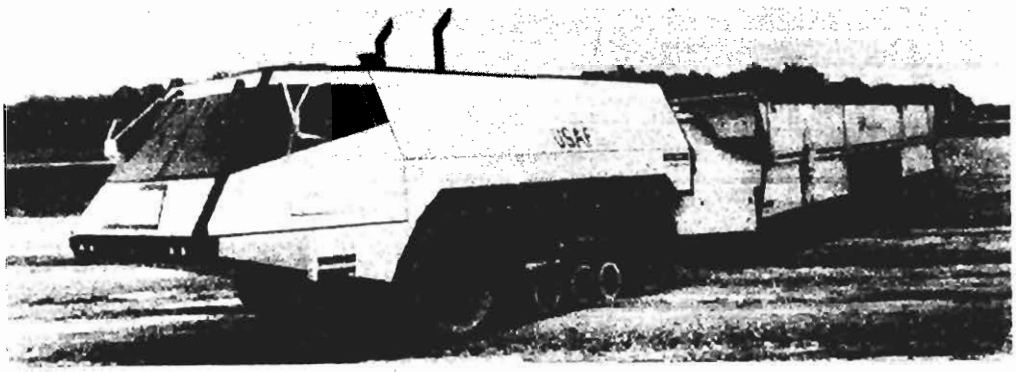
“侏儒”导弹曾考虑过各种部署方案，如地下井、空中机动、陆地蜂箱式机动、隐蔽的超掩体方式和公路机动方案等等，但主要部署在加固的机动发射车内，以提高在核攻击下的生存能力。发射车辆可加固到能承受0.21兆帕超压（要求能经受0.7兆帕超压）。可在美国西部军事基地12个区域203 800千米^{2}的范围内进行公路机动。目前有四种可供选择的机动发射车辆。

波音航空航天公司与古德伊尔公司联合设计的加固机动发射车（HML），它由牵引车和半拖车两部分组成。样车总长28.04米，宽3.66米，高1.83米。该车装有两台发动机，一台装在牵引车内的559千瓦增压式柴油发动机，另一台是装在拖车上的410千瓦的增压式柴油发动机。牵引车共重20 430千克，它有四根轴、八个车轮，拖车重74 910千克，有三根车轴、六个车轮。轮胎是辐条式钢带轮，车轮高1.37米，宽610毫米，是承受重型装备的典型轮胎。驾驶舱可容纳一名司机、一名乘员。牵引车上配有四个电视摄像机——三个在前，一个在牵引车与拖车的连接处。在核攻击时，将风档关闭以防止核冲击，驾驶员通过舱中电视屏幕驾驶车辆。这

波音航空航天公司的加固机动发射车

种车辆装有锚定器、密封围裙和穿地桩等装置。锚定器使车轴“固定”在地面上，限制车辆移动，保持车身稳定，从而使导弹处于良好的发射状态。车身装密封围裙有助于保持车底较低压力，遭冲击波袭击时，超压会将车身紧紧压在地面，增加车身的磨擦力，使车辆不致被冲击波所颠覆。穿地桩（如长钉、犁片等）也能增加车身的稳定性。

马丁·玛丽埃塔和卡特皮拉公司设计和研制的加固机动发射车为履带式车辆。它由牵引车和拖车两部分组成。牵引车的发动机是559千瓦3412V-12型四冲程柴油发动机。车辆总长为27.74米，宽3.66米，驾驶室高2.89米。牵引车/拖车总重79450千克，其中牵引车重约32234千克，拖车重约47 443千克。速度可达80.47千米/小时。该车辆和波音航空航天公司的不同之处在于：发射时，牵引车与半拖车脱开，远离发射点。



马丁公司履带式加固机动发射车

通用动力公司设计的机动发射车是整体结构，即拖车连接发射器，这种系统称“犰狳”（armadillo）的公路机动系统。车重45 000千克，速度为56千米/小时。车身带有装甲护裙，以免受冲击波颠覆，车身前面可承受0.254兆帕的超压，侧面可承受0.137兆帕超压。

贝尔公司设计的加固机动车是一种称作CACX的机动轮式气垫运输车，平时利用车轮在公路上行驶，遇到水面、沼泽地、凹凸不平或瓦砾地带时，可利用气垫系统行驶，有实战机动运输的特点。

除机动车辆加固外，还须有一个经加固的并有备份的指挥、控制、通信和情报（C^3I）系统。该系统要有可靠的有关敌情方面的信息源，需要时能及时分散部署，到达新的作战阵地时，能及时进行通信联络。机动部署的武器系统平时不用地上线路，而通过无线电联系，以免暴露位置。在受攻击后，须确保在核环境下大面积地区内的可靠通信、指挥和控制。　　（张振华）

凉鞋（Sandal）SS-4

概　述

SS-4是苏联单级液体中程弹道导弹，是SS-3的衍生型，北大西洋公约组织代号为SS-4“凉鞋”。

SS-4导弹于1955—1957年间研制，1959年开始装备部队，1961年首次公开展出。1962年曾准备在古巴部署，后撤出。

SS-4比SS-3长，射程远一倍，能携带100万吨TNT当量威力的热核弹头，也可携带常规弹头。整个导弹由弹头、仪器舱、氧化剂箱、燃料箱、箱间段和尾段连接成一个整体。弹头呈锥形，内放战斗装药。仪器舱用于放置惯性制导系统的各种仪器和其他组件。推进剂为硝酸/煤油可贮推进剂，存放在氧化剂箱和燃料箱内。尾段为圆筒形壳体，下部稍向外扩张。尾段外侧装有四个三角形尾翼，尾段内部装有一台四燃烧室的РД-214型液体火箭发动机。发动机高2.4米，重645千克，燃烧室压力为4.56兆帕，比冲达264秒，地面推力为

SS-4 中程弹道导弹

РД—214 液体火箭发动机

635 千牛，真空推力为729 千牛。导弹可以从地面固定阵地发射或机动发射。机动发射时，整个武器系统约由12辆专用车辆组成，包括带特制拖车的牵引车。这些车辆上装有推进剂和各种地面辅助设备。在发射阵地起竖和发射导弹约需20名工作人员。SS-4 导弹从软阵地发射时，具有再装填能力，它也可部署在硬阵地上，但没有再装填能力。

曾有 200 多枚 SS-4 导弹服役，主要部署在苏联西部边界和中亚地区中苏边界附近的导弹基地上，现已逐步被 SS-20 导弹取代。

SS-4 导弹从1962年开始被用作“宇宙”B 型运载火箭的第一级，从普列谢茨克和卡普斯丁亚尔发射场发射重200 — 500 千克的“宇宙”号卫星。1977年以后停止发展。

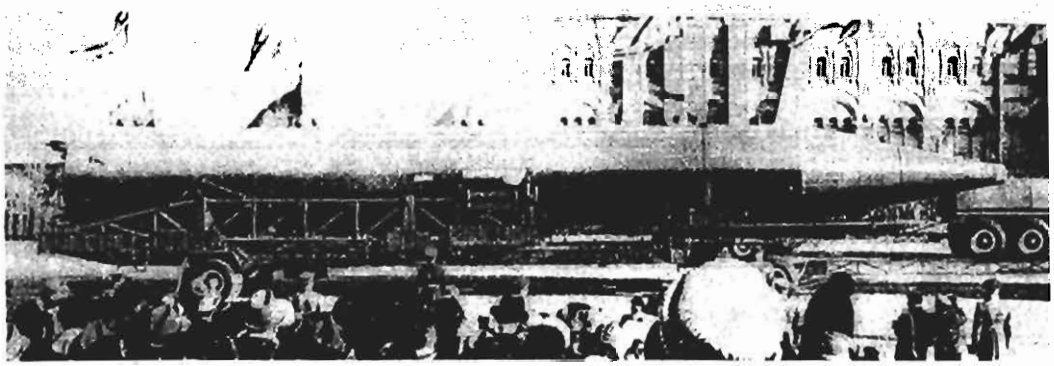
主要战术技术指标

射程	1930km
命中精度（圆公算偏差）	2300m
弹长	21m
弹径	1.65m
起飞重量	27200kg
起飞推力	635kN
最大速度	M＝ 6.7
弹头	核弹头或常规弹头
制导	惯性制导
发动机	液体火箭发动机
发射方式	陆地机动发射

（刘晶敏）

短剑 (Skean) SS-5

概　述　SS-5 是苏联单级液体中程弹道导弹，是 SS-4 导弹的发展型。它于1958～1960 年 间 研



SS-5 中程弹道导弹

制，1961年开始装备部队，1964年11月在莫斯科阅兵时首次公开展出。至1971年装备约100枚，绝大多数部署在苏联西部地区的阵地上，有的部署在地下井中。目前已由SS-20导弹取代，只有16枚仍在服役。

SS-5在结构上类似于SS-3和SS-4，弹头呈尖锥形，尾段为扩张形裙段，内装两台双燃烧室РД-216液体火箭发动机，每台的真空推力约为868千牛，真空比冲290秒，导弹采用惯性制导系统，用四个燃气舵进行姿态控制。

SS-5导弹于1964年开始用作“宇宙”C型运载火箭的第一级，可把500—1000千克重的人造卫星送入低轨道。

主要战术技术指标

射程	3500km	起飞重量	约55000kg
命中精度	2.8km	弹头	1Mt TNT当量的核弹头
弹长	24.5m	发动机	两台双燃烧室液体火箭发动机
弹径	2.44m	发射方式	地下井发射

（刘晶敏）

警棍（Sapwood）SS-6

概　述

SS-6是苏联1954年开始研制的第一代洲际弹道导弹，苏联代号是P-7。北约组织取名“警棍”，代号为SS-6。导弹由中央的芯级和周围的四个助推级组成。芯级直径2.95米，由液氧箱、煤油箱和发动机舱组成，发动机舱内装一台四燃烧室的РД-108液体火箭发动机、一个单轴涡轮和四台游动发动机。真空推力930千牛。助推级是捆绑在芯级四周的四个液体助推器，每个助推器长19米，底部直径3米，尾部外侧固定一个三角形尾翼。助推器外形为渐缩锥形，上端固定在芯级的加固件上，下部由卡箍固紧。每个助推器由液氧箱，煤油箱和发动机舱组成，发动机舱内装一台РД-107液体火箭发动机和两台游动发动机，地面推力达820千牛。

导弹发射时，5台液体火箭发动机（共20个燃烧室）和12台游动发动机在地面同时点火工作，总推力达4030千牛（地面）或4930千牛（真空）。导弹起飞后飞行约120秒，助推器中的推进剂耗尽，发动机关机，助推器随即与芯级分离。芯级继续工作约150秒，达到预定的速度后即关机并和弹头分离。弹头则沿预定弹道飞向目标。

SS-6导弹于1957年8月21日成功地进行了首次全射程试验，射程超过8000千米。由于电气系统方面的原

因，导弹的可靠性和命中精度都较差。在发射前需要加注大量推进剂（液氧和煤油），反应时间很长。导弹大而笨，只能在铁路沿线部署，生存能力很低。SS-6 导弹仅部署了十多枚，在部署后不久即在六十年代初退役。

SS-6 导弹为苏联发展运载火箭奠定了基础。将 SS-6 导弹略加改装即构成“卫星”运载火箭，这种火箭曾在1957年10月4日被用来发射世界上第一颗人造地球卫星。上面再增加一级或两级就组成“东方”、“联盟”和“闪电”运载火箭，曾用来发射过多种航天器。

SS-6 导弹示意图

主要战术技术指标

射程	8000km	威力	5Mt TNT 当量
命中精度（圆公算偏差）	8km	制导	无线电制导
弹长	30m	发动机	液体火箭发动机
弹径	8.5m	类别	一台 РД-108 主发动机
翼展	10.3m		四台 РД-107 助推发动机
起飞重量	300t	推进剂	液氧和煤油
起飞推力	4030kN	工作时间	124s （助推发动机
弹头			274s （主发动机）
类别	单个热核弹头	发射方式	地面发射
重量	≈3000kg		

（王向阳）

鞍工 (Saddler) SS-7

概 述

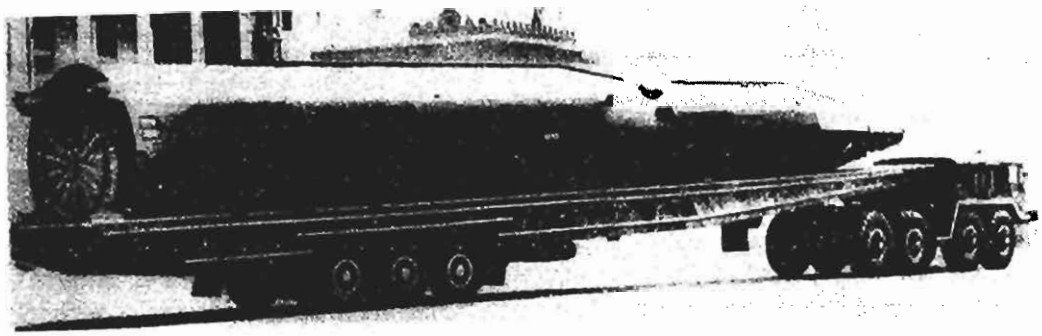
SS-7 是苏联早期的两级洲际弹道导弹，在性能上优于 SS-6 导弹。它采用可贮存液体推进剂和全惯性制导，缩短了发射准备时间，提高了命中精度。1961年开始部署，早期的导弹部署在地面发射阵地上，后期部署在地下井中，从地下井直接发射。现已退役。

主要战术技术指标

射程	11 000 km	弹头	
命中精度（圆公算偏差）	2km	类别	单个热核弹头
反应时间	≈60s	威力	5 Mt TNT 当量
弹长	32.5m	制导	惯性制导
弹径	3.1m	发动机	可贮液体火箭发动机
起飞重量	100t	发射方式	地下井热发射
投掷重量	1800kg		

（张宗美）

黑羚羊 (Sasin) SS-8



SS-8 导弹

概　述

SS-8 是两级洲际弹道导弹，采用可贮存液体推进剂和惯性制导系统，在性能上与 SS-7 导弹接近。导弹两级的直径不同，第一级的直径约 2.9 米，第二级的直径约2.44米，第一、二级之间用截锥形级间段连接。弹头呈锥形。导弹装在铰接的运输拖车上运输，由全封闭式牵引车牵引。SS-8 导弹于1963年开始服役，配置在地下井中，曾部署约200枚，现已退役。

主要战术技术指标

射程	11000km	弹头	
命中精度（圆公算偏差）	2 km	类别	单个热核弹头
反应时间	约60s	威力	5 Mt TNT 当量
发射成功率	约70%	制导	惯性制导
弹长	25.5m	发动机	
弹径	2.9m	类别	液体火箭发动机
起飞重量	78 t	推进剂	硝酸和偏二甲肼
投掷重量	1800kg	发射方式	地下井热发射

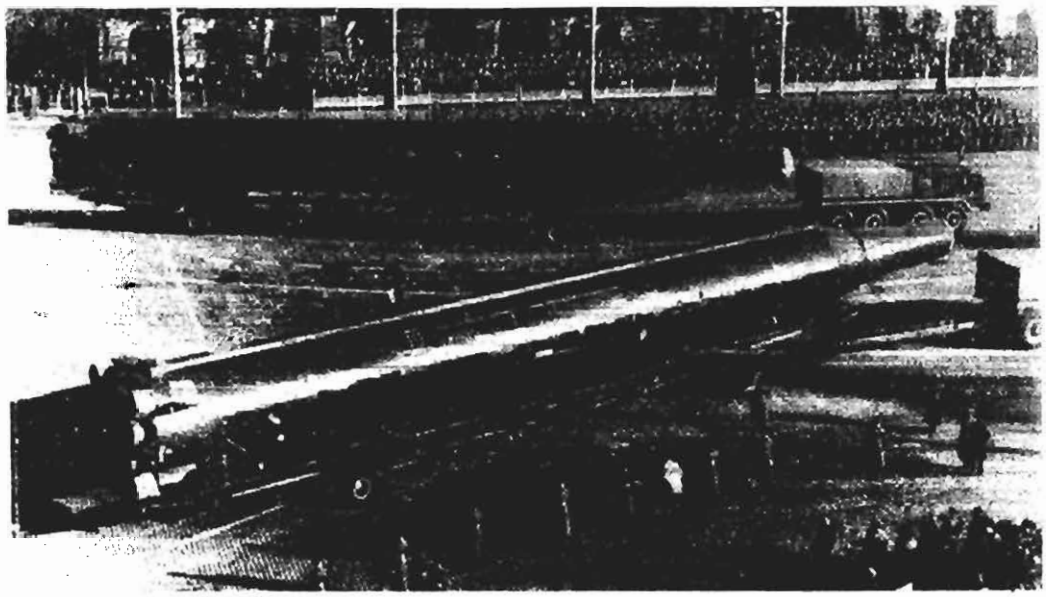
（王向阳）

悬崖 (Scarp) SS-9

概　述

SS-9 是苏联第二代洲际弹道导弹。1965年开始服役，1967年11月在莫斯科红场阅兵式上首次展出。到1970年，苏联共部署 288 枚 SS-9 导弹，另有25个新的 SS-9 地下井正在建造。1975年后，一部分 SS-9 导弹被拆除，地下井加以改造，以便换装 SS-18 导弹。SS-9 导弹部署在从普列谢茨克周围的西北角延伸到东南部满洲里北部宽阔地带的地下井中。1977年还有 210 枚 SS-9 导弹服役，现已退役，由 SS-18 导弹取代。

SS-9 是两级液体导弹，第一级装有六台液体火箭发动机和四台游动发动机，推进剂为硝酸和偏二甲肼。



SS-9 导弹

制导系统较先进。SS-9 先后发展了五种型别。Ⅰ、Ⅱ、Ⅳ型作为战略武器装备部队，Ⅲ型和Ⅴ型由 SS-9 助推级加不同的上面级构成，分别用作部分轨道轰炸系统和试验型反卫星导弹。

SS-9 Ⅰ型只携带一枚威力为2000万吨 TNT 当量的热核弹头，1965年开始装备部队，是当时苏联能攻击导弹地下井一类硬点目标的导弹。

SS-9 Ⅱ型是携带一枚威力为2500万吨 TNT 当量热核弹头的导弹。已部署的 SS-9 导弹大都采用Ⅱ型。

SS-9 Ⅲ型在 SS-9 基本型上面增加一个上面级，能把4500千克重的有效载荷送入近地轨道。在1966～1971年间曾用于压低弹道和部分轨道轰炸系统的试验。末级与有效载荷一起进入近地轨道，在绕地球运行一圈的预定点点燃制动火箭，使有效载荷减速，重返大气层并飞向预定目标。1971年以后再没有作过类似试验。这种型别没有装备。

SS-9 Ⅳ型带有三个集束式子弹头，1969年开始飞行试验，1971年具备初步作战能力。

SS-9 Ⅴ型在 SS-9 基本型上增加一个入轨第三级和一个带战斗部的第四级，用作试验型反卫星导弹。第三级与Ⅲ型的上面级相同，第四级长约5米，直径2米，内装主动寻的雷达和弹丸状战斗部。1968～1971年间进行了多次拦截试验，从丘拉坦发射，拦截从普列谢茨克发射的进入近地轨道的目标卫星。此后即中断试验。1976年重新开始试验，试验了新型敏感器。这种反卫星导弹已初步具备作战能力，但尚未正式部署。

主要战术技术指标

射程	12 000 km	弹头	
命中精度（圆公算偏差）	1 km	类别	单个热核弹头（Ⅰ、Ⅱ、Ⅲ型）
反应时间	60～90s		三个集束式热核弹头（Ⅳ型）
发射成功率	70～80％		非核战斗部（Ⅴ型）
弹长	37m	威力	20Mt（Ⅰ型），25Mt（Ⅱ型），3×5Mt
弹径	3.05m		（Ⅳ型）TNT 当量
起飞重量	200t	发动机	可贮液体火箭发动机
起飞推力	2942kN	推进剂	硝酸和偏二甲肼
投掷重量	5000kg	发射方式	地下井热发射

（王向阳）

瘦子 (Scrag) SS-10

SS-10 导弹

概　述

“瘦子”（SS-10）是苏联三级地对地洲际弹道导弹，也是苏联最后一种使用低温推进剂的导弹。SS-10于1965年在莫斯科红场首次公开展出。它是与SS-9导弹平行发展的一种型号，但在性能上不如SS-9那样先进。SS-10导弹因为采用低温液体推进剂，不适合作战使用要求，最后没有得到部署。

SS-10导弹由弹头、仪器舱、第一级、第二级、第三级等部件组成。第一级下端的裙部稍向外扩张，第一、二级之间和第二、三级之间均用桁架式结构连接。第一级采用四台摆动发动机，第二、三级各采用一台发动机。第一级发动机代号为РД-111，采用液氧和煤油推进剂，于1959—1962年间研制，地面比冲275秒，真空比冲317秒，燃烧室压力约8兆帕，推力达1627千牛。通过发动机的摆动来控制导弹的俯仰、偏航和滚动姿态。

主要战术技术指标

射程	12 000 km	起飞推力	1627kN
弹长	≈38m	发动机	液体火箭发动机
弹径	≈3 m		

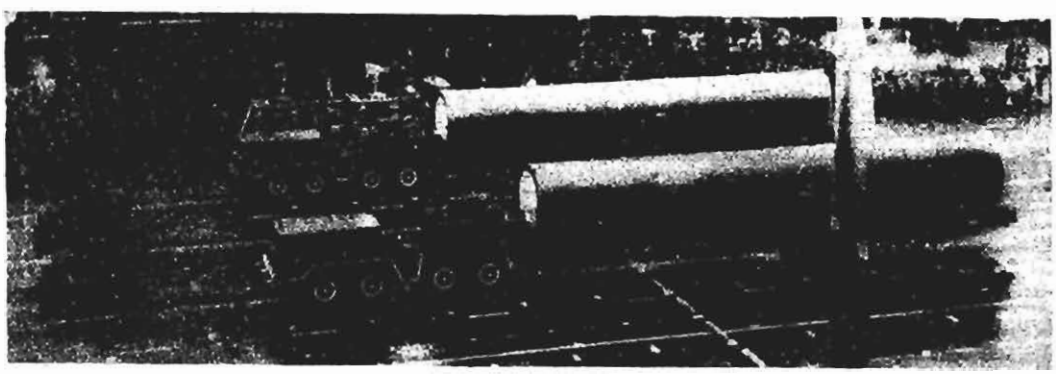
（谢　明）

赛果 (Sego) SS-11

SS-11 导弹示意图

概　述

SS-11 是苏联两级洲际弹道导弹，采用可贮存液体推进剂，1972年11月在莫斯科红场阅兵式上首次展出。它是苏联部署数量最多的一种洲际导弹。自1966年以来广泛部署在经过伪装的地下井中。运输时装在直径3米、长约20米的圆筒内，放在运输拖车上由牵引车牵引。



装在圆筒内的 SS-11 通过红场

SS-11 先后有三种型别。SS-11 Ⅰ型是基本型，采用单弹头，在1966至1971年间部署了970枚。1975年约有50枚被 SS-11Ⅲ型所取代。

SS-11 Ⅱ型与Ⅰ型相似，射程由 10 000 千米增加到 13 000 千米，也携带单弹头，但增加了突防装置，精度较高。1973年开始服役。

SS-11 Ⅲ型是携带集束式多弹头的导弹，每枚导弹带三个子弹头。1975年开始服役。

SS-11 导弹从1975年开始逐步被 SS-17 和 SS-19 取代，到1984年，在970枚已部署的导弹中，估计尚保留有520枚，其中约有100枚 SS-11 Ⅰ型和420枚 SS-11 Ⅱ型和Ⅲ型。

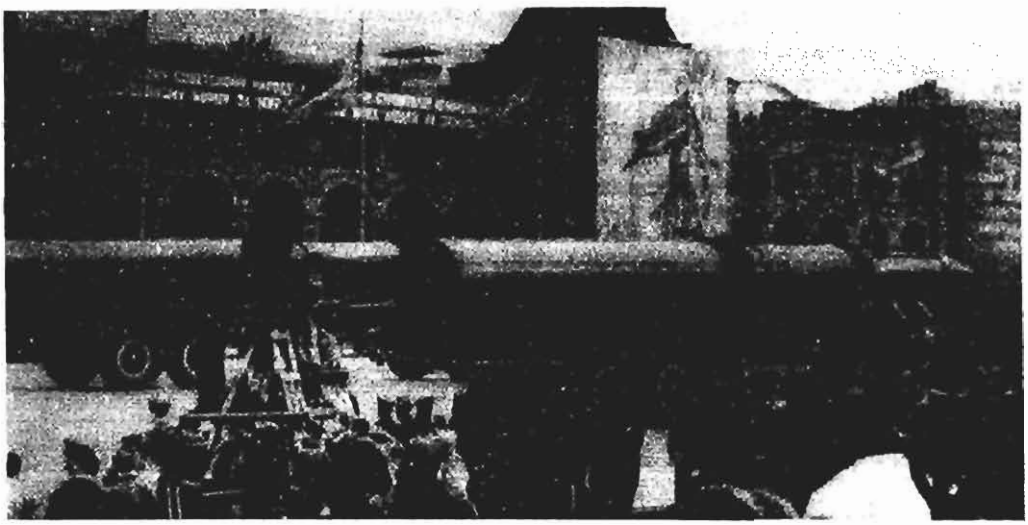
主要战术技术指标

射程	10000 km（Ⅰ型），13 000 km（Ⅱ型），8800k m（Ⅲ型）	发射成功率	≈70%
		弹长	19.5m
命中精度（圆公算偏差）	1.4km（Ⅰ、Ⅱ型），1.1km（Ⅲ型）	弹径	2.4m
		起飞重量	50t
反应时间	≈60s	投掷重量	700kg

弹头		制导	惯性制导
类别	单弹头（Ⅰ、Ⅱ型），多弹头（Ⅲ型）	发动机	液体火箭发动机
威力	1 Mt（Ⅰ、Ⅱ型），3×300Kt（Ⅲ型）TNT 当量	发射方式	地下井发射

（王向阳）

野人 (Savage) SS-13



SS-13 洲际导弹

概　述

SS-13 是苏联固体洲际弹道导弹，1965年在莫斯科红场首次展出，1968年开始服役。SS-13 与美国“民兵”洲际导弹相当，由三级组成，各级直径不等，从第一级向上依次减小。第二、三级的尾部是扩张形裙部，第一、二级和第二、三级之间均用杆式级间段连接。三级均采用固体火箭发动机，每级发动机有四个喷管。头部外壳呈锥形。SS-13 导弹在早期进行的研制性飞行试验中，由于制导系统和推进系统产生故障而多次遭到失败。SS-13 导弹到1982年初仅部署了约60枚，主要部署在两个基地上：一个位于莫斯科东北的伊凡诺夫地区，另一个位于高尔基城和喀山之间的雅什卡·奥拉附近地区。

主要战术技术指标

射程	8000—10000 km	起飞重量	35t
命中精度（圆公算偏差）	1300m	起飞推力	980 kN
弹长	20m（全弹）	弹头	
	8.7 m（第一级），4 m（第二级），3.5 m（第三级），2.3 m（头部）	类别	单个热核弹头
		重量	500kg
弹径	1.7m（第一级），1.4m（第二级），1 m（第三级和头部）	威力	1Mt TNT 当量
		制导	惯性制导
底部直径	2 m（第一级），1.9m（第二级），1.4m（第三级）	发动机	固体火箭发动机
		发射方式	地下井热发射

（文隆枝）

替罪羊（Scapegoat）SS-14

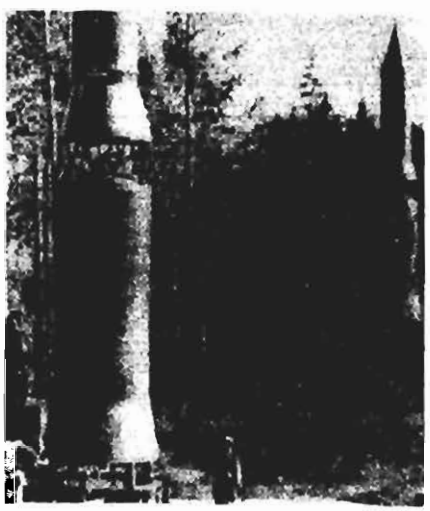
SS-14 导弹系统

概　述

“替罪羊”是苏联固体机动中远程战略弹道导弹，用来取代 SS-3（苏联代号 P-5）中程导弹。SS-14 导弹系统于1965年5月9日在莫斯科红场阅兵式上首次展出，导弹装在履带车上的一个密闭的金属容器内，当时北约组织将其命名为“恶棍”（Scamp）。1967年11月苏联又公开展出由牵引车牵引的 SS-14 导弹，北约组织又命名为“替罪羊”。SS-14 导弹由 SS-13 洲际弹道导弹的上面两级组成，但弹头有所不同。导弹部署约 900 枚，一部分配置在苏联的东部地区。

SS-14 导弹为两级固体导弹，两级之间用杆式级间段连接。弹体各级外形为圆柱形加扩张裙段。第二级直径比第一级的小，最前面是尖锥形头锥，内装热核弹头。采用惯性制导系统。SS-14导弹平时放置在容器内，容器由用铰链合拢的两个半壳组成。整个容器置于 JS-Ⅱ 履带式起竖发射运输车上，可以机动运行，随时改变发射位置。

发射导弹时，安装在履带车后部两侧的两个液压千斤顶将发射容器起竖到垂直位置，容器下面的交叉支撑构架降到地面上，起发射台的作用。然后打开容器，使导弹竖立在发射台上，处于待发状态，再根据发射命令发射导弹。



SS-14 导弹准备发射

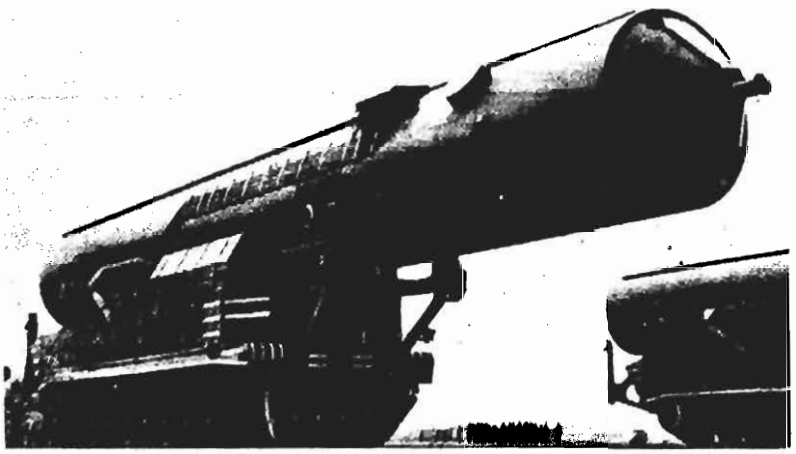
主要战术技术指标

射程	4000km
命中精度（圆公算偏差）	2 km
反应时间	15min
可靠性	≈70%
弹长	10.6m
第一级长	4 m

第二级长	3.5 m	起飞推力	362kN
弹径		弹头	热核弹头
第一级	1.4m	重量	500kg
第一级底部	1.68m	威力	500Kt TNT 当量
第二级	1.0m	制导	惯性制导
第二级底部	1.4m	发动机	固体火箭发动机
起飞重量	28t	发射方式	陆地机动发射

（裴鸣远）

啬徒 (Scrooge) SS-15



SS-15 导弹系统

概　述

“啬徒”是苏联机动战略弹道导弹，1965年11月7日在莫斯科红场阅兵式上首次展出。北约组织取名为“啬徒”，编号取为SS-15，还曾用过编号SS-XZ。1970年开始装备部队，部署在苏联东部和其他地区，可能用来取代SS-14。

SS-15是两级固体导弹，携带单个热核弹头，采用惯性制导系统。平时放置在长约19米、直径2米的圆柱形容器内，容器装载在JS-Ⅰ型履带式运输起竖发射车上，可以任意改变发射位置，到处机动。发射导弹时，利用车后两侧的两个大型液压千斤顶把容器与导弹起竖到垂直位置。容器也作为导弹的发射筒，导弹可以从容器内直接发射。

主要战术技术指标

射程	5000km	发射筒直径	2 m
命中精度（圆公算偏差）	2 km	一级直径	1.7m
反应时间	≈15min	起飞重量	26t
发射筒长	18.9m	弹头威力	1Mt TNT 当量

制导	惯性制导	发射方式	陆地机动发射
发动机	固体火箭发动机		（裴鸣远）

SS－16

SS-16 导弹示意图

概　述

SS-16 是苏联第三代洲际弹道导弹，用来取代 SS-13 导弹。苏联代号RS-14。SS-16 是三级固体导弹，在外形上与 SS-13 相类似，但射程略有增加，投掷重量比 SS-13 的大约增加一倍。采用更先进的制导系统，使命中精度提高到460 ∽ 560米。导弹头部装有末助推系统，弹头是单个热核弹头，也可以改成三个集束式多弹头，但在研制性飞行试验中仅试验过单弹头。SS-16 导弹可以装在地面机动发射装置上从陆地发射，也可以装在地下井中直接发射。导弹于1972年开始进行研制性飞行试验，1977年又在苏联森林地带的林间小道上成功地进行了陆地机动发射试验，获得了有限的越野机动能力。

主要战术技术指标

射程	9000km	起飞重量	36t
命中精度（圆公算偏差）	≈500 m	起飞推力	980 kN
反应时间	≈80s（地下井发射）	投掷重量	≈900kg
	≈15min（地面机动发射）	弹头威力	≈1Mt TNT 当量
发射成功率	≈90%（地下井发射）	制导	惯性制导
	≈70%（地面机动发射）	发动机	固体火箭发动机
弹长	20m	发射方式	陆地机动发射或地下井热发射
弹径	2 m		（王向阳）

SS－17

SS-17 导弹示意图

概　述

SS-17 是苏联最早采用分导式多弹头的洲际弹道导弹，用来取代 SS-11 导弹。北约编号为 SS-17，苏联编号是 RS-16。SS-17 具有下述特点：

采用可贮存的液体推进剂；

投掷重量较大，长度比 SS-11 的约增加25%；

携带分导式多弹头，提高了命中精度。

部署在经过改装和加固的 SS-11 导弹地下井中，采用地下井冷发射方式（即用燃气发生器产生的燃气将导弹从地下井中推出，然后导弹的主发动机开始点火工作），提高了生存能力。

SS-17 是两级导弹，第二级上面安装末助推级，即弹头母舱，内装惯性制导系统和末助推推进系统，用于在预定弹道点分别释放子弹头。导弹的姿态由摆动发动机控制。SS-17 导弹具有摧毁导弹地下井一类硬目标的能力。

SS-17 有三种型别，即Ⅰ型、Ⅱ型和Ⅲ型。Ⅰ型携带较小当量的分导式多弹头，Ⅱ型只装一个大当量的热核弹头，射程和命中精度略有提高，Ⅲ型是Ⅰ型的改进型。

SS-17 导弹从1972年下半年开始进行研制性飞行试验，最初只用单弹头，后来改用分导式多弹头作试验。1975年开始部署在经改装的 SS-11 地下井中，至1982年初约部署150枚 SS-17。

主要战术技术指标

射程	10000km（Ⅰ、Ⅲ型），11 000 km（Ⅱ型）	弹头	
命中精度（圆公算偏差）	560m（Ⅰ、Ⅲ型），450m（Ⅱ型）	类别	单弹头（Ⅱ型），分导式多弹头（Ⅰ、Ⅱ型）
		威力	4×750kt（Ⅲ型），1×3.6Mt（Ⅱ型）TNT 当量
反应时间	≈60s		
发射成功率	≈70%	制导	惯性制导
弹长	24m	控制	摆动发动机
弹径	2.5m	发动机	液体火箭发动机
起飞重量	65t	发射方式	地下井冷发射
投掷重量	2700kg		

（王向阳）

SS－18

SS-18 导弹示意图

概　述

SS-18 是苏联第三代洲际弹道导弹，用来取代 SS-9，苏联代号 RS-20。它是世界上最大的两级液体导弹，采用可贮存液体推进剂，先进的制导和控制器件，摆动发动机。从地下井冷发射。可以装单个大当量弹

头，也可以装多个分导式多弹头，精度为0.26—0.43千米，适用于打击城市和导弹地下井。

SS-18是在1972—1974年间作为多用途大型洲际弹道导弹进行研制的。1975年开始服役，部署在SS-9的地下井中，至1982年约部署了300枚。

SS-18有四种型别。

SS-18 Ⅰ型携带一个当量达5000万吨TNT的热核弹头，也可携带当量为1800万吨或2500万吨TNT的单弹头，以便装备改进的末制导系统来提高精度和突防能力。SS-18Ⅰ型的射程为12 000千米，精度为0.43千米。

SS-18 Ⅱ型能携带8—10个分导式多弹头。每个子弹头当量为100～200万吨TNT。SS-18 Ⅱ型最终可能携带8个当量各为500万吨TNT的子弹头。投放这些子弹头的末助推系统与美国“民兵”导弹所用的相似。SS-18Ⅱ型射程11 000公里，命中精度0.42千米。它是SS-18中广泛部署的型号，约占SS-18总部署量的80%。

SS-18 Ⅲ型尚未服役，准备用来替换初期服役的SS-18 Ⅰ型导弹。它携带一个比SS-18 Ⅰ型更轻和精度更高的单弹头。采用惯性制导。精度为0.35千米。1976年2月开始训练发射。在试验中达到了很高的精度，圆公算偏差小于177米。SS-18 Ⅲ型的研制工作还在进行中。

SS-18 Ⅳ型能携带10个当量各为50万吨TNT的分导式多弹头，射程只有10 000千米，但精度提高，圆公算偏差为260米。

主要战术技术指标

射程	Ⅰ型12 000 km	弹头	
	Ⅱ型11 000 km	类别	核装药。Ⅰ、Ⅲ型是单弹头；Ⅱ、Ⅳ型为分导式多弹头（Ⅱ型有8～10个子弹头，Ⅳ型有10个子弹头）
	Ⅲ型16 000 km		
	Ⅳ型11 000 km		
命中精度	Ⅰ型430 m	重量	Ⅰ型为6100kg，Ⅱ型为6800kg，Ⅲ型为5000kg，Ⅳ型为1300kg
	Ⅱ型420 m		
	Ⅲ型350 m	威力	Ⅰ型25Mt TNT当量；Ⅱ型10×1 Mt TNT当量
	Ⅳ型260 m		
反应时间	约60s		Ⅲ型20Mt TNT当量；Ⅳ型10×500kt TNT当量
发射成功率	70～80%		
弹长	36.6m	制导	惯性制导
弹径	3.35m	发动机	可贮存液体火箭发动机
起飞重量	220 000 kg	发射方式	地下井冷发射

（王向阳）

SS－19

概　述

SS-19是苏联第三代洲际弹道导弹，用于取代SS-11，苏联代号RS-18。

SS-19是两级可贮存液体推进剂导弹，其长度、直径和射程都与SS-11的相当。投掷重量约增加四倍，携带六个（每个当量55万吨TNT）分导式多弹头。采用惯性制导系统、末助推控制系统和第三代电子器件，命中精度达400米。

SS-19有三种型别。

SS-19Ⅰ型携带四或六个分导式多弹头。每个子弹头的当量为55万吨TNT。

SS-19 Ⅱ型采用单弹头，精度高，当量大，是继Ⅰ型之后研制成的。

SS-19 导弹示意图

SS-19 Ⅲ型综合采用高精度末制导系统和多头分导技术。

SS-19 采用地下井热发射技术。1975年开始部署，已装备 360 多枚，可用来攻击导弹地下井一类硬目标。

主要战术技术指标

射程	10 000 km
命中精度	0.3～0.46 km
反应时间	约60s
发射成功率	约70%
弹长	25m
弹径	2.75m
起飞重量	80 000 kg
弹头	
类别	核装药。Ⅰ、Ⅲ型是分导式多弹头，Ⅱ型是单弹头。
重量	Ⅰ型3300kg，Ⅱ型3100kg
威力	Ⅰ型 6 ×550kt TNT 当量；Ⅱ型 4.3 Mt TNT当量，Ⅲ型 6 × 500 kt TNT 当量
制导	惯性
发动机	可贮存液体火箭发动机
发射方式	地下井发射

（王向阳）

SS－20

概　述

SS-20 导弹为苏联固体机动中程弹道导弹，用于取代 SS-4 和SS-5 导弹。

1966年开始研制，1975年开始试射，1977年开始部署，每年部署50枚左右。截至1984年为止，已装备 450 枚。该导弹可用于攻击西欧、日本等国的重要军事设施。

主要战术技术指标

射程	5000 km
命中精度（圆公算偏差）	400m
反应时间	地下井发射约 30 s
	地面机动发射约15min
可靠率	地下井发射90%
	地面机动发射70%
弹长	16 .5m
弹径	第一级1.7 m
	第二级1.4 m
起飞重量	33 000 kg
投掷重量	1100kg
弹头	
类别	分导式多弹头
重量	280kg
威力	3 ×150kt TNT 当量
制导	惯性
发动机	
类别	固体火箭发动机
推力	980kN
发射方式	地下井发射或地面机动发射

导　弹

SS-20 导弹系苏联二级固体导弹，由 SS-16 的两级组成。采用新的计算机和改进的惯性制导系统。SS-20 导弹可带单弹头，也可带三个分导式多弹头，每个子弹头的威力约15万吨 TNT 当量。

SS-20 导弹采用末助推系统，以实现多弹头分导和变换射程。装三个弹头时，最大射程可达5000千米；如果装两个弹头，最大射程可达7000千米；如果装一个弹头，射程可达10 000 千米。

地面设备

SS-20 导弹采用冷发射技术。可以部署在地下井中，把导弹和发射装置全放在井内，发射准备时间约15分钟，反应时间约30秒。SS-20 导弹主要采用地面公路机动发射方式，发射阵地通常预先勘测好，不随机发射。发射区的机动范围为50～80千米。机动发射车采用改型的 MAZ-543 型轮式自行越野车，系12×8型。车长约16～17米，载弹时重60 000 ～ 70 000 千克，可高速通过Ⅰ～Ⅱ级公路，安全通过Ⅲ～Ⅳ级公路。在平直的公路上，车速为40千米/小时。每辆发射车装有一个发射装置，配备两发弹（其中一发为备份弹）。在戒备状态下，导弹装在机动发射车内，实行有依托基地的机动发射。依托基地的库房顶盖可以滑动，在紧急时刻，用数分钟的时间可将导弹从库房里发射出去，导弹发射准备时间约为1小时。当要求导弹改变打击目标时，如果新目标是在原来发射方位角的1°～2°内，只需要几秒钟重新瞄准目标的时间。如果新目标偏离原定目标较远，则需要20～30分钟进行重新瞄准。发射车发射 SS-20 导弹后，可迅速转移，重新装弹，再次发射。运输发射车可载着装有导弹的特制保护筒经常变换位置，能隐蔽在森林中、桥下或涵洞内，不易被发现和遭到袭击，可以大大提高导弹的生存能力。

SS-20 导弹运输发射车

导弹的指挥与控制系统装在另一辆车上。此外，导弹系统也可用火车、飞机等工具进行远距离运输和快速部署。

SS-20 导弹部队采用有线电和短波、超短波、微波、对流层散射等多种无线电通信手段，以便增强指挥通信的可靠性。战略火箭军可利用有线电缆、对流层散射、地面卫星站、短波无线电台等越级指挥到连。

作战使用

SS-20 导弹已部署在苏联50个基地上。其中西部地区17个基地，153枚导弹；东部地区13个基地，117 枚导弹；中部地区20个基地，180 枚导弹。每个基地通常是一个导弹团，配备九部发射架，每部发射架配两枚导弹。导弹阵地大多在林区附近，以便于疏散和隐蔽。阵地上的所有发射装置都加以伪装。阵地附近有存放导弹的加固掩体。

SS-20 导弹从苏联西部发射，可以袭击整个欧洲，即使从新西伯利亚发射也能攻击联邦德国、比利时、挪威等国的全部和意大利、法国及英国的部分地区。从东部发射，可袭击日本及东南亚地区。从中南部发射，可袭击中东和北非。部署在西部和东部的导弹若改装成洲际导弹和改变射向，可打击美国本土的一些目标。

SS-20 导弹部队隶属苏联战略火箭军，使用权集中于苏联最高统帅部。

发展与改进

SS-20 导弹与 SS-4 和 SS-5 导弹相比，具有明显的特点：

1. 射程远，攻击目标的范围大；
2. 命中精度高；
3. 携带分导式多弹头，提高了突防能力，增加了打击目标的数量；
4. 机动性强，发射准备时间短；
5. 具有潜在的能力，一旦需要，可在几小时内装上第三级，变成洲际导弹。

SS-20 的改进型已作过飞行试验，改进后的导弹在精度、破坏力方面有更大的提高。

（文隆枝）

SS－24

概　述

SS-24 导弹是苏联三级固体洲际弹道导弹，北约国家代号 SS-24，苏联代号 PL-4。七十年代开始研制，1982年10月26日首次从普列谢茨克发射，因第一级发动机发生故障而失败。以后又进行了多次试验。携带分导式多弹头。1985年具备初步作战能力，计划于1986年底部署。该导弹在尺寸上类似于美国 MX 导弹，用以取代苏联七十年代中后期部署的 SS-11、SS-17 导弹。从1985年开始先部署在 SS-11 的加固地下井中，一、二年后将改由列车机动发射。采用的铁路发射车为 TsN11-Kh3-0 重型 4 × 4 轴货车，载重量达120吨，车上装有电动液压力臂式升降器、导弹保护筒、车顶盖可向两侧打开并有供发射用的悬臂式稳定器。

SS-24 铁路机动发射示意图

SS-24 导弹除了命中精度高、弹头威力大和可机动发射外，还有可逃避对方探测、监视和武器控制核查等特点，可用于第一次打击，其打击能力要比SS-18、SS-19 强，是一种可有效地打击硬目标的武器。

主要战术技术指标

射程		弹头	
最大	13 000 km	类别	分导式多弹头
最小	10 000 km	威力	10×350kt TNT 当量
命中精度（圆公算偏差）	200m	制导	惯性
弹长	21～22m	发动机	固体火箭发动机
弹径	2 m	发射方式	早期由地下井发射，后改用铁路机动发射
起飞重量	65 000 kg		

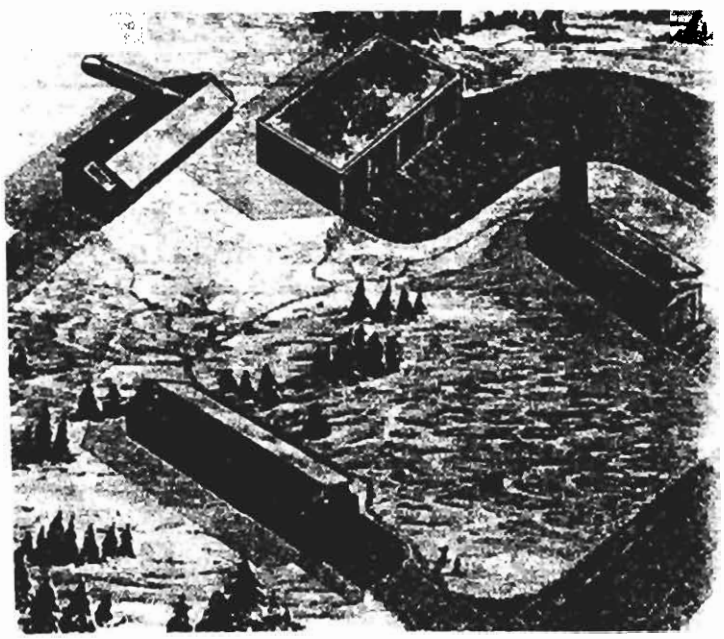
（文隆枝）

SS－25

概　述

SS-25 是苏联三级固体洲际弹道导弹，北约国家代号 SS-25，苏联代号 PL-5。七十年代开始研制，自1982年以来进行了多次飞行试验，其中1983年 2 月和 5 月的两次飞行试验获得成功。

该导弹的尺寸相当于美国的“侏儒”洲际导弹，可携带单弹头或多弹头，首批单弹头的 SS-25 于 1985 年年底可供作战使用。多弹头的 SS-25 可望在1986—1990年间进行飞行试验。导弹采取多种发射方式，如地下井热发射或公路机动冷发射。具有重新装弹能力，采用 MAZ-543/7910 轮式运输起竖发射车，这种车比 SS-16 导弹的长 2 米。发射阵地是简易平房式阵地。阵地上有屋顶倾斜的发射间，轮式野外运输起竖发射车及必要的



SS-25 导弹发射阵地

辅助设备，平时导弹贮存在房子里，接到命令后由运输起竖发射车将导弹运送到野外发射阵地，紧急时可打开房顶盖，直接从房子里把导弹起竖到垂直状态进行发射。

首批 SS-25 导弹计划先部署在经过改建的 SS-13 导弹地下井中，后改用公路机动发射方式。

主要战术技术指标

射程	9976km	弹头	单弹头或多弹头
命中精度（圆公算偏差）	260m	制导	惯性制导
弹长	18～19m	发动机	固体火箭发动机
弹径	1.8m	发射方式	早期地下井发射，后用轮式车辆公路机动发射
起飞重量	35 000 kg		

（文隆枝）

潜对地战略弹道导弹

M-1

M-1 导弹从"鳗鱼"号试验潜艇中做水下发射试验

概 述

M-1 导弹是法国第一种潜对地弹道导弹。1965年5月开始研制，1971年12月服役，曾装备"可畏"号和"可怖"号两艘核潜艇，共32枚。该导弹由法国弹道导弹研究制造公司（后改名航空航天公司）研制。1975年被 M-2 导弹取代。

法国研制潜对地导弹遇到的关键问题之一是水下发射问题。M-1导弹先进行缩比模型弹发射试验，然后进行全尺寸模型弹陆上发射筒弹射试验，用沉箱从水下弹射全尺寸模型弹，又用有真实第一级发动机的模型弹进行11次发射试验。再由试验潜艇从水下发射。法国于1968年4月至7月进行了四次 M-1 导弹陆上发射飞行试验，其中两次成功，一次部分成功，一次失败。1968年11月用试验潜艇进行首次水下发射试验，获得成功。以后又用作战型训练弹及作战使用的测试和发射程序鉴定导弹和潜艇的适应性。1971年5月28日从作战潜艇进行水下发射试验取得完全成功，从而结束了研制飞行试验。1971年6月底从作战型潜艇进行单发验收飞行试验。每枚 M-1 导弹的价格为0.94亿法郎。

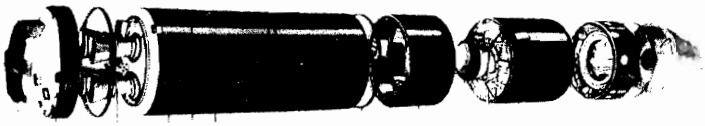
主要战术技术指标

射程	2500km	动力装置	
命中精度（圆公算偏差）	1 km	类别	固体火箭发动机
弹长	10.4m	数量	两台
弹径	1.5m	推进剂	聚氨基甲酸酯/过氯酸铵/铝粉
起飞重量	18 000 kg	推力	第一级 第二级
弹头			441 kN 176.4kN
类别	核弹头	工作时间	55s 55s
威力	500kt TNT 当量	发射方式	潜艇水下发射
制导	惯性制导		

导 弹

布局与结构 M-1 导弹为两级固体导弹。外形与美国"北极星"导弹相似，尺寸和重量稍大些。导弹由第一级、第二级、级间段、仪器舱、头部组成。第一、二级发动机构成导弹的第一、二级。仪器舱位于第二级发动机的上端，长0.87米。仪器舱内装有自动监控惯性制导系统、EMD"人马座"弹载数字计算机及其它控制设备。

动力装置 M-1 导弹第一、二级用的发动机代号分别是904/P10、Rita I（"里塔"I型）/P4。承包商是航



M-1 导弹分解图

空航天公司/ G2P 。第一级发动机长4.6 米，直径1.5 米，总重11 300 千克，内装 10 000千克聚氨基甲酸酯/过氯酸铵/铝粉固体推进剂。这种推进剂的燃烧温度近3500℃，理论比冲为 264 秒，发动机工作时间为55秒，推力 441 千牛。采用双组分浇铸型装药，药柱为多角星孔型。发动机壳体采用高强度的1000号钨钒钢。点火器是一个小火箭。推力向量控制采用四个摆动喷管。第二级发动机于1961年研制，长 2.5 米，直径 1.5 米，重4700千克，内装4000千克聚氨基甲酸酯/过氯酸铵/铝粉固体推进剂。推进剂真空比冲为 274 秒。采用径向翼柱型装药。发动机燃烧室压力为 5.5 兆帕，工作时间为55秒，真空推力为 176.4 千牛。喷管喉衬采用石墨材料，扩散段用碳布。发动机壳体用E 玻璃纤维/环氧树脂缠绕制成，推力向量控制采用液体二次喷射和固定单喷管。通过喷管出口段四组相互成90°的三孔喷嘴喷射氟里昂来控制导弹的俯仰和偏航，靠两个装有定向喷射器的小固体发动机控制导弹的滚动，两个圆柱形氟里昂贮箱安装在级后裙部。球形气瓶中的高压氮气通入贮箱将氟里昂挤压到喷管内，喷射角度为90度。

弹头　M-1 导弹的头部呈圆锥形，长2.67米，无突防设备。弹头舱体内装有威力为50万吨 TNT 当量的 MR-41 加强型核装置。

发射与指挥控制

M-1 导弹装备在“可畏”号和“可怖”号两艘潜艇上。每艘潜艇艇尾有两排发射管，每排 8 个，可装16枚导弹，在15分钟内将全部导弹发射完毕。每艘潜艇还装备一台发控计算机，作用是把发射程序预先贮存在弹载计算机中。每艘潜艇可容纳艇员 130 多名。潜艇指挥台围壳下部设有指挥所、导弹控制室、居住室、电源室。指挥台后部设有导弹发射装置。潜艇通过极低频无线电接受指挥，这些低频信号能够通过水传播到一定深度。潜艇还设有一个大型无线电系统，接收政府部门的命令。艇上还设有由声学和电磁探测器组成的被动防卫系统和两个可交换的数据处理系统处理从敏感元件得来的数据信息，同时在作战指示器上显示出来，然后再借助这个指示器计算出最安全的潜艇航线。两艘潜艇共投资约14亿法郎。

作战使用

该导弹的发射方式与美国“北极星”导弹的相似。发射前，导弹的惯性平台必须与潜艇的惯性平台对准，而这项工作须在发射前做好准备，因此，发射效率较低。导弹能从约20米深的水下，借助压缩空气从发射筒里弹射出来，导弹冲出水面到一定高度后第一级发动机点火。导弹的出水速度为27 .8米每秒。

发展与改进

M-1 导弹是法国最早的潜对地导弹，技术性能较低，1975年后就被性能更好的M-2 导弹取代。

（郭　晖）

M—2

概　述

M-2 导弹是 M-1 导弹的改进型，1969年开始研制，1974年开始服役。其技术性能相当于美国“北极星

A-2”导弹，装备“闪电”号潜艇，共16枚。还曾取代 M-1 导弹，装备“可畏”号和“可怖”号潜艇。主承包商为航空航天公司，每枚 M-2 导弹的价格为0.94亿法郎。

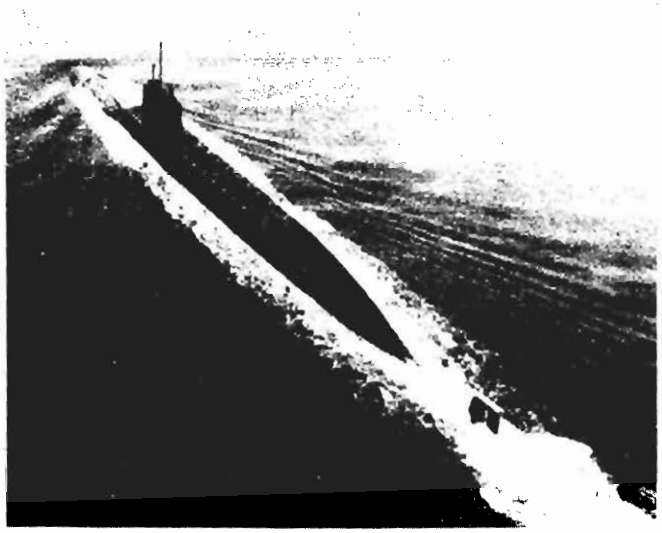
主要战术技术指标

射程	3000km	动力装置		
命中精度（圆公算偏差）	1 km	类别	固体火箭发动机	
弹长	10.7m	数量	两台	
弹径	1.5m	推进剂	聚氨基甲酸酯/过氯酸铵/铝粉（第一级）端羧基聚丁二烯（第二级）	
起飞重量	20 000 kg			
弹头		推力	第一级	第二级
类别	核弹头		441kN	314kN
威力	500kt TNT 当量	工作时间	55s	52s
制导	惯性制导	发射方式	潜艇水下发射	

导　弹

布局与结构　M-2 导弹由第一级、第二级、级间段、仪器舱、头部组成。第一、二级由第一、二级发动机构成。仪器舱位于第二级发动机和头部之间，长0.87米，用铝合金制成。仪器舱的电缆从弹体外两个相隔180°的电缆罩里通到头部及两级发动机，控制装置按照预定的程序指令工作。

动力装置　M-2导弹的第一级发动机和 M-1 导弹的相同，也采用 904 型发动机。第二级发动机采用“里塔”Ⅰ型发动机。该发动机于1967年开始研制，长 3 米，直径 1.5 米，重6500千克，装填6000千克高比冲端羧基聚丁二烯固体推进剂，采用径向槽柱型装药。推进剂的真空比冲为 280 秒，发动机燃烧室压力为 6.5 兆帕，工作时间52秒，推力 314 千牛。发动机壳体材料为强度大、耐高温、性能优良的S玻璃纤维/酚醛树脂复合材料。采用玻璃纤维壳体可比钢壳体减轻50％的重量，结构重量与装药量之比为 1 ∶ 10。为了适应潜艇尺寸，对“里塔”Ⅰ型发动机和仪器舱做了修改，即缩短了仪器舱长度；采用部分潜入式喷管，以减少导弹的总长度；使用短粗的锥形喷管，使“里塔”Ⅰ型发动机喷管有一个较好的膨胀比，从而可提高该级的工作效率。第二级发动机推力向量控制系统用潜入式固定单喷管和液体二次喷射（与 M-1 的相同）。导弹的偏航与俯仰通过液体二次喷射控制，导弹的滚动靠两个固体火箭来控制。喷管喉衬材料采用热解石墨，扩散段用高硅氧纤维缠绕制成。发动机的点火器是一个装有速燃火药的微型火箭，这是一种极可靠的点火方法。打开发动机前端盖上的 6 个推力终止孔，使燃烧室的燃气从孔中喷出，即可终止推力。



“可畏”号核潜艇

弹头　导弹的头部与 M-1 导弹的头部相同，也装备 50 万吨 TNT 当量的 MR-41 加强型核装置。头部长2.67米，无突防设施。

发射与指挥控制

M-2 导弹装备在“可畏”号、“可怖”号和“闪电”号潜艇上，其发射与指控设备和 M-1 导弹的相似。用于“闪电”号潜艇的投资为13亿法郎。

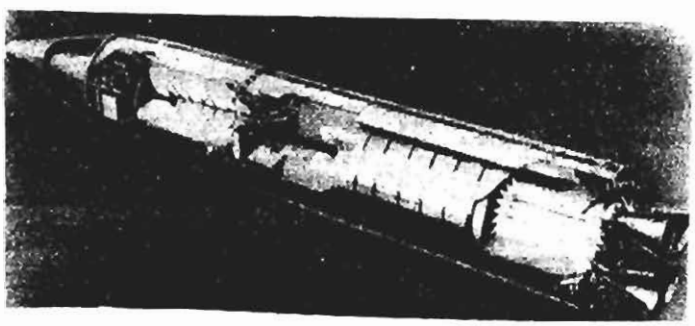
作战使用

导弹在发射之前，先装定发射诸元。导弹发射时利用压缩空气将导弹从潜艇发射筒中弹射出来，待飞出水面到一定高度，第一级发动机便开始点火。第一级发动机燃料耗尽时，炸药切割装置起爆使第一、二级分离，接着第二级发动机开始工作。当达到预定速度时，第二级发动机在计算机控制下打开前端盖上的推力终止孔以终止推力，弹头与第二级分离并沿再入弹道飞向目标。

发展与改进

M-2导弹是M-1导弹的改进型号。与M-1导弹相比，该导弹有较大的改进，如：（1）射程增加到3000千米；（2）缩短仪器舱长度，采用部分潜入式喷管；（3）采用新的第二级发动机；（4）采用高比冲推进剂；（5）用耐高温玻璃纤维做壳体材料以减轻重量。但M-2导弹弹头重量较大，比威力较低，1976年已开始退役，逐步被性能更好的M-20导弹取代。　　（郭　晖）

M—20



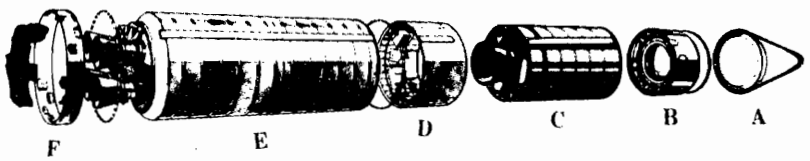
M-20导弹

概　述

M-20导弹是法国固体中程潜对地导弹，是法国现役战略导弹核武器的主力。该导弹是M-2的改进型，1971年开始研制，1976年3月开始装备核潜艇，到1980年4月为止装备了5艘核潜艇，即“可畏”号、“可怖”号、“雷鸣”号、“无敌”号和“闪电”号，共装备80枚。每艘潜艇装备16枚导弹。M-20导弹由法国航空航天公司负责研制。分三个主要研制阶段：（1）陆上飞行试验阶段；（2）水下潜艇发射试验阶段；（3）作战弹交货阶段。

主要战术技术指标

射程	3000km	制导	惯性制导
命中精度（圆公算偏差）	1 km	动力装置	
弹长	10.7m	类别	固体火箭发动机
弹径	1.5m	数量	两台
起飞重量	20 000 kg	推进剂	聚氨基甲酸酯/过氯酸铵/铝粉（第一级）
弹头			端羧基聚丁二烯（第二级）
类型	单个热核弹头	发射方式	潜艇水下发射
威力	1Mt TNT 当量		



M-20 导弹结构

A．弹头 B．仪器舱 C．第二级 D．级间段 E．第一级 F．裙部

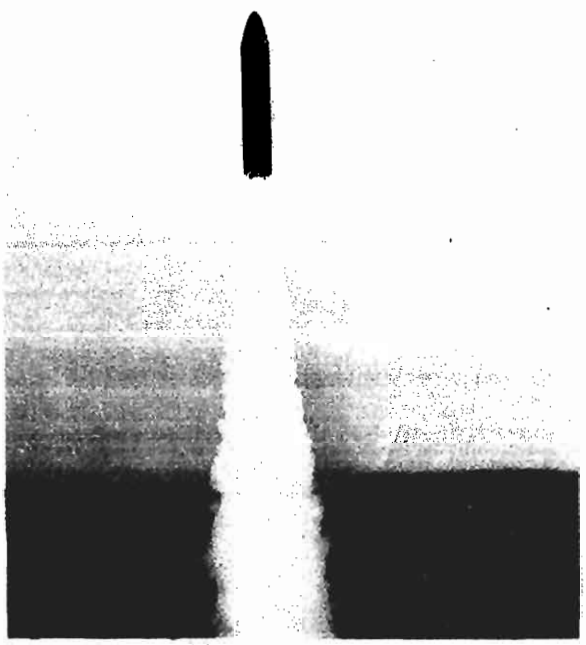
导 弹

M-20 导弹是两级固体导弹，其弹体布局与结构，采用的动力装置均与 M-2 导弹相同。不同之处主要在弹头上，惯性制导系统性能也有改进，精度有了提高。M-20 导弹最初携带 MR/TN60 型百万吨级热核弹头，并带有突防设施。从1977年开始法国将全部TN60弹头改装为 TN61型弹头。它具有与 MR/TN60 型热核弹头同等的威力，但重量轻，精度高，而且是加固的，能够抗高空核爆炸效应（包括X射线效应和电磁脉冲效应）。M-20 导弹的发射和指挥控制跟 M-2 导弹的相同，发射过程也类似。

（郭 晖）

M－4

概 述



M-4导弹发射

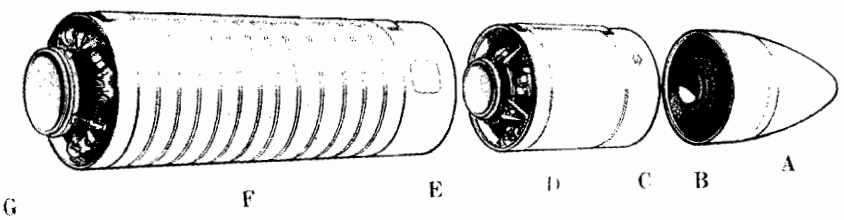
M-4 是法国固体潜对地弹道导弹，主承包商是航空航天公司，欧洲动力装置制造公司（SEP）负责推进系统，机械电气通用公司（SAGEM）负责惯性平台，马赛尔·达索电子公司负责弹上计算机。M-4 导弹于1985年中装备法国第六艘核潜艇“刚毅”号，该潜艇拥有的核打击能力相当于正在服役的前五艘核潜艇拥有的核打击能力之和。计划今后逐步改装前五艘核潜艇，以便换装 M-4 导弹。M-4 导弹的研制费用约为 190 亿法郎，建造第六艘核潜艇约耗资 26.6 亿法郎。M-4 导弹的研制过程分三个阶段：（1）设备研制及地面检测设备性能试验阶段。曾在地面进行了导弹发射，级间分离，弹头释放等模拟试验；（2）飞行试验阶段；（3）交付使用阶段。1972年底提出研制 M-4 导弹，用三年时间研究方案，1976年结束预研阶段，同时提出初步设计方案并开始工程研制，1978年进行设备环境鉴定试验、各飞行阶段的模拟试验（即弹射、各级分离，抛整流罩，投放多弹头等）以及各级发动机的地面试车。M-4 导弹还进行过13次水下和地面发射的飞行试验，其中有12次成功。1984年 2 月29日从“鳗鱼”号试验艇成功地进行了 M-4 导弹系统实战使用的鉴定、

验收、发射试验。

主要战术技术指标

射程	4000～6000km	制导			惯性制导
命中精度（圆公算偏差）	300m	动力装置			
飞行时间	20min	类别			固体火箭发动机
弹长	11.05m	数量			三台
弹径	1.93m	推进剂			端羧基聚丁二烯
起飞重量	35 000 kg	推力	第一级	第二级	第三级
弹头			686kN	294kN	98 kN
类型	热核弹头	工作时间	60s	75s	45s
威力	6×150 kt TNT 当量	发射方式			潜艇水下发射

导　弹



M-4 导弹分解图

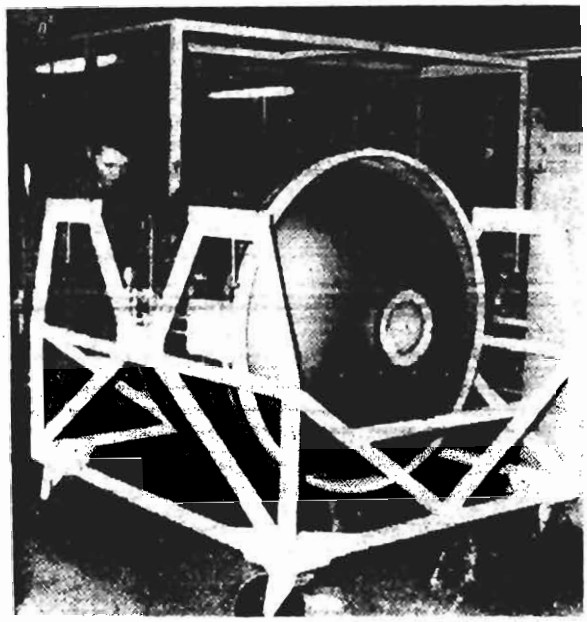
A．整流罩　B．母舱　C．喷管　D．第二级　E．喷管　F．第一级　G．喷管

布局与结构　M-4 导弹的总体布局与美国“三叉戟Ⅰ”潜对地导弹相似。第一级发动机和第二级发动机串联安装，第三级发动机装在环形仪器舱的中间。第三级发动机四周安装制导系统的设备，释放弹头的两台小发动机也装在第三级发动机两侧，仪器舱上面安放六个子弹头，外面罩有整流罩。

动力装置　M-4 导弹的动力装置是三级固体火箭发动机，三级的代号分别是401、402、403。第一级发动机是法国最大的固体火箭发动机，长5米，直径1.93米，重22 500千克，工作时间60秒，推力686千牛，发动机内装填20 000千克端羧基聚丁二烯固体推进剂。推进剂由法国国营火药公司（SNFE）研制，最高理论比冲为260～265秒，燃烧温度为3300～3900 k，密度为1.73～1.83克/厘米^3。推进剂的比冲、密度、贮存、点火、粘合等性能都比聚氨酯推进剂好，这样可以增加发动机的装药量和延长发动机的使用寿命；发动机壳体材料为40CDV20钢，采用多角星孔型装药。发动机推力向量控制采用潜入式柔性接头单喷管，其最大摆角（全向）为5度，喷管喉衬采用多向碳/碳复合材料制成，扩散段用石墨。柔性接头单喷管推力向量控制系统的优点是：（1）柔性喷管可以深潜至发动机内，以减少级间段长度；（2）结构简单可靠；（3）性能好；（4）可以对发动机各部件单独进行调试。第二级发动机长2.5米，直径1.93米，重8800千克，内装8000千克端羧基聚丁二烯固体推进剂；采用径向槽柱型装药；发动机工作时间75秒，推力294千牛；壳体材料采用玻璃纤维缠绕，它是参照了“里塔”Ⅰ型和“里塔”Ⅱ型发动机的工艺技术研制的。玻璃纤维缠绕制成的发动机壳体比钢制发动机壳体重量减轻了50%，而抗拉强度是钢的两倍，抗爆压力为60兆帕，结构重量与装药重量的比是1∶10。推力向量控制和第一级发动机相同，也采用潜入式柔性接头单喷管。喷管扩散段用石墨制成，喷管喉衬采用多向碳/碳复合材料。第三级发动机长1.15米，直径1.15米；内装1400千克端羧基聚丁二烯固体推进剂；发动机工作时间45秒，推力98kN；采用径向槽柱型装药；发动机壳体采用凯芙拉纤维材料——芳香族聚酰胺纤维。推力向量控制采用潜入式柔性接头单喷管，喷管喉衬材料采用碳/碳复合材料，扩散段采用一种不可

延的、耐热、耐振、高强度材料。发动机采用燃尽熄火方法。

制导与控制 M-4 导弹采用惯性制导系统，该系统由惯性平台和数字计算机组成。惯性平台的主要组件是三个液浮陀螺和三个摆式加速度表。陀螺仪保持定向，要求陀螺仪稳定支架的偏差为最小，加速度表用于测量导弹三个方向的加速度，它的量程为0～15g，精度可达10^{-4}。数字计算机用来计算导弹的速度和方位，将运算结果输入控制系统。导弹的惯性制导靠数字计算机和三轴操纵舵校正弹道误差，以确定导弹飞行位置，同时还可以控制偏航、俯仰和滚动。

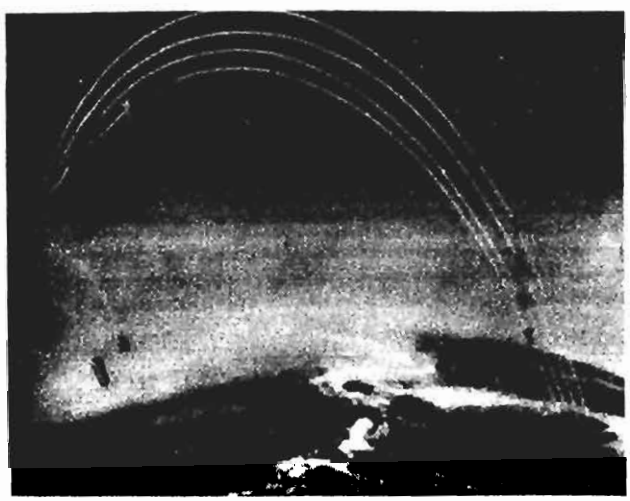


M-4 导弹的第三级

弹头 M-4 导弹装有6个经过特殊加固、高速飞行的分导式多弹头，每个弹头的当量为15万吨TNT。子弹头安装在释放装置上，每个子弹头都配有一个火药式脱钩装置，并能沿特定的弹道飞向目标。子弹头的解锁与释放均靠火工品。子弹头的壳体材料选用以二氧化硅为基础的复合纤维三向编织结构，端头部分则用碳/碳复合纤维三向编织后固化而成。法国还为 M-4 导弹研制了轻型核弹头，核装置代号 MR71。M-4导弹携带这种小型化弹头可以提高射程约50%。1986年M-导弹携带小型化弹头进行了首次研制性飞行试验，射程达6000千米。

发射与指挥控制

M-4 导弹装备法国第6艘核潜艇“刚毅”号。该潜艇与前五艘潜艇十分相似，只是在建造时采用了一些新技术、新工艺。在潜艇上装备了新型导航系统，主要包括一套新的惯性导航设备和新设计的瞄准器和校正器，导弹的精度将有显著的提高。声纳设备的性能较好，通信能力有所加强，潜艇最大下潜深度可达609.6米探测能力较强，可以不留痕迹地航行。潜艇发射筒的主要改进是充分利用内发射筒和外发射筒之间的空间，尽量使内外发射筒靠近并根据导弹悬挂系统的变化稍增加向下方向的有效空间，艇员的居住条件也有所改善。



M-4 导弹多弹头飞行轨迹示意图

作战使用

M-4 导弹采用潜艇深水发射，发射深度约40米。该导弹采用固体推进剂燃气弹射系统，弹出发射管后第一级发动机立即点火。导弹离开发射筒之后，发射筒内立即充填与导弹同等重量的水来取代导弹的重量，以保持潜艇平衡，确保下一枚导弹的顺利发射。这种新式发射系统的点火程序使用快速双数据处理系统，以极高的速度完成导弹点火测试、监视和点火控制

发展与改进

M-4 导弹较之 M-1、M-2、M-20 三种潜对地导弹在技术性能上有较大的改进与提高。除射程更远和采用分导式多弹头外，主要有三项改进：（1）加固了弹头，提高了弹头性能。（2）能在更深的水下点火，并且是离开潜艇发射筒后立即点火。（3）提高了导弹的发射速度。　　（郭　晖）

北极星A-1(Polaris A-1) UGM-27A

“北极星A-1”导弹

概　述

“北极星A-1”是美国最早研制的潜对地中程弹道导弹。导弹代号 UGM-27A 。1955年，美国打算利用潜艇隐蔽机动的特长，发展一种从潜艇发射的中程弹道导弹，作为洲际导弹的补充。同年11月，美国海军组建负责抓总工作的特种计划局。该局研究了液体和固体丘辟特导弹方案，1956年11月放弃了这两个方案，转而研究尺寸小、重量轻的“北极星”导弹方案。1957年3月开始研制，1959年进行首次飞行试验，1960年年底开始部署，共有80枚“北极星A-1”导弹部署在5艘598级（“华盛顿”级）导弹核潜艇上。1965年退役。

“北极星 A-1”导弹有3000多家承包商，主承包商是洛克希德导弹与空间公司。每枚导弹的价格为75万美元（1963年美元值），从开始研制到1960年6月共耗资27.5亿美元。

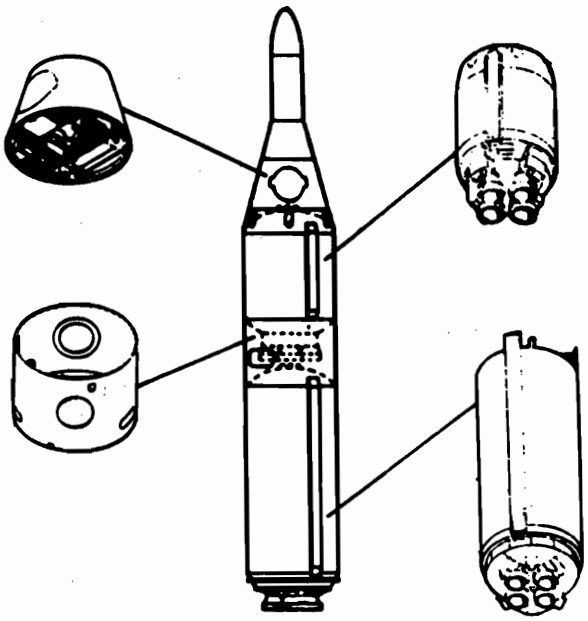
主要战术技术指标

射程	2200 km	投掷重量	454kg
命中精度（圆公算偏差）	1850m	弹头重量	399kg
弹长	8.69m	弹头威力	60万吨 TNT 当量
弹径	1.37m	制导	MK-1 惯性制导系统
起飞重量	12900 kg	发射方式	潜艇水下发射
起飞推力	311 kN		

导　弹

布局与结构　导弹在结构上由第一级、级间段、第二级、仪器舱和弹头组成一个整体。第一、二级发动机分别构成导弹的第一、二级，在两级外表面的一侧装有电缆管。级间段连接第一、二级，内部装有第一级的点火器与联锁装置。级间段采用铝合金蒙皮与隔框结构。仪器舱位于第二级上方，用于支承各种仪器与设备，包括惯性平台、制导计算机、电池、飞行控制电子组件、速率陀螺、第二级联锁装置等。弹头安装在导弹顶端。结构布局如图所示。

动力装置　第一、二级各用一台固体火箭发动机，发动机均用4个固定喷管，用锻造钼合金作喉



导弹结构布局示意图

（左、右两侧自上至下分别是仪器舱、级间段、第二级和第一级）

衬，石墨作散热体，靠液压泵系统带动喷流致偏环来控制推力方向，第一、二级的致偏环分别用钢罩和钛合金罩。推进剂都采用聚氨基甲酸酯加铝粉和过氯酸铵。由于推进剂组分含量不同，推进剂密度为1.66克/厘米^3（一级）和1.69克/厘米^3（二级），药柱为六角星孔型。发动机壳体材料是含钒的中碳低合金钢。第一级发动机重7940千克，海平面推力311千牛，比冲231秒；第二级发动机重3940千克，真空推力146.7千牛，真空比冲270秒。第二级发动机喷管处装有玻璃钢防热罩，防止燃气回流的加热影响。第二级发动机前端盖上开有相互间隔60度的六个止推口，口盖用易碎裂材料制成。导弹达到预定速度时，控制系统发出指令打开口盖，以产生反向推力，仅需50毫秒即可使推力终止，速度误差在±7米/秒之内。

制导与控制 采用麻省理工学院仪表实验室设计、通用电气公司制造的**MK-1**全惯性制导系统，重约90千克。此系统包括一个惯性平台和一台数字式制导计算机。平台上装有3个76毫米直径的单自由度积分陀螺仪，3个摆式陀螺加速度表。制导系统提供导弹的俯仰、偏航与滚动姿态基准信息、操纵指令、引爆系统开始起动所需的飞行安全信号。当导弹达到预定的速度时，还提供释放弹头的信号。制导系统的指令通过飞行控制电子组件传给有关的执行机构或组件。

弹头 弹头为核弹头，威力达60万吨**TNT**当量。弹头外形为锥柱裙形，端头为钝锥体，圆柱段内放核装置与引爆系统，下端为裙部，使弹头在再入时保持飞行稳定。在裙部还装有使弹头旋转再入的旋转系统。为了减少导弹在大气层飞行中的阻力，在端头的前方装一个流线形整流罩。弹头壳体由玻璃钢布带缠绕而成，端头则用二氧化硅带与苯酚醛树脂缠绕。

发射与指挥控制

“北极星A-1”导弹武器系统包括发射装置分系统、导航分系统、发射控制分系统、测量分系统以及导弹及其制导分系统。发射装置由发射筒、油压驱动的空气阀、贮气瓶、固定装置、安全装置等组成，用于平时贮存导弹和在发射时将导弹推出水面。发射筒长8.7米，由内筒和外筒套装而成，中间充有硅油。导弹装在内筒中。在发射筒筒盖的下方有一个密封隔膜，用以防止海水进入并使发射筒内部保持一定的压力。每个发射筒配有一个燃气—蒸气弹射系统，用以将导弹从发射筒内弹射出水面。导弹的发射是在潜艇慢速航行过程中进行的。潜艇的导航系统不间断地测量潜艇的坐标位置、速度和姿态，以便提供发射点的准确信息。导航系统为**MK2**型，由陀螺仪、加速度表和计算机组成，它向发射控制系统提供所需信息。发射控制系统为**MK80**型，由计算机、瞄准设备、显示控制台、数字式地球弹道目标计算机等组成，用于协调导弹武器系统各部分的工作，控制导弹的发射并在发射期间监测与控制其它分系统的工作。此系统还通过计算机处理各种数据，确定潜艇内每一枚导弹在任一时刻的正确弹道。

598级潜艇长116米，宽10米，动力装置采用水冷核反应堆推动的蒸汽涡轮，排水量达6000吨（水上）和6700吨（水下），在潜艇中部配置16个发射筒，每筒装一枚导弹，艇首还有六个鱼雷发射管，艇员编制是13名

军官和127名士兵。

作战使用

5艘“华盛顿”级核潜艇各装备16枚导弹，以关岛为基地，构成美国在太平洋地区的核威慑力量。作战潜艇通常在海洋中一次巡航60天，航程达80 000千米，然后返回基地维修与保养30天，再出海作下一次巡航。在5～6年内要对潜艇作一次大修并更换核燃料。

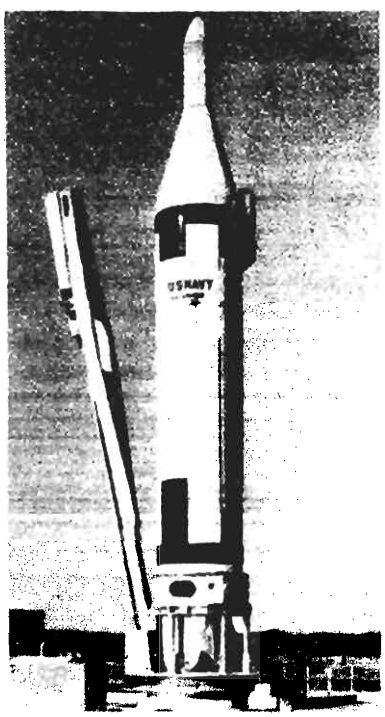
潜艇的发射指挥军官在接到发射指令后，就可通过发射控制分系统实施导弹发射。一般一分钟可发射一枚导弹。导弹自发射管弹出水面后即点火工作，空的发射筒则灌入海水，使进入的海水与导弹的重量相等。

发展与改进

“北极星A-1”导弹原计划1963年服役，射程2800公里，后因军事急需，将射程压缩，提前于1960年服役。导弹的性能也不高。后来被性能更好的“北极星A-2”导弹所取代。　　（宋雯炎）

北极星A-2（Polaris A-2）UGM-27B

概　述



“北极星A-2”导弹

“北极星A-2”是美国潜对地中程弹道导弹，A-1的改进型。导弹代号UGM-27B。1958年4月开始研制，主承包商是洛克希德导弹与空间公司。1960年11月进行首次研制性飞行试验，1962年6月部署，先在5艘608级（“艾伦”级）导弹核潜艇上部署80枚，后在8艘616级（“拉菲特”级）导弹核潜艇上部署128枚。1964年起停止生产，1974年11月至1976年全部退役。每枚导弹的价格为122万美元（1962年美元值）。

主要战术技术指标

射程	2800 km
命中精度（圆公算偏差）	927 m
弹长	9.4m
弹径	1.37m
起飞重量	13600 kg
起飞推力	353 kN
投掷重量	454 kg
弹头重量	399 kg
弹头威力	800kt TNT 当量
制导	惯性制导
发射方式	潜艇水下发射

导　弹

A-2导弹是在A-1的基础上改进的，主要的改进是在推进系统方面。弹头仍用A-1的弹头，但性能有所提高，弹头核装置代号W47，威力增至80万吨TNT当量。第一级发动机仍采用A-1的推进剂和发动机壳

体材料，但加长了762毫米，从而增大了推进剂装填量。第一级发动机长约4.2米，重约10.5吨，装9.27吨推进剂，海平面名义推力353千牛。第二级发动机是新研制的，性能有显著提高。它采用了玻璃纤维加环氧树脂缠绕的壳体结构，比A-1的钢制壳体结构减轻重量110千克。玻璃纤维用E玻璃纤维，密度为2.547克/厘米^3，纤维表面经过801耦合剂喷涂处理，以提高与树脂的粘接性能。树脂用库伯公司的Epon 826或道氏公司的DER 332树脂，密度为1.19克/厘米^3。壳体内的绝热层材料是丁腈橡胶加SiO_2。壳体的加工对几何尺寸、喷管口和中心孔位置的公差要求很严格，为此采用专门研制的机床来进行壳体的精密机械加工。第二级发动机改用新型复合改性双基推进剂，其组成是硝化纤维＋硝化甘油＋过氯酸铵＋铝粉，真空比冲从A-1的270秒提高到约285秒，燃烧室温度比A-1第二级的提高620℃，达3320℃。第二级发动机还改进了喷管和推力向量控制系统。它采用四个摆动喷管，利用两个喷管的同向摆动产生控制导弹俯仰和偏航运动的操纵力，利用喷管的逆向摆动产生控制导弹滚动的滚动力矩。与A-1采用的喷流致偏环相比，摆动喷管可以减轻结构重量，减少轴向推力损失，缩短长度，还可避开致偏环在飞行中的破裂问题。A-2发动机的上述改进可使射程增加约556千米。制导系统仍采用A-1的MK-1惯性制导系统，但电子组件有较大改进，精度也有提高。

发射与指挥控制

“北极星A-2”导弹武器系统由发射装置分系统、导航分系统、发射控制分系统、测量分系统和导弹及其制导分系统组成。这些分系统在结构与功能上与“北极星A-1”的基本上相同，但性能有所改善。导弹的发射与指挥控制也和A-1的一样。装备A-2的608级核潜艇长125米，宽10米，动力装置为水冷核反应堆推动的蒸汽涡轮，排水量是6900吨（水上）和7900吨（水下）。在潜艇中部装有16个导弹发射筒，艇首有四个鱼雷发射管。艇员编制是军官12人、士兵127人。采用MK2Ⅲ型舰船惯性导航系统及卫星接收机。发射控制用MK80发射控制系统，但改用压缩空气将导弹弹射出水面。616级核潜艇长129.5米，宽10米，动力装置和鱼雷发射管与608级核潜艇的相同，排水量达7320吨（水上）和8250吨（水下），艇员编制是军官14人、士兵133人，改用MK88发射控制系统和MK2Ⅵ型舰船惯性导航系统及卫星接收机，但发射控制仍用燃气—蒸气弹射系统。

作战使用

208枚“北极星A-2”导弹从1962年6月开始相继部署在5艘608级和8艘616级核潜艇上在太平洋和大西洋海域执行作战巡逻任务。其作战使用方法与过程和A-1的相同。

发展与改进

“北极星A-2”导弹达到了“北极星”导弹计划原定的射程指标，在性能上也优于A-1导弹。随着反潜技术和弹道导弹防御技术的发展，对潜对地弹道导弹提出了更高的要求，主要是：进一步增大射程，提高突防能力，提高命中精度，加大有效载荷的重量。A-2导弹已经不能满足上述要求，因而从1974年起逐步被A-2的后继型号——“北极星A-3”导弹所取代。 （宋雯炎）

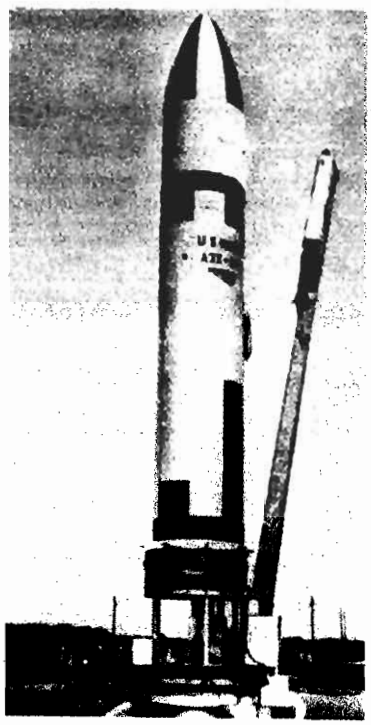
北极星 A-3 (Polaris A-3) UGM-27C

概 述

“北极星A-3”是美国潜对地中远程弹道导弹，A-2的后继型。导弹代号UGM-27C。1960年美国决定发展4600千米射程的“北极星A-3”导弹，以提高海基战略导弹武器系统的攻击能力、突防能力和生存能力。总的研制前提是在总体尺寸变化不大的情况下使射程增至4600千米。这就要求尽可能采用先进的设计和工艺，最大限度地减轻结构重量和提高性能。

A-3导弹于1960年9月开始研制，主承包商是洛克希德导弹与空间公司。1962年8月进行首次研制性飞行

试验，1964年9月至1982年2月服役，先后装备5艘598级（“华盛顿”级）、5艘608级（“艾伦”级）和18艘616级（“拉菲特”级）导弹核潜艇，每艘潜艇装备16枚A-3导弹。此外，还装备4艘英国核潜艇共64枚。每枚“北极星A-3”导弹的价格是198万美元（1964年美元值），每艘潜艇的造价为0.97～1.6亿美元。



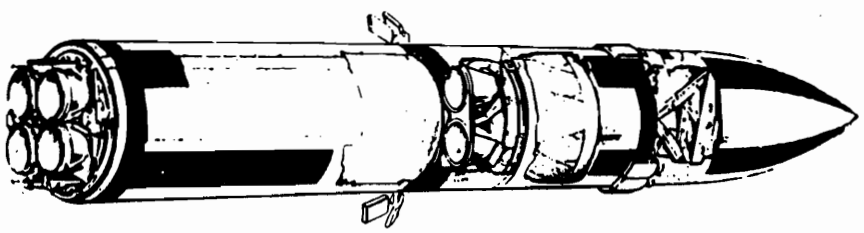
“北极星 A-3”导弹

主要战术技术指标

射程	4600 km
命中精度（圆公算偏差）	927m
弹长	9.85m
弹径	1.37m
起飞重量	16400 kg
起飞推力	～421 kN
投掷重量	650 kg
弹头	3个集束式多弹头
子弹头重量	约160 kg
子弹头威力	3×200 kt TNT当量
制导	MK 2惯性制导系统
发射方式	潜艇水下发射

导　弹

布局与结构　A-3导弹由弹体、推进、制导与飞行控制、推力向量控制、再入等分系统组成，其外形由A-1和A-2的香槟酒瓶形改为子弹形。下图示出A-3导弹的总体布局。第一、二级由第一、二级发动机构成，在外表面的一侧装有电缆管。在这两级之间是级间段，长约870毫米，采用镁钍合金蒙皮、铝合金隔框与桁条结构。仪器舱位于第二级上方，也采用和级间段类似的结构，长约790毫米，内装绝大部分电子仪器与设备以及安装弹头的平台。仪器舱上端是头部整流罩，整流罩用于保护再入系统并使导弹具有流线型的气动与水动外形。在整流罩内装有一台抛罩发动机，用于在第二级飞行期间导弹飞出大气层后抛弃整流罩。



北极星 A-3 导弹的结构布局

动力装置　采用两级固体火箭发动机，壳体都是用S-994玻璃纤维缠绕的玻璃钢壳体。第一级发动机长约4.6米，真空比冲261秒。推进剂仍用聚氨酯，但添加了硝基增塑剂，可使燃烧室内的火焰温度约提高540℃。药柱为六角星孔药型。由于燃烧室温度增高到3200—3260℃，耐高温抗侵蚀喷管喉衬曾是研制中遇到的一个难题，最后采用钨渗银喉衬才满足了设计要求。第一级推力向量控制系统使用在A-2第二级发动机上成功地经过验证的摆动喷管系统。第二级发动机长约2.25米，推进剂与A-2第二级发动机的相同，为复合改性双基推进剂，药柱是四角星孔型。喷管喉衬材料为热解石墨。第二级发动机推力向量控制系统改用新型液体二次喷射系

统。此系统与摆动喷管相比，其结构重量轻、固定部件少、响应快、受火焰温度的影响小。四个喷管共用八个喷嘴，每个重2千克，每个喷嘴有三个喷孔，喷射角约为25°，喷射工质是氟里昂。装喷射工质的贮箱呈环形，套装在第二级发动机喷管的外围。

制导与控制 使用 MK-2 型惯性制导系统，其体积和重量仅为 MK-1 型制导系统的一半左右，重约40千克。制导系统由三框架稳定平台和制导电子组件组成，它们全都放置在仪器舱内。在稳定平台上装有感测导弹三个轴向运动的两类加速度表，即一个摆式积分陀螺加速度表和两个脉冲积分摆式加速度表。外框、中框和内框这三个框架分别反映导弹的俯仰、偏航和滚动运动，这些运动分别由框架组件内的三个惯性基准积分陀螺感测。制导电子组件的核心是制导计算机，它是一种预编程序的数字计算机。计算机根据制导平台提供的信息进行必要的计算和处理，向飞行控制电子组件发出操纵导弹飞行的指令，飞行安全指令，而在导弹达到预定速度时还发出释放弹头的指令。这些指令由飞行控制电子组件通过有关的控制执行机构执行。

弹头 采用三个集束式多弹头，每个子弹头重约160千克，核装置代号为 W58，威力达20万吨 TNT当量。初期曾研究过装一个100万吨 TNT 当量的弹头方案，后被放弃。三个子弹头固定在安装平台上，释放时靠机械方法将其同时弹射出去，使之落入以目标为中心的三角区。弹头的分离释放机构可以保证在子弹头之间有较大的间距，使得一枚反导弹导弹不能同时摧毁三个子弹头。与单弹头相比，集束式多弹头具有较高的突防能力，在攻击相同的面目标时，毁伤能力也较大。

发射与指挥控制

“北极星A-3”导弹武器系统的组成与功能和“北极星A-1”或“北极星A-2”系统的相同，导弹的发射与指挥控制也与 A-1 或 A-2 的类似。发射 A-3 导弹的核潜艇598级、608级和616级作了必要的改装，以便能容纳 A-3 导弹。燃气—蒸汽或压缩空气弹射系统将导弹从发射筒中推出，导弹以45米每秒的出口速度冲出海面，在离水面约25米的高度点燃第一级发动机。

作战使用

“北极星A-3”导弹从1964年9月28日开始相继部署在598级、616级、608级核潜艇上，在太平洋和大西洋的预定海域内执行作战巡逻任务。其作战使用方法与过程和 A-1 的相同。

发展与改进

A-3 导弹在性能上较 A-1 和 A-2 导弹已有很大改进，但还不能满足对抗先进反潜系统和先进反导弹系统的要求。从1971年起逐步被有效载荷更大、命中精度和突防能力更高的后继型号——“海神”导弹所取代。

（宋雯炎）

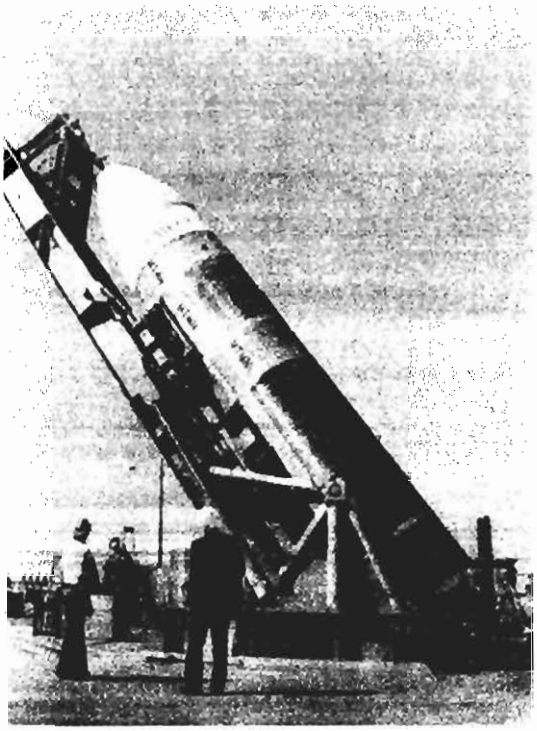
海神 C-3 (Poseidon C-3) UGM-73A

概 述

“海神”（C-3）导弹是美国潜对地中远程弹道导弹。导弹代号 UGM-73A。六十年代初，美国海军已着手研究充分利用艇载导弹发射筒的潜力的问题。研究结果表明，适当放松对减振系统的要求可以使发射筒所能容纳的导弹的直径从1.37米增大到1.88米。当时将这种射程与 A-3 相同，但直径增大的导弹定名为“北极星B-3”导弹。4600千米的射程已能满足当时的使用要求，因此 B-3 的多余的运载能力就放在提高突防能力和有效载荷灵活性方面。海军对单弹头和多弹头在携带或不带突防装置的情况下攻击软目标和硬目标的能力进行了比较研究。随着 B-3 导弹设计方案的成熟，考虑过的弹头方案有大威力单弹头、大威力和小威力集束式多弹头等方案。1963年出现了分导式多弹头的设想。采用分导式多弹头能够大大提高成本效能比。1964年10月开

始发展用于潜对地弹道导弹的分导式多弹头，这种导弹改名为“海神”（C3）导弹。1965年1月18日，美国总统宣布为舰队弹道导弹系统研制“海神”导弹。1966年12月作出部署“海神”导弹的决定。1968年8月进行首次研制性飞行试验，1971年3月开始部署，共有496枚“海神”导弹装备在31艘616级(“拉菲特”级)导弹核潜艇上。

“海神”导弹的研制费用约为40亿美元，每枚导弹的价格为540万美元。每艘潜艇的造价达2.1亿美元，改装费是0.327亿美元。至1978年9月改装潜艇以配置“海神”导弹的工作全部完成。1979年“海神”导弹开始退役。



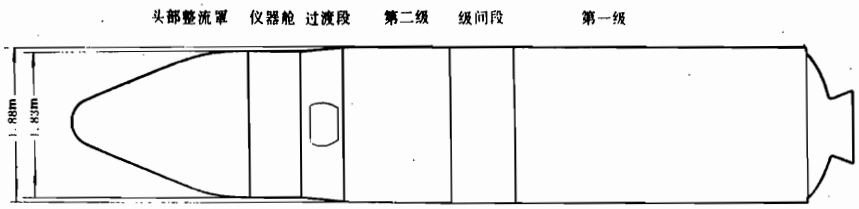
“海神”导弹

主要战术技术指标

射程	4600 km
命中精度（圆公算偏差）	518m
弹长	10.39m
弹径	1.88m
起飞重量	29500 kg
起飞推力	～ 725 kN
投掷重量	～1500 kg
弹头	6～10个分导式多弹头
子弹头重量	91k g
子弹头威力	（6～10）×50 kt TNT 当量
制导	MK3 惯性制导系统
发射方式	潜艇水下发射

导　弹

布局与结构　“海神”(C-3)导弹是两级固体导弹，由弹体、推进、制导与飞行控制、再入等分系统组成。弹体呈圆柱形，无尾翼，头部为卵形。第一、二级发动机分别构成导弹的第一、二级，两级之间由级间段连接。级间段是铝合金结构，长850毫米，重约88千克。第二级前端与过渡段相连。过渡段也是铝合金结构，长610毫米，底部直径1.88米，向上逐步收缩，到顶端直径减至1.83米。过渡段顶端和仪器舱连接。仪器舱长648毫米，直径1.83米，内部装有制导系统组件、飞行控制电子组件、飞行控制速率陀螺、反作用控制系统、电源等。子弹头支承在仪器舱上部的平台上，周围套有头部整流罩。整流罩内装有两台抛罩发动机。在第二级飞行期间导弹飞出大气层后，抛罩发动机点火工作，将整流罩抛弃。



“海神”导弹的结构布局

动力装置　采用两个固体火箭发动机，由赫克里斯火药公司和聚硫橡胶化学公司联合研制。第一级发动机长

4.78米，直径1.88米，重约 19 000 千克。采用丁二烯、丙烯酸、丙烯腈三元共聚物作推进剂，药型为锥柱槽型。发动机壳体仍用S 玻璃钢壳体，但改用了联合碳化物公司的 ERLA2256环氧树脂。第二级发动机长2.48米，直径1.88米，重约7800千克，推进剂为复合改性双基推进剂，但在其组分中添加了奥克托金，药型为翼柱形。第二级发动机壳体材料也用S 玻璃纤维。第一、二级发动机均采用先进的单个潜入式可动喷管。与 A-1、A-2和A-3 用的四喷管相比，这种喷管重量轻、可靠性高、结构合理。两级的喷管均用浸渍酚醛的石墨布作喉衬材料，用碳/酚醛模压件作为喷管延伸段防热衬层。两级的推力向量控制都用先进的柔性接头系统，其优点是重量轻、响应快、偏转能量大、推力损失小。在第二级发动机前封头上有六个用于终止推力的反向喷口。

制导与控制 采用麻省理工学院德雷珀仪表实验室研制的 MK-3 惯性制导系统。制导系统主要由三框架惯性平台和制导电子组件组成，全都安装在仪器舱内。平台上装有感测导弹三个轴向加速度变化的三个脉冲积分摆式加速度表。制导电子组件的主体是制导计算机，其主要任务是贮存发射前由发射控制系统传来的数据，在导弹主动段飞行期间向飞行控制分系统发送相应的操纵指令，并在末助推飞行期间使母舱保持姿态稳定，分别释放子弹头以攻击不同的目标。装在平台上的三个惯性速率积分陀螺和制导电子组件、力矩马达一起使三框架的内框保持在惯性基准平台的位置上。制导系统较广泛地采用中小规模集成电路，对电子器件还采取了抗核辐射的措施。导弹的控制由飞行控制电子组件根据制导系统提供的信息和其它参数通过有关的执行机构来实现。

弹头 采用 MK3 分导式多弹头，可通过不同数量的弹头组合获得不同的射程和弹头的散布范围。通常携带六个子弹头，最多可装十个子弹头，可以分别攻击六至十个目标。子弹头呈尖锥形，长度略超过一米，底部直径约 460 毫米，重91千克。子弹头所装核装置代号W68，威力为五万吨 TNT 当量。子弹头全都固定在仪器舱前端的支承平台上。第二级关机和分离后，弹头母舱内的固体推进剂燃气发生器即点火工作，其燃气通过活门—喷管系统喷出，共采用八个活门，每个活门控制两个彼此方向相反的喷管，其中一半用于提供轴向力，另一半产生使母舱偏航、俯仰或滚动所需的控制力。母舱根据制导系统的指令来调整末速和姿态，以便在预定的弹道点分别释放子弹头。子弹头的纵向分导距离一般为 480 ～ 640 千米，横向分导距离约为纵向分导距离的一半。

发射与指挥控制

“海神”导弹采用 MK-24 型发射装置，该装置由发射筒、发射动力系统和减震与密封装置等组成。发射筒由外筒、内筒、筒口密封隔膜、筒盖组成。外筒是潜艇耐压壳体的一部分，在其与内筒对应的部位开有检查孔。内筒是整体结构，筒口装有石棉—苯乙烯塑料制成的半球型水密隔膜装置。发射动力系统为固体推进剂燃气蒸汽动力弹射系统。发射装置采用粘接在内筒筒壁上的密封环作为导弹与发射筒之间的密封装置。密封环的密封性能好，并可多次重复使用。导航系统为 MK2Ⅵ 型舰船惯性导航系统，它不间断地向发射控制系统提供发射点的信息。发射控制系统改用性能更好的 MK88 型，该系统能适应多弹头导弹的发射要求，可以同时准备发射16枚导弹。发射控制系统负责对目标进行计算，把目标数据传给弹载制导计算机，并对数据进行回读和检查。在发射过程中，发射控制系统能自动检测每一枚导弹的发射准备状态。在自动检测程序的任一点都可改由手工操作。发射控制系统中校正静态与动态的瞄准设备可以计算发射时导弹的运动，完成发射控制的总计时并调整制导的计时。MK88 型系统采用积木式结构，最大限度地使用标准组件与部件。

“海神”导弹潜艇

作战使用

“海神”导弹装备31艘 616 级核潜艇，共 496 枚。这些潜艇

分别以美国南卡罗莱纳州的查尔斯顿、苏格兰的霍利湾以及西班牙的罗塔作为后勤基地，定期出海执行战备巡航任务。它们具有广阔的作战海域，可以从大西洋、太平洋、地中海、印度洋发射，发射海域可达1555万平方千米。核潜艇在通常情况下出海巡航60天，然后返回基地30天，进行人员更换、后勤补给和维修。潜艇从美国本土启航到发射海域，一般要五天或更多的时间。返航时也一样。从前沿基地（关岛、霍利湾或罗塔）航行到发射海域仅需一至二天。每艘潜艇在五至六年内要大修一次并更换核燃料。因此，平时在任一时刻在发射海域值班巡航的潜艇数量只有20至25艘，战备率约为50％。

发展与改进

"海神"导弹与"北极星" A-3 相比，在射程相同的情况下显著地提高了突防能力和攻击能力。但随着反潜武器和反潜技术的发展，潜艇自身的生存能力也变得日益重要。为此，很有必要增大射程，使潜艇能远离敌方海岸而靠近己方海岸发射导弹。从1979年开始，"海神"导弹就被7400千米射程的"三叉戟Ⅰ"导弹逐步取代。

（宋雯炎）

三叉戟Ⅰ C-4(TridentⅠ C-4) UGM-96A

概　述

"三叉戟Ⅰ"导弹发射

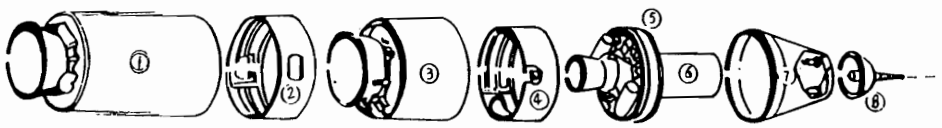
"三叉戟Ⅰ"（C-4）导弹是美国潜对地远程弹道导弹。导弹代号 UGM-96A 。美国在研制"海神"导弹时已开始研究其后继型号。总的设想是研制一种具有洲际射程的导弹和一种更先进的、噪声更小的核潜艇，进一步扩大潜艇的活动海域，提高潜对地导弹武器系统的生存能力和攻击能力。1971年 9 月开始预研，当时将导弹定名为"水下远程导弹系统"Ⅰ型（ULMS-1）。1972年初重新定名为"三叉戟Ⅰ"（C-4）导弹。1973年10月开始全面工程研制。主承包商是洛克希德导弹与空间公司。1977年 1 月进行首次研制性飞行试验，1979年10月开始部署，计划装备在12艘经过改装的"海神"导弹潜艇（ 6 艘 627 级和 6 艘 640 级）上和 8 艘新研制的"三叉戟"潜艇（726级）上，前者每艘装备16枚C-4导弹，后者则每艘装备24枚 C-4 导弹。每枚导弹的价格约为1393万美元（1983年美元值），每艘"三叉戟"潜艇的造价在10亿美元以上。"海神"导弹潜艇的总改装费用达35亿美元，每艘的成本约为1.09亿美元（1965年美元值）。

主要战术技术指标

射程	7400km	投掷重量	1315kg
命中精度（圆公算偏差）	230～500m	弹头	8 个MK 4 分导式多弹头
弹长	10.4m.	子弹头重量	96kg
弹径	1.88m	子弹头威力	8 × 100kt TNT 当量
起飞重量	31500kg	制导	星光惯性制导系统
起飞推力	～ 742kN	发射方式	潜艇水下发射

导 弹

布局与结构 “三叉戟Ⅰ”（C-4）导弹是三级固体导弹，由弹体、推进、制导与飞行控制、再入等分系统组成。弹体呈圆柱形，第一、二级发动机分别组成导弹的第一、二级。第一级长约4.5米，第二级长约1.7米，两级直径均为1.88米。两级之间由级间段连接，级间段由铝合金隔框与蒙皮组成，长620毫米，重约77千克。第二级前端与过渡段连接。过渡段也是铝合金隔框与蒙皮结构，长600毫米，直径从底部的1.88米逐步向上收缩，至顶端缩小到1829毫米。过渡段顶端和仪器舱连接。仪器舱在结构上由外壳、锥壳和内筒组成，重约120千克。外壳由铝合金壳段和石墨环氧复合材料壳体组成。锥壳是一个39度的平头截顶锥壳，上下两端各接一个短圆筒段，锥壳由玻璃纤维/酚醛蜂窝芯和石墨环氧布制成。第三级发动机配置在内筒中央，靠连接环与锥壳顶端相连。仪器舱内都比较紧凑地安装绝大多数与导弹工作有关的仪器和设备。仪器舱还作为安装平台用来装设末助推控制系统，再入分系统、第三级发动机及其推力向量控制组件。仪器舱顶端与头部整流罩连接，罩体是云杉木层压件，内都装有两台抛罩发动机。整流罩顶端中央装有可伸展的减阻器，用于减少在大气层内飞行时导弹头部的阻力。八个子弹头配置在整流罩内第三级发动机的四周，固定在仪器舱上方的环形支座上。



结 构 布 局

1．第一级 2．级间段 3．第二级 4．过渡段 5．仪器舱 6．第三级发动机 7．整流罩 8．整流罩端头帽

动力装置 C-4导弹的第一、二、三级均采用固体火箭发动机，发动机壳体全都改用凯芙拉49/环氧树脂纤维缠绕壳体。这种纤维具有高模量、高强度、低密度、低成本的优点。与S玻璃纤维壳体相比，凯芙拉壳体可减轻重量35%以上。壳体的内绝热层是新型三元乙丙橡胶系统。三级发动机均采用新型交联复合改性双基（XLDB）推进剂，比冲较高。药柱为翼柱型。发动机喷管均为单个潜入喷管，结构型式彼此相似。喷管喉衬为热解石墨环，外壳用铝合金，出口锥材料为石墨/环氧树脂，出口锥内衬材料为碳布/酚醛。各级发动机都有自己的推力向量控制系统，采用比较可靠的柔性接头技术。第一、二级发动机的作动系统仍沿用“海神”导弹的固体推进剂燃气发生器、涡轮与液压泵系统，第三级发动机用高速叶轮泵取代液压泵。C-4导弹的动力装置除三级发动机外，还包括两台抛罩发动机和一台分离发动机。抛罩发动机用于在导弹飞出大气层后抛弃整流罩，分离发动机装在第三级发动机前端的凹槽内，用于在第三级发动机分离时提供反向推力，使其加速从仪器舱内筒中分离。

制导与控制 采用MK-5星光惯性制导系统。MK-5系统是在MK-4制导系统的基础上改进而成的。MK-4系统于1967年9月为“海神”导弹研制，1969年因“海神”导弹仍用MK-3系统而停止研制。MK-5系统仍采用平台—计算机制导方案，并加进了星光制导技术和末助推控制技术，还采用了先进的元器件，因而精度高、体积小和重量轻。MK-5系统包括制导、定时、环境控制等分系统，其核心是惯性测量装置和制导电子组件。惯性测量装置是一个密封的球体结构，为导弹提供相对于惯性空间的基准方位并测量导弹的速度。在其内部有四框架平台、二个挠性陀螺、三个加速度表和一个用于校正飞行弹道的星光跟踪器。制导电子组件包括计算机等电子仪器。制导系统测得的信息通过飞行控制分系统转换成操纵推力向量控制系统和末助推控制系统工作的操纵指令，控制导弹的飞行。

弹头　采用八个 MK4 分导式多弹头，可分别攻击八个目标。子弹头外形为尖锥形，由端头、壳体、防热层、底遮板、引爆系统、核装置、天线、电缆等组成。核装置代号W76，威力达10万吨 TNT 当量，成本约65万美元。子弹头通过分离释放机构固定在环形支座上。第三级发动机关机并分离后，弹头母舱内的末助推控制系统开始工作。这个系统由两个燃气发生器、四个整体活门组件及有关的管路组成。燃气发生器产生的热燃气由电磁活门控制进入整体活门组件的16个喷管，其中的4个喷管产生轴向正推力，4个产生轴向负推力，8个产生滚动力。通过这些喷管的组合工作来控制母舱在三个轴向的姿态与速度，以便在预定的弹道点上分别释放子弹头。

美国海军还为 C-4 导弹研制过 MK500 机动弹头，这是一种采用固定弯头的机动弹头，曾装在 C-4 导弹上作过多次飞行试验。C-4导弹在设计上能够容纳MK4弹头或者 MK500弹头，也可以容纳 MK4 和 MK 500 的混合弹头系统。但 MK500 弹头的机动能力有限而且精度也差，因此没有在作战型 C-4 导弹上部署。

发射与指挥控制

“三叉戟Ⅰ”（C-4）导弹装备在经过改装的“海神”导弹潜艇和新研制的“三叉戟”潜艇上。“海神”导弹潜艇装备 C-4 导弹时，主要改装了发射装置，使其能适应 C-4 导弹的要求，其它一些分系统也都作了相应的改进。“三叉戟”潜艇为726 级潜艇，全长170 米，宽12.8米，吃水深度11米，水面排水量16600 吨，水下排水量18700 吨，水面航速25节，水下航速35节，下潜深度400 米。动力装置为水冷核反应堆推动的蒸汽涡轮。在潜艇中部配置24个发射筒，每个发射筒装一枚导弹。艇首装有四个鱼雷发射管。潜艇的服役寿命是30年。艇员编制是16名军官和148 名士兵。“三叉戟Ⅰ”导弹武器系统包括发射控制、导航、发射装置、导弹、制导、测量等分系统。发射控制分系统根据指令控制导弹的发射并协调武器系统各分系统的工作。导航分系统不间断地向发射控制分系统提供潜艇位置、速度和姿态的准确信息。发射装置分系统平时贮存和保护导弹，发射时根据指令将导弹从发射筒内弹出水面。“三叉戟”潜艇采用 MK98 型发射控制系统，它比“海神”导弹潜艇采用的 MK88 型系统显著提高了计算能力，使用一台带200 万字磁盘文件的通用电子计算机。导航用更先进的2个MK2Ⅶ型舰船惯性导航系统，它比“海神”导弹潜艇的导航系统有如下改进：增加静电陀螺跟踪器，延长两次导航定位之间的间隔时间以减少潜艇暴露的机会，但导航精度不变；增设闭路系统以减少维修工作量和提高可靠性；提高抗电磁干扰的性能；降低噪音；改用性能更好的导航卫星接收机和导航声纳系统。发射装置分系统包括存放导弹的发射筒和弹射导弹用的燃气—蒸汽发生器系统。

作战使用

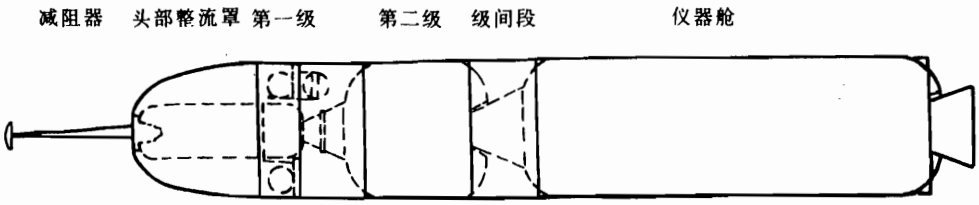
“三叉戟Ⅰ”导弹可以从水下或水面发射。装备“三叉戟Ⅰ”导弹的核潜艇定期从基地出发，执行战备巡航任务，连续巡航时间提高到70天。潜艇每九年进行一次大修并更换核燃料。1973年选定华盛顿州的班戈为“三叉戟”潜艇基地，总面积约33平方千米。另一基地为佐治亚州的金斯湾。

发展与改进

美国的“三叉戟”导弹计划原来分为两个阶段，第一阶段研制和部署射程达7400千米的“三叉戟Ⅰ”（C-4）导弹，装备在经过改装的“海神”导弹潜艇和“三叉戟”潜艇上，第二阶段研制性能更好的“三叉戟Ⅱ”（D-5）导弹，装备“三叉戟”潜艇。D-5 导弹将充分利用“三叉戟”潜艇导弹发射筒的容积，在尺寸、重量、投掷重量、命中精度等方面均优于 C-4 导弹。随着进攻性战略弹道导弹的精度日益提高，从陆地固定基地发射的战略弹道导弹的生存能力日益下降。为了提高导弹的生存能力，除采取加固措施外，可以发展机动发射的战略导弹。潜对地导弹系统具有隐蔽机动的优点，射程可达洲际射程，可从远离敌方靠近己方的海域发射。以往的潜对地弹道导弹受到精度和弹头威力的限制，还不能用来有效地攻击硬点目标。而 D-5 导弹已可用来攻击包括硬点目标在内的各种目标。随着 D-5 导弹的部署使用，C-4 导弹最终将被 D-5 所取代。

（宋雯炎）

三叉戟Ⅱ D-5（Trident Ⅱ D-5）



“三叉戟Ⅱ”导弹结构布局

概　述

“三叉戟Ⅱ”（D-5）导弹是美国潜对地远程弹道导弹，是在“三叉戟Ⅰ”导弹的基础上研制的。1979年开始方案探索，曾研究了三种导弹方案。1982年进入高级发展阶段，从三种方案中作出了抉择。1984年开始全面工程研制。计划到1987年进行首次研制性飞行试验，1989年12月开始部署。

导弹的主承包商是洛克希德导弹与空间公司，分承包商有威斯汀豪斯电气公司（负责发射装置）、通用电气公司（负责发射控制分系统）、洲际电子公司（负责测试分系统）、斯佩里系统管理公司（负责导航分系统）、德雷珀实验室（负责导弹制导系统）。

海军要求“三叉戟Ⅱ”导弹具备有效地攻击包括硬点目标在内的一切目标的能力。为此需要提高命中精度并选用较大威力的弹头。曾执行一项精度提高计划以验证可行性。还改善了地球重力模型以提供更精确的地球物理数据。“三叉戟”计划的总费用预计达1035亿美元，其中24艘“三叉戟”潜艇（包括班戈与金斯湾基地及595枚“三叉戟Ⅰ”导弹）452亿，958枚“三叉戟Ⅱ”导弹（每枚4830万美元）462亿，能源部为C-4和D-5研制6500枚核装置需66亿美元（其中3000多枚W76需20多亿，3000多枚W88需45亿以上），C-4和D-5的潜艇改装费55亿美元。下表给出D-5导弹（不包括核装置）计划费用（17艘潜艇，790枚导弹）：

财政年度	研制费用	采购费用	（数量）	军事建设费用	合计
1983及以前	68 170	—	—	—	68 170
1984	145 270	—	—	7930	153 200
1985	203 540	16 290	—	8 240	228 070
1986	215 620	58 200	—	14 410	288 230
1987	171 370	186 560	（27）	3 730	361 660
1988	123 210	266 870	（72）	1 310	391 390
1989	73 210	277 880	（72）	2 580	353 700
1990	37 270	271 960	（72）	10 890	320 120
至结束	—	1628 600	（517）	18 940	1647 540
总　计	1037 690	2706 360	（760）	68 030	3812 080

注：单位为万美元，研制费中包含30枚研制型导弹的费用。

主要战术技术指标

射程　　>7400km　　命中精度（圆公算偏差）　　130 ～ 185m

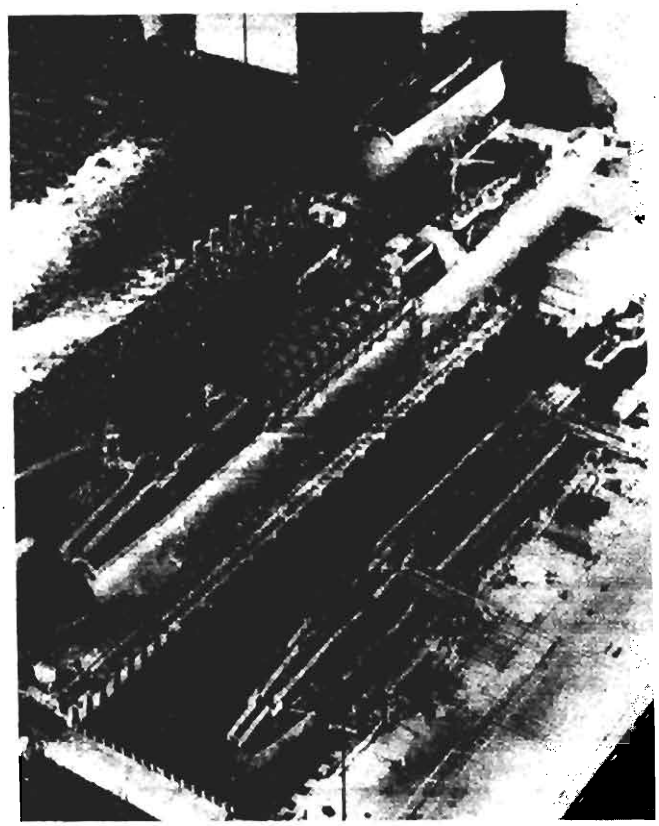
弹长	13.5m	子弹头重量	200kg
弹径	2108mm	子弹头威力	475kt TNT 当量
起飞重量	58.9t	制导	星光惯性制导系统
投掷重量	2300kg	发射方式	潜艇水下发射
弹头	8个MK 5分导式多弹头		

导　弹

布局与结构　“三叉戟Ⅱ”（D-5）导弹是三级固体导弹，由弹体、推进、制导与飞行控制、末助推控制、再入等分系统组成。弹体布局与结构和C-4的很相似，只是尺寸稍大些。整个弹体由第一级、级间段、第二级、仪器舱和头部整流罩连成一体。第三级发动机放在仪器舱与整流罩的中央，周围配置八个子弹头。弹体直径增大到2108毫米，从第二级发动机前裙部开始收缩，至仪器舱底部直径减小到2057毫米。

动力装置　第一、二级发动机比“三叉戟Ⅰ”导弹有较大的改进，推进剂改为聚乙二醇/硝化甘油，是MX洲际导弹第三级发动机所用推进剂的改进配方，采用翼形装药。发动机燃烧室壳体材料改用石墨/环氧树脂，内绝热层材料是三元乙丙橡胶系统。采用单个潜入式喷管，喉衬是三维整体喉衬。第二级发动机还用可延伸的碳碳喷管出口锥。第三级发动机仍用“三叉戟Ⅰ”导弹第三级发动机。动力装置还包括装在头部整流罩内的两台抛罩发动机和装在第三级前端凹槽内的一台第三级分离发动机。

制导与控制　采用MK-6型星光惯性制导系统，精度有显著提高。制导系统主要由惯性测量装置和制导电子组件组成，是全新的系统。惯性测量装置采用两个双轴动力调谐挠性陀螺和三个摆式积分陀螺加速度表，还用一个新设计的星光监控器，它是一种固体电荷耦合器件和光学器件相结合的系统。制导系统的信息传输给飞行控制分系统的飞行控制电子设备，由此设备转换成控制导弹助推段飞行的操纵指令和控制末助推段飞行的活门指令。



正在建造的“三叉戟”潜艇

弹头　曾考虑过多种弹头方案，如MK 12A、MK4、MK500、MK5等，最后计划采用MK5分导式多弹头方案。共装八个MK5弹头，配置在第三级发动机的四周。核装置代号为W88，威力达47.5万吨TNT当量。可用于攻击导弹地下井和加固的指挥控制中心。整个弹头由端头组件、防热层组件、内部结构件、天线窗、解保和引信组件以及核装置组成。

发射与指挥控制

与“三叉戟Ⅰ”导弹的发射与指挥控制相同。

作战使用

美国海军计划到2002年最终建成一支由24艘“三叉戟”潜艇组成的海基威慑力量，以佐治亚州的金斯湾和华盛顿州的班戈为基地，在太平洋和大西洋执行战备巡航任务。从1974至1986财政年度，美国已批准建造13艘“三叉戟”潜艇，从1987至1997年有可能每年批准建造一艘“三叉戟”潜艇。前8艘

“三叉戟”潜艇目前装备“三叉戟Ⅰ”导弹，计划从1992年开始改装“三叉戟Ⅱ”导弹。第9艘潜艇将是第一艘装备“三叉戟Ⅱ”导弹的“三叉戟”潜艇，预计将在1989年12月服役。“三叉戟Ⅱ”导弹具有精度高、有效载荷大的特点，它攻击软目标的效能要比“三叉戟Ⅰ”导弹高约三分之二，而攻击硬目标的效能则要高3—4倍。（宋雯炎）

萨克 (Sark) SS-N-4

“萨克”导弹

概　述

“萨克”（SS-N-4）是苏联第一代单级液体潜射弹道导弹，用于攻击陆地战略目标。SS-N-4于50年代中期研制成功，之后开始装备部队，现已全部退役。

SS-N-4导弹的动力装置是可贮液体火箭发动机，导弹采用惯性制导，从潜艇上由水面发射。导弹底部伸出7个约800毫米长的圆管，是把导弹从发射筒里推出的一种助推装置。

SS-N-4导弹装备在苏联Z级、G级Ⅰ型和H级潜艇，共装备7艘Z级常规潜艇，22艘G级Ⅰ型常规潜艇和15艘H级核潜艇。H级核潜艇是在50年代后期装备的。

Z级潜艇于1956年开始建造，有两个发射筒，发射筒安装在指挥台围壳部位，每个发射筒装一枚导弹。潜艇长90米、宽7.3米、水下排水量2600吨。

G级潜艇于1958年开始建造，有三个发射筒，潜艇长97.5米、宽7.6米，水下排水量2800吨。

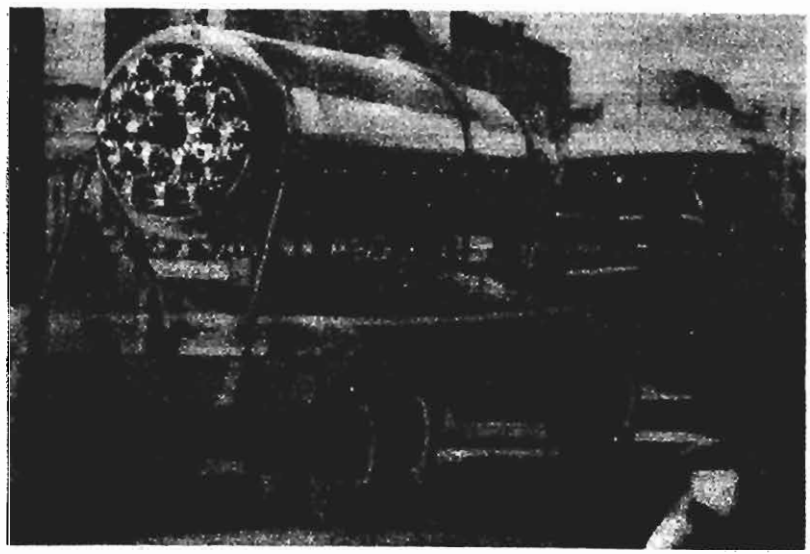
主要战术技术指标

射程	650 km	起飞重量	19 000 kg
命中精度	3.7 km	起飞推力	470 kN
弹长	14.6m	弹头重量	680 kg
弹径	1.8m	弹头威力	1Mt TNT当量

最大速度	M＝5～7	推进剂	可贮液体推进剂
制导	惯性制导	发射方式	潜艇水面发射

（马世昌）

塞尔布（Serb）SS-N-5



SS-N-5 导弹

概　述

“塞尔布”（SS-N-5）是苏联第二代潜对地弹道导弹。它比 SS-N-4 的尺寸小，但性能高。该导弹于1964年开始服役。

SS-N-5 为单级液体导弹，采用惯性制导系统和可贮存液体推进剂，从水下发射，携带单弹头。导弹底部装有18个电动冷气发生器，用来将导弹从发射筒内推出水面。冷气发生器通过爆炸螺栓与导弹主体连接，待导弹脱离潜艇并在发动机点火之后，从弹底脱落。

SS-N-5 导弹装备G Ⅰ级常规潜艇和H Ⅰ级核潜艇，共装备60枚，目前仍有54枚服役。

G 级潜艇于1958——1964年间建造，长97.5米，宽 7.6 米，水下排水量2800吨，在指挥台部位垂直安置三个发射筒，每个筒内装一枚导弹。

H Ⅰ级核潜艇于1958——1962年间建造，长 115.2 米，宽 8.6 米，水下排水量4100吨。潜艇在指挥台部位垂直安装三个发射筒。

SS-N-5 的核弹头可以摧毁抗压强度为34.3千帕的城市或68.6千帕的工业区目标。其冲击波超压最佳毁伤半径为8.47或4.06千米，最佳毁伤面积为 225 或52平方千米。如果目标的面积为150或50平方千米，则平均毁伤面积为 120 或43平方千米。

主要战术技术指标

射程	1300km	弹长	10.7m
命中精度	3.7 km	弹径	1.5m

起飞重量	18 000 kg	制导	惯性制导
起飞推力	490 kN	推进剂	可贮液体推进剂
弹头重量	680 kg	发射方式	潜艇水下发射
弹头威力	1Mt TNT 当量		

（马世昌）

索弗莱 (Sawfly) SS-N-6

SS-N-6 导弹

概　述

“索弗莱”（SS-N-6）导弹是苏联现役潜对地弹道导弹的主要组成部分，于1968年开始服役。曾装备33艘Y级I 型核潜艇，共528 枚导弹，目前仍有29艘Y 级Ⅰ型潜艇 464 枚导弹服役。导弹携带单弹头或多弹头，总性能比美国“北极星 A-3 ”导弹低，与“北极星A-1”或“北极星A- 2 ”导弹相近。

SS-N-6 为两级液体导弹，采用惯性制导系统和可贮存液体推进剂。有Ⅰ、Ⅱ、Ⅲ三种型别。Ⅰ、Ⅱ型外形尺寸相同，均携带单弹头。Ⅱ型改进了推进剂系统，射程较远。Ⅲ型携带集束式多弹头。

装 SS-N-6 导弹的Y 级Ⅰ型核潜艇有16个发射筒。潜艇长 130 米，宽10 .6米，水下排水量9000吨。

SS-N-6 导弹的核弹头适于打击抗压强度不太高的软目标，如中等以下城市、孤立的工厂、机场、港口、通信枢纽和重兵集团等目标。打击抗压强度为34 .3千帕的软目标时，其冲击波超压最佳毁伤半径为5. 21—6. 57千米，最佳毁伤面积为85～ 135 平方千米。

主要战术技术指标

射程	2400km（Ⅰ 型）		3000km（Ⅱ、Ⅲ型）
命中精度	0 .9km（Ⅰ、Ⅱ型）		1. 4km（Ⅲ型）
弹长		9. 14m	
弹径		1. 65m	
起飞重量		20000 kg	
弹头重量		720kg	
弹头威力	1Mt（Ⅰ、Ⅱ型）		2 ×（200 ～ 350）kt Ⅲ型

制导　　惯性制导
推进剂　　可贮液体推进剂
发射方式　　潜艇水下发射

（马世昌）

SS－N－8

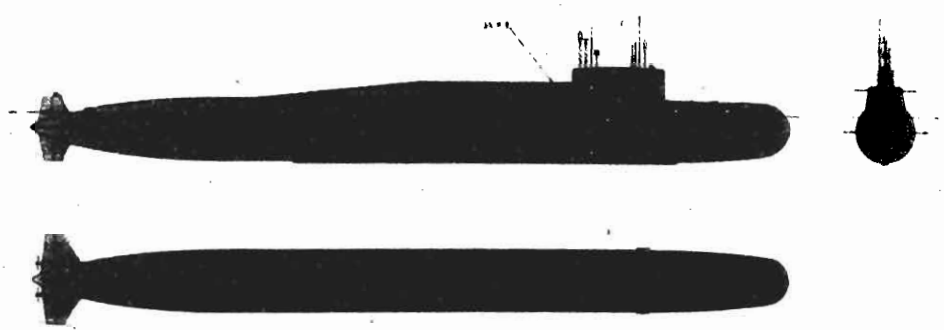
装12枚 SS-N-8 导弹的D 级 Ⅰ 型核潜艇示意图

概　述

SS-N-8 导弹是苏联远程潜对地弹道导弹，它从巴伦支海发射区发射基本上能覆盖美国领土。SS-N-8导弹曾由位于巴伦支海的潜艇上进行过发射试验，命中了中途岛以北约 800 千米的太平洋上的目标区。

SS-N-8 是两级可贮液体导弹，采用星光惯性制导系统，它包括星光惯性装置、计算机及末助推控制发动机。它有Ⅰ、Ⅱ、Ⅲ三种型别，Ⅰ型携带单弹头，Ⅱ型用集束式多弹头，Ⅲ型改用三个分导式多弹头。

SS-N-8导弹于1973年开始服役，装备带12个发射筒的D 级 Ⅰ 型核潜艇和带16个发射筒的 D 级 Ⅱ 型核潜艇以及装备H 级 Ⅲ 型核潜艇。目前苏联有19艘D 级 Ⅰ 型、4 艘D 级 Ⅱ 型和 1 艘H 级 Ⅲ 型核潜艇。D 级潜艇长 130 米、宽10.6米、水下排水量9000吨。



装16枚 SS-N-8 导弹的D 级 Ⅱ 型核潜艇示意图

SS-N-8 潜地导弹主要打击对象是重要的中等城市、炼油厂、钢铁厂、机场、造船厂、军火厂、重兵集结地和海空军基地等目标。

若用单发导弹打击抗压强度为34.3千帕或206千帕的软目标，其冲击波超压最佳毁伤半径为6.87或1.74千米。

主要战术技术指标

射程	7800km（Ⅰ型）	9100km（Ⅱ、Ⅲ型）	
命中精度	1.3 km（Ⅰ型）	0.9 km（Ⅱ型）	0.45km（Ⅲ型）
弹长		12.2m	
弹径		1.83m	
起飞重量		28 000 kg	
弹头重量		820 kg	
弹头威力		1Mt TNT 当量（Ⅰ型）	
制导		星光惯性制导	
推进剂		可贮液体推进剂	
发射方式		潜艇水下发射	

（马世昌）

SS－N－17

概　述

SS-N-17 导弹是苏联第一种两级固体潜对地弹道导弹，用于取代 SS-N-6，于1977年装备部队。该导弹携带单弹头或多弹头，从水下发射，制导系统采用惯性制导加计算机与末助推控制系统，命中精度较高。

SS-N-17 导弹装备Y级Ⅱ型核潜艇，截至1981年只装备1艘潜艇，12枚导弹。

该导弹以软目标为主要打击对象，适宜打击中等以上城市和重要工业区。

主要战术技术指标

射程	4500 km	弹头威力	1×750 kt TNT 当量
命中精度	0.46 km	制导	惯性制导
弹长	11.06 m	推进剂	固体推进剂
弹径	1.65m	发射方式	潜艇水下发射
起飞重量	20 000 kg		

（马世昌）

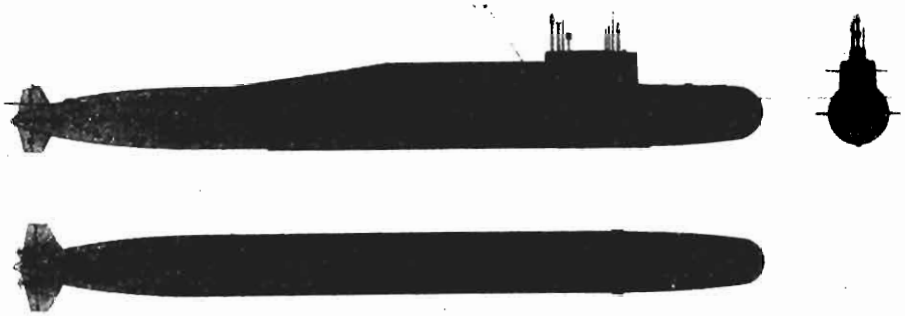
SS－N－18

概　述

SS-N-18 导弹是苏联第一种带分导式多弹头的两级液体潜对地弹道导弹，装有高级制导系统。从苏联附近海域发射可直接攻击美国本土的目标。

SS-N-18 于1975年开始地面试验并于同年年底进行潜艇发射试验，1978年开始服役。

SS-N-18 导弹有Ⅰ、Ⅱ、Ⅲ三种型别。Ⅰ型携带分导式多弹头，有三个子弹头，每个的当量为20万吨TNT。Ⅱ型带单弹头，投掷重量与Ⅰ、Ⅲ型的相同。Ⅲ型携带分导式多弹头。



装16枚 SS-N-18 导弹的D 级Ⅲ型核潜艇示意图

SS-N-18 导弹装备苏联D 级Ⅱ型核潜艇。每艘潜艇有16个发射筒。苏联现有10艘D 级Ⅱ型潜艇。

SS-N-18 导弹Ⅰ型的核弹头适宜于打击抗压强度为34.3～137 千帕的分散布置的软目标群或形状特殊的面目标；Ⅱ型的核弹头适宜于打击抗压强度为 206 千帕以下的孤立的软目标。

主要战术技术指标

射程	6500km（Ⅰ、Ⅱ型）		8000km（Ⅱ型）
命中精度	1.4km（Ⅰ型）		0.6km（Ⅱ、Ⅱ型）
弹长	14.1m		
弹径	1.83m		
起飞重量	20 000～30 000 kg		
投掷重量	820 ～1315kg		
弹头威力	3×200 kt（Ⅰ型）	450 kt（Ⅱ型）	7×200kt（Ⅱ型）TNT 当量
制导	星光惯性		
推进剂	可贮液体推进剂		
发射方式	潜艇水下发射		

（马世昌）

SS－N－20

概　述

SS-N-20 导弹是苏联三级固体潜对地弹道导弹，具有射程远、精度高、威力大的特点。

该导弹在研制过程中曾作过多次试验。1980年 1 月先进行陆地发射的飞行试验，因级间分离出故障而失败。此后进行的三次飞行试验也未成功。1981年两次飞行试验均获成功。1981年 4 月进行的一次飞行试验又未成功。1982年10月苏联在白海用“台风”级核潜艇发射 SS-N-20 潜地导弹 4 枚，均命中试验目标。1982 年又从“台风”级核潜艇上发射 4 枚 SS-N-20 潜地导弹，再获成功。至1982年年底，苏联共进行33次试验，其中有25次试验成功。

SS-N-20 装备“台风”级核潜艇，每艘装20枚导弹，发射筒在潜艇的前部。此种潜艇是目前世界上最大的核潜艇，于1982年服役。潜艇全长 170 米，排水量30 000 吨。装有两个螺旋桨，在潜艇内、外壳之间有较厚的水缓冲层，用以减少鱼雷和深水炸弹爆炸时对潜艇的破坏。该潜艇还具有破冰能力，可以在北冰洋的冰层下游弋。

主要战术技术指标

射程	8300 km	投掷重量	2500 kg
命中精度	500 ～ 556m	弹头类型	6 ～ 9 个分导式多弹头
弹长	15m	弹头威力	（6 ～ 9）×200 kt TNT 当量
弹径	2.2m	推进剂	固体推进剂
起飞重量	～60t	发射方式	潜艇水下发射

（马世昌）

SS－N－23

从潜艇发射 SS-N-23 导弹的示意图

概　述

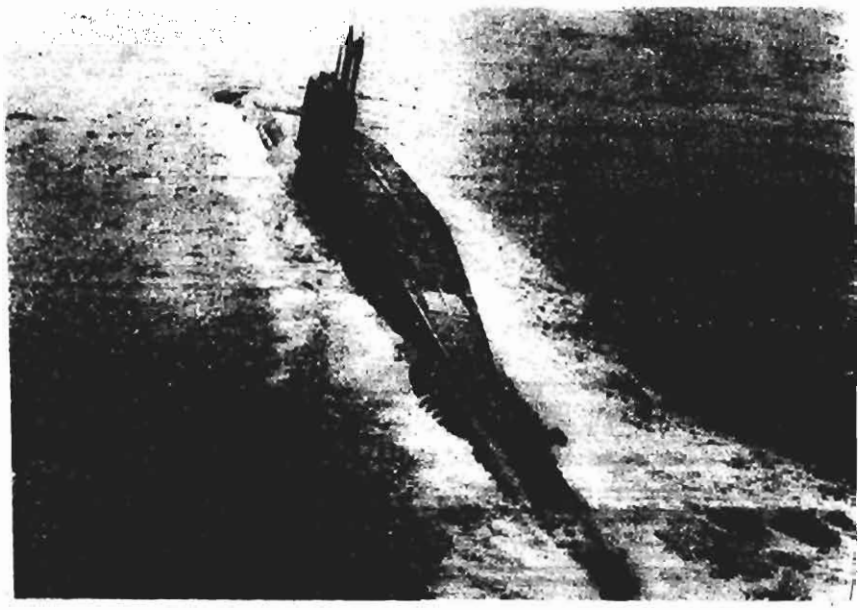
SS-N-23 导弹是苏联远程潜对地弹道导弹。它采用液体推进剂，携带分导式多弹头。导弹的命中精度与美国“海神”导弹的接近。计划于1987年开始服役，装备D级Ⅳ型核潜艇，每艘潜艇装有16个发射筒。也可以取代SS-N-18 导弹装在D级Ⅲ型核潜艇上。

主要战术技术指标

射程	8500 km	投掷重量	1520 kg
命中精度（圆公算偏差）	595m	弹头类型	6 个分导式多弹头
弹长	16.9m	弹头威力	6 ×250 kt TNT 当量
弹径	1.8 m	制导	星光惯性
起飞重量	35.6t	发动机	液体火箭发动机

发射方式　　潜艇水下发射

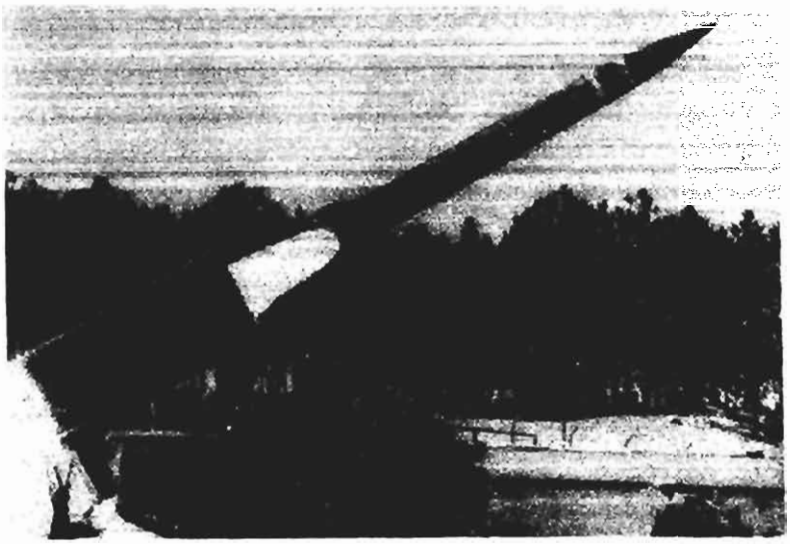
（谢　明）



D级Ⅳ型核潜艇

地对地战术弹道导弹

普吕东 (Pluton)



“普吕东”导弹发射

概　　述

“普吕东”（又称“冥王星”）导弹是法国航空航天公司研制的陆军单级固体机动地对地战术弹道导弹。1967年初开始研制，1969年进入试飞阶段，1974年5月开始装备部队，共装备五个导弹团，组成法国第一代战术核力量。它的特点是机动性好，反应迅速、工作可靠，但导弹射程较小。当前正在研制“哈德斯”导弹，计划于1992年取代“普吕东”导弹。“普吕东”导弹武器系统由导弹、发射车、指挥车、运输车、装甲车等组成。每枚导弹的价格为56万美元（1984财年美元值）。

主要战术技术指标

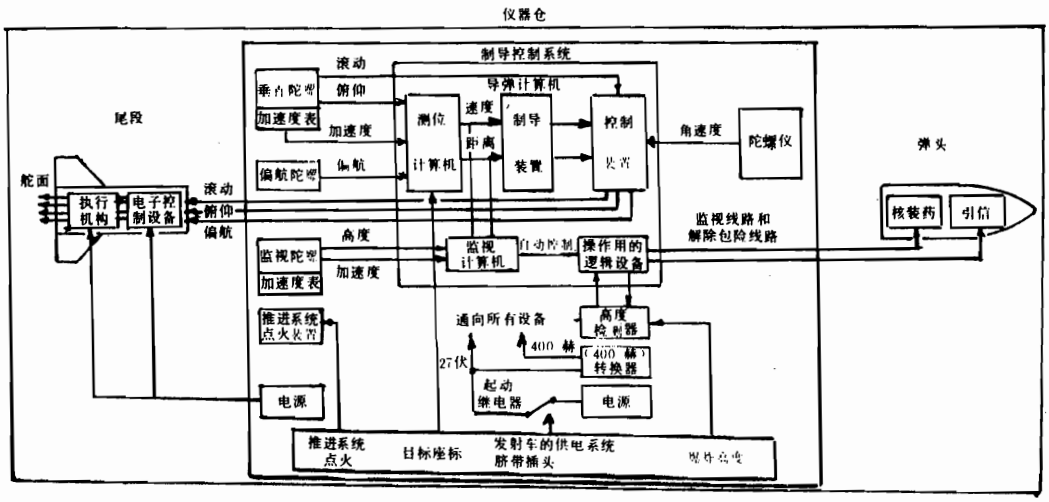
射程	最大120km，最小10km	威力	15—25kt TNT 当量
命中精度（圆公算偏差）	150 ～300 m	制导	简易捷联惯性制导系统
弹长	7.64m	发动机	
弹径	0.65m	类别	固体火箭发动机
翼展	1.415 m	推力	265 kN
起飞重量	2423kg	工作时间	28s
弹头		发射方式	车载机动发射
类别	AN- 51核弹头		

导　弹

布局与结构　导弹由弹头和弹体两大部分组成。弹头呈尖锥形，弹体是圆筒形，包括仪器舱、动力装置和尾翼等。四个尾翼呈十字形安排。

动力装置　采用Styx 两级推力的固体火箭发动机。燃烧室壳体由 Marval 18号高强度合金钢制成，端盖由35 NSD 16号高强度合金钢制成。推进剂为复合推进剂，重1200千克，装填密度为90—92 %。助推级工作10秒，主级工作18秒。

制导与控制　制导系统是简易的捷联惯性制导系统，由垂直陀螺、水平陀螺、加速度表和模拟计算机组成。起飞前，目标的坐标由发射控制车的计算机提供。导弹起飞后五秒，制导系统开始工作。根据陀螺和加速度表测得的信号由弹载计算机不断确定导弹的速度和相对于目标的位置。制导系统对实时数据与预贮的精确弹道数据进行比较，发出修正信号给自动驾驶仪，修正俯仰、偏航和滚动姿态。当导弹达到预定关机点时使发动机精确关机以提高命中精度。为确保安全，仪器舱内还安装一个监视系统，它与制导系统并行工作，以监视导弹飞向目标的情况。



制导控制系统方块图

弹头　弹头为AN-51核弹头，可采用空中或地面爆炸。

地面设备

地面设备主要是导弹发射车和指挥车。发射车由陆军标准型AMX 30坦克底盘改装而成。车中配有IRIS 35M型第三代数字计算机和数据处理与通信装置。发射车到达待发阵地后往车上装载导弹及核弹头，发射前要对导弹进行调试。指挥车配有IRIS 35M型计算机、数据处理和通信设备。其任务是进行通信联络、负责有关发射数据的贮存与使用以及发现与修正差错。

作战使用

“普吕东”导弹隶属军特种炮兵师，每师辖两个导弹团，每团配备六枚导弹。导弹团下设三个发射连，一个指挥连、一个运输与警卫连。发射连下设两个发射排以及指挥、联络、测地等小组。发射排配有发射车和吉普车各一辆，还有一门20毫米加农炮。发射团编制人员为1000人。导弹发射权属国家最高当局。由军一级组织实施，即确定导弹发射车的展开区域、行军路线、弹药运输等。发射排接到发射命令后将发射车开往发射阵

地，并用运输车将机动库内的导弹和弹头分别运往发射阵地，在现场安装和对接，该项工作需15分钟，接着对导弹测试并准备发射。发射后，发射车立即转移到另一待机阵地重新安装导弹。严禁在同一发射阵地连续进行两次发射。 （张振华）

哈德斯 (Hades)

“哈德斯”导弹发射示意图

概　述

“哈德斯”导弹是法国正在研制的半弹道式机动战术导弹，又称“超普吕东”，是“普吕东”导弹的后继型号。

该导弹于1973年开始预研，主承包商是法国航空航天公司。1977年开始方案论证和总体设计工作，1984年下半年开始研制，预计1987—1988年作飞行试验，1992年装备部队，将陆续取代所有“普吕东”导弹。

“哈德斯”导弹的研制经费（包括制造100辆导弹发射车和200枚导弹）为80～100亿法郎（1982年法郎值）。每枚导弹（包括弹头）的成本约为0.17亿法郎。

主要战术技术指标

射程	最大350km，最小120km	弹头	
命中精度（圆公算偏差）	100m	类别	核弹头或中子弹头
弹长	7m	威力	10～25kt TNT 当量
弹径	650 mm	制导	惯性制导
翼展	1.41m	发动机	单级固体火箭发动机
起飞重量	1820 kg	发射方式	轮式车辆陆地机动发射

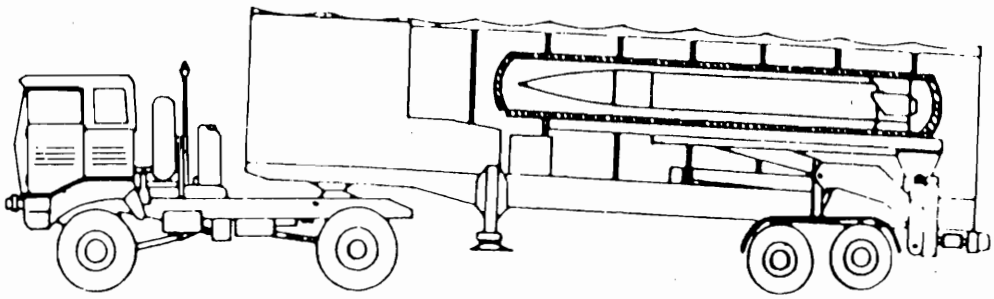
导　弹

“哈德斯”导弹为单级固体导弹，弹体呈圆柱形，头部为尖卵形，有控制尾翼，弹头与弹体不分离。固体火箭发动机采用新型复合推进剂。导弹采用惯性或主动探测雷达加红外制导。在整个飞行期间利用空气舵控制。弹头为普通核弹头或中子弹头。

地面设备

“哈德斯”导弹采用机动发射系统。导弹系统装载在由牵引车牵引的轮式半挂运输—起竖—发射车上。每辆车可载两枚导弹，导弹装在发射筒内。发射筒在运输和贮存期间用以保护导弹。车上配备有自动开启发射筒筒盖的装置、起竖发射筒的装置和导弹测试装置，导弹可从车上的发射筒中垂直发射或倾斜发射。车上还装有

用于联络的通信系统。半挂拖车由一个有数据传输和处理能力的高精度自动控制系统控制。



运输起竖发射车

发 射 与 改 进

“哈德斯”导弹与其所要替换的“普吕东”导弹相比，具有体积小、重量轻、精度高、射程远、弹头威力大、机动性好等优点。它将成为九十年代法国重要的战术核武器。　　（文隆枝）

红石 (Redstone) PGM-11

概　　述

“红石”是美国研制的近程地对地弹道导弹，编号为SSM-A-14，导弹代号为PGM-11。它是在V-2导弹的基础上，发展起来的。1950年开始研制，1951年由克莱斯勒汽车制造公司承制。1953年5月首次试射，1956年初开始批生产，1957年9月正式装备炮兵部队，1960年停止生产。

“红石”导弹当时的研究、发展、试验与鉴定费用为9250万美元，采购费用为4.194亿美元。每枚导弹价值35.7万美元。

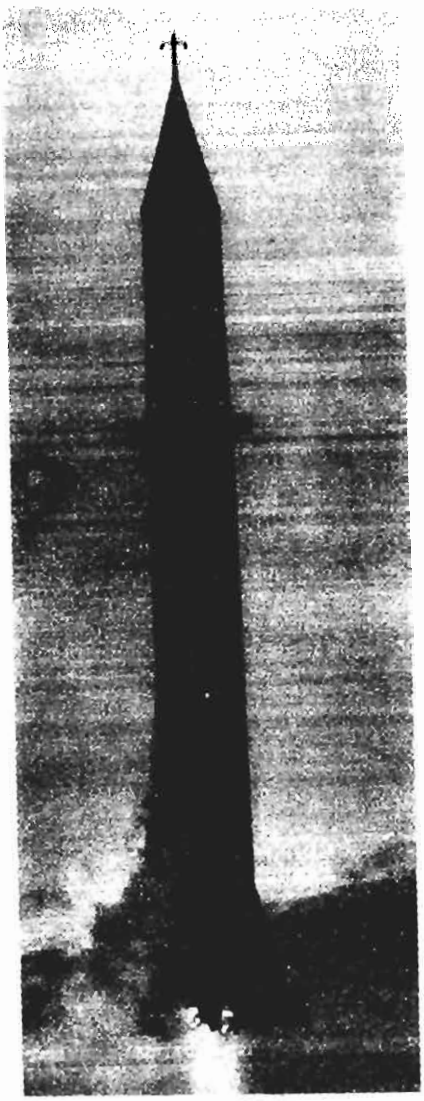
主 要 战 术 技 术 指 标

射程	320～480 km	制导	惯性制导
命中精度（圆公算偏差）	300 m	发动机	
弹长	19.2m	类别	再生冷却式液体火箭发动机
弹径	1.78m	型号	A-6型
翼展	3.67m	数量	一台
起飞重量	20400kg	推进剂	液氧和酒精
弹头		推力	284kN
类别	常规弹头或核弹头	工作时间	145s
重量	3000kg	发射方式	地面发射

导　　弹

布局与结构　“红石”导弹在结构上与V-2相似，都是单级火箭，使用液体火箭发动机。区别在于导弹弹体在发动机关车后要与弹头分离。

弹体呈圆柱形，前部有十字形小型控制面，尾部装有十字形稳定尾翼和空气舵。导弹由四段组成：



“红石”导弹发射

（一）鼻锥体，内装弹头。

（二）仪器舱段，内装惯性制导系统。以上两部分长8.84米。

（三）推进剂贮箱段，长7.3米。内装酒精箱、液氧箱、涡轮泵及过氧化氢蒸气发生器。

（四）尾段，内装动力装置。长3.3 米，发动机喷管出口处装有石墨舵。

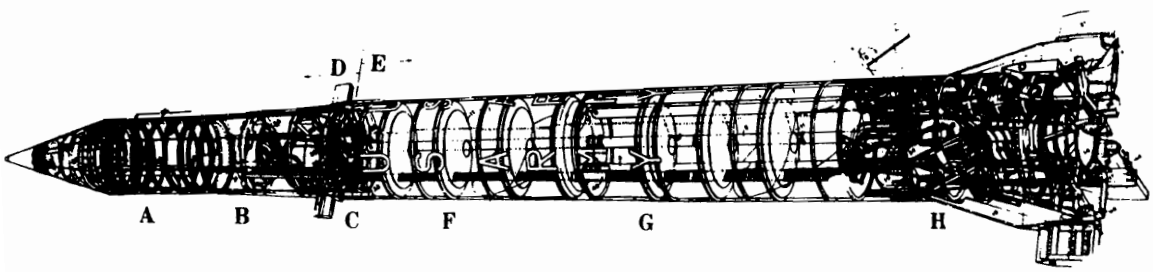
“红石”导弹在工艺上分成三部分：即放置战斗部和制导系统的头部，贮存推进剂的推进剂舱以及放置发动机的尾段。

推进剂舱由八个长0.61米～1.53米的圆筒组成，蒙皮和加强环由5052号和5086号铝合金制成。推进剂舱本身分为三段：第一段由酒精箱上底和两个圆筒组成；第二段由箱间段（起酒精箱下底和液氧箱上底的作用）和四个圆筒组成；第三段由液氧箱下底和两个圆筒组成。

贮箱用轧制的标准铝合金板材制造。贮箱材料入厂作检验与化验之后，两面都粘上纸带，以免材料受损。制造箱体时先将上面粘有保护层的铝合金板材滚弯成圆筒，将两端对接起来，并沿环向用点焊焊接冲压成形的铝合金加强环和在外壳直缝处焊接桁条。加强环由一块乙字形板材和两块角材制成。焊接好的圆筒要铣切边缘，以便达到所需的长度和两端平行度。长度公差不大于0.27毫米。铣切圆筒时要留出焊接收缩余量。最后，用氩弧自动焊接机将各个圆筒对焊在一起。尾段采用2024号铝合金，部分零件采用301号不锈钢。

动力装置 采用火箭达因分公司制造的液体火箭发动机。1950年开始试验，1952年投入生产，其后经不断改进，最后采用第六次改进的A-6 型。发动机长3.33米，直径1.77米，重660千克，推力为284千牛。推进剂为酒精和液氧，靠一台580千瓦的涡轮泵送入燃烧室，涡轮泵由过氧化氢蒸气燃气发生器驱动，燃烧温度在1515.6℃以上。燃料流过燃烧室夹壁进行再生冷却。

制导与控制 采用惯性制导系统，由陆军弹道导弹局研制，福特仪表公司生产。使用ST-80三轴稳定平台和模拟制导计算机。平台上装有三个空气轴承稳定陀螺，三个常平架力矩器，两个空气轴承加速度表，两个空气轴承摆，一个程序传输装置和一个分解器。常平架系统的偏航和滚转自由度为±25°。不计电子设备，平台



总 体 布 局

重68千克。

平台系统能敏感在射面内及横向上的姿态和加速度，陀螺加速度表能提供速度信息，信号输出的形式是转轴的角位移。信号通过伺服回路进入制导计算机，经积分器积分后得出位移数据。导弹达到额定速度（M≈5）时，制导系统发出发动机关机指令并使导弹前部分离。此后，导弹前部靠十字形弹翼保持稳定。分离之前，导弹的控制方法与V-2 相同，即利用空气舵和燃气舵进行控制。

战斗部　弹头外形为尖锥形，重3000千克，采用普通炸药或核装药，威力35万吨TNT当量。无防热措施。

地面设备

导弹发射装置由四个千斤顶、转向架、支架、插销和火焰导流板组成。千斤顶可将发射装置固定在地面，还可用来调整发射台的水平位置。导弹采用全惯性制导。导弹装在发射装置上后应能转动以调整方位角，转动靠转向架来实现，其下环固定，上环转动，中间放置滚珠轴承的转架。发射装置上有四个插销，可插在导弹四个尾翼的支承窝内，将导弹系紧。下方有疏导发动机喷焰的导流板。

除发射装置外，地面设备还包括：运输设备、安装设备、加注设备、动力设备和仪表检查装置等。

“红石”导弹可分三部分装运。发动机部分用专用容器装运，发动机部分紧固在特制悬架上，悬架上装有弹簧减震器。仪器部分和战斗部也用专门的容器装运。

导弹的装配和战斗部的结合均在发射场用汽车起重机来进行。早期曾使用液压起竖车和悬臂式起重机，但起重机太重，操作也复杂。后来改用装在载重汽车上的25吨吊车，起重臂长27.5米。

动力设备包括：两台装于拖车上的功率各为60千瓦的柴油发电机，两台28伏直流电动机，可产生34.3兆帕压力的压缩空气的空气压缩机和用于弹上电源充电的蓄电池。

作战使用

“红石”导弹共装备四个营，即第40、46、209和217野战炮兵导弹营。

第40营装备“红石”导弹较早，于1958年6月调至西德海德堡基地。第46营原驻美国俄克拉何马州西尔堡，1959年春调往西德，归驻西德的第40导弹营司令部指挥。第209营与第217营均驻扎在美国本土。

每一导弹营由600人组成，下设两个导弹连，一个军械连和一个工兵连。每个导弹连配备一部发射架，整个导弹系统用九辆车运载。

导弹的发射过程是：导弹前部、弹体、尾部和推进剂分别由拖车运至发射阵地，轻型起重机放置好笨重的钢制发射装置，发射人员利用千斤顶将发射装置的水平面调平，同时将导弹的部件对接装配，装上核弹头和调整制导系统的程序装置。

导弹十字形稳定尾翼的下缘固定有一个方框，方框的两个角与发射装置的一对支脚连接，构成一个轴。导弹借助起重机的水平架和旋转架绕轴旋转并慢慢竖起，接近完全垂直时，靠自身重量完成最后的几度旋转，其重心落在转动轴上。与此同时，用千斤顶调整发射装置的水平位置，以免导弹倾倒。

导弹放置成垂直状态后，脱开A形吊架，并使高13.7米的带有工作平台的H形吊架接近导弹。随后接通发射台和导弹之间的电路和气路，依次加注酒精、液氧、高浓度过氧化氢。加注时，导弹周围和发射阵地均须布满保护性防火雾。

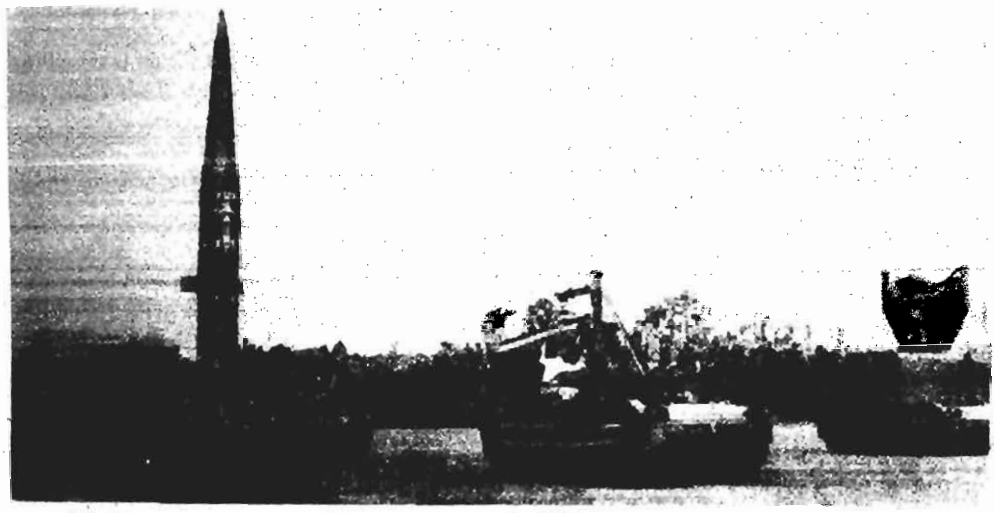
加注后重新调整发射装置。按方位角转动发射装置上转向架的上环，使制导系统的稳定平台精确地对准目标。

发射前五分钟断开液氧加注管路，进行最后检查，证实无异常现象后，即接通发射电路，进行发射。

发展与改进

“红石”导弹结构较坚固，发射装置便于搬动和运输，采用惯性制导，在战术上有一定优点，美国曾计划生产1000枚。但“红石”导弹使用液体推进剂，需在发射前加注，因而影响战地操作和发射速度，加之制导系统设备复杂，体积大，造价高，所以于1960年停止生产，后由性能更好的固体“潘兴”导弹取代。　（张宗美）

潘兴Ⅰ（Pershing Ⅰ）MGM-31 A



“潘兴Ⅰ”导弹系统

概　述

“潘兴Ⅰ”导弹是美国陆军固体机动地对地战术导弹，用于取代“红石”液体导弹，对战区进行快速支援或对前线部队进行一般性支援，导弹代号MG M- 31A。1958年3月美国陆军选定了马丁·马丽埃塔航空航天公司作为主承包商，1960年2月25日“潘兴Ⅰ”导弹作首次飞行试验。经过15次研制性飞行试验之后，于1962年6月交付使用，在美国俄克拉何马州的西尔堡开始部署第一个“潘兴”导弹营（即第三营）。1964年和1965年分别装备驻西德的美军和西德空军。到1967年在西德内卡苏尔姆·斯韦比施格明德基地装备一个导弹旅（即第56野战旅，管辖四个导弹营）和两个西德空军联队。一个典型的导弹营包括三个发射连，一个指挥连和一个勤务连。每个发射连有三个发射排，每个排拥有三个导弹发射架。驻西德美军共拥有108个发射架；两个西德空军联队拥有72个发射架。驻扎在美国本土的第三营主要承担训练教学任务。

“潘兴Ⅰ”导弹是依照机动、可靠和便于维护使用等原则设计的。它是一个自容系统，整个导弹系统装在四辆履带车上运输和发射，也可用直升机和飞机空运。

“潘兴Ⅰ”研究、发展、试验与鉴定费为6.63亿美元，每枚导弹出厂成本为194万美元（1964财年美元值）。

主要战术技术指标

射程	最大724km　最小160km	发射重量	4600kg
命中精度（圆公算偏差）	400 m	弹头	核弹头
反应时间	15min	重量	600 kg
可靠性	87%	威力	400kt TNT当量
弹长	10.51 m	制导	全惯性制导
弹径	1.01m	控制	燃气舵加空气舵控制

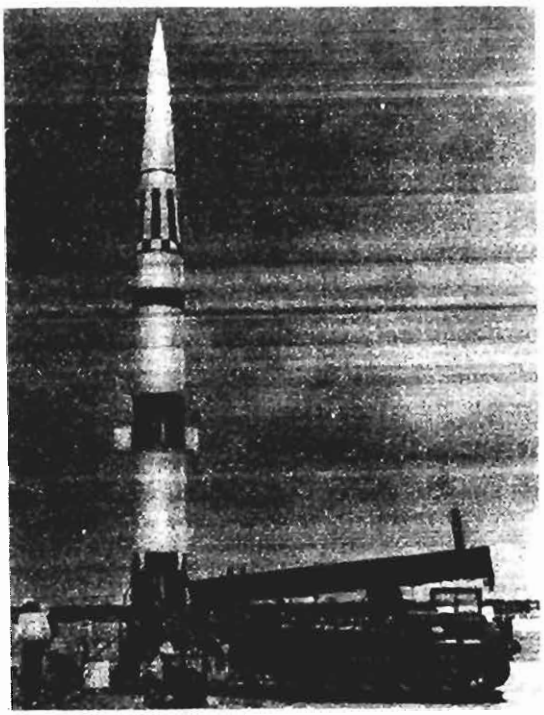
发动机　两级固体火箭发动机，第一级代号为M—105；第二级为M—106

推进剂　聚丁二烯丙烯酸＋过氯酸铵＋16％铝粉

推力　第一级119 kN，第二级69.2kN

发射方式　地面机动发射

导　弹



“潘兴Ⅰ”导弹

布局与结构　“潘兴Ⅰ”导弹由头部、仪器舱，一级与二级固体火箭发动机和裙部组成。弹体呈圆柱形，头部为细长锥形，各段用铝连接环连接，可拆卸和更换。第一级裙部安装三个间隔120°的菱形剖面的三角形控制尾翼，第二级裙部安装三个楔形剖面的矩形空气舵，空气舵和尾翼成直线排列，它们是用泡沫材料填充的玻璃纤维增强材料制造的。导弹结构主要是用隔框加强的硬壳式结构。仪器舱由前、后两个截锥壳组成，内部充压以保持制导与控制仪器的温度和压力。其结构为铝蒙皮和隔框加强的结构。后段壳体上安装许多铆接的铝板辅助结构。仪器舱外面没有防热层。一、二级发动机的裙段也为铝蒙皮用隔框加强的结构。每个裙的后端用模压石棉酚醛保护罩封闭，裙段安装液压作动器、舵的组合件和支座。

动力装置　“潘兴Ⅰ”的固体火箭发动机由壳体、喷管、点火器、绝热层、内衬、固体推进剂、密封件和连接环组成。壳体由圆筒段和前、后端盖构成。筒段用D 6AC号钢板靠液力旋压成型，端盖用D 6AC号钢锻件经铣切加工而成。在第二级壳体前端盖上等间隔地开了三个推力终止孔。这些孔用绝热的圆形顶盖封闭并由开口环通过扇形件定位压紧。需要终止发动机推力时，可炸碎扇形件，松开开口环，燃气推开圆顶盖并通过三个孔排出，使推力终止。壳体后端盖开口处有安装喷管的螺接法兰盘。喷管为全塑料成型喷管，出口段用酚醛树脂浸渍的双向玻璃纤维和耐热环氧树脂浸渍的单向玻璃粗纱成型制造。喷管入口段用酚醛树脂浸渍石棉模压材料作衬底的酚醛浸渍短纤维石墨布制造。喉衬用酚醛石棉模压衬套作衬底的ATJ石墨材料制造。喷管的连接法兰盘是唯一的钢（4130号）构件，它通过锁环和楔形件与喷管连接。发动机壳体和喷管借助连接法兰用高强螺栓连接，靠O形环密封。点火器类似小型固体火箭发动机，插入前端盖的孔中，从外面固定密封。绝热层主要用于前、后端盖的绝热。前端盖用TA-H705对脂胶绝热层，后端盖绝热层用六块高模压硅—酚醛板拼成，靠TA-H705粘接剂贴在后端盖内侧。壳体内衬用TL-H706A有碳黑填料的端羧基聚丁二烯聚合物涂覆在壳体中。推进剂药柱由聚丁二烯丙烯酸（PBAA）和过氯酸铵混合而成，内含16％的铝粉和84％的固体燃料，并用三氧化二铁（Fe_2O_3）作燃速催化剂，两级中加Fe_2O_3的浓度不同。推进剂用常规方法浇铸，即要经过混合，真空除气和真空浇铸三步。药柱前端开辐射沟槽，中心有圆柱形穿孔，后端从背部用锥形切刀修剪，以使燃烧均匀，不产生急剧的尾推力变化。发动机喷管与壳体之间，点火器安装部位以及点火器引爆器与连接器结合部位均用O形环密封。发动机装配时，先安装后裙段（不属于发动机），并用螺栓固紧，然后用开口环把一、二级连接在一起，接着安装电缆管和铺设电缆。装配好的发动机喷管用含干燥剂的泡沫塑料盖板保护。发动机要涂漆，装入运输集装箱前要蜡封。

制导与控制 “潘兴Ⅰ”的制导系统为全惯性系统，由电源、转换器、陀螺、加速度表，ST-120平台（包括伺服放大器、伺服马达及齿轮传动装置，常平架传感器和电缆）和计算机等组成。在导弹主动段飞行时引导导弹按预定程序飞行。制导系统电源为750伏安电池，它驱动旋转变换器给制导元件供电，变换器提供高精度的三相400周115伏交流电。陀螺和加速度表是敏感元件，安装在ST-120平台上给平台提供惯性基准，并提供导弹飞行速度、位置信号。平台上安装三个精度较高的AB-5气浮陀螺和三个AMAB-3摆式积分陀螺加速度表。制导计算机为模拟机，用以存贮目标信息，接受来自平台加速度表的加速度信号，经过变换，得出速度和位移值控制发动机关机；同时为控制导弹提供信号。计算机还接受平台三个陀螺敏感的姿态信号，计算所需舵偏角，发出指令使舵转动，保证导弹按正常弹道飞行。

“潘兴Ⅰ”的控制系统由液压作动系统和空气舵、燃气舵组成。一、二级共有六个相同的自容液压作动系统，每一级装三个。液压作动系统包括双向液压作动器、电动液压伺服阀、线性定位电位计、驱动泵的马达、氮气增压的蓄压器、油箱、单向活门和安全活门等构件。所有这些构件都组装在一块板上，再将此板安装在导弹结构上。作动器通过联动装置驱动一组舵（包括一个空气舵和一个燃气舵）。作动器有耐腐蚀衬套，衬套内活塞是等面积的，两个方向移动速度相同。对液压作动系统的要求为：闭路频率响应：在相位滞后＜90°时，频率＞30赫。铰链力矩（最大）：27.74千牛米。回转速度（不负载）：288°/秒。轴旋转：26.5°。

液压控制作动系统工作原理为：伺服阀接收来自制导控制计算机的指令，并根据指令信号极性，把高压液压油引入作动器活塞的头腔内。液压油推动活塞移动，通过联动装置使舵转动以产生操纵力。燃气舵用钨钼材料，经离心铸造和磨削加工制成，舵的防热板用钼材料烧结制成，舵轴用因康镍X材料经机械加工制成。空气舵用泡沫塑料填充的玻璃纤维增强材料制造，另加石棉酚醛热防护前缘。舵轴用17—4号耐热钢制造。

弹头 壳体为铝合金结构，为了得到较高的下降速度，选取了尖锥形，但气动加热严重，因此，在壳体外面用防护材料保护。头壳由三部分组成，前部为模压石棉酚醛结构，后端为铝连接端框；中段和后段为铝端相连接的截锥形壳体，后端用拱形铝合金底封闭，这两段外面也用石棉酚醛保护层保护。壳体内部安装W50核弹头，威力达40万吨TNT当量。整个弹头重约600千克。

地面设备

“潘兴Ⅰ”导弹的地面设备包括发射设备和后勤保障维修设备。后者包括：用于保养的试验设备，能源设备，电子机械设备供给车，修理保养车以及运输贮存部件的容器吊具等。

发射设备包括四辆XM 474 E2 型履带车（弹头装载车，运输起竖发射车，程序器、试验设备和能源车和天线电路终端设备车）。整个导弹系统借助适当的套具装在这四辆车上。弹头装载车上装有弹头容器、起吊和装配用吊架和铰车以及方位瞄准具。运输起竖发射车包括一辆XM 474 E2 型车和车载起竖发射架，用于支撑起竖、瞄准和发射导弹。车上装有全功能机电系统、双轨起竖架、发射平台、测试电缆杆、电路和液压回路以及手动和自动控制装置等。使用时，把运输车开到发射位置，放下发射台和方位瞄准环，作动器借助机电系统将导弹起竖到垂直发射位置，用稳定器的千斤顶精确调平，驱动马达将导弹旋转到正确发射方位。若导弹部件未装在车上，也可临时装载。

程序器、试验设备和能源设备装在一辆车上。程序器—试验设备包括一台通用数字计算机，一台试验和检测设备以及一些辅助设备，主要用于发射前测试和发射控制。系统的检测设备是一种自检、自校全自动设备。自动点火数据计算机系统给弹上计算机提供所需全部飞行前数据。程序器—试验设备装在圆柱形容器中，容器用铝板、聚苯乙烯泡沫塑料和玻璃纤维夹层板制造。能源设备是一个小型密集装置，安装在试验设备后面，靠一个气轮机带动两台交流电机和一台直流发电机，为脐带脱落插头分离、有关部位供气以及发射前测试等供电。

无线电终端设备是AN/TRC-80自容式通信设备，装在容器中，由一辆XM 474 E 2型履带车装载，主要用于发射排与指挥部之间的通信联系。

XM474E2型履带车的车身长5.5米，宽2.6米，高1.5米，车重（装满燃料）5355千克，载重约600千克，车速64千米/小时，它能爬上60°的陡坡和在30°倾斜路面上稳定行驶，也可涉过1.07米深的水障。如遇深水，还可浮游而过。它可在-54℃到51.7℃的环境温度下满载行驶。该车用一台160千瓦的V8发动机作动力

其底盘有10个车轮，每边五个，底盘上装两台功率为8.2千瓦和2.24千瓦的发动机，用于运输时启动。每辆车上装有螺接的成套设备，它可以在不改变车型结构的情况下把导弹设备从一辆车转载到另一辆车上。

“潘兴Ⅰ”导弹的惯性坐标系统与发射点地理坐标系精确对准是利用三台经纬仪实现的。这三台经纬仪装在卡车上，分别负责水平、垂直和方位方向的瞄准。

“潘兴Ⅰ”导弹系统可用波音YHC-113直升机和C-123运输机运输。直升机可将导弹系统各部分从一个地区转移到另一地区，C-123运输机可作全球运输。

作战使用

在和平时期，导弹配置在固定场地，但每个营要有一个连随时处于警戒状态。为了考验导弹的可靠性，每年至少要试验12枚导弹。在紧急或战时状态，导弹部队都转移到野外阵地，地点由发射排预先单独勘察确定。发射位置则在导弹排进驻野外阵地后确定，大多在茂密的针叶林中。发射部队平时经常更换位置，以提高发射前的生存能力。

发射指令由中央陆军集团军和美国陆军驻欧司令部通过发控网传送给排发射控制中心和美国监督小组。信号通过两条线路传输，一条是美国军事通信系统；另一条是北约的通信系统。

导弹发射前用指北陀螺和经纬仪确定导弹的发射方位。导弹的攻击目标是预定的，贮存在计算机中。排控制中心收到准备发射命令，操作手开始准备，装订目标和发射点坐标及目标方位。然后，开始发射计时，直到待发状态。发射人员确认发射信号无误，就接通弹上电源，并继续递减计时，直到状态显示板上的绿色信号灯亮为止。排长与另一操作手完成允许起动链所需操作，并按下发射按钮发射导弹。导弹起飞后，由惯性制导系统引导导弹按预定程序向目标方向俯仰飞行。第一级发动机熄火后，导弹开始滑行，滑行时间的长短取决于选定的射程。滑行期终止后，一、二级分离，接着第二级发动机点火使导弹加速飞行。与此同时，制导计算机不断计算导弹的速度和位置，当达到预定的速度、距离和高度时，由推力终止系统终止发动机推力，弹头与第二级分离，并借助热气自旋系统以32转/分的转速旋转稳定，飞向目标。

发展与改进

“潘兴Ⅰ”导弹是美国陆军第二代战术导弹。它采用固体火箭发动机和机动发射方式并改进了制导系统，因而性能得到很大改进。与“红石”导弹相比，射程从480千米增加到740千米，而命中精度基本相同；导弹尺寸缩小，弹长由19.2米减到10.5米，弹径从1.78米减到1米；导弹重量由20 400千克减到4600千克；一部发射架的专用保障车由九部减到四部；发射准备时间从1小时缩短到15分钟，生存能力和作战使用灵活性大大提高，成了能够实战使用的战术武器。1965年，为了适应任务的需要，对“潘兴Ⅰ”导弹的制导系统和地面发射设备作了进一步改进，改进后的“潘兴”导弹称为“潘兴Ⅰa”导弹。　　（裴鸣远）

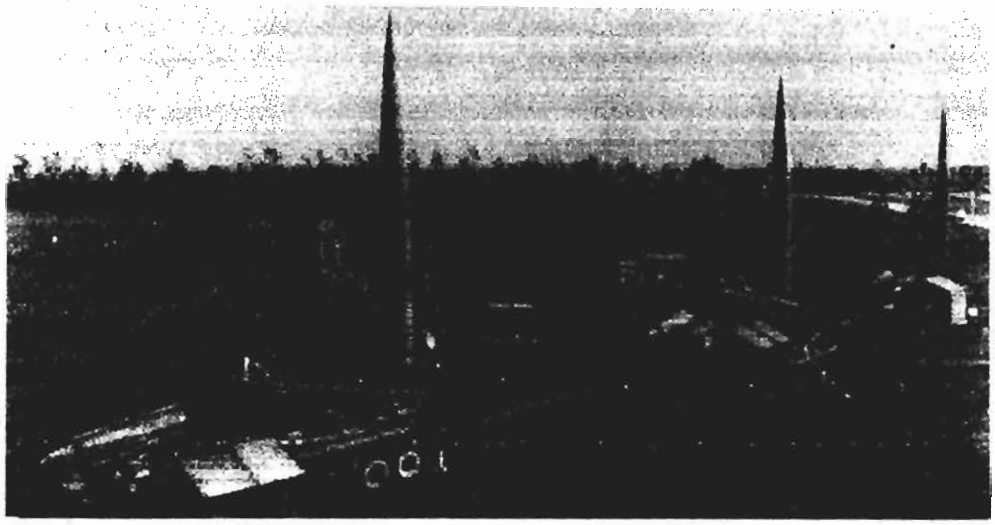
潘兴Ia（Pershing Ia）MGM-31A

概　述

“潘兴Ⅰa”为“潘兴Ⅰ”的改进型，用于取代“潘兴Ⅰ”。为了适应快速反应警戒任务的要求，美国陆军于1966年与马丁·马丽埃塔公司签订了“潘兴Ⅰa”导弹系统的研制合同。1969年“潘兴Ⅰa”开始取代“潘兴Ⅰ”，1971年全部替换完毕。

为了延长导弹的服役期，曾不断用新技术对“潘兴Ⅰa”进行模块式改进。1972年开始研制自动定基准系统和连续发射转接器；1977年采购新的安全保险装置，改进无线电系统。

每套“潘兴Ia”导弹的价格为228万美元（1980财年美元值）。



“潘兴Ia”导弹系统

主要战术技术指标

射程	最大740km 最小160km	重量	570kg
命中精度（圆公算偏差）	370 m	威力	40、60、400 kt、TNT 当量
反应时间	<15min	制导	全惯性制导
可靠性	84%	控制	燃气舵加空气舵控制
弹长	10.5m	发动机	两级固体火箭发动机
弹径	1.01m	代号	M-105 （第一级），M-106（第二级）
翼展	2 m	推进剂	聚丁二烯丙烯酸/过氯酸铵/16%铝粉
起飞重量	4200kg	推力	119kN（第一级），69.2kN（第二级）
弹头	核弹头	发射方式	陆地机动发射
代号	W50		

导 弹

“潘兴Ⅰa”导弹系统与“潘兴Ⅰ”比较，除导弹的制导和控制系统由模拟式改为数字式和采用铸铝的空气舵之外，导弹本身并无多少改变，其改进主要是地面设备。

地面设备

“潘兴Ia”导弹系统采用四辆福特公司生产的5吨 M656 型轮式车。这种轮式车行驶速度快，机动性好，而且可靠，可快速进入或离开预定发射阵地。它比履带车造价低，便于维护保养，可节省保养费。另外，采用胶轮，震动小，行驶平稳，设备不易被震坏，增加了导弹及其支撑设备的可靠性，降低了维护要求和成本。这种新型八轮（8×8）牵引运输车有四个可操纵的前轮，可在公路上快速行驶，也可越野行驶，车重7330千克，载重4450千克，最大车速80千米/小时，发动机功率1574瓦，最小转弯半径12.5米，满载时能爬60°的陡坡，牵引5800千克的挂车能以48千米/小时的速度爬30°的陡坡。此外，该车还可涉水浮渡，也可用C-133和C-141飞机空运。

四辆M 656 型车分别为牵引起竖发射车，程序器—试验设备车，发射控制中心整体设备车和无线电终端设备车。导弹弹头装载在起竖发射车上，可不用单独的车辆装载。

起竖发射车是作为半挂拖车由一辆M 656 型牵引车牵引，车上装载两级导弹和置于容器内的弹头。

套自动或手动起竖发射设备。起竖发射设备由导弹运载架、液压起竖吊架、发射台、瞄准环、液压气动升降机和电缆杆等组成。弹头可借助液压吊架迅速装在导弹上。液压气动升降机迅速地将运载拖架上的导弹由水平位置竖到垂直发射状态。这要比“潘兴Ⅰ”的起竖时间缩短近一半。

程序器—试验设备也作了改进，它作为一个便携式装置，装载在一辆M 656型车上。该设备可对导弹进行快速测试、发射计时和发射，还可用于自动测试和隔离故障。此外还用于完成模拟导弹飞行程序操作和控制发射程序的试验。所有这些操作均由计算机控制。程序器—试验设备包括控制台、计算机和变换器。其电子设备普遍采用可更换的插入式微型组件，操作员通过控制台进行控制，将发射程序、发射点位置、目标位置和弹头爆炸方式数据等传给计算机。计算机把指令信号按数字形式编成适当的程序，提供给变换器。变换器或把这些信号变换成模拟信号，或对这些信号进行处理，以便预调导弹制导部分，监控地面设备的操作和对导弹各段（在容器中）进行测试检查。变换器把来自导弹、地面设备和容器中导弹各段的监视指令信号进行变换，送入计算机中进行分析，并送往控制台对发射程序进行显示。能源设备用于给发射阵地的导弹和地面设备提供电能和高压气体，它装在这辆车的后部。

发射控制中心也作了改进，它是一个整体设备，装载在一辆篷车中，用作排的掩蔽指挥所。指挥员由此监视和指挥发射阵地的活动，也可以通过无线电设备与上级指挥机关联系，以便核实指挥和控制信息。

无线电终端设备装载在第四辆车上，该设备与“潘兴Ⅰ”的相同，具有通过对流层传播通话和电传打字的通信网。该通信中心顶部装有可展开的抛物面天线。

“潘兴Ⅰa”导弹系统的一项最重要的改进是在1974年安装了自动定位系统和连续发射转接装置。这种定位系统采用与导航系统相类似的陀螺罗盘技术，可以自动确定发射方位。导弹可从预先未勘测的发射阵地上发射，并可在发射计时期间简化发射操作，缩短发射准备时间。

发射人员利用连续发射转接装置在一个排发射控制车上可控制三枚导弹的自动发射计时和发射，而且在每枚导弹发射后无须收起和重新敷设电缆，从而可以缩短发射准备时间，提高发射前生存能力和增强导弹的威慑能力。

发展与改进

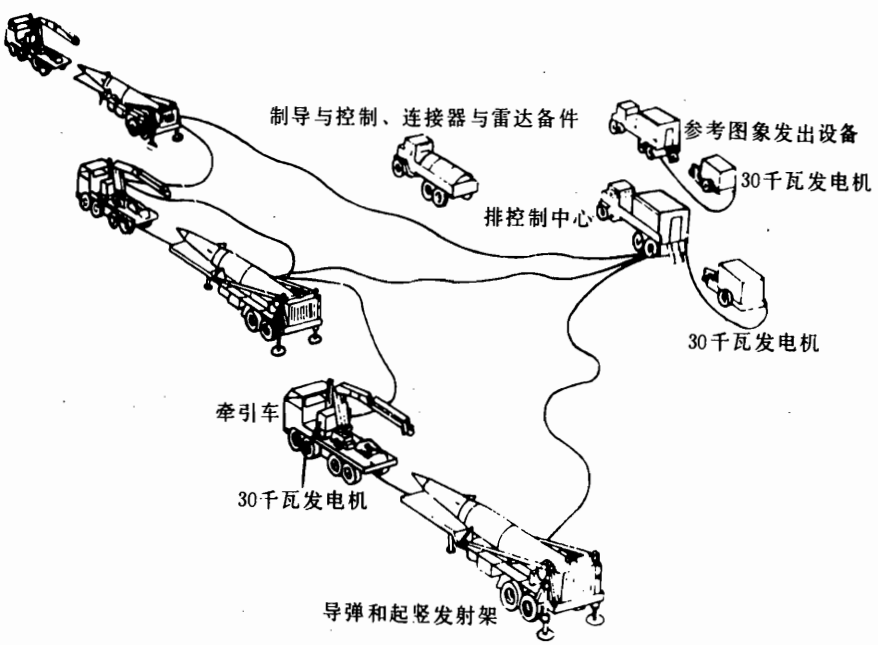
导弹系统通过采取上述措施，大大缩短发射准备时间，适应快速反应警戒要求，同时提高使用性能，延长导弹的使用寿命。但是，“潘兴Ⅰa”导弹是六十年代中期研制的型号，其性能已不能完全满足新的战略要求。导弹的射程较近，只能攻击华沙条约国东欧各国的一些目标，命中精度也较低，需要较大当量的核弹头，但这又会造成较大的间接损伤，造成居民的过多伤亡。基于上述原因，需要对导弹继续进行改进，尤其要提高发动机的性能和改进制导系统，以增加射程，提高命中精度。到1985年底，全部“潘兴Ⅰa”导弹已被更先进的“潘兴Ⅱ”导弹取代。　　（裴鸣远）

潘兴Ⅱ(Pershing Ⅱ)

概　述

“潘兴Ⅱ”导弹是“潘兴Ⅰa”的发展型，可以用于打击华沙条约国（包括苏联本土）的指挥所和交通枢纽等硬目标。

“潘兴Ⅱ”于1974年开始研制，在用“潘兴Ⅰa”五次考验弹头末制导的飞行试验圆满结束之后，于1979年2月进入全面工程研制阶段。主承包商马丁·马丽埃塔公司根据3.6亿美元的合同，要在57个月的时间内研制28枚导弹并完成飞行试验。同年3月确定了转包商：本迪克斯宇航电气公司研制弹载和地面计算机；古德伊尔宇航公司研制雷达相关末制导系统；赫克里斯公司研制火箭发动机；辛格—基尔福特公司研制惯性测量系统。



潘兴Ⅱ导弹系统

1981年底北约组织决定于1983年秋开始在西德部署“潘兴Ⅱ”导弹。为此，美国决定加速导弹的试验，并将试验次数由28次减到18次。而且先开始小批量生产。为了确保产品质量，在生产前完成了最关键的地面操作和系留制导试验；在生产中，所有导弹部件都要用同样的生产方法和工夹具生产。

“潘兴Ⅱ”导弹系统的总费用约为28.1亿美元，其中约9000万美元用于预研，5.8亿美元用于全尺寸研制，390 万美元用于军事建筑，20多亿美元用于采购在西德部署的地面设备。按1984年美元计算，每套导弹费用为429.2 万美元。

主要战术技术指标

射程	最大1800km 最小 160 km	重量	1360 kg
命中精度（圆公算偏差）	≈40m	威力	5～50kt TNT 当量
可靠性	80%	制导	惯性制导加雷达相关末制导
弹长	10m	控制	摆动喷管加空气舵控制
弹径	1.0m	发动机	两级固体火箭发动机
翼展	2 m	推进剂	端羟基聚丁二烯
起飞重量	7260 kg	发射方式	陆地机动发射
弹头	核弹头		

导　弹

布局与结构 “潘兴Ⅱ”导弹外形与“潘兴Ⅰa”相似，但尺寸稍小，第一级尾部安装四个三角形尾翼，两个固定，两个可动；弹头裙部安装四个空气舵，去掉第二级的三个矩形空气舵。

动力装置 “潘兴Ⅱ”导弹采用两级赫克里斯航空航天公司研制的新型固体火箭发动机。其主要的特点是：（1）发动机壳体及各裙段用重量轻，强度高的凯芙拉纤维缠绕制成，结构重量轻；（2）采用端羟基聚丁二烯推进剂，固体组分含量高达90%，比冲高，力学性能好，成本低；（3）第一、二级发动机比“潘兴Ⅰa”分

“潘兴Ⅱ”导弹

别多浇铸了1217千克和911千克推进剂，延长了发动机的工作时间；（4）发动机采用单个柔性喷管，喷管出口段用碳酚醛制造，喉部有石墨喉衬，喷管柔性摆动部位用硅酮柔性密封件密封。用摆动喷管控制导弹姿态比“潘兴Ⅰa”用燃气舵，操纵力大，重量轻，比推力损失少；（5）第二级发动机有推力终止系统，导弹飞行达到预定速度时，根据制导系统指令打开发动机前端盖上的三个推力终止口，来终止发动机推力。

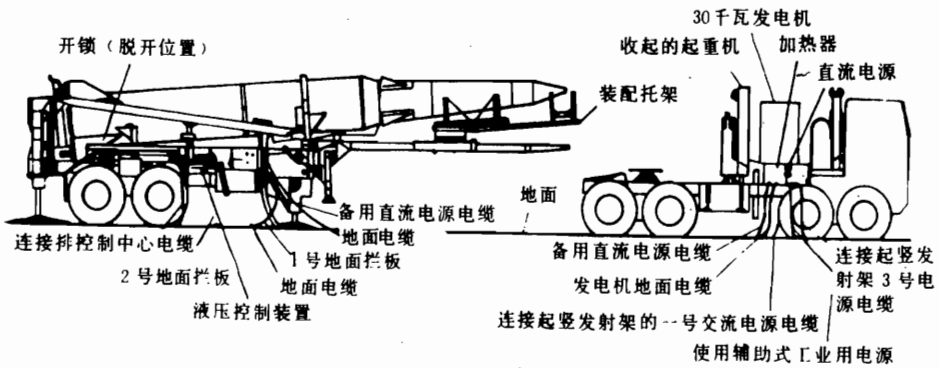
制导与控制　制导系统由惯性制导系统和雷达区域相关末制导系统两套系统组成。惯性制导系统由惯性测量装置和计算机组成，与“潘兴Ⅰa”相类似，主要用于“潘兴Ⅱ”导弹的主动段制导和配合末制导系统完成末段的制导。雷达相关末制导系统用于制导弹头准确地攻击目标。该系统由全天候雷达装置、三自由度稳定天线、自动区域相关器和电源转换装置组成。雷达装置由调频磁控管、接收机、调制器、跟踪本地振荡器及有关的波导开关和半硬同轴电缆组成。它们装在铸造的壳体中，由一个成型盖板盖住，盖子亦为射频封闭盖。整个装置的尺寸为35.6×20.3×20.3厘米^3，它安装在天线后面导弹前段1/4位置处。稳定天线装置由三自由度摆动天线、驱动马达、解算器发送器组成。稳定天线装置利用单独的高度测量天线和地形测量天线，有关的波导开关，馈电喇叭，旋转波导节和通常与天线系统有关的连动装置。天线装置安装在弹头锥壳前面，用雷达天线罩保护。试验型“潘兴Ⅱ”导弹采用模拟式相关器装置，它由一个铸造的壳体、九块用于固定集成电路和分立元件的多层印刷电路板（12.70×25.40厘米^2）、相关管及有关硬件和基准胶片装置组成。其尺寸为长368毫米，宽406毫米，横截面呈半圆形，并有与导弹前段配合的锥度。它位于天线安装板后面。该装置壳体上装有用作射频密封装置的盖子。相关器用于比较雷达实测图象和自容基准图象。基准胶片装置摄制和储存基准数据，它安装在壳体外面。电源转换装置用于把28伏电池的电压转换成13个调节输出电压值，最大输出功率2500瓦，电源装置体积为35.6×23×23厘米^3，它位于天线装置后面导弹前段1/4位置处。实战部署的“潘兴Ⅱ”采用数字式相关器，据说具有更好的性能。雷达区域相关末制导的基本工作原理为：弹头再入到约150千米高度，执行速度控制机动（这是为达到适当的攻击速度而设计的），将再入弹头拉到接近平飞状态，抛掉天线整流罩后，弹头朝目标方向向下机动，雷达相关器开始工作：雷达天线以2转/秒的速度对弹头下面的实际地形进行扫描，产生实际位置图象，并将其输入相关器。相关器比较实测图象与预贮目标地形基准图，得到位置误差，去修正惯性制导系统。惯性制导系统给空气舵控制系统发出适当的指令，把弹头导入目标区。这样一套系统使“潘兴Ⅱ”的命中精度比“潘兴Ⅰa”提高了10倍。

控制系统　“潘兴Ⅱ”导弹在大气层中飞行时飞行姿态靠摆动发动机喷管和空气舵控制，而弹头在大气层外飞行时则靠弹头中安装的冷气反作用控制系统控制。推动喷管和空气舵摆动与转动的液压作动系统与“潘兴Ⅰa”的类似，仍为组合式自容液压作动系统。导弹反作用控制系统由一个高压氮气瓶，四个推力为8.8牛的俯仰、偏航姿态控制喷管和四个推力为4.4牛的滚转姿态控制喷管组成。高压氮气从气瓶中引出，经过调压活门调压，并由电磁活门控制通过喷管排出，产生操纵力。喷管以脉冲方式工作，脉冲时间0.035秒，总冲量510牛秒。

弹头 “潘兴Ⅰ”导弹弹头呈细长锥形，长1.5米，直径650毫米，由前段、中段和后段三部分组成。三段通过快速配合接头可快速连接。前段为雷达天线整流罩，长约1米，直径约460毫米，它由端头帽、天线罩本体和连接环框三部分组成。端头帽壳体用可透无线电波的烧蚀材料杜罗艾德铬合金钢制成，内部装有撞击引信装置和射频能吸收器。天线罩本体用二氧化硅陶瓷铸造而成，内部装有带稳定天线的雷达装置，弹头电子器件和小型装药编码引爆装置；连接环框用玻璃酚醛树脂制成。它粘在天线罩陶瓷壳体底部并借助栓有整体螺帽的金属板装在弹头中段结构上；中段为战斗部段，是一个铝合金截锥壳，外面用石棉酚醛防热层保护，内部安装有核弹头；后段为制导控制与过渡段，均为铝蒙皮加整体焊接隔框硬壳式结构，内部装惯性制导装置、计算机、数字相关管及有关的电子元件和液压作动系统、反作用控制系统、冷却系统、分离系统及电缆等。壳体外面安装四个空气舵。核装置代号W85，是B 61航空核弹的派生型，可空爆和地爆。弹头内有连接电路和弹头安全、解保以及引信系统的连接设备。核弹头重662千克，威力1～2万吨级TNT当量，可大大减少对居民的次生杀伤。此外，还试验过W86钻地弹头。

地面设备

“潘兴Ⅱ”导弹地面设备分为前区设备和后区设备。前者包括一辆运输起竖发射车，一辆发射控制车（排控制中心）和一辆基准图象产生设备车（发射连所有）；后者有系统元件试验站、电气元件供应车、机械构件供给车、后区电站及其他支援设备，这些是维持导弹长期部署的导弹营后勤保障设备；此外，还有运输导弹部件的容器和吊具。运送一枚导弹部件和弹头通常需要两辆由牵引车牵引的M-127型半挂拖车。

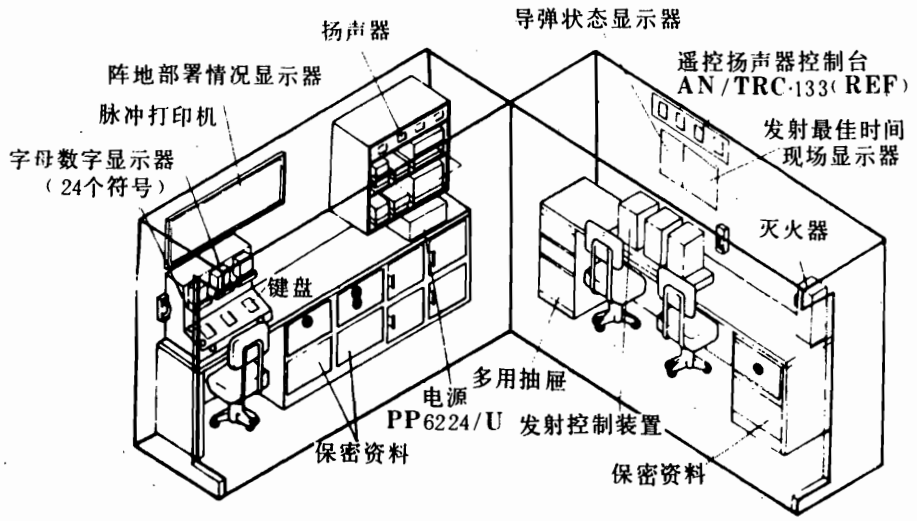


“潘兴Ⅱ”导弹运输起竖发射车

运输起竖发射车在外形上与“潘兴Ⅰa”的类似，但有很大改进。它由一辆牵引车和一辆半挂拖车组成。牵引车是福特公司生产的M757型车，牵引重量10吨，车上装有30千瓦标准柴油发电机组和一架搬运起重机。柴油发电机组在发射计时期间为起竖发射车和导弹供电，同时也作为备用电源。搬运起重机在装配和维修更换导弹部件时使用。半挂拖车空重1060千克，车上装有导弹、雷达、弹头集装箱、弹头温控系统、保护罩、电子设备地面接口、液压控制台和两个直流电源（100安和200安）。导弹（不带弹头）安放在起竖发射架上，下面有液压起竖系统支撑。弹头部分在形势紧张时迅速装配到导弹上。发射车传动齿轮承载能力增加到16360千克。导弹电子仪器由200安直流电源供电，运输起竖发射车是自容式的，每个发射排配备三辆，只需较少的设备和人员进行操作，而且每辆车还可独立使用，从而改善了战地的生存能力。车辆行驶速度为60千米/小时，行程800千米。

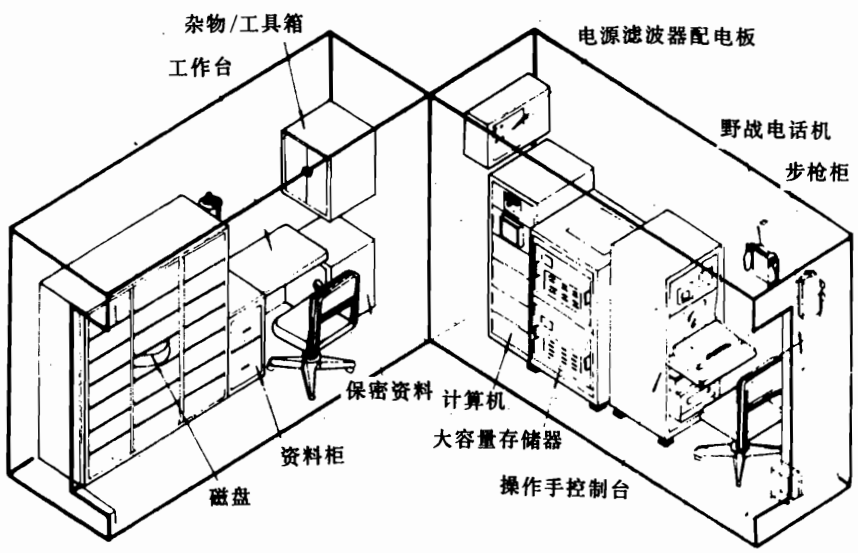
排发射控制中心是S-280型排指挥掩蔽所，装载在2.5吨的卡车上。掩蔽所内装有通信设备，发射计时控制台和发射控制设备。通信设备保证导弹系统的基本指令、控制和通信的传递，包括释放核弹头和武器系统控制。它由SB-22A型交换台、AN/TRC-133型无线电设备和核准的调频设备等组成。发射控制设备包括三套远距离发控装置，每枚导弹配备一套，它用于导弹发射前测试和发射控制。排控制中心由三人操作，即一

名排长、一名操作手和一名操作手助理。操作人员通过通信设备接收作战指令和控制指令信息，可以同时对三枚导弹进行测试、发射计时和发射。



排发射控制中心设备

基准图象产生设备是为适应末制导的需要而增加的设备。它实际上是一个计算机系统，根据目标坐标和国防测绘局提供的地形数据列成数字式基准图象并贮存在磁带上，然后通过数据联络线引入弹上计算机，以实现末制导雷达图象匹配。该设备由发射连管辖，但配备在三个发射排的一个排阵地上。预定计划内的目标基准图象由设在高级指挥部的固定设备产生。而该设备则可对预定计划外的目标随时生成图象，这样可保证不管何时、何地需要使用“潘兴Ⅱ”导弹，在几分钟内就能完成发射程序，把导弹引向在战斗过程中随时出现的任何目标，从而大大增加武器使用的灵活性。



基准图象产生设备

导弹准备发射的命令由中央陆军集团军和美国陆军驻欧司令部通过两条线路传输。一条是美国军事通信系统，另一条是北约的通信系统。

作战使用

在和平时期，“潘兴Ⅱ”导弹的每个营有一个连执行警戒任务，导弹在永久式硬发射场上对准预定目标。

当接到紧急情况警戒命令时，导弹迅速进入未使用的发射场并瞄准预定目标。发射部队的部署位置要尽量分散，经常转换位置。起竖发射车在排控制中心控制下可独立使用和发射导弹，这样可使小部队达到最大的分散，提高发射前生存能力。

发射前，先利用陀螺罗盘惯性平台确定导弹的方位基准。发射场位置可由国防测绘局大比例的地图上找到；然后操纵员命令发射计时，一直到待发状态。在进行此程序时，包括飞行弹道在内的所有数据都输入弹上计算机。这样，一旦接到发射信号，导弹就可立即发射。

接到发射命令后，操作员接通导弹电源，并继续递减计时，直至状态显示板上的绿色信号灯亮为止。排长与另一操作员完成“允许起动链”所需的操作，并按下发射按纽发射导弹。对于非预定目标，需将新目标坐标和国防测绘局的地形数据送入连的基准图象产生设备中，经该设备制成数字化基准图象并记录到磁带上，再传输给弹上计算机。然后，按预定目标的程序进行发射。

导弹发射后，按助推段、中段和末段三个阶段飞行。助推段包括第一级工作、无推力滑行和第二级工作这三段。导弹在此阶段飞行靠惯性制导系统控制和两级发动机摆动喷管及一级与弹头上的空气舵操纵。

弹道中段指从弹头分离直到末段开始。弹头在中段主要是在大气层外飞行，最大高度约300千米，最大速度约12倍音速。开始中段飞行时，弹头向目标方向俯仰飞行，为再入调定方向并缩小弹头的雷达反射面积。弹头中段飞行姿态在冲出大气层前靠弹头裙部的空气舵控制，在大气层外则由反作用控制系统控制。

弹头下降到目标上方预定的高度，就开始末段飞行。首先，在惯性制导系统控制下作速度控制机动（拉起和压下），以降低再入速度和躲避反导弹拦截；接着，抛掉天线整流罩，弹头朝目标方向机动。大约在15千米的高空，雷达相关器系统开始工作，天线以2转/秒的速度绕垂直稳定轴转动，对目标地区地形进行扫瞄（两转中的一转用于判识飞越地形，另一转为确定飞行高度）。天线扫瞄范围在4500米高度为35千米²。雷达提供高度修正和图象回波信号，计算机将雷达图象变成目标区的数字图象。相关器将此实测图象与预贮基准图象作比较，得出击中目标所需位置修正量，以此修正惯性制导系统。制导系统产生操纵弹头的操纵指令，并发给空气舵系统，空气舵按照指令操纵弹头飞向目标。这种搜索、比较、修正过程在弹道末段要进行几次，一直达到约900米高空为止。之后，弹头沿弹道直接冲向目标。如果相关器系统由于某种原因未能工作或相关器数据有误，则惯性制导系统继续引导弹头飞向目标，但精度要低得多。

发展与改进

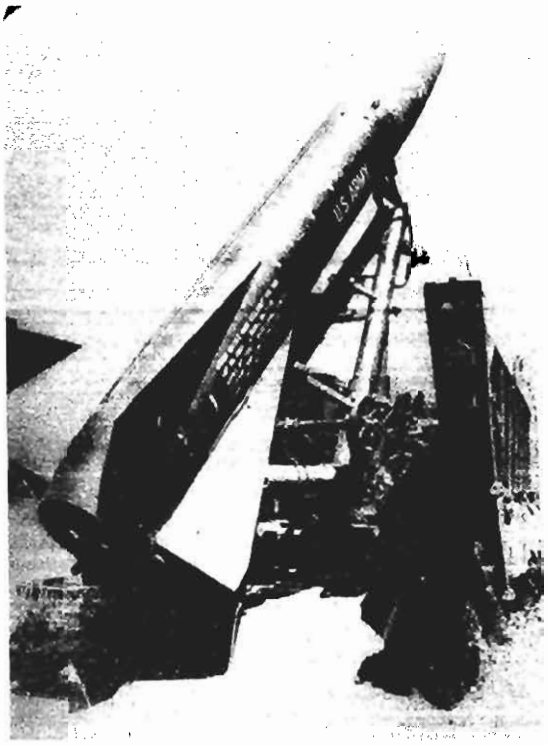
在“潘兴Ⅱ”导弹的研制中采用了许多新技术，使性能得到明显提高。如新型固体火箭发动机使射程由“潘兴Ⅰa”的740千米增加到1800千米，弹头重量由570千克增加到1360千克；采用雷达区域相关末制导系统使导弹的命中精度由“潘兴Ⅰa”的370米提高到约40米，这样就有条件采用小当量弹头或常规弹头，从而可减轻对居民的危害程度；还有在发射和指控设备方面的改进和简化，使“潘兴Ⅱ”的反应时间由“潘兴Ⅰa”的15分钟缩短到5分钟。辅助设备车辆和电缆减少31%，一个导弹营的人数减少31%，使用费用减少25%，而导弹发射前的生存能力却有明显的提高；此外，由于在战地增设了基准图象产生设备，使导弹可随时改变攻击的目标，大大增加了使用灵活性。“潘兴Ⅱ”导弹至1983年9月18日为止，已完成18次研制性飞行试验（其中13次成功，1次部分成功，4次失败），试验中出现的发动机抑制剂失效，弹头空气舵液压作动系统液压泵故障，推力终止固定环安装不当等问题，都得到及时解决。

1985年1月11日，运往西德的“潘兴Ⅱ”第一级发动机在装配期间发生爆炸，造成三人死亡，九人受伤的事故。事故是由静电引起的，即发动机在运输过程中在容器里移动，在低温和低湿度环境下产生静电，推进剂对静电放电敏感而发生爆炸。因而用几个月的时间对发动机、运输容器、起竖发射和运输设备等作了全面修

改。到1985年11月，美国完成了在西德南部施瓦木格明德、内长苏尔姆、新一乌尔姆和海尔布隆四个地方的导弹部署任务，共部署了108枚导弹。　　（裴鸣远）

长矛(Lance)MGM-52C

概　述



“长矛”在履带发射车上准备发射

“长矛”是美国陆军第二代地对地战术导弹，用来取代“诚实的约翰”和“中士”导弹，作为师级和军团级战术火力支援武器。打击目标包括：指挥所、军队集结地、后勤设施、导弹部队、前沿机场、固定的空防阵地和交通要道（隘路、桥梁）等。导弹的主承包商是沃特公司密歇根分公司。“长矛”武器系统的基本设计思想是既具有无控火箭的低成本，又具备导弹的高命中精度。它采用预包装可贮液体推进剂、简易惯性制导和机动车载倾斜发射方式。

“长矛”在研制过程中共有MGM-52A、B、C三种型号，分别代表基本型、海射型和加大射程型。基本型于1965年3月开始飞行试验，增大射程型自1967年5月开始试射。批生产和装备部队的只有MGM-52C加大射程型。研制阶段如下：

1958～1962.11	方案选择和计划制定阶段
1962.11～1967.12	基本型研制、试验阶段
1967～1970	加大射程型研制、试验阶段
1971～1980.10	加大射程型生产订货阶段
1972.6	开始服役
1980.10	结束生产。

“长矛”计划的研制费用共4.63亿美元（1975年美元值，下同），采购2133枚费用共7.16亿美元，计划总费用为11.79亿美元。“长矛”导弹的单价：核导弹23～24.5万美元，非核导弹17.5万美元。

“长矛”导弹于1972年6月开始装备俄克拉荷马州西尔堡第12野战炮兵第一营。此后又装备意大利（三个营）、联邦德国（六个营）、英国、希腊、荷兰、比利时和以色列等国家的部队。“长矛”共部署1450枚。至1983年共部署了945枚“长矛”核弹头。

主要战术技术指标

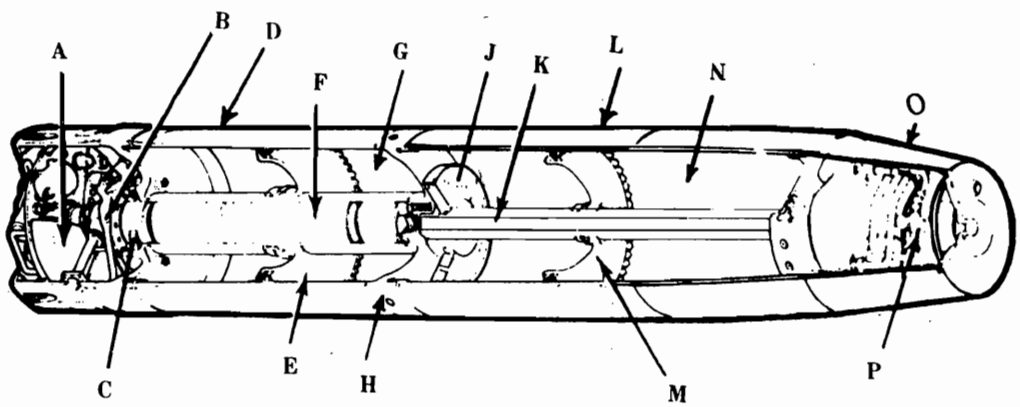
型　别	基本型	增大射程型
编　号	XMGM-52A	MGM-52C
射程 最大	50km	常　规 75km，核115 km
最小		常　规 8 km，核 8 km
射高		最大45.7km，最小1.35km
速度		M＝3

命中精度（圆公算偏差）		150m（射程5～30km） 225m（射程75 km） 375m（射程125km）
发射准备时间		15min
发射速率		每小时4发，每天8发
工作环境温度		－40℃～＋66℃
可发射率		90％
发射成功率		95％
弹　　长	6.09m	6.14m
弹　　径	0.56m	0.56m
翼　　展	大1.4m，小1.18m	大1.4m，小1.18m
起飞重量	1450kg	常　规1520kg，核1285kg
弹头类型		常　规M188　　核M234
弹头重量		常　规454kg　　核211 kg
弹头威力		1～100 kt TNT当量
制导方式	简易惯性制导、气象自动补偿	
发动机种类	预包装可贮液体、挤压式、同心双室发动机	
推　进　剂	抑制性红色发烟硝酸、偏二甲肼	
发动机推力		207kN
发动机工作时间		助推燃烧室1.5 ～3s 主燃烧室120s

• 在海拔高度大于1000m时，最大射程：常规导弹为81km，核导弹为133km。

导　弹

布局与结构　“长矛”为单级导弹，主要由发动机、推进剂箱、制导控制舱、战斗部和尾翼组成。



“长矛”导弹推进系统结构

A．制导控制装置　B．旋转力矩系统　C．燃气爆破隔膜　D．燃料箱　E．燃料箱活塞　F．燃气发生器　G．燃料　H．中间隔板　J．燃气扩散器　K．燃料输送管　L．氧化剂箱　M．氧化剂箱活塞　N．氧化剂　O．尾罩　P．发动机

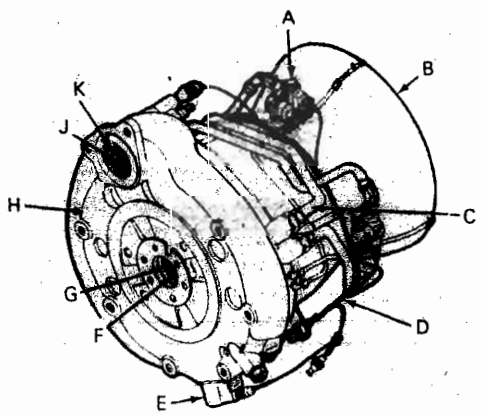
推进剂箱的前箱为燃料箱，后箱为氧化剂箱。贮箱用2014铝合金锻件经剪旋制成无缝箱壳，再用电子束焊和钨极惰性气体保护焊焊接而成。箱壁厚度为8.5 ±0.13毫米。两个贮箱中各装有一个活塞，在燃料箱中的活塞由固体推进剂燃气发生器的壳体作导杆，氧化剂箱中的活塞由燃料输送管作导杆。每个活塞都装有氟硅酮橡胶密封环。此环用铝箔保护，使它不与推进剂接触。燃气发生器点火后，热燃气进入贮箱活塞增压区，产生压力，切开静密封，推动活塞，挤出推进剂。推进剂通过五根环状导管（三根氧化剂管和两根燃料管）输入燃烧室自燃点火。在活塞运动期间，刷式动密封擦干贮箱侧壁，使增压燃气不与推进剂接触。

增压系统由固体推进剂燃气发生器，带保险/解保机构的点火器组件，燃气旋转系统和燃气安全阀组成，燃气安全阀有两个排气孔，用于稳定贮箱压力。

尾翼可拆卸，有四个大尾翼或四个小尾翼。大尾翼是铝制蜂窝结构，重34.7千克，用于带核弹头的导弹。小尾翼是锻件，重28.8千克，用于装常规弹头的导弹。在运输和贮存状态，尾翼装在发射装置侧面的两个容器内，发射前迅速装到导弹上。

动力装置　“长矛”装一台同心安装的双燃烧室液体火箭发动机，代号为P8E-6，外围为推力187千牛的环形助推燃烧室，中心为可调推力的主燃烧室，推力范围为0～19.6千牛。两燃烧室内壁有烧蚀衬层，喷管喉部用碳化硅作衬里。在助推段，两燃烧室同时工作，燃烧室压力为7093千帕，最大推力207千牛。助推燃烧室工作时间可在1.5～6秒之间。达到预定速度时，加速度表指令两个电爆活门切断推进剂流，使助推燃烧室熄火。中间主燃烧室继续工作，其推力可由制导系统通过液压调位销改变燃料和氧化剂的喷射面积进行调节。主燃烧室可工作120秒以上。

“长矛”发动机采用预包装可贮液体推进剂，氧化剂为抑制性红色发烟硝酸，重502千克；燃烧剂为偏二甲肼，重170千克。推进剂在工厂预先装入两个圆筒形贮箱并密封，维护简单，贮存期达五年。



A．推力矢量控制阀（四个）
B．助推发动机燃烧室外壳
C．推力矢量控制阀燃料供应管
D．发动机电气导线
E．主燃烧室喷嘴伺服控制阀
F．助推发动机燃料终止阀
G．燃料入口
H．喷嘴罩
J．助推发动机氧化剂终止阀
K．氧化剂入口

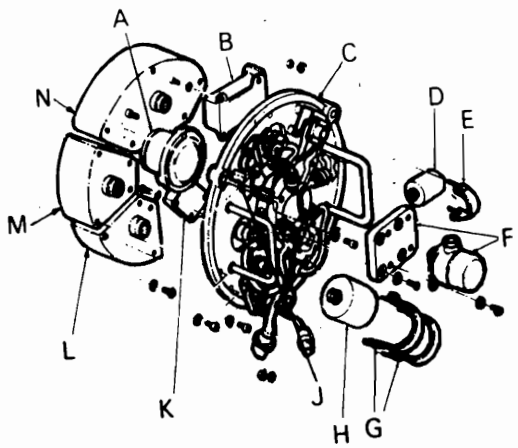
发动机结构

制导与控制　“长矛”采用成本低廉的简易惯性制导系统，加无线电测距中段校正设备，全称为方向控制—自动气象补偿制导设备，代号AN/DJW-48，重约15.3千克。它由方向控制装置、速度控制装置和电源三部分组成。方向控制装置包含一个二自由度气浮陀螺和电子组件，用于导弹在助推燃烧室工作段的姿态控制。速度控制装置又称自动气象补偿系统，它包括一个加速度表和电子组件。当导弹达到预定速度时，速度控制装置指令结束助推燃烧室工作，主燃烧室继续以小推力工作。此后速度控制装置控制推进剂流量，调节推力使其等于导弹阻力，自动补偿由于风、空气湿度、温度、密度、压力变化造成的弹道偏差。此时加速度表保持零值。

“长矛”的控制系统为自旋稳定和推力矢量控制。在发射的头1.5秒内，从燃气发生器分出的燃气，通过两个相反方向配置的倾斜喷嘴排出，使导弹旋转。当定时器关闭燃气转矩阀时，导弹飞行速度已足以使四个尾翼上产生的气动转矩保持弹体旋转。这种低速旋转可抵消主动段推力偏心的影响和提高空中抗干扰能力。

导弹在助推燃烧室工作期间由推力矢量系统进行姿态控制。根据方向控制装置的指令，燃料通过助推燃烧

室喷管四周呈90°间隔配置的活门射入排气流，使排气流偏转，产生侧向力，改变推力方向，控制导弹偏航和俯仰。



A．陀螺仪
B．瞄准装置
C．制导控制元件安装座
D．脉冲电池
E．电池夹
F．加速度表
G．电池夹
H．电源电池
J．标识板
K．力矩终止阀定时器
L．速度控制电子组件
M．电源电子组件
N．方向控制电子组件

制导系统结构

弹头 “长矛”导弹可携带多种弹头。

代　号	特　性	状　态
M 234 系列 核弹头	W70—1　裂变型，威力10kt、50kt、100kt W70—2　改进的W70—1 W70—3　增强辐射型＜1 kt，＞1 kt W70—4　裂变/增强辐射型—中子弹	装备使用 装备使用 装备使用 贮　备
M188 M251 M251 A 1 E—27	烈性炸药弹头 烈性炸药集束式弹头，含825颗 BLU 63B 子弹头，杀伤轻型装甲和人员 烈性炸药弹头，M 251 改型，含584颗M74杀伤榴弹 化学战剂弹头，内装使人瘫痪的毒气	

核弹头装有抗电子干扰的惯性指令截止保险系统cat D PAL，引信代号为M1140。弹头段为铝合金结构，外敷一层烧蚀蒙皮，能依次烧掉，以防弹头过热。弹头有五种爆炸高度：地面、低空、低空加地面后备、高空或高空加地面后备。

地面设备

“长矛”导弹是一种高度机动的战术导弹，采用地面车载机动发射方式，能空运和浮渡。

机动车辆有两种发射车：M752 自行起竖发射车和M740 轻便零长发射车，后一种车自重仅1400千克；有两种辅助车：M688 E1 运弹装弹车和M234 轮式机动工具车。起竖发射车和运弹装弹车都是陆军 M-113 轻型装甲运兵履带车的改型，能在各种地形上行驶，包括越过沼泽、沙漠和深雪地带。水陆两用起竖发射车载有一枚导弹和六名发射人员，公路行驶的速度为64千米/小时，水上浮渡的速度为5～10千米/小时。在无乘员

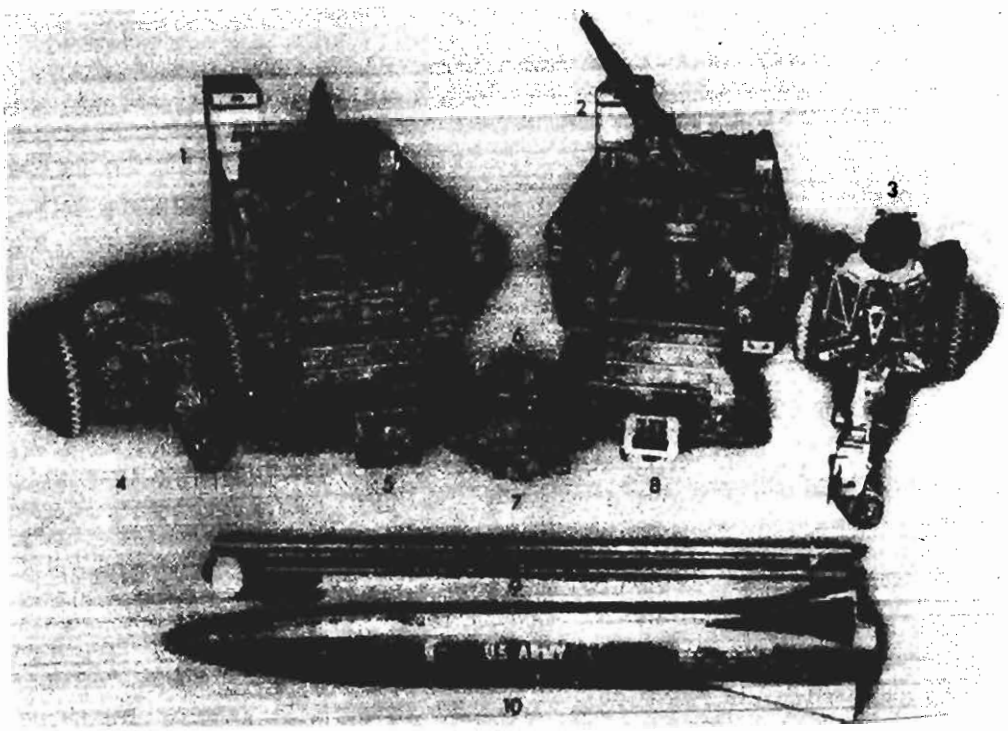
时，该车载一枚核导弹总重9075千克，载一枚常规导弹总重9300千克。运弹装弹车载有两枚备用弹和一部吊车，总重约11000 千克。吊车靠液压操作，能旋转360 °，用梁式吊挂装置把导弹转装到起竖发射车内，也能把导弹和弹头从装运容器内吊入运弹装弹车内，需要时还能更换弹头。

起竖发射车上的发射架和导弹可从车上快速卸下，装上车轮、拖杆和千斤顶（它们都装在机动工具车上）组成轻便零长（轮式）发射车。它可用2.2 吨卡车或其他标准车辆牵引，在短距离内能用手操作。在无装弹运弹车时，可用专用的三脚起吊装置装弹。

“长矛”导弹可与上述几种车辆（带20 %的车用燃料）一起用C - 135 运输机空运，然后利用降落伞降至阵地。还可同轻便零长发射车一起用C H - 47直升机空降到作战地区。

作战使用

“长矛”导弹以营为单位配备师或军团级炮兵部队。师级每个导弹营有两个连，军团级每个导弹营有三个连。每个导弹连配有两部起竖发射车。



“长矛”武器系统主要部件

1．XM752 履带发射车　2．XM688E1 运弹装弹车　3．XM740 零长度发射车　4．XM234 弹头装具车　5．瞄准装置　6．XM91E1 远距离导弹发射装置　7．XM22E1 梁式吊挂　8．AN/GJM-24（XO-2）监控/程序器　9．XM38E1 三脚起吊装置　10．XMGM-52C “长矛”导弹

“长矛”导弹一般从预先侦察好的场地发射。发射准备工作包括拆除尾罩、装尾翼、瞄准和测试。“长矛”导弹象普通野战炮那样，朝空中某一基准点倾斜瞄准发射。导弹点火的全部操作由AN/GJM- 24（XO—2）监控—程序器完成。监控--程序器还将射程信息装入导弹制导装置内，控制保险解保装置和点火装置并监控点火程序，指示导弹的准备状态。发射后的头127 毫米行程内，导弹由两根导轨和一个可旋转的前支撑支持。经此行程后，导弹离开导轨。此后，发射车离开发射点，同运弹装弹车会合再装弹，转移到新阵地发射，以避

免受到报复性打击。

发展与改进

“长矛”武器系统的特点是机动性好，发射准备时间短，射程适合需要。“长矛”的主要发射方式是陆上车载机动发射，也可空运和浮渡。履带车越野速度达64千米/小时，能在沙漠、沼泽、深雪地带等各种地形上行驶，也能以6.4千米/小时的速度浮渡内陆河流。“长矛”可以在－40℃～＋60℃温度范围内工作，能在北极和热带地区作战使用。

“长矛”的改型“长矛2”，又称T—22，在国防部预研计划局的“突击破坏者”技术验证计划中已进行了飞行试验验证。T—22采用固体推进剂、捷联惯性制导和末制导，在命中精度、生存能力、射程和发射速率方面都优于长矛。详细介绍见反坦克导弹部分。（王基祥）

突击破坏者（Assault Breaker）T-22

“突击破坏者”（T-22）导弹是美国沃特公司研制的一种单级固体地对地战术弹道导弹，采用车载机动倾斜发射方式。T-22导弹是“长矛”导弹的改进型，又称“长矛2”。与“长矛”导弹相比，T-22在外形上变化不大，但改用固体推进剂，可使射程增大一倍多。T-22改用环形激光陀螺、数字式捷联惯性加无线电指令修正系统，使命中精度提高六倍。“长矛”导弹的核弹头和常规弹头仅需做微小改动就可用于T-22。T-22能携带多个末制导常规分弹头，用来粉碎敌方第二梯队装甲部队的攻击。T-22导弹的详细情况可参见本书反坦克导弹部分。（张　颖）

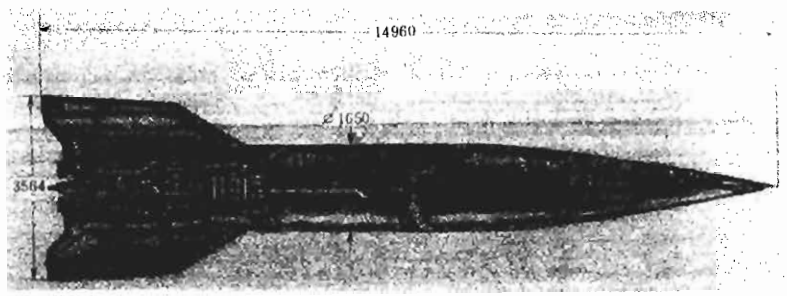
讨厌者(Scunner)SS-1

SS-1导弹在运输途中

概　述

“讨厌者”（SS-1）是苏联最早研制成功的地对地弹道导弹，苏联代号为P-1。它是以德国V-2导弹为蓝本略加改进而成的，性能与V-2接近。SS-1导弹是由苏联炮兵第88科学研究院在总设计师科罗廖夫领导下研制而成的。1946年开始研制，1948年成功地进行首次飞行试验，不久即交付炮兵部队使用。这种导弹于五十年代初退役，退役后被用作地球物理火箭，进行高层大气探测研究。

SS-1导弹在结构上由弹头、仪器舱、外壳、发动机舱、氧化剂箱、燃料箱和发动机组成。在发动机舱的内部放置一台液体火箭发动机，在舱的外侧对称地配置四个稳定尾翼。弹头呈锥形，内装常规装药。仪器舱内安装制导系统仪器。氧化剂箱和燃料箱固定在外壳内部，氧化剂为液氧，燃料为浓度75%的酒精。通过装在稳定尾翼上的四个空气舵和装在发动机喷管出口端的四个石墨燃气舵来控制导弹的飞行姿态。



SS-1导弹内部结构布局

发动机由格鲁什柯设计局研制，代号为РД-100。它采用单燃烧室，由过氧化氢催化分解的产物驱动涡轮泵，将推进剂输送到燃烧室内。地面比冲200秒，发动机工作时间65秒，燃烧室压力1.42兆帕。

导弹通常装在轮式拖车上由履带式牵引车运往发射阵地，在发射阵地将导弹竖立在发射架上，加注推进剂，进行测试和检查，然后点火发射。

主要战术技术指标

射程	300km	弹头类别	常规弹头
弹长	14.96m	弹头重量	1000kg
弹径	1.65m	制导	惯性
翼展	3.564m	发动机	液体火箭发动机
起飞重量	13t	发射方式	地面发射
起飞推力	265kN		

（谢　明）

同胞(Sibling)SS-2

概　述

“同胞”（SS-2）是SS-1导弹的改进型，仍由苏联炮兵第88科学研究院在总设计师科罗廖夫领导下研制而成。苏联代号为P-2。1946年开始研制，1949年开始飞行试验，五十年代初部署。后退役，改为地球物

理火箭，有几种状态，曾携带不同的探测仪器到不同的高度进行探测，为以后的载人航天提供了有价值的高层大气数据。

与SS-1相比，SS-2所作的主要改进是：用受力式贮箱取代SS-1的推进剂贮箱和受力式外壳，大大减轻了结构重量；提高发动机的性能，包括改善发动机冷却系统、增大燃烧室压力与温度、加长喷管、减少燃料中的水含量等。通过改进使SS-2的射程比SS-1的增加一倍，而弹头重量也增加50％。

SS-2 导弹

发动机代号РД-101，由格鲁什柯设计局研制。推进剂仍为液氧和酒精，但酒精的浓度由SS-1的75％提高到92％。发动机推力提高到363千牛，地面比冲达214秒，燃烧室压力为2.12兆帕，发动机工作时间83秒。可靠性也提高了。

主要战术技术指标

射程	≈600 km	弹头类别	常规弹头
弹长	17.68m	弹头重量	1500 kg
弹径	1.65m	制导	惯性
起飞重量	20000 kg	发动机	液体火箭发动机
起飞推力	363 kN	发射方式	地面发射

（谢 明）

讼棍 (Shyster) SS-3

SS-3 导弹

概 述

“讼棍”（SS-3）是苏联近中程地对地弹道导弹，苏联代号Р—5，俗称“胜利”。由苏联炮兵第88科

学研究院在总设计师科罗廖夫领导下研制。1957年在莫斯科红场阅兵式上首次公开展出。于1950—1954年初研制成功，不久即装备部队使用。SS-3是SS-2的后继型号，也是苏联使用液氧与酒精推进剂的导弹的最后一种型号。在此之前，曾研究过P—3和P—4两种导弹方案，但这些方案并未得到采纳。

SS-3是单级导弹，由弹头、仪器舱、液氧箱、酒精箱、尾段等部件组成，尾段外侧装有四个三角形尾翼，由尾翼上的四个空气舵和发动机喷管出口处的四个燃气舵控制导弹的飞行姿态。发动机高3.1米，重870千克，通过发动机架固定在尾段内。推进剂为液氧和浓度达92%的酒精。发动机的比冲达220秒，地面推力431千牛，真空推力500千牛，燃烧室压力2.39兆帕，工作时间117秒。发动机代号为P几—103。导弹可装载在轮式拖车上由牵引车运往发射阵地，加注推进剂并进行测试检查后发射。

发动机结构布局

主要战术技术指标

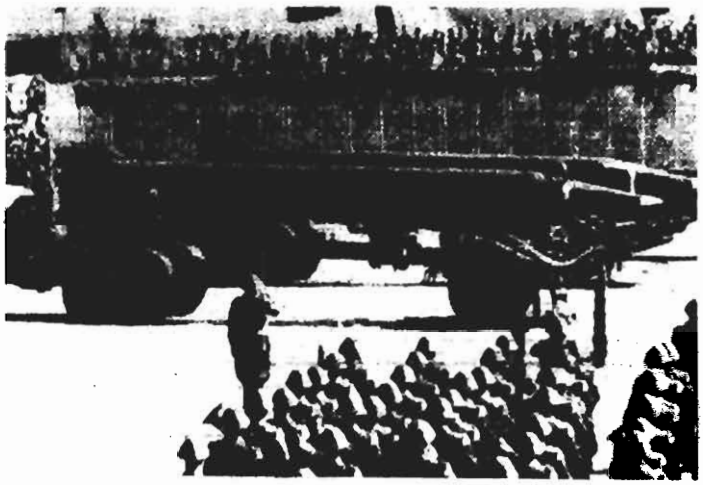
射程	1200km
弹长	20.75m
弹径	1.65m
起飞重量	28400kg
起飞推力	431kN
弹头类别	核或常规弹头
弹头重量	1300kg
制导	惯性
发动机	一台液体火箭发动机
发射方式	地面发射

（谢　明）

飞毛腿 (Scud A/B) SS-1b/1c

概　述

“飞毛腿”是苏联地对地战术弹道导弹，有“飞毛腿A”（Scud A，SS-1b）和“飞毛腿B”（Scud B，SS-1c）两种型别。A型和B型装有常规弹头或核弹头，采用头体分离，车载越野机动发射方式。最初研制的是A型，于1957年开始服役。B型是A型的改进型，用于取代A型。其基本设计思想是要求反应时间快，发射准备时间短，导弹系统设计简单，避免过多的勤务工作，尽量采用成熟的技术方案。B型于五十年代末开始研制，1965年开始装备部队。



“飞毛腿B”导弹

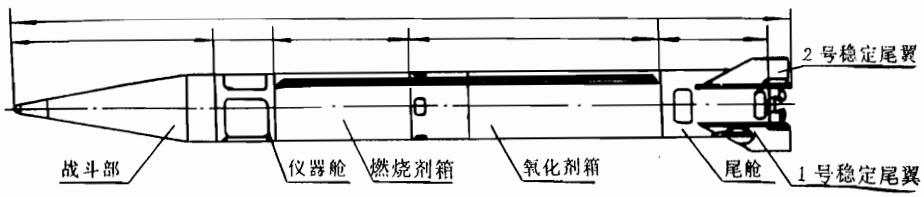
主要战术技术指标

	“飞毛腿A”	“飞毛腿B”
射程	48～110km	50～300 km
命中精度（圆公算偏差）	370 m	300 m
反应时间	≈60min	
从预测阵地到发射		45min
从瞄准到发射		7 min
弹长	10.6m	11.16m
弹径	880mm	880mm
翼展	1.5m	1.81m
起飞重量	4500kg	6300kg
弹头		
常规装药	680kg	1000kg
核装药（TNT 当量）	20～200kt	1～100kt
制导	简易惯性	惯性
控制	燃气舵	
发动机	可贮液体火箭发动机	
推进剂	硝酸/煤油	
推力		131kN
工作时间		62s
发射方式	车载地面机动发射	

导　弹

布局与结构　A型与B型在结构布局上基本上相同，只是A型的长度比B型约短500毫米。整个导弹主要由弹头、仪器舱、燃料箱、氧化剂箱和尾段组成。弹头呈尖锥形，结构材料为合金钢，内装常规装药或核装药。圆柱形仪器舱内装有十字隔板，上面安装制导控制系统的各种仪器。舱体上开有四个大口盖，便于操作维护。推进剂箱串联排列，前箱为燃料箱，后箱为氧化剂箱。尾段为圆筒形壳段，内部安装一台发动机，外部对称地固定四个

稳定尾翼，尾段壳体上开有舱口。



“飞毛腿B”导弹结构草图

动力装置　A型与B型均采用液体火箭发动机，氧化剂为硝酸，燃料为煤油。通过燃气发生器产生燃气来驱动涡轮泵向燃烧室供应推进剂。推进剂可以预先贮存在推进剂贮箱内。当导弹达到预定的末速时，发动机即可根据制导系统的指令关机。B型用的发动机在性能上已有改善，工作时间也加长了。

制导与控制　A型早期曾用过无线电指令制导系统，后改用简易惯性制导系统。B型采用捷联概率补偿加射表修正的惯性制导系统。系统主要由三个陀螺、一个纵向加速度陀螺积分仪、综合变换放大器组、时间控制机构、舵机和配电系统组成。其功能包括稳定导弹的飞行，按预定飞行程序改变导弹的俯、仰角，控制射程并按预定速度发出关机指令，在导弹飞行不正常时发出自毁指令。

控制系统的执行机构是尾翼和燃气舵。

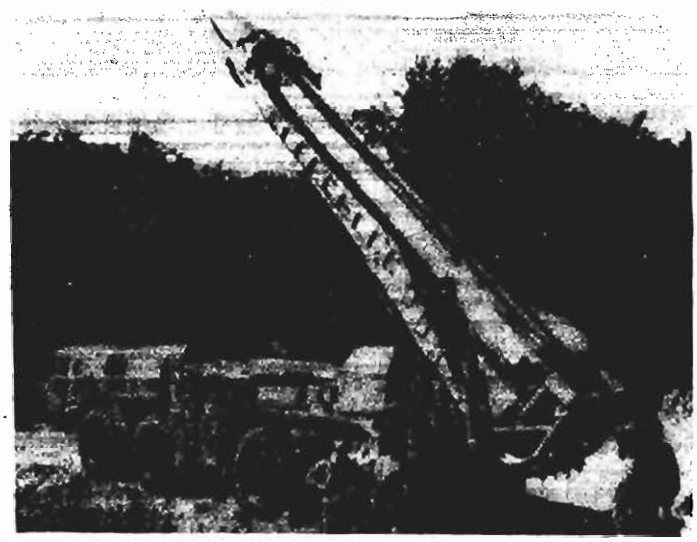
弹头　弹头可用常规弹头或核弹头。常规弹头重约1000千克，装有触发式电引信。核弹头的威力为一千吨至一百万吨 TNT 当量。

地面设备

地面设备主要包括运输起竖发射车、大地测量车、指挥车、运弹车、电源车、推进剂加注车、测试车、消防车等车辆。运输起竖发射车是由 MAZ-543 改装而成的自行轮式车，由MAZ-543汽车底盘、发射台、起竖臂、液压系统、高压空气供气系统、电源系统、电气操纵系统、瞄准系统、发控系统、地面综合测试系统和通信系统组成。该车长13.36 米，宽3.02米，高3.33米（不装弹）或3.67米（装弹），重37.4吨（装弹）或30.6吨（不装弹）。在公路上行驶的速度为60千米/小时。发动机功率为 390 千瓦，底盘为 8 × 8。转弯半径约13.5米。主要通信工具是电台和报话机。

作战使用

“飞毛腿”导弹武器系统包括导弹和地面设备两大部分。主要用于打击敌方机场、导弹发射场、指挥中心、仓库、兵力集结地、交通枢纽等目标。导弹通常配属集团军和方面军的战役战术导弹旅。“飞毛腿”导弹武器系统可以在预先测定发射点位置的阵地上发射；也可在未经测量的阵地上发射，但发射准备时间较长。导弹武器系统采取分级战备的方法。可根据形势需要使系统处于不同的战备状态。各种技术勤务工作要尽可能在技术阵地



飞毛腿B”正在起竖

完成，使导弹处于良好的技术状态，以提高导弹武器系统的可靠性和快速反应能力。

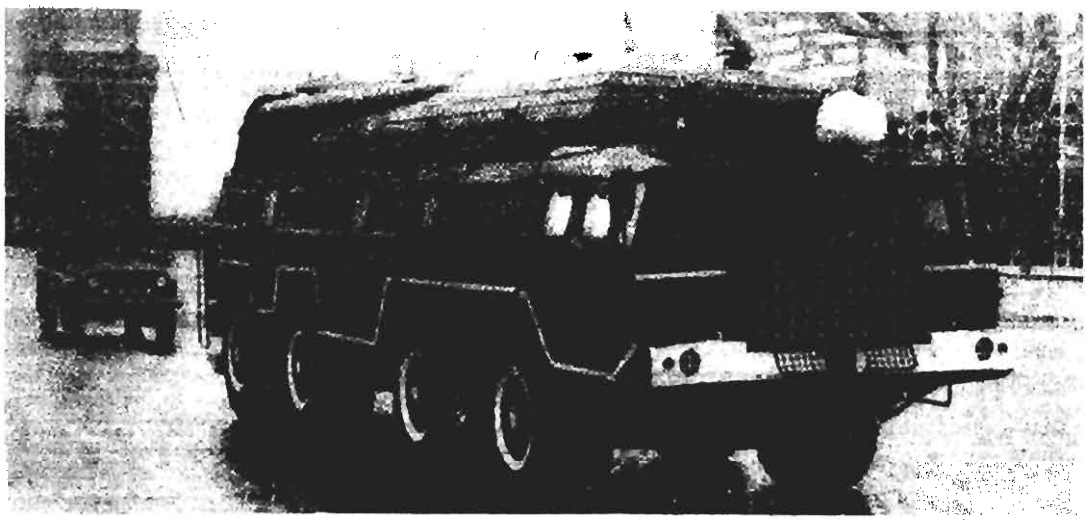
发展与改进

“飞毛腿”导弹与无控火箭炮相比，其射程、命中精度与机动能力均有明显的提高。这种导弹自五十年代服役以来，曾先后装备苏联本土和驻东欧一些国家的苏军部队。携带常规弹头的“飞毛腿”导弹还装备保加利亚、捷克、民主德国、匈牙利和罗马尼亚等国的部队。此外，埃及、伊拉克、利比亚和叙利亚也装备有这种导弹。“飞毛腿”导弹在1973年中东战争期间和某些局部冲突中曾在战场上得到应用，但作战效果并不好，主要原因是用常规弹头时导弹的有效杀伤半径太小。

A型的性能较差，B型提高了射程和命中精度，增强了越野机动能力，缩短了作战反应时间。B型自1965年以来逐步取代了A型，成为现役“飞毛腿”导弹的主体。现役“飞毛腿”导弹的发射车约有570辆，其中有400辆用于对付北约国家。“飞毛腿”导弹与固体导弹相比，仍存在地面设备庞杂，操作不便等缺点。从1980年起，苏联已开始在苏联本土和驻东欧一些国家的苏军部队中用SS-23导弹来逐步替换“飞毛腿B”导弹。

（熊 静）

薄板（Scaleboard）SS-12



“薄板”导弹武器系统

概 述

“薄板”（SS-12）是苏联机动近中程单级液体弹道导弹，是“飞毛腿B”（SS-1C）导弹的改进型，长度不变，但直径大些，射程远些。1967年11月在莫斯科红场阅兵式上首次展出。SS-12于1969年开始服役，部署在苏联西部，主要用于攻击靠近前线的后方给养库或战斗部队集结地。在苏联服役的300枚近中程弹道导弹中，大部分是这种导弹。SS-12导弹武器系统的基本作战单位是导弹连，全连编制70～80人，配有两辆导弹运输发射车（每辆车装载一枚导弹），还有两枚导弹存放在测试区。三个导弹连（包括支援部队）组成一个机械化导弹营。

导弹呈圆柱形，头部为锥形，尾部安装有尾翼。导弹装在用加强肋加强的容器中，容器安放在一辆马斯543型八轮运输起竖发射车中间。车前部两侧有左、右两个舱室，司机坐在左舱室前面，发射操作手和控制台在右舱室里。两室后面至少还有三个发射员的座位。

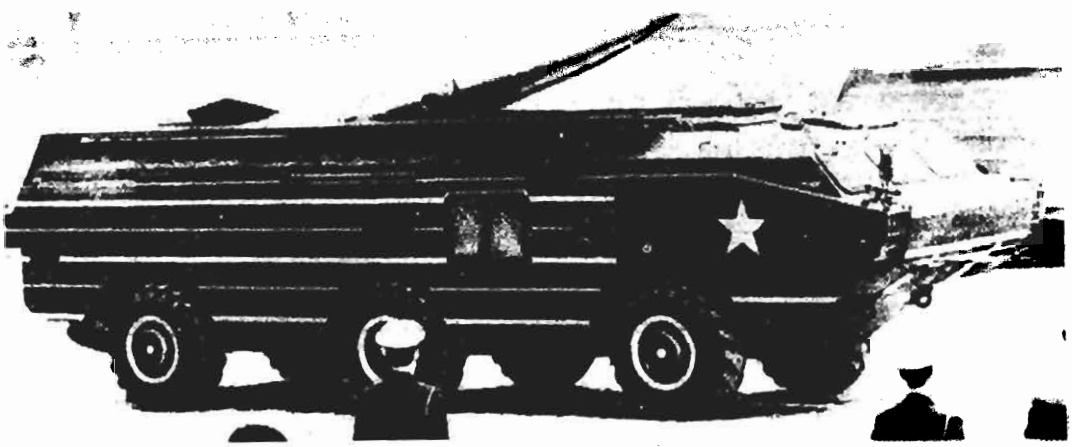
SS-12导弹系统具有很高的机动能力，可在公路上机动和越野机动。导弹发射时，将容器连同导弹一起竖到垂直状态。然后打开壳盖发射，发射准备时间约20分钟。

主要战术技术指标

射程	700 ～ 800km	弹头	核弹头或常规弹头
命中精度（圆公算偏差）	900m	重量	680kg 或450 kg
反应时间	20 min	威力	1Mt TNT 或20、40、100 kt TNT 当量
弹长	11.25 m	制导	捷联惯性制导
弹径	1 m	发动机	可贮液体推进剂火箭发动机
起飞重量	6800kg	发射方式	陆地机动发射

（裴鸣远）

圣甲虫（Scarab）SS-21



在运输起竖发射车上的SS-21导弹

“圣甲虫”（S S - 21）导弹是苏联机动发射的战术弹道导弹，1985年5月9日在莫斯科红场阅兵式上首次展出，用以取代“蛙”式火箭弹。

SS-21导弹采用固体火箭发动机，尺寸较小，机动能力强，比“蛙”7型火箭弹的射速高，配有机动性能好的后勤电子制导车。导弹装在一辆6×6运输—起竖—发射车上，该车具有越野机动和水陆两栖运输能力。

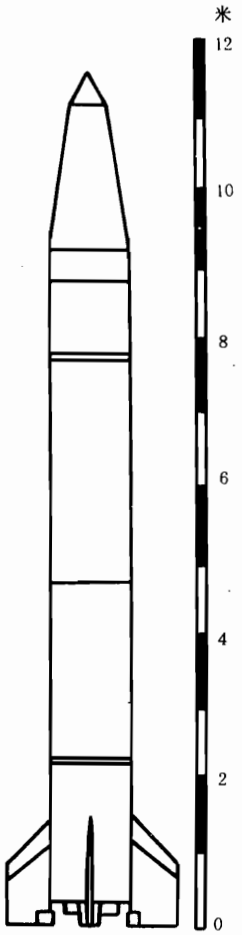
SS-21导弹可以携带常规弹头、化学弹头或核弹头，于1976年开始服役。到1982年初，已有124枚SS-21导弹装备在民主德国马格德堡附近的施滕拉尔地区、格拉贝泽尔克附近的耶那地区以及靠近埃尔富特的奥尔特拉夫的苏联部队。这种导弹还在捷克、叙利亚等国部署。

主要战术技术指标

射程	120km	弹径	460mm
命中精度（圆公算偏差）	50m	发动机	固体火箭发动机
弹长	9.44m	发射方式	陆地机动发射

（张宗美）

SS－22



SS-22导弹外形示意图

概　述

SS-22是苏联七十年代研制成功的战术弹道导弹，用以取代SS-12导弹。SS-22是单级导弹，采用固体火箭发动机，能携带分导式多弹头，弹头可以是常规弹头或核弹头。

为SS-22 导弹服务的车辆约有装甲车20辆，其中履带式装甲车15辆，剩下的是轮式车辆。装甲车装有防御导弹袭击的地面保护设备，用来运载操作人员、燃料、弹头、备件、食品等。SS-22 导弹于1979年开始在东欧一些国家部署，已有 360 多枚导弹服役，其中约40枚部署在远东的中苏边界附近，有一个营面对西南亚和土耳其，还有一个旅为战略后备队。

主要战术技术指标

射程	900km
命中精度（圆公算偏差）	300m
弹头	分导式多弹头
威力	≈500 kt TNT 当量
发动机	固体火箭发动机
发射方式	陆地机动发射

（张宗美）

蜘蛛 (Spider) SS-23

概　述

蜘蛛（SS-23）导弹是苏联机动发射的单级战术弹道导弹，用以取代使用液体推进剂的“飞毛腿”导弹。

SS-23导弹采用固体火箭发动机，可以携带高能炸药弹头、化学弹头或核弹头，有较高的命中精度。导弹装在运输—起竖—发射车内，发射时打开顶盖，将导弹升至垂直状态，再点火发射。

SS-23导弹于1980年开始服役，在苏联本土和民主德国部署有这种导弹。

主要战术技术指标

射程	300～500km	威力	200 kt TNT 当量（核弹头）
命中精度（圆公算偏差）	150～200m	发动机	固体火箭发动机
弹头		发射方式	陆地机动发射
类别	常规、化学或核弹头		

SS-23导弹运输和起竖示意图

（张宗美）

第二部分

巡航导弹

巡 航 导 弹

巡航导弹又称飞航式导弹。从广义上讲，它指的是大部分航迹处于“巡航”状态，亦即处于用气动升力支撑其重量，靠发动机推动克服前进阻力，以近乎恒速等高度状态飞行的导弹。按照这一定义，远程巡航导弹、现有的反舰导弹和大部分战术空对地导弹均属于巡航导弹。通常把带核弹头打击战略目标的远程巡航导弹称为战略巡航导弹，反舰导弹和战术空对地导弹则归属于战术巡航导弹。编入本篇的主要是战略巡航导弹和部分远程战术巡航导弹，反舰和空对地用的战术巡航导弹则分别编入反舰导弹和空对地导弹两类。有些巡航导弹由于兼有战略和战术双重作战能力，则按其作战任务的主次分别加以介绍。美国五十年代研制的巡航导弹虽早已退役，但从研究这类导弹的演变情况着想，也编入了几个有代表性的型号。美国七十年代研制的多用途巡航导弹则按系列型号主要放在本篇介绍。

尽管类似于巡航导弹的飞行器早在第一次世界大战期间就已经出现，但通常都把第二次世界大战期间德国首次使用的V-1嗡嗡飞弹作为巡航导弹的鼻祖。二次世界大战后苏、美等国均研制过巡航导弹，受当时科学技术水平限制，这些巡航导弹的共同缺点是尺寸大、结构笨重、精度低、可靠性差，因而在美国，当弹道导弹在技术上取得了实质性突破之后，便放弃了对巡航导弹的深入研究，致使在1958年前后，大部分巡航导弹都陆续退出现役，只有超音速近程空对地巡航导弹“大猎犬”被保留了下来。苏联虽然没有象美国那样全部停止发展，但投入的力量却减少了。

1972年5月，当苏美签订第一阶段限制战略武器会谈协议时，没能就限制苏联SS-N-3c巡航导弹问题达成协议，因此在协议签字后11天美国宣布重新发展巡航导弹。自那以后，出现了一股“巡航导弹热”，美国很快就将巡航导弹列为整个战略力量的一个组成部分。苏联也在原有巡航导弹基础上，发展了几种新的导弹型号。到目前为止，正式部署战略巡航导弹的国家仍然只有苏、美两国，正在研制或准备研制巡航导弹的国家则有法国、英国、印度、瑞典、日本和澳大利亚等国。苏联是研制巡航导弹种类最多的国家。据西方统计，自五十年代以来，共研制了十几个型号，目前部署和出售的各种巡航导弹总数约有2000枚左右；美国原计划在1993年前生产各种巡航导弹总量达9000枚左右，目前实际生产总量，为2100多枚，部署量为742枚，GLCM主要部署在“北约”诸国。

和五十年代研制的巡航导弹相比，美国新研制的巡航导弹具有尺寸小、重量轻、精度高、成本低、机动性强和用途广等优点，因而被认为是巡航导弹性能上的一次大的提高。巡航导弹之所以能在性能上发生如此大的变化，起因于美国在小型涡扇发动机、微电子器件、高能燃料、小型大当量核弹头和新型常规弹头以及相关制导技术、更精确的地图资料、雷达散射面积更小的弹体等方面的研究成果，它是美国在七十年代前后对导弹技术进行综合性技术革新的结果。

巡航导弹在美国重新研究后，引起了各国的关注，对美国的军事战略、国防工业、陆海空三军的作战任务，各类导弹之间的横向关系以及苏美核会谈的前景均产生了深远而复杂的影

响。

新一代巡航导弹在设计思想上采用了模式化多用途设计理论，使同一种导弹靠更换某些部件或分系统就可以承担起战略和战术双重作战任务。这对开拓新的设计思想起了推动作用。双重作战使命打破了以往战略导弹和战术导弹的严格界限；高的命中精度和新型高能常规弹头相结合的结果，使战术导弹也能完成以往必须用战略导弹才能完成的作战任务。

亚音速巡航导弹的最大缺点是飞行时间长、突防能力低，不适于飞越敌方防空火力较强的地区去攻击机动性较大的活动目标。为了降低其可探测性，减少敌人的防御反应时间，可以采用两种办法：一是设法减少其雷达、红外和光学、声学特征，采用隐身技术，增加隐蔽飞行能力；一是改善导弹的飞行性能，提高速度，采用超低空机动多变弹道，以延迟敌人发现时间，减少其采取有效防御措施的机会。隐身巡航导弹和高级超音速巡航导弹就是为实现这一目的而提出来的。从技术继承性角度看，超音速巡航导弹由于对导弹外形限制过于严格，现有亚音速巡航导弹上比较成熟的气动外形研究成果难以借鉴，在目前的工艺材料水平下，实现的可能性比亚音速隐身巡航导弹要小些，因此美国在确定下一代巡航导弹研制方案时，优先选择了技术上更为可行的隐身巡航导弹方案。

法国巡航导弹(French Cruise Missile)

概　述

法国巡航导弹是法国导弹技术司正在研制的一种巡航导弹方案。1982年前后，导弹技术司与法国国营航天航空公司、马特拉公司探讨了法国研制战略巡航导弹的可行性及所需费用，确定以美国的巡航导弹作参考，动力装置采用涡喷发动机加固体助推器方案，制导系统采用惯导加地形匹配方案，带核弹头，作为空对地和地对地两用，从“幻影”2000N和地面的运输—起竖—发射三用拖车上发射，初定需求量为2000枚。后来，导弹技术司决定选用SX地对地弹道导弹作法国中程战略导弹，因而放弃了用这种导弹作威慑力量的初始想法。但是，巡航导弹的研究设想并没有放弃，计划将其改为投掷战术核武器或用于携带子母弹头投放装置，打击敌方陆上第二梯队的纵深目标；在海上拟用作远程反舰导弹，代替“飞鱼”导弹。1982年拟用作战略导弹时，提出的主要战术技术指标有：

目标	苏联欧洲地区对法国构成威胁的战略导弹地下井或地下指挥中心
射程	最大2000 km
巡航高度	高空或超低空巡航飞行
巡航速度	最大M＝0.7
弹长	约7.0 m
弹径	约0.7 m
翼展	最大约4.0 m
发射重量	1800 kg
战斗部	10~15万吨级热核弹头，空中或地面引爆
制导系统	惯性导航加地形匹配修正系统
动力装置	涡喷发动机加固体助推器
发射平台	“幻影”2000N飞机，运输—起竖—发射车
装备数量	初定2000枚

（毕士冠）

战斧海上发射巡航导弹 BGM-109

Tomahawk Sea-Launched Cruise Missile (SLCM) BGM-109

概　述

1972年5月苏美签订第一阶段战略武器会谈协议时，没能就限制巡航导弹达成协议，在协议签字后11天，美国宣布重新研制巡航导弹。海军在6月首先提出发展海上发射巡航导弹（SLCM），并向五家公司发出招标要求。1974年1月选定通用动力公司康维尔分公司和灵·特姆科·沃特公司参加竞争。由于沃特公司研制的样弹YBGM-110 1976年4月在试飞竞争中失败，1977年3月海军宣布前者为主承包商，并确定其研制的样弹YBGM-109 为多用途海上发射巡航导弹的基本型，正式定名为“战斧”BGM-109 。

列入“战斧”多用途巡航导弹早期发展计划的导弹共有三种，其外形尺寸、重量、助推器、发射平台均相同，不同的只是弹头、发动机和制导系统。自1972年以来，由于对三种导弹的发展顺序存在分歧，致使该导弹

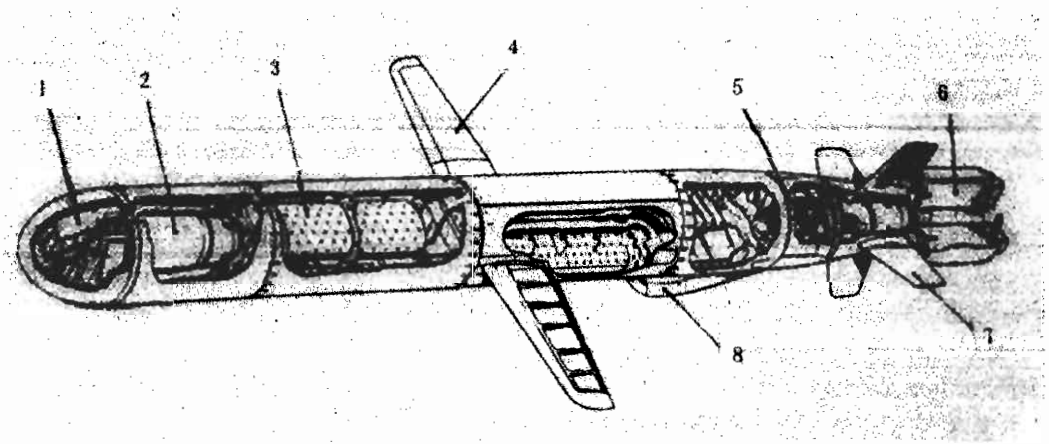
发展计划有很大变化。1972年决定优先发展的是潜射核弹头对陆攻击导弹（TLAM-N）BGM-109 A，目前的发展顺序是，首先部署提出计划最晚的潜射常规弹头“战斧”对陆攻击导弹（TLAM-C）BGM-109 C，其次是潜射“战斧”反舰导弹（TASM）BGM-109 B，BGM-109 A则列为第三位。BGM-109 计划装

飞行中的“战斧”巡航导弹

备美国大多数攻击型核潜艇、现代巡洋舰、DD-963 级驱逐舰及重新服役的战列舰。据美国国防部1981年5月宣布的发展计划，三种导弹的总投资为30亿美元，首批定购量439 枚，按1981财年计每枚导弹出厂价为 140 万美元，比同年的空射巡航导弹高约75％。三种导弹的总采购量外刊报道不一，按目前各种发射平台上安装的发射装置数量计，八十年代的装备总量约1700枚左右；据1986年资料，“战斧”导弹计划的总费用为 128.295 亿美元，采购总量为3994枚，其中BGM-109 A为758 枚，BGM-109 B为593 枚，BGM-109 C则多达2643 枚。目前每枚导弹的造价为280.4 万美元。

（毕士冠）

战斧对陆核攻击导弹（TLAM-N） BGM-109A



BGM-109A 剖面图

1．地形匹配辅助惯性导航系统　2．W80－0型核弹头　3．燃油箱　4．折叠式弹翼
5．涡扇发动机　6．固体助推器　7．展开的尾翼　8．收放式进气斗

概　述

BGM-109 A “战斧”对陆核攻击导弹（TLAM-N）是“战斧”多用途巡航导弹发展计划中最先决定研制的导弹，主要装备攻击型核潜艇“大鲹鱼”级、“鲟鱼”级和“洛杉矶”级，用于在紧急事件和全球性制海任务中攻击敌方陆上高价值战略目标。由于美国国防部和海军对BGM-109 A的作战任务看法不一，致使该导弹进展迟缓，国会在1973年 7 月 1 日曾一度冻结了对该导弹的拨款。海军为了保留这种导弹技术的延续发展，

1976年将其作战任务由原来只用于对付苏联内陆战略目标改为执行全球性战区核攻击任务，并将其分为TLAM-N和TLAM-C。

主要战术技术指标

目标	无特定目标，计划用于在“北约”战区以外的紧急事件和全球性制海任务中，攻击敌方陆上和海上高价值战略目标。
射程	最大有效射程2500km
巡航高度	海面或地面障碍物上7.62～152.4 m
巡航速度	最大M＝0.72
命中精度	圆概率误差30m
可靠性	大于80%
弹长	带助推器6.17m，不带助推器5.56m
弹径	527 mm
翼展	2.65m
发射重量	1443kg
战斗部	一颗20万吨级W80-0核弹头，重122.5 kg
制导系统	地形匹配辅助惯性导航系统
动力装置	主发动机：一台F 107 - WR - 400 型涡扇发动机，推力2.67kN；助推器：一台固体火箭，推力31.1kN。

导　弹

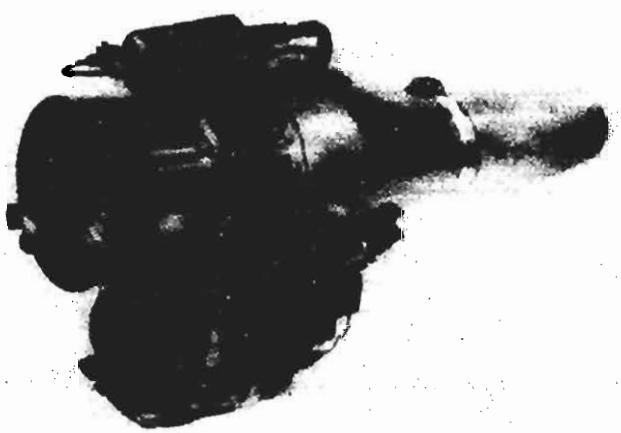
布局与结构 BGM-109 的弹体按模式化理论设计，除战斗部、制导系统和发动机随作战使命不同而有所区别外，各种导弹的外形尺寸和内部舱段的位置安排均相同。气动外形选用了长细比较大的一字形正常式中弹翼平面布局。头部呈卵形，中段为圆柱体，尾部为截锥体，后面串接一大西洋研究公司制造的固体助推器。弹身中部装有一对窄梯形超临界折叠式直弹翼，腹部装有涡扇发动机收放式进气斗，尾部装十字形折叠尾翼。平时，弹翼折叠在弹身两侧的纵向贮翼槽内，发射后由烟火作动器展开，尾翼从翼根后折，靠弹簧机构展开，进气斗也是靠弹簧机构弹出。弹身内部由四个舱段组成。头部为制导舱，内装麦道公司研制的地形匹配和惯性导航设备，总重45千克，其后为战斗部舱装有20万吨级变当量核弹头W80及引信保险机构总重约123 千克。紧靠战斗部舱段的是燃料箱段，它占弹身全长一半以上，内装RJ - 4燃料，折叠弹翼则安装在其外部两侧。导弹尾舱内装F 107 - WR - 400 涡扇发动机，外部装有四个十字形折叠尾翼，收放式进气斗的前端嵌装在燃料箱后部的弹身腹部，后端则与尾舱内的发动机进气口相连。尾段后部串接一无翼式固体助推器，水下发射时其尾部装有操纵导弹出水的燃气舵片。导弹蒙皮样弹用薄铝板材冲制后焊接成形，正式生产时，用纤维增强树脂固化带、凯芙勒49纤维增强垫板和S - 2玻璃纤维增强的P - 1700层片制成。各舱段内的型材和尾翼框架均用7050－T 763 型锻铝合金。折叠尾翼蒙皮用三块对开的玻璃纤维增强聚碳酸脂塑料板靠粘合剂与7050- T 763 粘接成型。为了减少雷达散射截面，头锥天线罩、进气斗均用玻璃纤维/ 环氧树脂类雷达波吸收能力较强的复合材料；弹翼采用了聚矾基体的热塑性塑料，翼梁由28%玻璃纤维和2%石墨纤维与P - 1700注塑成一体；尾翼则选用了雷达波传播能力强的表面材料。从减少雷达散射源数量着想，采用了埋头螺钉，缩小了尺寸公差，以消除间隙和突起物等强散射源。试验证明，变后掠弹翼并没有使弹体侧向雷达散射截面明显改善，因而采用了气动性能更好的直弹翼；发动机采用了接近 1 ： 1 的旁通比的涡扇发动机，使导弹的红外信号特征明显减弱。

动力装置 主发动机采用威廉斯公司研制的F 107 - WR - 400 小型双轴低成本涡扇发动机，它和空中发射巡航导弹AGM-86A / B上使用的F 107 - WR- 100 一样，同属于WR-19的改进型。长937 毫米，直径307 毫米，重65.3千克，最大推力2.67千牛，巡航推力1.333 千牛，装有二级压缩比为2.08的风扇，二级压

缩比为1.7 的轴流式低压压气机，一级压缩比为3.89的离心式高压压气机，总压缩比13.75 ，风扇旁通比1.03，采用离心甩油式环形燃烧室，燃油箱内装556 千克RJ－4燃油，耗油率约为61.2克/ 牛顿推力·小时，推力/ 空气吸量比为46.28 ；涡轮进口温度2033° C，喷管排气温度315.6°C，工作高度自海平面至13.72千米，起动条件M＝0.55，高度400米，工作寿命50小时，贮存期3－5年。低压轴转速为35500 转/ 分，装有二级风扇和二级轴流式压气机的转子及二级低压涡轮；高压轴套装在低压轴后部，前端装有离心式压气机，后端焊装高压涡轮，中间装有环形燃烧室喷嘴，工作时以64000 转/ 分的转速与低压轴逆向转动。F 107 - WR - 400 用标定工作时间为6秒的固体火药燃气发生器起动，为使其在极限高度上点火可靠，用补氧法增加点火能量，以流率为127.4 分米^3 / 分的压缩氧气对每个点火器连续喷射10秒钟，用两个能量为0.45焦的点火花就可以可靠点火。在30米以下的低空起动后，5秒即可将推力由零增至中等推力，在3000米则不超过12秒。为了降低成本，叶片和涡轮盘等主要零部件均采用整体铸造新工艺。

大西洋研究公司研究的助推器长0.61米，直径0.52米，重297 千克，壳体为4330V钢，喷管喉衬用热解石墨，推进剂用含铝量为17.5％的端羧基聚丁二烯加高氯酸铵，理论比冲236 秒，重177 千克，推力31千牛，内面燃烧，工作时间11至13秒，燃气温度3200℃。水下发射时，为了减少潜航总冲损失，药柱中掺有阻燃剂，使推力在前4秒缓慢增加。离喷管出口2.54毫米处装有用浸银钨材料制成的四个互成90° 的燃气舵，用以控制导弹的出水角度和姿态。

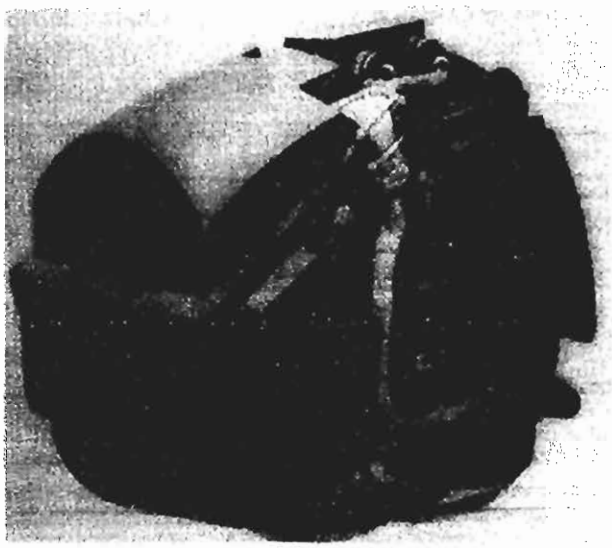
为了增加导弹射程，海军正研究用大功率F 107 - WR - 103 发动机代替F 107 - WR - 400 ，最大推力将从2.67千牛增加至3.74千牛。助推器推力也将从原来的31千牛提高至32.62 千牛。



F 107 - WR - 400 涡扇发动机

制导与控制 BGM-109 A采用麦道公司研制的地形匹配辅助惯性导航系统（TAINS）作全程制导系统，控制设备用全数字式自动驾驶仪，高度测量用杭尼韦尔公司研制的AN-194 型雷达高度表。地形匹配辅助导航系统重45千克，由AN/ DSW-15 地形匹配系统，LN-35惯性导航设备，LC-4516- C数字制导计算机，P 1000 惯性平台与大容量贮存器组成。惯性平台装有干式动力谐调速率陀螺和惯性力矩平衡俯仰加速度计，固有导航误差为0.9 千米/ 小时。AN-194 型高度表可以保证导弹在障碍物上7.62～152.4 米的高度上可靠飞行。根据E系统公司与麦道公司1975年进行竞争飞行结果，地形匹配系统选用了麦道公司研制的AN/ DSW-15 型等高线地形匹配装置。它根据雷达高度表测出的导弹飞越地带的实际地形高度和事先贮存在计算机内的等高线数字式地图利用表决技术在相关器内进行数字相关（匹配），求出惯导系统的累计误差，形成控制指令，控制导弹沿着预定正确航向飞向目标。计算机进行数字匹配的算法选用了最小绝对均差法，制备地图的软件是霍普金斯大学应用物理试验室和国防测绘局1973～ 1974年研制的，它可以将航空或卫星测绘的等高线地图自动转换成数字地图。表决技术通过对每个地图的多次定位使地形匹配系统对准某一特定位置而不是地图或地图方格的中心。当用这种技术对准最后一列地形配匹地图时，能使制导装置的导航位置误差概率只有千分之几。一般当惯导系统的累计误差达120 米时，就要进行位置修正。为了经济起见，在BGM-109 A上采用断续式地形匹配修正。现有计算机的记忆装置，最多可以贮存20个数字式地图，BGM-109 A至少应装12个，初见陆地的第一个数字地图要有足够宽度（可宽至10千米），匹配精度可相对放低（可放宽至100米），在逼近目标的最后320～480 千米处，需采用精度较高的全地形匹配。在飞越较平坦地区时，高度表可将导弹巡航高度降至离地15～30米高度；在飞越崎岖的山岳地带时，则升高至离地150 米左右。为了规避防空

火力的拦击，计算机记忆装置中装有一个可以堵塞飞行轨迹上一切地形标高的地形回避程式，以使导弹能进行360°的全方位转弯飞行。



地形匹配辅助惯导系统

战斗部 对潜射巡航导弹来说，选择核弹头的特殊要求之一，就是必须有低的内辐射量以保证潜艇工作人员的人身安全。能源部提供的W80核弹头是洛斯·阿拉莫斯国家研究所研制的最新核弹头之一，共有两种型号。BGM-109 A上用的是当量可调的20万吨级W80-0型，重约122.5 千克，裂变材料为优质钚，主引爆药用PBX-9502 型钝感烈性炸药。为安全起见，防护和保险装置采用编码开关系统，电气系统设有PALD类弱/ 强连接禁区，以保证弹头按规定的时间顺序起爆。采用低ngs（中子/ 克/ 秒）钚材料可以防止核辐射对人身的危害。

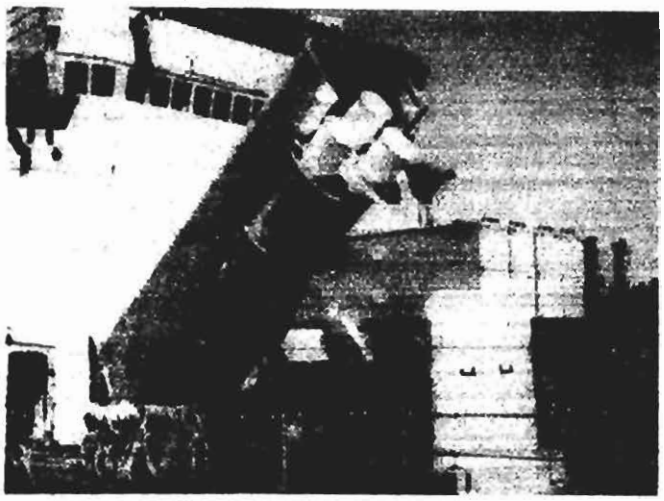
探测发射与指控

BGM-109 A的发射平台分水面舰和潜艇两类，装备的主要舰种有攻击型核潜艇、巡洋舰、驱逐舰和战列舰。计划装备总数量为758 枚。由于BGM-109 A攻击的目标的地理位置事先已经测知，因此探测设备的主要功能是实地测量和确定发射平台本身的现时位置及其相对于目标的方位和距离。在潜艇上发射时，确定发射点位置的工作量是由潜艇导航系统来完成的，现有潜艇的导航设备均可满足这一要求。发射指挥系统选用了最新的全数字式Mk 117 火控系统。它是Mk 113 的后继型，包括全数字式射击中心（ADAC）和三台计算机控制的显字管（CRT）式显示器，共有八种型号，用作BGM-109 A 指挥系统的是Mk 117-5 和Mk 117-8 两型。它没有射击指挥仪，只有三个Mk 81型武器指挥台，Mk 117-5 附加一只DMINS数字式导航系统，Mk117-8 用于指挥萨布洛克/ 战斧发射，装有潜艇一体化射击中心和四台计算机控制的显字管式显示器。BGM-109 A从潜艇上发射方式曾研究过四种方案，最后选择的是从攻击型核潜艇和改装后的弹道导弹核潜艇上水平发射方案，而没有采用从改装的弹道导弹核潜艇和新型攻击潜艇上垂直发射方案。因为水平发射方案允许潜艇携带足够数量的导弹，可从为数不多的鱼雷管中多次发射和随时装填与拆换。当从潜艇现有的533 毫米鱼雷管中水平发射时，不需增加新的发射装置，只需将导弹连同其重45.4公斤的钢质保护箱一起放到发射管中，发射后则将其从鱼雷发射管中抛掉就可以了。保护箱内充满惰性气体，用以密封和保护导弹免受碰撞，防止海水浸入发动机并隔绝深水炸弹爆炸时产生的高达200 g 的震动冲击。

水面舰用的发射装置有两种：一种是Mk 44－2 型装甲箱发射器，它是Mk 32的改进型，专门用于发射“战斧”导弹。发射时靠液压作动筒将其从水平状态起竖到25°，最大发射速率为2 发/ 分。每具发射器装二枚导弹，总重10.18吨，长5.16米，自身带有5.16米长的装弹发射箱；另一种是马丁·马里埃塔公司研制的Mk 41模式化垂直发射系统（VLS），它取代Mk26用于发射“标准”导弹和“战斧”导弹，由八个模块组成，每具中有七个模块各装八枚导弹，一个装五枚导弹和一台吊装起重机，系统总重约42.68 吨，导弹发射速率为1 枚/ 分。

作战使用

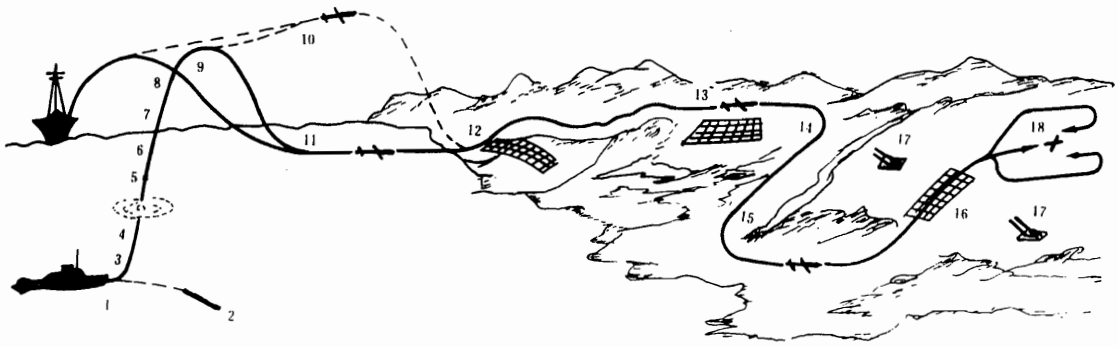
BGM-109 A导弹武器系统由发射平台和导弹两部分组成。当用攻击型核潜艇作发射平台时，从测量目标方位到导弹的发射与指控均由潜艇导航设备和射击指挥中心统一进行。潜艇领受攻击任务后，潜航至指定作战区域，然后在发射区内以0～5 节的速度，保持在潜望镜露出水面至水下15米的深度上低速航行，导航系统首先



Mk44- 2型装甲箱发射器

测出潜艇的实地位置，计算确定发射点至目标的方位和距离，然后将导弹连同其保护箱一起推进鱼雷发射管，并向鱼雷管充水加压，Mk117 射击指挥系统在20分钟内完成对导弹的射前检查和制导设备的校正工作，并将发射点至目标的距离和方位输入弹载计算机，导弹自动完成射前准备工作。当潜艇保持在最佳发射深度10米左右时，射击指挥中心发出射击指令，液压或气压投放系统将导弹从保护箱中水平推出。导弹离开保护箱时，后面拖有12.2米长的拉索，一端与保护箱相连，一端与弹上互锁机构相连，当拉索受拉时，启动弹上安全互锁机构，解除保险，并使导弹助推器点火，同时潜艇液压系统回复原位，保护箱抛出鱼雷发射管，潜艇转移作战位置或转入第二枚导弹的射前准备工作。助推器点火后，导弹在水下由助推器尾端的四只喷气舵操纵逐步从水平状态转入向水面爬升。4～6秒后则以50°左右的倾角冲出水面，此时第一个烟火作动器工作，弹翼限止插头从弹身翼槽中弹出，发动机进气斗的密封罩脱落，助推器与导弹尾段接合处的护盖抛掉，尾翼展开，进气斗伸出，导弹靠尾翼气动控制进行滚转运动。助推器工作12秒左右，燃料燃尽，第二个烟火作动器工作，使助推器与导弹分离，弹翼展开，尾翼开始对导弹的俯仰和偏航进行控制，雷达高度表电路接通，以便控制导弹发射段的最大爬升高度，涡扇发动机开始启动。当导弹爬升至305 米的最高点时，主发动机达到全推力，随后导弹在雷达高度表控制下，保持在巡航高度，转入巡航飞行状态。从发射至导弹转入巡航状态的时间大约为60秒。

导弹转入巡航状态的飞行方案有两种：一种是在海上飞行时，选用对发动机最有利的海上高空弹道，进入陆地后再转入超低空飞行，这样气动阻力小，耗油率低，导弹速度增加，但隐蔽性差，易于被敌人过早发现和拦击；一种是在水面上7.6～15米的超低空掠海飞行，进入陆地后则转入离地50米左右的高度飞行，这样可以增加隐蔽性，提高突防能力，但气动阻力大，导弹只能以M＝0.6 左右的低速巡航。在海上飞行时，导弹只靠高度表和惯导系统按程序控制飞行。初见陆地时，用地形匹配系统进行第一次航向修正，然后每飞进一段时间就用地形匹配系统修正一次，直至最后在抵近目标时，用有较高精度的数字地图进行精确修正，以保证导弹能精确击中目标。



BGM-109 A发射飞行过程示意图

1．鱼雷管出口 2.保护箱抛入海底 3．拉索启动弹上互锁机构 4．导弹上仰 5．导弹以50°倾角冲出水面 6．防水罩脱落，尾翼展开，并进行滚动控制 7．弹翼展开，助推器脱落，尾翼开始俯仰和偏航控制，雷达高度表开始工作 8．进气斗伸出，主发动机启动 9．导弹达发射段最高点，发动机达最大推力 10．海上高弹道巡航飞行 11．海上低弹道巡航飞行 12．初见陆地，地形匹配系统进行首次位置修正 13．中途位置修正（10次）14．避开防空系统 15．进行地形回避和地杂波抑制 16．末段位置修正 17．防空系统 18．目标

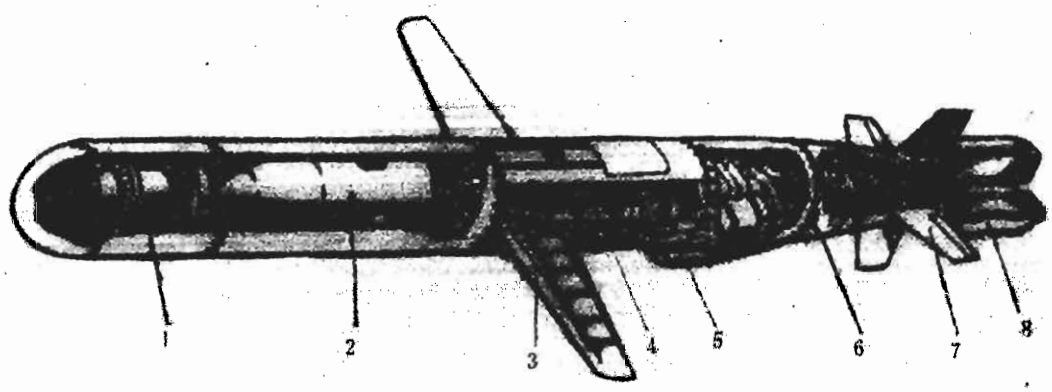
发展与改进

“战斧”BGM-109 巡航导弹是美国按模式化思想设计的一种多用途巡航导弹，不仅适于从多种不同类型的发射平台发射，而且具有打击战略和战术目标的双重作战能力。它的出现打破了传统的战略战术导弹划分界限；低的单位成本，高的命中精度，使它在美国导弹武器中具有自己的特殊作用和地位；在未来战争中，美国拟将它作为一种海上“机动兵器”和后备力量，用于在核战争后期攻击敌方高价值点目标。

目前，“战斧”导弹已发展成一个导弹系列，除了1972年开始研究的三种导弹外，AGM-109 曾和波音公司的AGM-86B空射巡航导弹进行过两年多的方案竞争；1977年1月决定发展的BGM-109 G 陆射巡航导弹（GLCM），已于1983年12月开始在北约部署；1978年巡航导弹联合计划局提出的“战斧”空面中程导弹（MRASM）发展计划（又称“战斧”Ⅱ）包括有四个型号：AGM-109 C / I / L 是海军型号，AGM-109 H是空军提出的“战斧”机场攻击导弹（T - AAM），主要用于攻击敌方机场跑道和停机坪。这些计划虽然没有全部实现，但却反映“战斧”导弹仍在不断发展和改进。为了提高巡航导弹突防能力，美国正在从两方面对现有巡航导弹进行改进：一是提高隐蔽飞行能力，降低可探性，研制了“隐身”能力更强的先进巡航导弹（ACM）；一是提高巡航导弹速度，减少敌方防空力量的反应时间，研制了速度高达M≧4的先进战略空射导弹（ASALM）。先进巡航导弹在“战斧”和空射巡航导弹已有研究成果基础上发展，八十年代末即可服役；先进战略巡航导弹则要在九十年代中才能初具作战能力。（毕士冠）

战斧反舰导弹 (TASM) BGM-109 B

Tomahawk Anti-Ship Missile(TASM)BGM-109 B



BGM-109 B战斧反舰导弹剖面图

1．雷达末制导系统 2．常规战斗部 3．折叠式弹翼 4．燃油箱 5．收放式进气斗 6．涡喷发动机 7．展开的尾翼 8．固体助推器

概 述

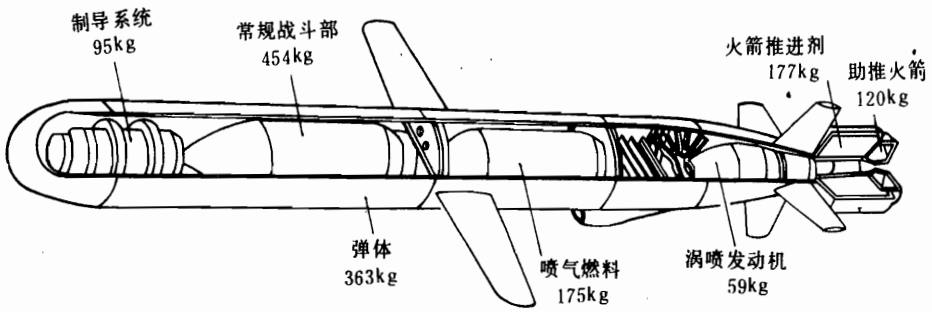
BGM-109 B是“战斧”多用途巡航导弹发展计划中，用于攻击远方敌舰的“战斧反舰导弹”（TSAM）。由于采用模式化设计，其弹体外形尺寸、重量、发射平台、助推器等均和BGM-109 A相似。计划装备的主要舰艇是SSN-688洛杉矶级攻击型核潜艇、DD-963斯普鲁恩级驱逐舰和“新泽西”号战列舰。1980年计划中规定的总生产量为243枚，里根政府1986年增至593枚。1981年开始作战试验和鉴定，原计划1982年初具潜射作战能力，1983年6月装备水面舰。由于计划变动，潜射型推迟至1983年11月，舰射型则推迟至1984年3月才初具作战能力。尽管BGM-109 B和BGM-109 A的外形尺寸、重量基本相同，但由于它们是两种作战使命互不相同的导弹，其制导系统、战斗部和动力装置等分系统的类别和性能也明显不同于BGM-109 A。有关BGM-109B的详细介绍参见反舰导弹篇。

主要战术技术指标

目标	远方敌舰或舰队	战斗部	“小斗犬”B半穿甲战斗部，重454 kg
射程	463～556km	动力装置	主发动机特里丹公司的J 402-CA-400涡喷发动机；助推器大西洋公司的固体助推火箭。
外形尺寸	与BGM-109 A相同		
发射重量	1430kg		
制导系统	惯性导航加主动雷达末制导		

导 弹

为了实现模式化设计，对BGM-109 B弹体及各分系统的重量和尺寸作了精心安排。



BGM-109B各部分重量安排

动力装置 主发动机选用了特里丹公司为“捕鲸叉”反舰导弹研制的J 402-CA-400单轴涡喷发动机。长762毫米，直径318毫米，重45.36千克，海平面推力最大2.94千牛，额定推力2.68千牛，燃料箱内装175千克JP-5燃料，工作寿命约1小时，耗油率为102克/牛·小时，贮存寿命约5年，最大工作高度约13千米，最大工作速度可达M=1.1，最佳工作速度M=0.8～0.92。压气机用一级轴流式加一级离心式，空气流量为4.36千克/秒，压缩比58∶1；单级涡轮转速为41200转/分，地面起动后6分钟达到全速；采用环形离心甩油式燃烧室，燃气排气温度788℃。为了降低成本提高可靠性零部件进行了大量简化，多用整体精密铸件，用自动润滑的径向—轴向轴承代替润滑装置，每台造价1～1.5万美元。

战斗部 BGM-109 B之所以采用“小斗犬”B导弹的454千克高能战斗部是对下述几方面的因素进行折衷考虑的结果：首先，从摧毁能力来说，为了确保对一艘90米长的苏联现代化水面舰，一枚反舰导弹直接命中后，足可以将其击沉或使其丧失作战能力，常规战斗部的重量，不管是单弹头还是子母弹头，一般应等于或

大于454 千克；其次，为了使“战斧”导弹能按模式化设计保持外形尺寸、发射重量、助推器等基本相同，BGM-109 B的弹头加制导系统重量应大致与BGM-109 A的燃料重量相当。而BGM-109 B为了达到预定射程所需的燃料重量则应刚好对应于BGM-109 A的核弹头加制导系统重量；第三，为了完成预定的作战使命，BGM-109 B的射程必须保证大于450 千米。由于BGM-109 A的燃料重556 千克，而BGM-109 B的惯导设备加雷达末制导系统及其附件总重不足95千克，因此采用454 千克的“小斗犬”B战斗部后，允许装175 千克以上的燃料，这足可以保证BGM-109 B的有效射程达450 千米以上。加之，J 402 - CA-400 涡喷发动机的重量小于F 107 - WR-400 涡扇发动机，致使BGM-109 B的结构重量小于BGM-109 A，射程也可以有所增加。

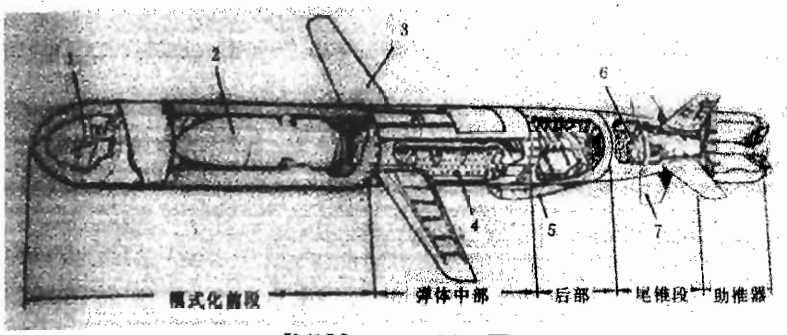
制导与探测 远程反舰导弹需要超视距瞄准目标和能随着目标运动而适时修正导弹飞行弹道的制导系统。首先要解决发现和识别目标问题，然后才能使导弹在飞行过程中按目标的运动修正弹道，并将导弹引向末制导雷达的有效搜索范围。BGM-109 B的制导系统与“捕鲸叉”导弹基本相同。中段制导采用捷联式惯导，由三个速率陀螺，一个加速度陀螺组成三轴姿态参照系统，数字式计算机/自动驾驶仪控制导弹飞行姿态，脉冲式雷达高度表（AN/APN- 194 型）控制飞行高度。末制导用的PR-53/PSQ-28主动雷达导引头是由“捕鲸叉”的末制导雷达改进的，其由机电控制的平面相控阵天线波束能在全方位转动±45°角。整个制导系统连同其辅助设备的总重不足95千克。中段制导每飞行一小时约偏离2弧度，所以，当导弹发射后保持直线飞行，若被风吹离航线不加调整时，飞抵500 千米的终点处，将有40千米左右的误差，而雷达末制导系统的作用距离一般不会超过50千米，因此，必须从外界输入精确的目标位置数据。水面上的视距一般不超过50千米，靠发射平台自身的探测设备，难以为BGM-109 B提供必要的目标信息，为此要靠另一艘舰船，一架侦查机或直升机的目标识别和跟踪设备适时地把目标信息传送给发射平台或BGM-109 B。当装有BGM-109 B导弹的战舰与航母编队联合作战时，可借助舰载直升机上的探测设备为导弹断续提供约278 千米的全向自主探测能力，单向探测则可达324 ～ 370 千米；潜艇通常是独立作战，目前艇上探测设备的作用距离只能达95千米左右，而BGM-109 B飞完460 千米的全程约需半小时以上，此时目标离开原来瞄准点的距离可达27 千米左右，因此要对目标进行全程超视距瞄准比较困难。由于地形匹配制导技术在海上毫无用处，BGM-109 B选用经过改进的“捕鲸叉”导弹末制导雷达PR-53/PSQ-28只解决了导弹飞行期间的目标移动问题。为了更好地解决超视距瞄准问题，1978年11月海军与洛克希德公司签订了一个450 万美元合同，研究了一种称为“囚禁的鲨鱼”（Out'law Shark）的超视距目标探测、识别和跟踪系统。这是一种将现有的区域搜索雷达、警戒设备、数据处理与显示设备连成一体的混合系统。它将从空中、水面、水下等多路探测设备和其它系统获得的目标数据信息，通过设置在岸上的USQ-81网络处理机进行高速处理、相关、分析、综合和分配，及时向指挥员提供接近实时目标数据。正在研究一种称为“快船头”（Clipper Bow）的警戒雷达卫星，计划主要用于对海上超视距目标的探测、识别和定位（详细情况参见反舰导弹篇）。 （毕士冠）

战斧对陆常规攻击导弹(TLAM-C)BGM-109C

(Tomahawk Land-Attack Missile-Conventional)

概 述

BGM-109 C是“战斧”多用途海射巡航导弹发展计划中的战术对陆常规攻击导弹（TLAM-C），可装备攻击型核潜艇和护卫舰级以上的水面战舰，主要用于攻击敌方海军航空兵基地等重要战场目标。由于采用模式化设计，其弹体外形尺寸、主发动机、助推器和发射平台等均和BGM-109 A“战斧”对陆核攻击导弹（TLAM-N）相同，但是由于两者的作战任务互不相同，因而它们是两种不同的武器系统。BGM-109C是“战斧”海射巡航导弹发展计划中，提出任务最晚的一种导弹。它是在BGM-109A发展计划受挫后于1976年底提出的，



BGM-109C 剖面图

1．等高线地形匹配和数字式景象匹配相关器　2．常规战斗部　3．折叠式弹翼　4．燃油箱　5．收放式进气斗　6．涡扇发动机　7．展开的尾翼

1979年国会指示国防部着手制订发展计划，1981年1月开始全面发展工作。按计划应在1981年开始作战鉴定，1982年1月装备潜艇，1983年6月装备水面舰。在目前的“战斧”海射巡航导弹发展计划中，BGM-109 C将是三种导弹中生产数量最多的一种，计划总生产量达2643枚。将首先装备于“新泽西”号战列舰。

主要战术技术指标

目标	海军航空兵基地、指挥中心、防空阵地、近海警戒雷达站及补给线上的桥梁、隧道、油库等
射程	1112~ 1297km
巡航高度	海上可在7－15m高度上掠海飞行；陆上平坦地区可降至60m以下，崎岖山区可增至150 m左右
制导系统	惯性导航加地形匹配加数字式景象匹配区域相关器
战斗部	与BGM-109B一样用454千克的“小斗犬”B高能战斗部
发射重量	约1500kg

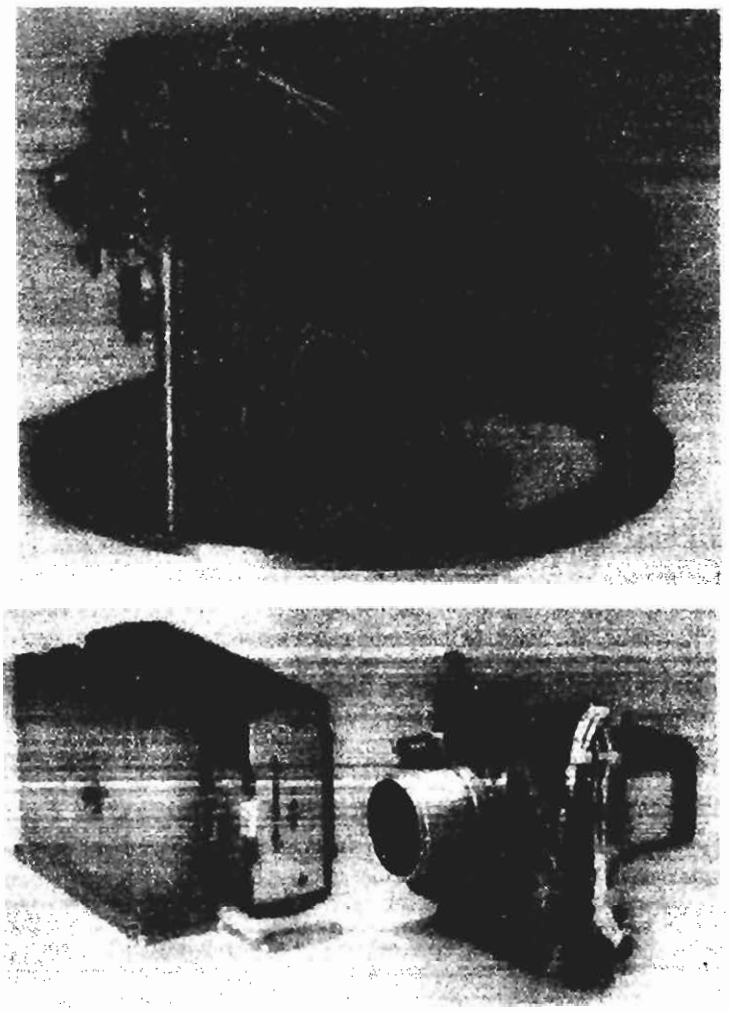
导　弹

由于“战斧”海射多用途巡航导弹是按模式化设计的，BGM-109 C又是美海军在BGM-109 A发展工作受挫后，为保证其研制计划不被全部撤销而采取的一项重要补救和技术延续措施，因此其弹体外形尺寸、内部结构布局、主发动机、助推器、发射平台、作战环境要求等等均和BGM-109 A相同，发射重量也相近，战斗部则采用了和BGM-109 B相同的“小斗犬”B导弹战斗部。唯一不同的是采用了数字式景象匹配区域相关器作末制导以保证导弹有更高的命中精度。

末制导系统　由于BGM-109 C攻击的目标是敌方海军航空兵基地、指挥中心、近海警戒雷达站、防空导弹阵地以及桥梁、隧道、油库等高价值战场目标，因而要求比BGM-109 A有更高的命中精度。受目前技术水平特别是高精度地图制作技术限制，等高线地形匹配制导技术一时还难以达到米级匹配精度，因而在BGM-109C上选用了数字式景象匹配区域相关器（DSMAC）作末制导，辅助等高线地形匹配系统来进一步提高导弹的命中概率。早期研究的是模拟式景象匹配区域相关器，使用照相底片存贮基准图象，1978年5月装在“战斧”试验飞行器上连续进行了三次成功的制导飞行试验之后中断了发展，将研究重点转向数字式景象匹配区域相关器。该系统基本上是一个由微计算机控制的软件系统，主要由成像传感器、图象处理装置、数字相关器和微计算机等部分组成。微计算机由一个微处理机和各种辅助功能部件组成，内存各种景象的数字式基准地图，这些基准地图的尺寸根据飞行任务确定，但始终应大于被遥感的景象；传感器用电视摄像机作景物遥感头，由增像器和固态成像阵列组成。增像器将感受到的地面景象光能增强后，通过光阴极变成导电状态贮存在成像阵列中，然后以电视扫描光栅方式读出。由于电视摄像机在俯仰和滚动两向与弹体捷联，因而其遥感景象的两个参数转角和放大率需加以控制。为了消除弹体滚动效应，将遥感头装在单轴框架上，靠旋转摄像机来防止图象转动。偏航误差的指令则由导弹制导系统产生。图象放大率靠变焦距透镜加以控制，透镜的焦距则靠导弹雷达高度

产生的指令进行控制，并用以补偿导弹离地高度偏差对图象放大率的影响；图象处理装置通过视频处理器和数字化装置将传感器感受的景象视频分辨率和灰度转换成适于在微处理机和相关器进行数字处理的数字式视频；从图象处理装置来的传感器遥感景象和从微计算机存贮器中取出的基准图象在数字相关器的绝对差相关器阵中进行位置匹配，计算出其相关幅度。为了减少计算时间，绝对差相关器阵把传感器遥感景象同基准地图匹配部分并行地进行相关，然后将所得结果与相关质量门限值进行比较，若相关幅度高于门限值则产生一个表明是有效相关的信号，无效相关将产生相关幅度为零的信号。重复进行上述相关过程，就可以求出导弹飞越某一基准地图所标志地区时的位置偏差，并形成控制指令，控制导弹回到正确的弹道。经过37次飞行试验，实现了大约20000 多次的景象相关后，于1980年秋成功地验证了DSMAC的生产样机。它使导弹命中精度提高到只有几米的圆概率误差，比只用等高线地形匹配制导提高了一个数量级。

DSMAC虽然具有制导精度高的优点，然而却受到夜间、烟雾、尘土和恶劣气候条件的限制不能全天候作战，因而美国正在研究用红外成像和毫米波技术作先进巡航导弹（ACM）的末制导。



DSMAC装置的结构外形及其传感器组件

上：DSMAC装置的结构外形　下：DSMAC传感器组件

（毕士冠）

陆上发射巡航导弹(GLCM)BGM-109G

Ground-Launched Cruise Missile(GLCM)

BGM-109 G

发射中的BGM-109 G

概 述

陆射巡航导弹（GLCM）是1977年初美国巡航导弹联合计划局(JCMPO)成立后决定发展的一种陆上机动式巡航导弹，正式计划于同年10月由空军提出，主承包商选择了通用动力公司康维尔分公司，基本方案以“战斧”海射巡航导弹（SLCM)为基础,编号为BGM-109 G。1979年进入全面工程发展阶段，10月进行首次样弹试验，同年12月12日北约外长会议批准在西欧部署,1980年5月首次在运输—起竖—发射车上发射，1982年定型、1983年12月开始部署于英国格林汉康芒皇家空军基地，1984年3月部署于意大利，目前已在西欧部署166枚。按1981财年计，制备导弹总费用为17.5亿美元，这个数字不包括从北约永久性防务设备费中支付的2.65亿美元GLCM军事设施建设费。每枚导弹的出厂成本约200万美元，计划总生产量为560枚，1983年前计划月产量为10枚。按北约外长会议规定，到1988年底在北约五国部署每个装有4枚导弹的小分队共计116个464枚导弹，其中，英国40个，160枚；意大利26个，104枚；西德24个，96枚；比利时和荷兰各12个，48枚。

主要战术技术指标

目标	苏联欧洲地区和华约的导弹阵地、机场、指挥中心、核仓库等
射程	最大2500km
巡航速度	最大M=0.72
巡航高度	地面障碍物上50～150m起伏飞行
命中精度	圆概率误差30m
弹长	不带助推器5.56m；带助推器6.17m
弹径	527 mm
翼展	2.65m
发射重量	1450kg
战斗部	一颗1～5万吨级W84小型变当量热核弹头
制导系统	地形匹配制导辅助的惯性导航系统，雷达高度表测高
动力装置	主发动机F-107-WR-450涡扇发动机，推力2.67kN；助推器固体火箭，推力31.1k N

导　弹

GLCM实际上是“战斧”海射巡航导弹的陆射改进型，其弹体外形尺寸、制导系统、主发动机、助推器等均与“战斧”SLCM相同，重量也相近，不同的只是战斗部选用了低当量的热核弹头W84。由于GLCM成功地借鉴了SLCM和ALCM等较早发展计划的研制经验和技术成果，其研制费用节俭至2亿美元，只有SLCM和ALCM计划费用的25%左右，发展周期也大为缩短，从提出计划到正式部署，只有6年多时间。

战斗部　W84当量可变核弹头可能为1－5万吨级低当量。劳伦斯利弗莫尔国家研究所1978年研制，浓缩铀裂变材料，钝感高能炸药引爆。据分析，W84可能是在B61－3/4型自由下落核航弹的核装置及有关组件的基础上改进成的。安全保险措施采用F型密码锁，指令自毁系统，钢制密闭式关键部件，特种信号发生器，只在导弹飞抵目标区才解除弹头的最后保险。1983年开始库存，计划生产量560枚。估计每枚造价为110万美元。

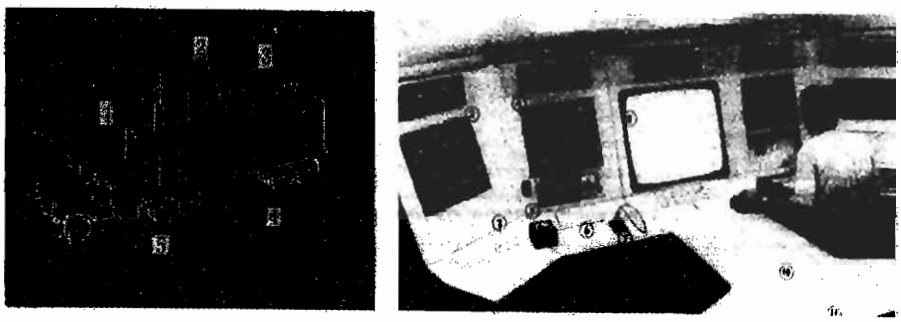
探测发射与指控

由于GLCM攻击的是地面固定目标，其地理位置、方位事先均已测知，不需增设新的专用目标探测跟踪设备。每个发射小分队均由运输—起竖—发射车（TEL）、射击指挥和通讯联络系统、战场任务分配系统、作战基地以及安全保障设备等组成。

慕尼黑燃气轮发动机公司生产的运输—起竖—发射三用拖车总重35吨以上，长约17米，是一种用MANM－10018×8牵引车拖带的大型越野拖车。导弹连同其发射箱一起装在车上四联装导弹发射架中，平时发射架平卧于拖车上，发射时靠液压作动筒将其起竖至45°。这种发射装置除了用作运输发射器外，也可对导弹起某种保护作用，使其不受核武器和常规武器爆炸效应的影响。

BGM-109 G的运输—起竖—发射车

导弹射击指挥、通讯联络系统和战场任务分配系统终端设备一起装在重约27.2吨，长15.24米的发射控制车（LCC）上。射击指挥系统包括两个装有显示器、计算机和软件设备的发射控制台、系统状态监视器、作战数据贮存和转换设备以及导弹重新瞄准装置。导弹作战任务的预装定、战斗部的预选、发射指令的下达和撤销，导弹的发射和重新瞄准等等都由发射控制台操纵。通讯联络系统和射击指挥系统连在一起，均装在屏蔽车厢内。为了满足攻击通路的任务分配要求，任务分配系统的终端设备与三个任务分配中心相通（一个设于英国，两个设于美国本土）。动力辅助设备为地面系统提供电源、环境保护和安全保障措施。每个发射基地都建设有经加固的防核攻击掩体，各个导弹小分队均分散隐蔽于各个阵地中，处于随时可以机动转移状态。由于GLCM系统的许多地面设备如计算机数据贮存器、显示设备、接口器件以及操纵导弹系统的软件程序均沿用了早已在SLCM和ALCM上得到成功应用的通用件，使GLCM发射指控系统的成本和研制周期均大大缩减。

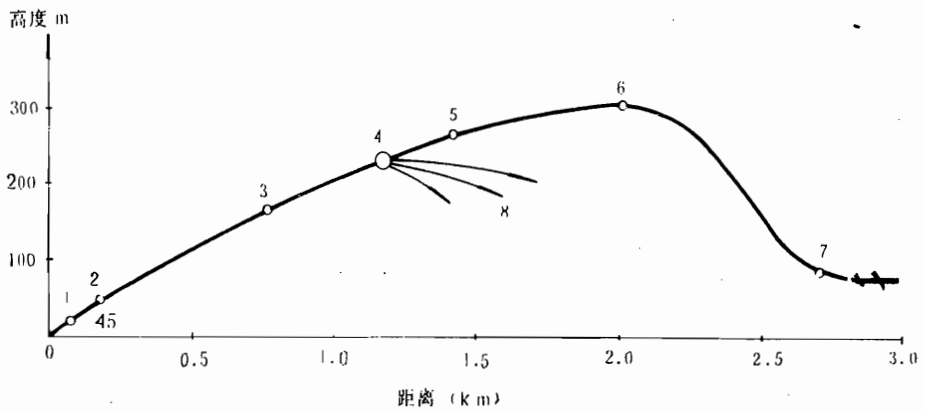


BGM-109 G的发射控制车和战场任务分配系统终端

1．电源 2．发射控制设备 3．通讯设备 4．屏蔽车厢 5．牵引拖车 ①1号指挥台 ②文字数字式显示 ③标准键盘 ④彩色图解显示 ⑤操纵按钮 ⑥功能键 ⑦光笔 ⑧地图显示 ⑨2号指挥台 ⑩工作台面 ⑪硬考贝设备

作战使用

GLCM系统由导弹和地面系统两部分组成。每个作战小分队由四辆运输—起竖—发射车、16枚导弹、二辆发射控制车（一辆作备用）、16辆辅助车和69名作战勤务人员组成。和平时期每个作战基地有一个小分队在加固掩体中处于快速反应戒备状态；战时和危急时期，分散于各个隐蔽阵地中的各个小分队均进入高度戒备状态。每个目标的射击参数，均事先编成专门的目标数据程序，贮存于射击指挥系统的控制计算机中。攻击目标的任务由三个任务分配中心确定，并通过战场任务分配系统终端下达给作战小分队。每枚处于快速反应戒备状态的导弹，都可以用于攻击已备有数据程序的目标，也可以根据作战要求，立即重定目标，这只需更换一下目标数据程序就行了。新的目标及新的飞行路线则需由任务分配系统计算确定后，重新装订一个新的目标数据程序。



BGM-109 G发射过程示意图

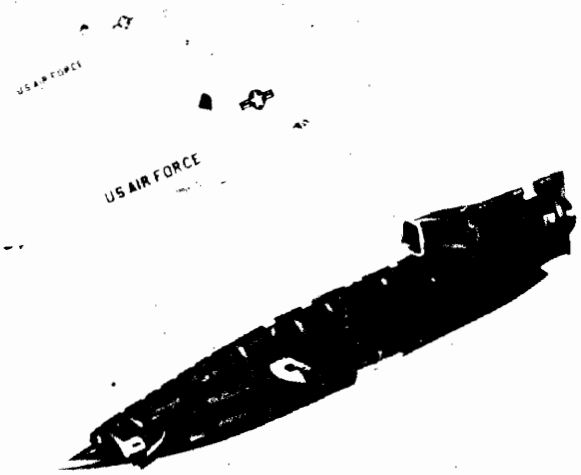
1．助推器点火，导弹从发射筒飞出 2．尾翼展开，进气斗弹出 3．弹翼展开 4．助推器脱落 5．主发动机启动，高度表开始工作 6．导弹达发射段最高点，发动机达最大推力 7．导弹转入巡航飞行 8．助推器在逆风、无风、顺风时的脱落轨道

发射时，首先由液压作动筒将四联装导弹发射架起竖至规定发射仰角，射击指挥系统向导弹输入目标数据，助推器点火后，导弹由装有易碎顶盖的密封包装/发射筒中飞出，约在200米远时尾翼展开，发动机进气斗从弹体内弹出，800米时弹翼张开，1200米时助推器脱落，随之主发动机启动，约2000米时导弹达到发射段约300米高的最高点，随之转入巡航段，导弹下降至巡航高度，在主发动机推进下，开始正常的巡航飞行。在

巡航段，导弹在雷达高度表的控制下，飞越较平坦的地区时下降至离地高度15－50米，飞越较崎岖的山区时则上升至离地高度约150 米左右。当惯导系统的累计误差达120 米左右时，等高线地形匹配（TERCOM） 制导系统开始工作，对导弹的位置误差进行定时修正。当导弹飞抵敌防空系统上空时，为了规避防空武器的拦击，计算机记忆装置中的地形规避程式开始启动，地形标高信号被堵塞，导弹转入可以进行360 ° 的全方位转弯飞行，绕飞避开防空武器的有效拦击。在导弹逼近目标时，开始进行最后一次位置修正，以保证导弹准确地击中目标。 （毕士冠）

空中发射巡航导弹(ALCM)AGM-86

Air-Launched Cruise Missile(ALCM) AGM-86



从SCAD演变成的AGM-86A

从AGM-86A演变成的AGM-86B第三方案

1．磁带传输装置 2．雷达高度表天线 3．触发引信 4．雷达高度表电子设备 5．陀螺仪 6．空速计（皮托管探针） 7．惯导设备 8．涡流压缩机 9．电缆插座 10．分离开关 11．发动机调节器 12．涡扇发动机 13．舵机执行机构 14．热电池组 15．伺服控制机构 16．隔离线 17．温度传感器 18．弹翼展开机构 19．W80核弹头 20．安全解保装置 21．飞行数据电子设备

从第三方案改进成的AGM-86B最终外形

概 述

AGM-86空中发射巡航导弹（ALCM）是美国七十年代初研制的各种巡航导弹中，唯一用于执行战略作战任务的导弹。1973年美国空军首先决定研制的空射巡航导弹是AGM-86A，它是在亚音速武装诱饵弹（SCAD）基础上，经过适当改进后形成的，由于在射程上难以满足空军要求，1977年中止了发展，将研制重点转向了1976年就已着手研制的AGM-86B。波音公司曾先后提出过四种设计方案，前两种方案均通过在弹身腹部加一只副油箱来加大导弹射程。第一方案的副油箱为扁平体，紧贴在弹身腹部；第二方案则改为两头呈卵形的圆柱体。这两种方案均因阻力和雷达散射截面过大，而没有采用。第三种方案加长了弹身长度，靠在弹身内插入两段油箱体来增加导弹射程，头部仍沿用了AGM-86A的扁平体。为了改善导弹的气动性能，在第三方案基础上，经过适当外形改进后，演变成第四方案，即现在所用的AGM-86B方案。自1978年2月至1980年3月，AGM-86B曾和通用动力公司研制的AGM-109进行过两年设计方案竞争，在各自进行了10次样弹飞行试验之后，空军选定了AGM-86B，因为从试验结果来看，其制导系统性能较好，有更高的精度和良好的低空地形跟踪性能，而且较易于维护，可望有更低的成本。

1981年9月AGM-86B初具作战能力，第一批装备AGM-86B的B-52G轰炸机部署于纽约州的格里菲斯空军基地，同年10月国防部提出将总采购量由3418枚增至4348枚。1982年里根政府加速执行ALCM计划，B-52H轰炸机列入装备计划，12月第一个B-52G轰炸机中队交付使用，16架B-52G每架装备12枚。1983年1月在生产1547枚后，国防部宣布撤销AGM-86B发展计划，转向研究先进巡航导弹，将采购总量中止在1983财年的1499枚。按计划波音公司于1984年停止生产，1987年结束全部生产工作，原用于生产AGM-86B的资金改用于在八十年代末投产的先进巡航导弹。（毕士冠）

空中发射巡航导弹（ALCM）AGM-86A
Air-Launched Cruise Missile（ALCM）AGM-86A

概 述

AGM-86A空中发射巡航导弹（ALCM）是波音宇航公司1973年根据空军要求，在亚音速武装诱饵弹（SCAD）的基础上研制的一种空对地战略巡航导弹，装备B-52G轰炸机，从近程攻击导弹（SRAM）的旋转式发射架上发射，用于攻击苏联内地战略目标。受SRAM发射架尺寸限制，其燃料箱容积不允许增大，射程

达不到空军的预期要求。1977年空军决定通过竞争研制射程更远的空中发射巡航导弹，AGM-86A的研制工作也随之中止。按计划到1977年11月共进行23次飞行试验，从SCAD改装成ALCM的研制费，按1973财年计，约3.16亿美元，总费用约15亿美元，每枚造价小于50万美元。每架B-52G最多可携带20枚。

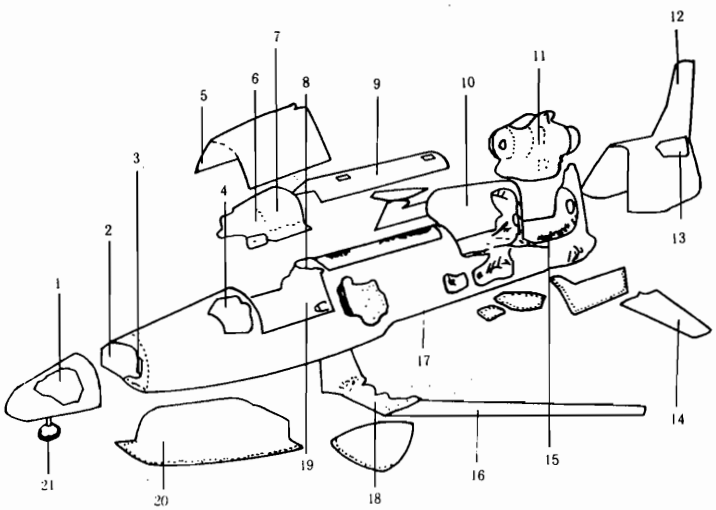
AGM-86A巡航导弹

主要战术技术指标

目标	城市面目标和导弹地下井等硬性点目标。
射程	有效1300km
巡航速度	中段约M=0.66，末段与目标相撞时，增至M=0.77。
巡航高度	在1500m高度发射后，降至50~100 m巡航，离目标约90 km时降至15m巡航飞行。
命中精度	圆概率误差小于185 m
弹道特征	可贴近地面50~100 m起伏飞行，作360°随意转弯，末段降至15m增速攻击。
弹长	4.27m
弹径	最大650 mm
翼展	最大2.9 m
发射重量	860 kg
战斗部	20万吨级W80-1核弹头，总重122.5 kg。
制导系统	惯性导航加地形匹配修正系统。
动力装置	一台F107-WR-100型涡扇发动机，推力2.67kN。

导　弹

布局与结构　AGM-86A沿用了SCAD的气动外形，弹身为不规则形体，头部为一略向上倾斜的扁锥体，中段腹部扁平、背部呈椭圆形，尾部变为近似三角形，总长4.27米，中段最大高度530毫米，宽度约为高度一半。弹身蒙皮和骨架均用铝合金制成，共分五个舱段：头部设备舱长0.91米，内装大容量存贮器、磁带传送机构、雷达高度表和飞行资料装置；有效载荷舱段长0.914米，内装重122.5千克的W80－1核弹头；电子仪表舱装有飞行控制系统、速率陀螺、换热器和惯性导航仪；承力式燃料箱由2219锻铝合金焊接成型；尾段内装热电池组和舵机传动装置，背部装有一台威廉斯公司生产的小型涡扇发动机，下部装有导弹尾翼展开装置和操纵机构。弹体采用正常式气动布局，平面积为0.92米^{2}的一字形、大展弦比超临界后掠式下单弹翼装在弹身中段腹部，平时后折于弹身腹下，发射后靠烟火制动器在二秒内展成35°后掠状态，翼平面形状为窄长后掠梯形。尾翼近似为倒T形非对称布局，平时垂直尾翼从根部向左边折下，两个水平尾翼均从翼根处上折，发射后0.5秒展开。

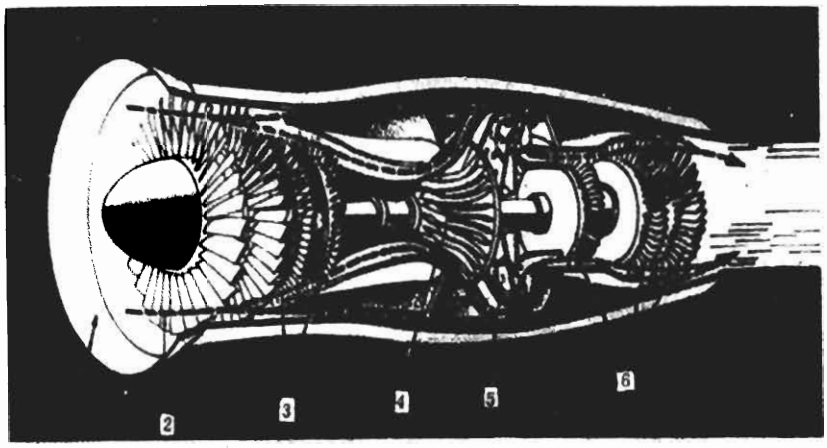


AGM-86A的布局与结构

1．雷达高度表　2．存贮器　3．空气数据装置　4．速率陀螺　5．仪表舱外壳　6．飞行控制电子设备　7．惯性导航系统　8．控制电缆插座　9．燃油舱外壳　10．弹射式发动机进气口　11．涡轮风扇发动机　12．垂直尾翼　13．垂直尾翼展开机构　14．水平尾翼　15．水平尾翼展开机构　16．弹翼　17．燃油箱　18．弹翼展开机构　19．换热器　20．有效载荷外壳　21．雷达高度表天线

动力装置　AGM-86A采用的F-107-WR-100低成本小型双轴涡扇发动机是威廉斯研究公司1970年在WR-19发动机基础上研制出来的，公司编号为WR-A-7。长800毫米，最大直径307毫米，重约59千克，推力2.67千牛。装有四级轴流式低压压气机和一级离心式高压压气机，总压缩比为13.75，风扇旁通比为1.03，靠一级高压涡轮和二级低压涡轮驱动。离心甩油式环形燃烧室的耗油率为61克/牛推力·小时，推力/空气吸量比46.28，涡轮进口温度为2033℃，喷管排气温度约316℃；工作高度从海平面至13.72千米；起动条件M＝0.55，高度400米；工作寿命50小时，贮存期10年。燃料选用JP-4航空煤油，总重约240千克。工作时，发动机靠标定工作时间为六秒的固体火药燃气发生器起动，为使发动机在极限高度上点火可靠，采用了补氧法增加点火能量，压缩氧气以127分米^3/分的流率对每个点火器连续喷注10秒，用二个能量为

0.45焦的电火花即可可靠地点火。在海平面至30米的低空起动后，五秒内即可将推力由零增至中等推力，在3000米处则不超过12秒。起动后，低压轴以35500 转/分带动二级风扇转子，二级轴流压气机转子和二级低压涡轮转动；套装在低压轴后部的高压轴则以64000转/分的转速带动离心式压气机和高压涡轮沿与低压轴相反方向转动。空气经二级风扇压缩后分为二股，一股经旁通道直接流入尾喷管；另一股经轴流压气机压缩和扩压器扩压后，再经离心式压气机压缩，然后进入环形燃烧室与燃油混合燃烧形成高温燃气推动涡轮旋转，最后通过尾喷管与从旁通道来的空气混合后排出。



F 107 - WR - 100 涡扇发动机剖视流程图

1．发动机进气口　2．轴流式风扇　3．二级轴流式低压压气机　4．离心式高压压气机
5．环形燃烧室　6．高低压涡轮

制导与控制　制导系统选用了地形匹配辅助惯性导航系统（TAINS），它由麦道公司研制的AN/DSW-15地形匹配系统（TERCOM）和利登公司生产的LN-35惯导设备组成。惯导设备由惯导平台、计算机、飞行资料装置、雷达高度表和大容量贮存器等部分组成，总重37kg。LN-35四环平台属于LN-30系列，使用干式动力谐调速率陀螺和惯性力矩平衡俯仰加速度计，固有导航误差为0.9 千米/小时。该公司生产的LC-5516 型惯导计算机是LC-4516型数字计算机的改进型，中央处理机用混合组件，字长指令为16位，数据为 16或32位，运算速度为加法 3.8 μs ，乘法11.26 μs ；雷达高度表用杭尼韦尔公司生产的AN-194 型；等高线地形匹配系统是在LTV公司1957年专利的基础上由麦道公司研制出来的，它利用数字相关原理，根据雷达高度表测到的实际飞越地区地形高度和事先贮备在计算机内的等高线数字式地图在相关器内进行数字相关，求出惯导系统的累积误差，然后形成控制指令，控制导弹回到正确的弹道上来。地形匹配算法采用了最小绝对均差法，制备地图用的软件是霍普金斯大学应用物理试验室和国防测绘局在1973－1974年研制的，可用计算机直接将航空或卫星测绘的等高线地图转换成数字式地图。导弹控制设备比较简单，导弹发射后弹翼的展开，进气斗的弹出，均用烟火作动器。尾翼偏转则靠普通的舵机控制设备。

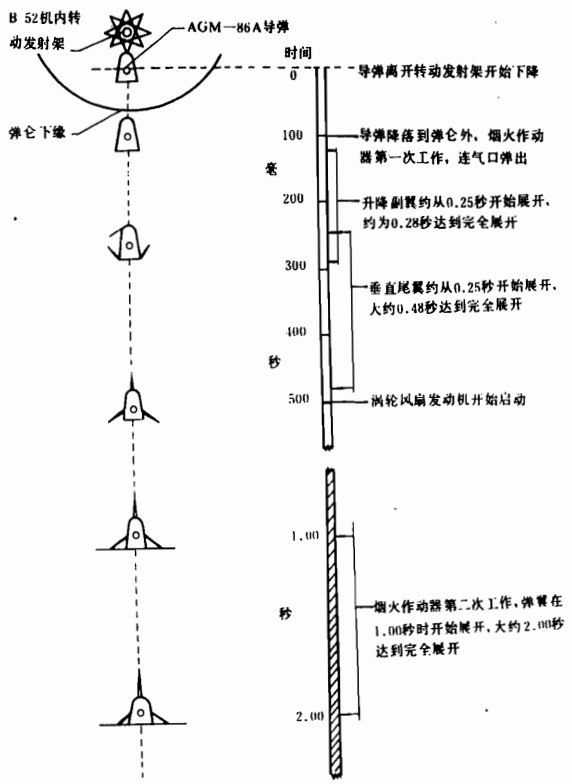
战斗部　能源部提供的20万吨级W80-1 小型核弹头，重约122.5 千克，裂变材料为浓缩铀和氚，主引爆药为PBX-9502钝感烈性炸药，由洛斯·阿拉莫斯国家研究所研制。该弹头是在B-61核航弹的基础上改进来的，原计划用于代替近程攻击导弹的W-69核弹头，后改用于巡航导弹。

探测、发射与指控

计划用作AGM-86A 的主要发射平台是B-52G，每架B-52G 轰炸机可携带20枚，其中12枚吊挂在飞机两翼的发射挂架上，8枚存放在机身内的旋转式发射架内。为了不增加载机设备，AGM-86A 的外形设计成不规则体，以适于从SRAM的旋转式发射架中发射，机载指控设备也和SRAM共用。

作 战 使 用

AGM-86A导弹武器系统由B-52G载机和导弹两部分组成。当B-52G飞抵导弹发射区时，机载指控设备根据载机位置计算确定导弹发射坐标参数，并将其输入导弹，驾驶员按动发射按纽，导弹从旋转式发射架或挂架上投放出来，下滑约0.1秒后，烟火作动器第一次工作，使水平尾翼、垂直尾翼展开，发动机进气斗则从弹身背部弹出。至0.28秒时，水平尾翼全部展开，并操纵导弹保持水平状态，以防止上仰与载机相撞；垂直尾翼则在0.48秒内全部展开，以保持飞行稳定；0.5秒时，涡扇发动机开始启动，随高度不同在5－10秒内达到全推力；导弹下滑1秒时，烟火作动器再次工作，弹翼开始从折叠状态展开，2秒时全部展开，此时导弹已离开载机一定距离，从发射段进入巡航段，开始自控飞行。在巡航段导弹靠地形匹配修正的惯导系统和雷达高度表，按预先装定的控制方案在离地50－100米的高度上，沿预定弹道进行程序飞行。离目标约90千米时导弹再次下降至离地15米左右，从目标的正面、侧面甚至绕飞至后方进行俯冲攻击。



AGM-86A从B-52G上发射过程

发展与改进

AGM-86A是美国七十年代研制的第一个空中发射巡航导弹，它充分利用了美国在小型涡扇发动机、微电子学和核弹头小型化方面的最新研究成果。从1973年提出研制方案后，1975年2月进入试验样弹研制阶段，共生产7枚试验样弹，1976年3月至12月共进行了6次样弹试验，4次成功，2次失败，其中装地形匹配系统的3次试验均获成功，证明了该方案的可行性。1977年1月进入全尺寸研制阶段，计划生产19枚导弹，进行9次全弹试验，采用降落伞回收技术使每枚试验弹可以使用4次。1977年6月中止了AGM-86A的进一步研制工作，转入对AGM-86B的研究。

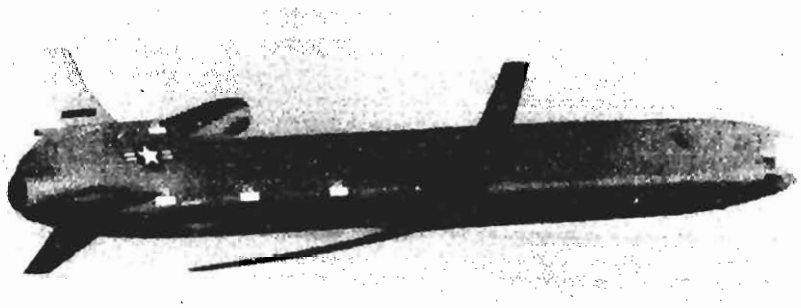
美国认为，按苏联未来国土防空力量和岸基航空兵的拦击能力，B-52G轰炸机必须在离苏联国土640千米以外的地方发射导弹才能保证自身安全。而苏联大部分战略目标均分布在离国境线1000－1500千米以上的内陆地区，因此最大射程小于1500千米的AGM-86A，当从美国一方进行攻击时，只能覆盖边境地区目标，难以对苏联内陆地区目标构成威胁。为了充分发挥AGM-86A的作战能力，提出过“突防攻击”战术，将AGM-86A和SRAM、核炸弹一起混装于同一架飞机，在进入苏联防空力量有效防御半径前先用AGM-86A进行突防性打击，摧毁边境地区防御系统，然后再飞抵内地目标区依次投放SRAM和核炸弹。

（毕士冠）

空中发射巡航导弹(ALCM)AGM-86B

Air-Launched Cruise Missile (ALCM) AGM-86B

概　　述　AGM-86B空中发射巡航导弹(ALCM)是波音宇航公司为美国空军研制的第二种空地战略



AGM-86B巡航导弹

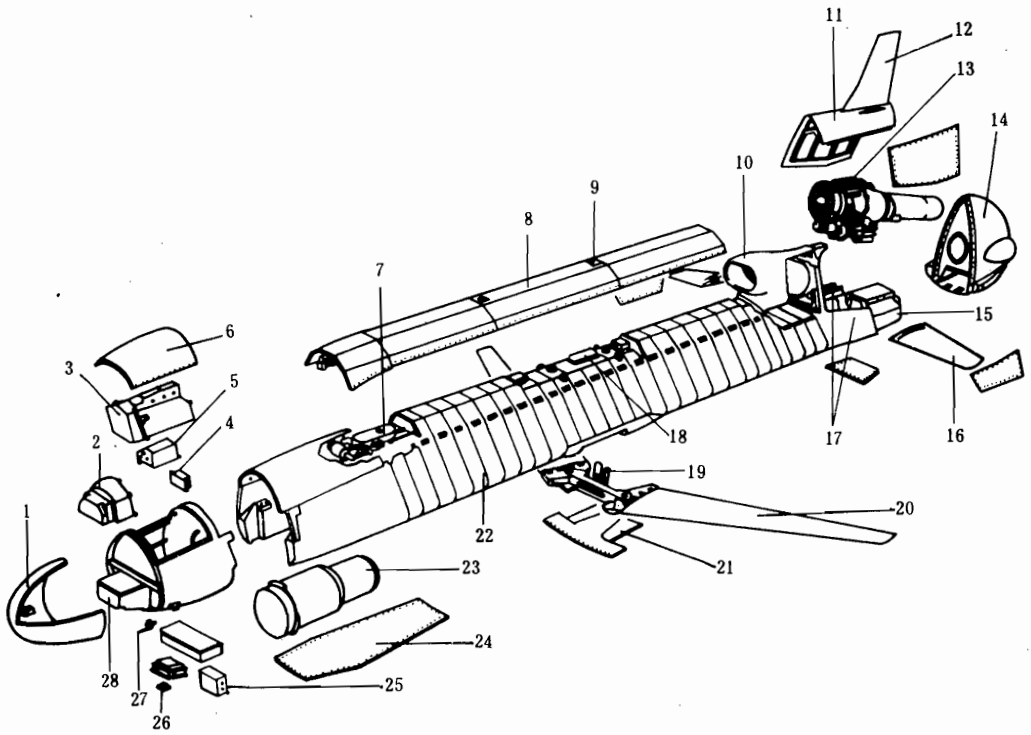
巡航导弹，主要装备B-52G/H、FB-111 H、B-1 B等轰炸机，用于从有效防空区外攻击苏联内地目标。由于AGM-86A在射程上难以满足轰炸机生存力要求，1977年1月美国国防部指示空军研制一种射程更远的空中发射巡航导弹，同年6月当美国前总统卡特宣布停止对B-1轰炸机的研制工作集中力量研制巡航导弹时，空军提出通过竞争选择ALCM的主承包商，并于7月确定由通用动力公司康威尔分公司和波音宇航公司进行竞争。从1978年2月至1980年3月，通用动力公司研制的AGM-109和波音公司研制的AGM-86B在各自进行了10次样弹飞行试验后，AGM-86B在竞争中取胜，空军选中波音公司为主承包商，并于同年10月以1.72亿美元签订了1981年首批生产480枚的生产合同。波音公司在华盛顿州的卡特工厂建立了月产量最高可达60枚的流水生产线，并计划以年产量440枚的定额生产到1989年。1982年10月AGM-86B开始正式部署，每架翼下挂架上吊挂有12枚AGM-86B的第一个B-52G轰炸机中队（16架），首先在格里菲斯空军基地值勤。原计划将AGM-86B装备于173架B-52G，96架B-52H和正在研制的100架B-1B轰炸机。每架改装后的B-52G/H可携带20枚，B-1B则达22枚。1981－1982财年曾计划五年内采购3418枚，装备151架B-52G，总费用约60亿美元。96架B-52H改装成AGM-86B载机后，总采购量将增加1800枚，经费也相应增加20亿美元。每枚AGM-86B的单位计划成本按1981财年计为124.7万美元，每架B-52G的改装费为1200万美元。1983年1月在生产了1547枚AGM-86B后，国防部宣布中止采购计划，将ALCM发展重点转向研制先进巡航导弹（ACM），并于1984年停止了AGM-86B的生产。

主要战术技术指标

目标	主要打击苏联设于东经50°至125°的内陆地区的导弹地下井、轰炸机基地、核仓库、指挥中心等战略目标。
射程	最大有效射程2500km
巡航高度	地面障碍物上7.62～152.4 m
巡航速度	M＝0.6～0.72
命中精度	圆概率误差30m
弹长	6.36m
弹径	693 mm
弹高	1.22m
翼展	3.66m
翼面面积	1.022 m^2
发射重量	1430kg
战斗部	20万吨级W80—1核弹头重122.5 kg
制导方式	惯性导航加地形匹配修正系统
动力装置	一台F-107-WR-101型涡扇发动机，推力2.67kN

导　弹

布局与结构　为了使AGM-86B有更大射程，曾提出过四种总体布局方案，前三种都因气动阻力和雷达散射截面过大而没有采用。第四种方案采用了长细比较大的正常式平面布局，头部由扁平形改为气动性能更好的卵形。窄长的一字形超临界梯形后掠式下单弹翼，后掠角减小至25°，翼展增至3.66米，既提高了升力承载能力，又减少了导弹雷达散射面积。弹身由四个舱段组成：头部为控制舱段，装有飞行控制电子设备、惯导装置、雷达高度表、弹上计算机等飞行控制系统和制导设备；紧靠头部舱的是战斗部舱，内装W80-1型核弹头及引信保险机构；承力式燃料箱装在战斗部舱和尾舱之间，它是导弹最大的一个部件，由四个A357铝合金组件组合而成，内装600千克燃油，使AGM-86B的射程比AGM-86A增加一倍左右；尾舱内装有弹上电源、尾翼展开和舵机传动装置，外部装有向左折叠的垂直尾翼和向上折叠的水平尾翼，背部装有威廉斯公司研制的F107-WR-101涡扇发动机。为了减少尾阻，尾段后部增加了一个长508毫米的流线型收敛锥，致使导弹总长增至6.36米。除了副翼面用钛外，弹体其余部分均用优质铸铝合金制成。弹身按模式化理论由原来样弹时的30个



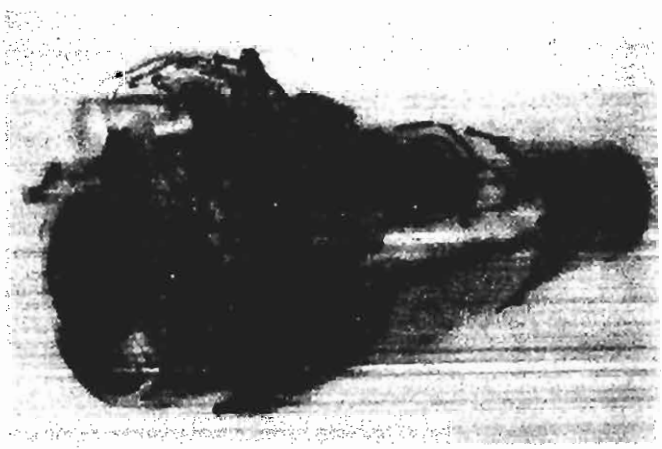
AGM-86B的结构和布局

1．头部　2．飞行控制系统　3．惯性导航装置　4．角速度传感器　5．弹上数字计算机　6．惯性导航装置舱盖　7．控制电缆插座　8．导弹背部盖板　9．悬挂吊耳　10．发动机进气口　11．尾翼展开装置　12．垂直尾翼　13．涡扇发动机　14．尾锥体　15．热电池组　16．水平尾翼　17．水平尾翼传动机构　18．分离开关　19．弹翼展开传动装置　20　折叠式弹翼　21．翼下流线型弹壳　22．由四只油箱组成的燃油箱舱段　23．W80核弹头　24．W80载荷舱门　25．安全和解保装置　26．雷达高度表天线　27．空速计（皮托管探头）　28．雷达高度表

主要构件改进成4个整体舱段，全部用A 357 型铸铝合金代替了样弹设计时用的2219型锻铝焊接件，这样使制造成本降低30～50％。批生产时，所有铸铝件均由美国铝制品公司（ALCOA）生产的铝合金精铸成型，然后在数控卧式铣床上精加工。铝质弹翼和钛质副翼则在两台大型三铣头五轴铣床上加工成型。整个生产线由一台中央数字计算机控制17台数控机床按流水作业进行程序加工。全弹最后在西雅图波音公司本部组装出厂。

从结构设计上讲，整个弹体以承力式铸铝燃料箱为中心向两端展开，它除了用作600 千克JP-9燃料的容器外还为载机挂载和弹射导弹、安装弹翼、导弹装运、安装导弹回收系统接头，以及其前后各舱段和弹载设备提供支点和连接点，因此要求它在结构上能承受三次发射、三次自由飞和二次回收试验的过载，其安全系数选得很大，为1.5 。整个贮箱装配好后在 150％的设计内压值和 133％的外部弯曲载荷下作密封试验，采用预先加载的A 286 钢质螺栓作连接件，用经过二氧化锰固化的多硫化物作密封剂，可以保证贮箱在10年贮存期内不泄漏。为了使导弹重心保持稳定，AGM-86B采用了一套能使导弹重心在整个飞行过程中均保持恒定的全真空输油系统，靠它来调整向四个油箱的燃油输送量并保证由最后一个油箱向发动机供油，从而保证导弹惯性重心的变化范围在100 至127 毫米之间。

动力装置 整个动力装置由F 107 - WR - 101 涡扇发动机、燃料箱及供油系统副件组成。F 107 - WR - 101 是AGM-86A上用的F 107 - WR - 100 的改进型，其长度增加至1232毫米，重量也由58.7千克增至66.2千克，1978年开始鉴定试验，1981年投产使用。燃油选用了JP-9高密度人工合成碳氢化合物，和JP-4相比，它具有密度大、挥发性好、热值高和冰点低等特点，最适于ALCM的工作条件。装600 千克燃油的燃料箱足以保证AGM-86B的射程达到2500千米；全真空输油系统既能保证稳定可靠供油，又可以使整个导弹重心保持恒定。由于进一步降低了喷气温度，使红外信号特征有明显减少。为了增加AGM-86B的射程，空军正研究用功率更大的F 107 - WR - 104 取代现有的WR-101 。威廉斯公司已取得2亿美元的研究资金，计划到1987年向空军提交F 107 - WR - 104 首批样机。空军要求该型发动机必须与AGM-86B配套，能完成在B - 52G/H和B-1B轰炸机上的全部飞行鉴定试验，满足核安全要求。它将装备1800多枚AGM-86B，推力将增大至3.26千牛，可以在不增加耗油率的情况下，使推力提高22％，存放寿命则从现在的三年提高到五年。



F 107 - WR-101 涡扇发动机

制导与控制 AGM-86B的制导系统和AGM-86A一样，也采用了地形匹配辅助惯性导航系统（TAINS）。高度表也采用了杭尼韦尔公司研制的AN-194 型雷达高度表。控制设备则使用的是混合式数字化自动驾驶仪。等高线地形匹配制导系统上的所有硬件：雷达高度表、气压高度表、惯性测量装置和数字计算机等都是一些比较成熟的标准航空电子设备，问题是如何把它们集合成一个统一的整体以达到良好的制导效能。基准地图使用的是国防测绘局制作的标准化数字地图，共有四种类型：初见陆地、中途、中段和末段。各类地图的差别在于其宽度、长度和单元尺寸。初见陆地地图一般选的较宽，单元尺寸较大；两次匹配之间的间距较近时，地图可以选的窄些。随着导弹逐渐接近目标，TERCOM地图的宽度将越来越小，间距越来越短，单元尺寸也越来越小，以保证导弹有高的命中精度。为了减少虚修正概率，每次定位都选用三个或三个以下的地图集合通过表决技术进行三次定位表决后才进行修正。典型的飞行任务安排是，从初见陆地地图集合开始，接着是多个中途地图集合，最后是一至二个末段地图集合。特殊飞行任务可以只用四种地图中的一两种，对于软性面目标，由于不需要更高的定位精度，可以只用初见陆地和中途地图而不用末段地图。

战斗部 洛斯·阿拉莫斯国家研究所研究的W80核弹头共有两种型号，ALCM上用的是当量可调的20万吨

级W80-1型核弹头，重量122.5千克，裂变材料可能是浓缩铀或氚，主引爆药用PBX-9502型钝感烈性炸药，1978年完成试验，1982年部署了350颗。从1983年至九十年代中期计划生产4000颗。为了安全起见，弹头安全保险机构的电气系统设有弱/强连接禁区。采用D型密码锁，编码式开关系统和专用的信号发生器。只有当导弹飞抵目标区时，才解除弹头的最后保险。由于命中精度高达30米，因而对于面积为120千米^{2}的城市住宅区和加固至320千克/厘米^{2}的导弹地下井，单发摧毁概率高达85%以上。

探测发射与指控

计划用作AGM-86B的发射平台有B-52G/H、FB-111 H及B-1B轰炸机。为了使B-52轰炸机适于发射这种导弹，需改装机载电子设备，修改导弹发射架，提高导航精度、电子对抗和发射能力。整个改装分二期进行，第一步根据“攻击性航空电子系统”改装计划，首先将导航系统改用杭尼韦尔公司的万向架静电飞机导航系统（GEANS），使可靠性提高25%，投弹精度提高30－40%。电子系统改用数字式，并加装新的AN/ALF-28噪声干扰设备，可自动控制无线电频率，干扰敌方雷达并发现从尾部追击的敌机，以削弱苏联预警机图-126的功能，从而提高轰炸机突防能力；第二步则改进机身后部的SRAM旋转式发射架，使每架B-52G/H可以内挂8枚，两翼的三联装挂架吊挂12枚，总计20枚AGM-86B。原计划到1987年完成全部航空电子设备改进计划，1985年开始对B-52H的旋转式发射架改装工作，预计1986年初具携带20枚AGM-86B的作战能力。改装后的B-1B轰炸机将携带22枚AGM-86B。

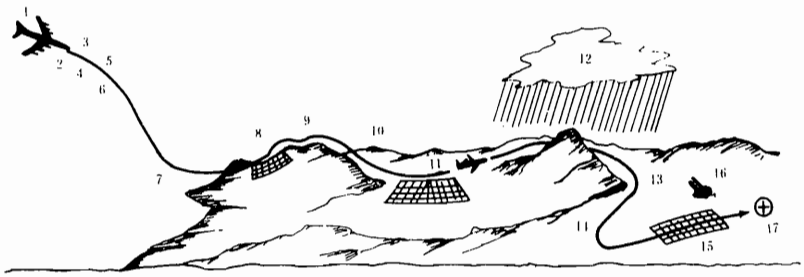
作战使用

AGM-86B导弹武器系统由载机和导弹两部分组成。载机起飞前驾驶员首先领受作战任务，将事先记录在磁带上的目标地理坐标数据输入载机的主计算机。载机起飞后，通过互联机构使每枚导弹的惯导平台自动与载机惯导系统对准。当载机飞抵发射区（一般离苏联国土370千米以外的安全地区）时，机载计算机计算确定最佳发射点，驾驶员接通弹上指令系统，将目标数据输入待发射导弹计算机，解除保险，导弹自动完成射前准备工作。当驾驶员按下发射按纽或发射制动杆时，导弹便从旋转式发射架或三联装翼下发射挂架中投放出去。导弹离开载机后的工作程序基本上和AGM-86A一样。随发射高度和初见陆地前的飞行高度不同，导弹的射程将在2500~3000千米之间变化。离目标约320千米时导弹进入末段地形匹配，在最后24千米时，发动机转入全推力，导弹以高亚音速突防攻击目标。

和AGM-86A相比，AGM-86B在结构上作了如下一些大的改进：导弹外形由原来的非规则形体改为阻力和雷达散射截面均较小的规则形体；大部构件均由锻铝件改为铸铝件，既降低了成本又提高了生产效率；采用承力式燃油箱和真空输油系统使舱段制造工艺、零部件数量大大简化，导弹重心散布范围也明显缩小。由于AGM-86B综合利用了美国七十年代在小型涡扇发动机、微电子器件、高能燃料、小型大当量核弹头、相关制导技术、更精确的地图资料和雷达散射截面更小的弹体设计成果，致使其比五十年代研制的巡航导弹具有体积小、重量轻、精度高、成本低、机动性强和用途广等优点。

发展与改进

目前美国“三位一体”战略力量的空中支柱由261架B-52轰炸机和61架FB-111战斗轰炸机组成。已采购的AGM-86B将主要装备于B-52G和B-52H，1987年AGM-86B将结束生产，届时AGM-86B的总产量为1750枚，随后将转入全部生产隐身能力更强的先进巡航导弹（ACM）。目前AGM-86B已陆续部署于美国9个空军基地的151架B-52G和91架B-52H，估计在八十年代末先进巡航导弹开始部署的一段时期内，将出现两种巡航导弹同时装备于同一基地的现象。



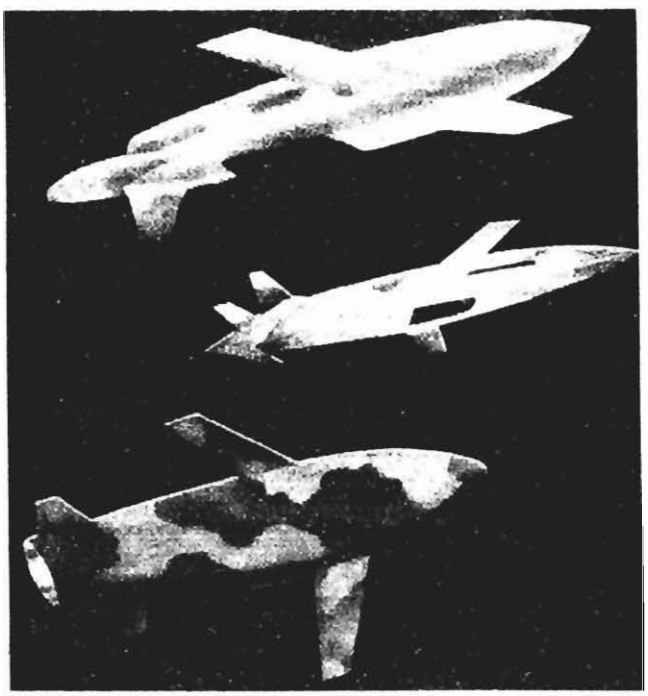
AGM-86B 发射飞行过程 示意图

1．B-52G在3000米高度发射AGM-86B　2．导弹从发射架中投放出来　3．进气斗弹出，升降副翼展开　4．垂直尾翼展开　5．涡扇发动机启动　6．弹翼展开　7．导弹下降至离海面20米高度转入巡航状态　8．初见陆地进行首次地形匹配　9．在离地100～150米高度上飞越山岳地区　10．遭受强风干扰　11.中段地形匹配，在离地面50米高度上飞越平原地区　12．遭受暴风雨干扰　13．避开防空系统　14．进行地形回避，抑制地物杂波　15．末段精确地形匹配　16．防空系统　17．目标

（毕士冠）

先进巡航导弹(ACM)

Advanced Cruise Missile(ACM)



先进巡航导弹设计方案

上、中：通用动力公司方案；下：波音公司方案

概　述

先进巡航导弹（ACM）是美国空军根据国防部1980年10月22日提出的“先进巡航导弹技术计划”研制的，主承包商为通用动力公司康维尔分公司，用以代替空射巡航导弹（ALCM）。八十年代以来，苏联防空力量有了新的发展，装备AA-9空对空导弹，具有俯视下射能力的米格—31战斗机和SA-12防空导弹相继出现，对空射巡航导弹及其载机B-52G/H构成新的威胁。为此，空军决定不再进一步采购ALCM，并提出研究具有“隐身”能力的巡航导弹，1982年8月获得里根政府批准，9月向波音、通用动力和洛克希德三家公司提出研制ACM的招标要求，1983年4月15日与通用动力公司签订研制合同，1985年对该公司提出的设计方案包括精确制导、弹头威力、发射方式、突防能力、生存能力等诸方面进行了全面审定。预定1987年初开始生产，年底初具作战能力，并陆续装备部队，取代现有的AGM-86B空射巡航导弹，主要发射平台是B-1B轰炸机。总生产量估计为2850枚左右，1993年以前的产量约

1350枚。总研制生产费估计为60亿美元，按1984财年计算，每枚造价在200万美元以上。预计装备后，可一直服役至更先进的超音速巡航导弹问世为止。

由于ACM在技术上还处在初期发展阶段，其合同详情、导弹本身的技术细节均属保密，目前难以对导弹的全部研制情况作出详细介绍。从国防高级研究计划局的“TEAL DAWN”研究计划和国防部“高级巡航导弹技术计划”披露的情况可知，ACM的研究工作1978年8月就已开始，1980年加快了研究进程，1983～1984财年曾拨款6360万美元用于研究自主式末制导、先进运载方案、新型巡航导弹发动机、巡航导弹探测技术、飞行路线优化技术等关键项目。

主要战术技术指标

由于里根政府禁止透露有关ACM军事计划的情况，尽管空军曾多次申明，许多情况已在进行AGM-86B空射巡航导弹竞争和发射试验期间发表过，但是至今人们对ACM的主要战术技术性能知道甚少。下列战术技术性能是根据1980－1985年公开报道资料整理的。

目标	代替AGM-86B，攻击苏联内陆地区的重要战略军事目标和经济目标。
射程	大于2750～4200km
巡航高度	仍选用超低空贴近地面障碍物上空飞行。
巡航速度	高亚音速，末端攻击也不选用超音速。
命中精度	圆概率偏差小于16m
发射平台	B-1B轰炸机和性能更先进的“隐身”轰炸机，初期可能装备B-52G/H。
突防能力	采用多种“隐身”技术和弹载主动式雷达、红外对抗措施，提高机动飞行能力
作战环境	能在全天候和不利气象条件及复杂对抗条件下攻击目标。
主要尺寸	和AGM-86B相近，甚至更小些。
战斗部	沿用AGM-86B的W80～120万吨级热核弹头。
制导系统	惯性导航加地形匹配加主动末制导或景象匹配或小型GPS导航卫星接收机
动力装置	1987年以前拟采用威廉斯公司在F107-WR-101基础上改进的F112-WR-100涡扇发动机；九十年代将改用更先进的回流换热或复合循环涡扇发动机。

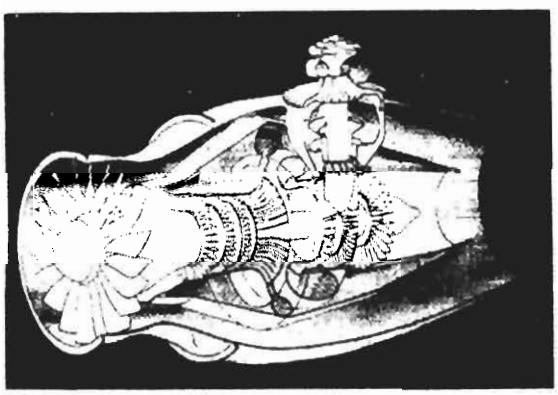
导　弹

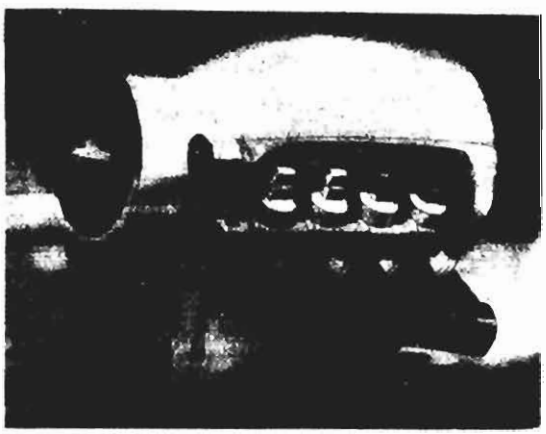
布局与结构　ACM在总体设计上最大的特点是，将按“隐身”能力来确定其总体方案。为了使导弹不易过早地被敌方现代雷达和红外探测设备发现，躲避防空武器的有效拦击，必须使其有低的雷达辐射特性和红外信号特征，良好的机动性和有效的光电对抗措施。在ACM的总体方案设计中，采用了许多八十年代开始研究的新技术：在结构设计中，采用了能吸收雷达波的复合结构材料和吸波涂料，选择了光滑平坦、雷达散射截面较小的气动外形；为了提高导弹的命中精度，导弹将装有在全天候和不利气象条件下仍具有良好导引精度且能自主评定破坏效果的末制导系统，正在研究先进的红外成像或毫米波敏感器件和可以自动跟踪、搜索、识别攻击目标的数字式自动跟踪系统；为使导弹受到防空武器威胁时，能适时避开敌方防御力量，将采用飞行路线优化技术，通过先进的任务调配系统及时协调和修改载机和巡航导弹的飞行过程，求取最佳飞行路线，将导弹引入更为安全的飞行弹道；发动机将选用低红外信号特征、高函道比、大推力、低耗油率的新型涡扇发动机取代现有的F107-WR-101，燃油也将采用热值更高的含硼和碳悬浮体燃料，以保证导弹射程增加，重量和体积却仍和现有的AGM-86B相近；研究了验证和鉴定导弹生存能力的探测技术，用以测量和估算巡航导弹在目标区上空屏蔽雷达电磁波、抑制地面杂波、识别传播信号和鉴别红外背景信息的能力，为有效限制敌方防御系

的效能，改进巡航导弹设计性能及对抗能力提供依据。

尽管真实的ACM设计方案属于保密，目前还不了解其布局及结构设计情况，但从通用动力公司和波音公司1980年提出的几种方案设想已可以看到ACM的某些特点。通用动力公司1980年曾提出过两种外表光滑尺寸较小的翼身融合体设计方案：一种方案从对付苏联战斗机的俯视雷达着眼，采用了向下卷曲的水平尾翼，垂直尾翼则从尾部上方移至下方，弹体背部选用了大曲率半径的光滑流线形外廓线，腹部也较光滑平坦，这样使弹体形不成较集中的后向散射雷达信号；另一种方案从提高对防空导弹的规避能力着想，采用了前掠式弹翼，以增加导弹的机动飞行能力。尾部装有一对能对雷达散射信号起屏蔽作用的斜置垂直尾翼。为了减少发动机喷气流的红外信号特征，喷管放在了凹陷处，喷口则埋藏在水平曲面尾翼之中，弹身外形同样选用了光滑的大曲率半径流线形体。两种方案的弹身和弹翼蒙皮均拟采用某些非金属吸波材料并拟涂吸波涂层。波音公司的方案采用宽弹体扁平气动外形，后掠弹翼，适于在高亚音速飞行。为了减少雷达散射面积，使用了反雷达涂层和冲压进气口。

动力装置 在ACM上，发动机性能的改进成了一个极为重要的技术项目，因为射程、“隐身”能力和机动性的提高都和发动机性能的改进密切相关。为了使射程达到4200千米，对性能先进的涡扇发动机进行了广泛研究，多家公司开展着技术上的竞争。空军在先进巡航导弹发动机研制方面作了全面安排，制定了近期和长期规划。近期的目标是首先保证到1987年使导弹具有4200千米的射程，威廉斯国际公司、加雷特公司、特里丹公司和通用电气公司都在研究采用新燃料的高效能涡扇发动机。威廉斯公司的F 107 - WR - 100 发动机现有两种改型：F 107 - 14A 和F 107 - 14B（现已正式定名为F 112 - WR - 100），A型有一个经改进的一级风扇和低压涡轮；B型有较高的内外涵道比，并采用了气冷高压涡轮叶片。这种具有低红外特征用塑料零件制成的发动机，可以使推力增加35％，耗油率降低5％，射程增加10％，采用新型含硼和碳悬浮体高密度燃料后可以使射程进一步增加。从长远规划着想，正在研究三种新的ACM用发动机：威廉斯公司的回流换热式发动机将发动机排气由发动机中心返回，使流入的空气加热，排气自身也得到冷却。初步试验证明，这种发动机对于低空小型平台是有效的；特里丹公司的偏心式涡喷发动机的特点是有一个转子偏心安装在其轴与主轴互相垂直的一侧，对于额定推力为2.2千牛至11.1千牛的飞行器来说，巡航时的耗油率将降低25～30％；加雷特公司研制的复合循环涡轮风扇发动机，由离轴安装的高压二冲程内燃机驱动，可在25小时的设计寿命内，提供大的单位迎面推力。这些新型发动机的共同优点是耗油率低、效率高、推力大，可以使先进巡航导弹的射程增至9600千米以上。





先进巡航导弹的两种发动机

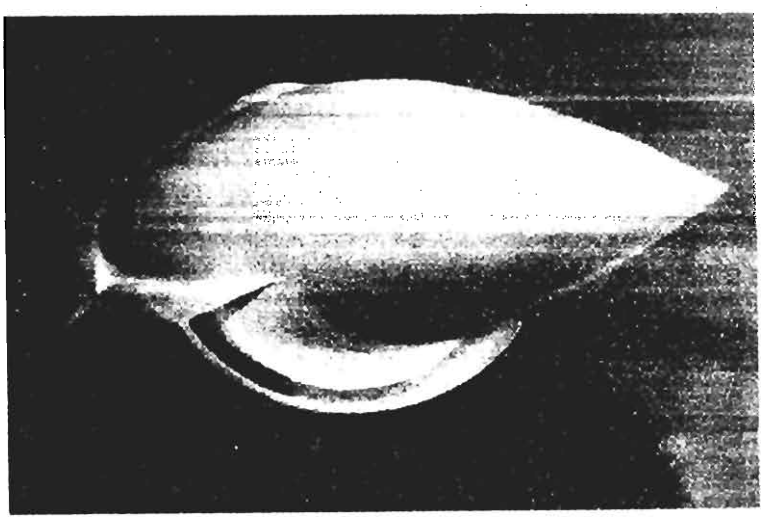
左：偏心式涡喷发动机； 右：复合循环涡轮发动机

制导与控制 ACM的制导系统提出过三种研究方案：一种方案沿用了AGM-86B和“战斧”巡航导弹的研究成果，采用了惯性导航加地形匹配修正制导加末端景象匹配；第二种方案在末端改用由红外成像或毫米波敏感器和数字式自动跟踪系统组成的末制导系统；第三种方案将利用卫星定位系统，在弹内装上GPS导航卫星

接收机，导弹在飞行过程中可以连续接受GPS的信号，使其达到16米的命中精度。不管采用哪种复合制导系统，都要使导弹既能围绕防空区作机动规避飞行，又具有更高的命中精度。（毕士冠）

先进战略空中发射导弹

Advanced Strategic Air-Launched Missile （ASALM）



ASALM模型

概　　述

先进战略空中发射导弹（ASALM）是在美国防御系统研制审查委员会（DSARC）领导下研究的下一代超音速中程战略巡航导弹，兼有空对空和空对地两种作战能力，拟装备B-52、FB-111、B-1B以及未来的先进技术轰炸机，用于攻击苏联的空中预警和控制系统（SUAWACS）飞机、机场、防空导弹阵地和B-52/SRAM武器系统有效射程以外的防御阵地，通过压制苏联防御力量来增强轰炸机和巡航导弹载机的生存力和作战效能。该导弹系统的研究工作从1968年波音、休斯、马丁·马里埃塔等公司着手开发轰炸机防御导弹（BDM）开始，后来则演变为多用途导弹（MPM），1976年才发展成ASALM，1979年进行首次飞行试验。在十几年的发展演变过程中，由于其作战任务的不确定性，性能要求多次变更；再加上分系统验证工作在经过44个月的验证研究，花费了1.424亿美元后，仍难以作出确切的定论，致使国防部于1980年3月28日决定，在4月4日召开的DSARC首次会议上撤销对ASALM的样机方案发展计划，缩减了对导弹结构方案研究的投资，将研究重点转向了对基本技术和方案原理的验证工作。空军也采纳了波音公司提出的用近程攻击导弹（SRAM）改进型SRAM-L（即SRAM-Ⅱ）代替ASALM的建议，将近期研究重点转向用该种导弹辅助轰炸机提高突防能力，并拟用ASALM的先进制导系统和新型计算机，以使SRAM-L兼有空对空能力。原计划1983年转入全尺寸工程研究，1986年生产，八十年代末初具作战能力。1982年将ASALM发展计划改为对付SUAWACS飞机技术计划，1983年又改为致命性压制武器发展计划，继续进行基本技术研究。

主要战术技术指标

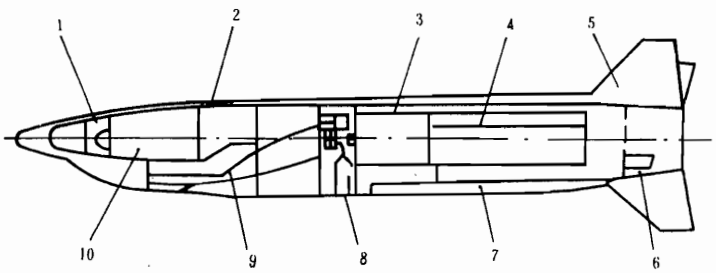
目标	苏联空中预警控制系统飞机、机场、防空导弹阵地和B-52/SRAM有效射程以外的防御阵地。
射程	380km；大于322km；575～927km；试飞中达到467km（高

	度2743m）。
飞行高度	试飞发射高度7925m，巡航飞行高度24384 m，最大设计高度35000 m
飞行速度	冲压发动机接力启动速度M≧2；巡航速度M＝3.5 ~ 4.5 （随巡航高度变化）；最大末端俯冲速度约M＝ 5 。
巡航弹道	三种弹道：全高空巡航；全低空巡航；高低空混合巡航。
机动性	可在大的机动过载系数下持续进行超音速机动飞行。
弹长	4.27m
弹径	带下颔式进气道635 mm，不带时533 mm
翼展	尾翼展长910 mm
发射重量	约1225kg
战斗部	核或常规弹头，核弹头可能用W80。
制导系统	中段选用现代化捷联式惯性制导，末端用被动式寻的或频率捷变主动雷达导引头。
动力装置	一台整体式火箭冲压组合发动机。

导　弹

为了满足作战任务需要，ASALM的基本技术研究工作主要集中在整体式火箭冲压发动机、现代化制导技术和与现有的SRAM旋转式发射架的兼容性问题。导弹方案结构研制中的许多问题都与高温结构、整体式火箭冲压发动机及其进气道的布局有关。

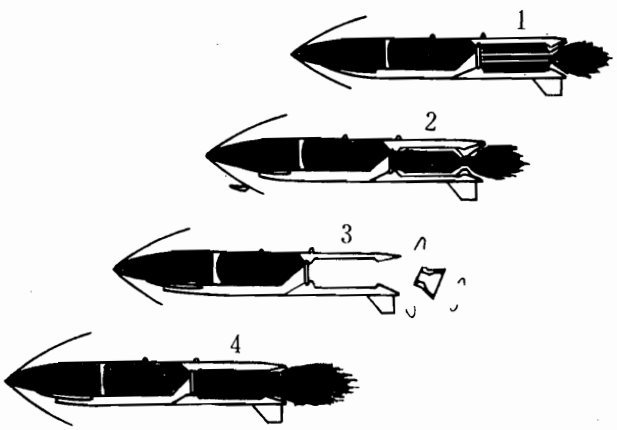
布局与结构 为了使导弹在很高的超音速下，既有大的机动性，又有较小的气动阻力和雷达散射截面，外形尺寸又不能大于SRAM旋转式发射架的有限容积，导弹的气动外形布局条件十分苛刻，一般难以同时满足这些相互矛盾的性能要求，必须进行合理的折衷。ASALM的弹长选用了4.27米，这是旋转式发射架的最大容许长度；气动外形采用了无弹翼而只有十字尾翼的特殊布局，靠在M＝3.5 ~ 4.5 的超音速巡航飞行时的弹体升力来支持导弹重量并提供足够的机动性，十字形梯形尾翼则用于控制导弹的拐弯或俯仰；为了使导弹在火箭助推阶段保持流线型气动外形，采用了对减少外阻和侧向雷达散射截面最有利的下颔式进气道。这种侧面进气道既能满足冲压发动机本身的吸气流量要求，又有助于提高发动机在导弹内部结构布局上与其它分系统的相兼容性，从而解决了中心锥式进气道对弹内其它分系统的不协调性。导弹由头部制导舱段、战斗部舱、发动机及其燃料输送系统舱以及舵机尾舱等几部分组成。为了提高弹内容积利用率，液体冲压发动机的燃油箱分成前后两个箱体，分装于导弹前段与主发动机外壳周围。



ASALM结构示意图

1．多模制导系统组件　2．前燃油箱　3．整体式火箭冲压发动机燃烧室壳体　4．固体火箭推进剂　5．控制舵机组件　6．后燃油箱　7．发动机控制器　8．进气道　9．战斗部

动力装置 当导弹以M＝2～5的超音速，在10～30千米的高度上作远程巡航飞行时，最有效的动力装置就是冲压发动机。整体式火箭冲压发动机由于将助推火箭药柱组装在冲压发动机燃烧室内，尾部套装两个不同喉径的喷管，用同一燃烧室完成助推和巡航两种不同的飞行状态，既解决了助推器带来的尺寸增加问题，提高了发动机容积利用率，又解决了冲压发动机自身不能从零速起动的问题，对于减少导弹重量、长度、体积十分有利，是ASALM最理想的动力装置。为了满足ASALM的方案设计要求，麦道公司与联合工艺公司化学系统分公司，马丁·马里埃塔公司与马夸特公司分别合作组成两个联合小组，平行地研究并验证了自己的整体式火箭冲压发动机方案。空军曾拨出0.65亿美元的专款研究供这种组合发动机试验用的推进技术验证飞行器（PTV），从1979年10月至1980年5月共进行了7次飞行试验。在白沙导弹靶场，马夸特公司进行的第七次装下颌式进气道的PTV试验中，在改进的A－7飞机上，从7925米高度发射后5秒，火箭推进剂燃尽，助推器喷管从套装的冲压发动机喷管中抛出，燃烧室前端的易碎玻璃进气口堵盖被用一小块装药爆破，冲压空气从下颌式进气道流入，液体冲压发动机的RJ-5大密度碳氢燃料喷入燃烧室与冲压空气混合后由残留的固体推进剂高温火舌点燃，并随同易碎玻璃堵盖、固体推进剂残药一起从冲压发动机尾喷管排出，此时导弹已达M＝2的接力速度，自动从用固体助推器加速状态转向由冲压发动机自身加速。导弹加速至巡航速度M＝3.5～4.5（随高度不同而变化）后，转入平飞状态，进行巡航飞行。第七次飞行试验曾在24384米的高空持续巡航飞行了约467千米，燃料燃尽后转入末端俯冲下降至2700米，最后按预期的要求冲向16千米远处的弹着点。试验证明采用下颌式进气道有助于改善冲压发动机性能，和其它方案相比，它有更大的容积效率和更宽的高度适应范围。RJ-5比普通的JP-5煤油的密度大20%，且有良好的点火性能；用硅橡胶和不锈钢丝编制的网焊接成高温绝热衬里，可以耐受约2000℃的高温。



ASALM的整体式火箭冲压发动机工作过程

1．固体火箭点火导弹发射后进行加速飞行 2．5秒后导弹加速至冲压发动机接力速度M≧2，进气道堵盖破碎，冲压空气流入燃烧室与RJ-5燃料混合燃烧，冲压发动机开始启动。 3．火箭喷管抛出，冲压发动机接替固体助推火箭持续加速 4．导弹加速至巡航速度，转入巡航飞行，冲压发动机在M＝3.5～4.5巡航速度下持续工作

制导与控制 导弹无弹翼，靠十字形尾翼控制导弹的俯仰和偏航运动，导弹重量靠在M＝3.5～4.5的超音速巡航飞行时产生的弹体升力支持，并使导弹具有足够机动性。空对空末制导系统是ASALM的重点研究项目之一，另一个关键技术项目是发展一种能对USAWACS飞机和其它目标进行远程识别和定位测量技术。由于对空中目标威胁的严重性无法事先作出准确估计和技术上实现起来的困难性，致使这种末制导系统进展较为迟缓。如果USAWACS飞机采用的是现代化先进技术，ASALM必须有更大的射程，更小的外形尺寸，发射点必须选得更远离目标的最大防御半径，否则易于过早的暴露自己及载机，并遭受攻击。为此要有先进的远距离目标识别和定位技术，多功能制导和逻辑传输技术，而且要适于在高温、高速条件下工作。当敌人的预警和控制系统突然采用雷达关机方法实施电子对抗时，空对空制导系统应保证导弹能继续锁定目标。ASALM选用了性能先进的捷联式惯导系统和新型计算机作中制导，以保证末制导在较小的起始误差下开始工作。末制导选用了被动式反辐射寻的与频率捷变主动雷达相结合的复合制导系统。主动雷达导引头主要用于对不产生雷达辐射信号的目标进行搜索和跟踪。在存在地杂波干扰的电磁辐射环境中，由于被动式反辐射寻的不适用，也要用主动雷达导引头进行目标搜索。对于空对空任务下列制导系统方案都将是适用的：

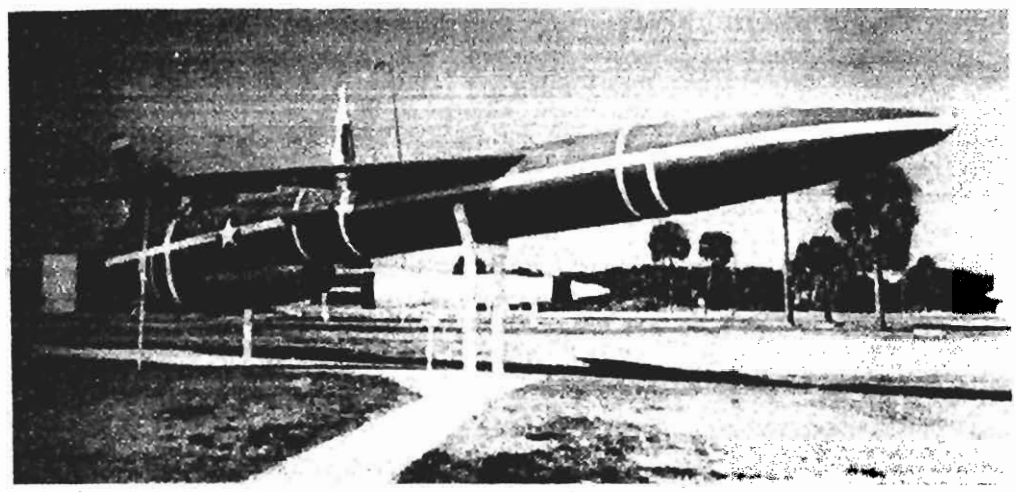
方案1：只提供3～4兆赫频率响应的位置定位基准和556千米的目标锁定距离；

方案1A：只有3～4兆赫和9～13兆赫频率响应的位置定位基准。在3～4兆赫时，目标锁定距离为556千米；9～13兆赫时，为278千米；

方案2：靠红外、毫米波一类目标锁定距离为28千米的近程制导系统来补充位置定位基准；

方案3：靠目标锁定距离为93千米的I－J波段主动雷达来补充位置定位基准系统。（毕士冠）

鲨　蛇（Snark）SM-62A



“鲨蛇”洲际巡航导弹

概　述

“鲨蛇”SM-62A是美国空军主管，由空军研究发展部和诺斯罗普公司联合研制的战略地对地洲际巡航导弹，用来配合远程战略轰炸机执行战略核攻击任务。该弹1946年开始研制，1956年进行飞行试验，五十年代末装备部队，仅组建了一个中队，备有15枚导弹。由于导弹飞行速度低，完成任务的概率极微，同时美空军要集中力量发展弹道式导弹，故该弹于六十年代中期退出现役。

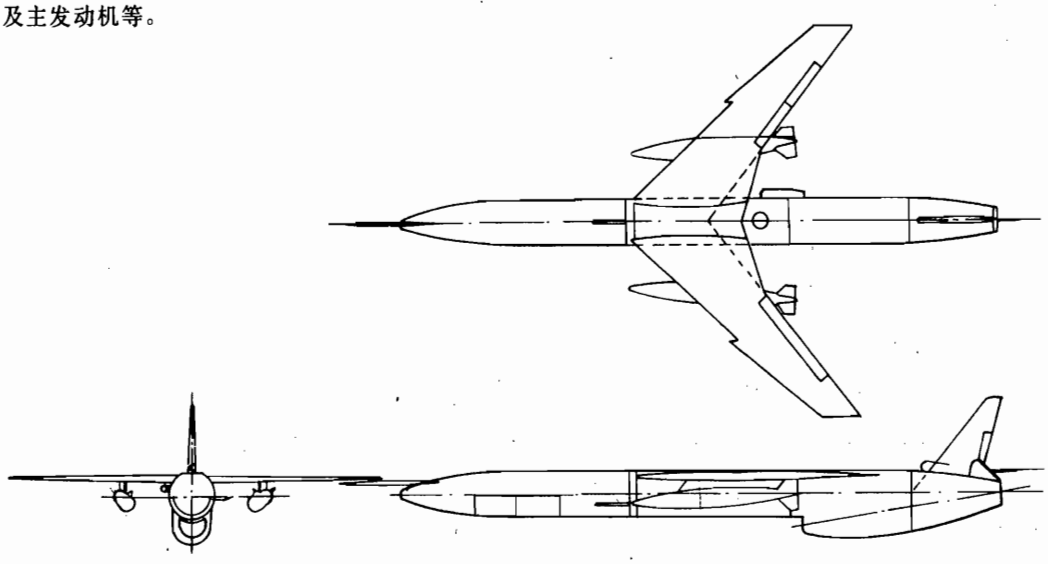
主要战术技术指标

目标	陆上战略目标	翼展	12.9 m
最大射程	8000 km	发射重量	22600 kg
巡航速度	M=0.93（最大）	动力装置	一台J 57-P-17型涡轮喷气主发动机，二台固体火箭助推器
巡航高度	18～22.5 km		
弹长	22.57 m	制导	惯性导航加天文导航
弹径	1.38 m	战斗部	100万吨级W39核战斗部
弹高	4.5 m		

导　弹

该导弹采用细长圆柱形弹体，卵形头部，截锥体尾部（弹体纵向有四根变截面冲压铝合金主梁，沿圆周每隔0.2米有一根纵向桁条。横向每隔0.3米设有一隔框）。弹体中部有后掠角为45°的上单弹翼，弹翼后缘有副翼，在尾部有垂直稳定尾翼，没有水平尾翼，两翼下各挂一个燃料箱，发动机进气口在导弹后段腹部，两台固体助推器位于弹体后段两侧。弹体内部装有战斗部，三个主燃料箱和一个辅助燃料箱，制导系统，自动驾驶

仪以及主发动机等。



“鲨蛇”导弹的三面图

动力装置 由一台主发动机和两个固体火箭助推器组成。主发动机是普拉特·惠特尼公司的J 57 - P - 17型涡轮喷气发动机，装有九级低压和七级高压的轴流式压气机，八个火焰筒组成的环管式燃烧室、三级涡轮的双轴发动机，长6.604 米，直径1.041 米，重量约2268千克，耗油率21 .81 千克/千牛·秒，压缩比为12 .5 ： 1 ，空气流量为86千克/秒，巡航推力47 .1千牛。发动机倾斜地装在导弹尾部，推力线与弹体纵轴成7.5 ° ，携带JP-4燃料总计为11 .8吨，由发动机轴带动的压气机使燃料箱增压供油。为了在飞行过程中使导弹重心变化不超过允许限度，装有燃料消耗平衡装置。助推器是航空喷气通用公司生产的，每台推力147.1 千牛，工作时间9秒，其尾喷管倾斜安装，喷管出口处装有推力向量控制用的环套。

为了消除地球自转和长时间陀螺的积累误差，该导弹除采用惯性系统外还使用天体辅助导航系统进行制导。天体导航系统主要由航位测定仪、恒星跟踪器、导弹重垂线测定仪、计算机、时间装置等组成。工作时首先用航位测定仪确定导弹大致的地理坐标位置，然后用恒星传感器搜寻指定的恒星，并进行跟踪，用弹上重垂线测定仪测定导弹实时重垂线（或称竖线）的方向，以及瞬时导弹运动距离和重垂线方位的变化。根据测得的各种数据确定导弹的实时精确位置和航向，并将它与原来预定值相比较，计算偏差给出控制指令，从而控制导弹回到预定的弹道上来，同时修正惯导系统和时间基准。

操纵控制装置包括液压操纵的副翼和推力向量控制装置，在爬升阶段，由推力向量控制装置操纵，助推器脱落后由副翼操纵。

弹上电源是主发动机带动的60千瓦的三相交流发电机，其输出电压为115 ±1.7 伏和200 ± 3 伏，频率为400 ± 2 赫。通过整流器整流，变成20伏200 安的直流电供有关设备使用。

导弹采用专门的拖架式发射架发射，发射架上有斜轨，和前后两个支座支撑，助推器点火后，切断销制锁钉而直接起飞。发射架可用拖拉机牵引，也可拆开用大型运输机空运。 （盛德林）

那伐鹤(Navaho) SM-64A

概 述

“那伐鹤”是美国空军主管，北美航空公司研制的地对地超音速洲际巡航导弹，也是世界上最早的超音速

"那伐鹤"超音速洲际巡航导弹

巡航导弹，武器系统编号为WS-104 。该弹曾用过许多代号，如：X - 10，XSSM-64，XSM-64，SM-64，SM- 64A，NAAX-10，G - 26，G - 38和SM-104 。其中X - 10是试验飞行器，SM-64和 G-26 是全尺寸样弹，SM-64A和G - 38是最后改进的导弹。1946年开始研制，XSM-64 试验弹于1956年首次进行飞行试验，SM - 64于1957年 8 月首次飞行成功。后来美国决定集中力量发展弹道式导弹，该弹于1957年 7 月停止研制。

主要战术技术指标

作战目标	陆地战略目标
最大射程	8000 km
巡航速度	M= 3 ∽ 3.5
巡航高度	24 km
弹长	约16 m
弹径	1.2 m
发射重量	136 t
发动机	主发动机：SM-64用 2 台冲压发动机；SM-64A用 3 台冲压发动机 助推器：S M- 64用 2 台XLR-43液体火箭发动机 S M- 64A用 3 台XLR-76液体火箭发动机
制导	天体导航系统加末段惯性制导
战斗部	核战斗部或常规战斗部

导　弹

采用圆柱形弹体，尖锥形头部，前体有十字形配置的鸭式翼，为鸭控布局，弹体中部有三角形下单弹翼，尾部配置V形尾翼，但改进的S M- 64A仅有一个垂直尾翼。两个连体配置的冲压发动机（SM-64A有三个）位于弹体后段的弹翼上方，进气口在翼根前缘稍前。两发动机的排气口构成导弹的尾端。整个导弹骑在一长17米的大型火箭助推器上。

推进系统由主发动机和助推器组成。主发动机是柯蒂斯—赖特公司研制的RJ - 47型冲压发动机，直径1.22米，推力176.58千牛。SM-64以三台酒精和液氧为推进剂的液体火箭发动机为助推器，总推力约为2000千牛，SM-64A以一台三管式液体火箭发动机作助推器，推力约为1780千牛。助推器的工作时间为45秒。

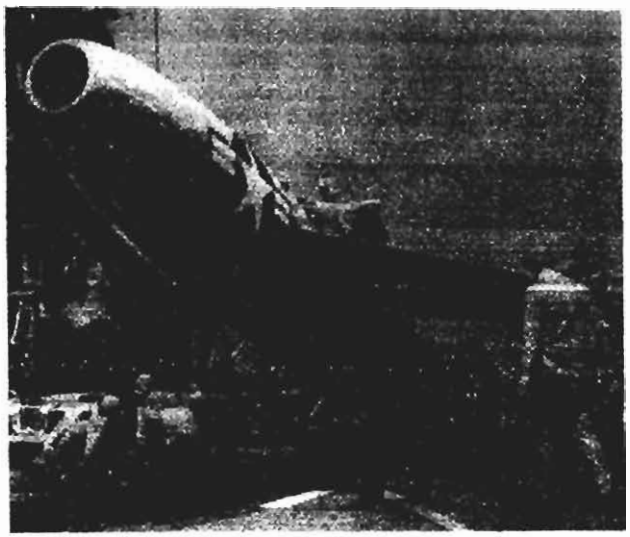
"那伐鹤"导弹采用天体导航为主，末段换用惯性制导。该导弹与弹道式导弹一样采用垂直发射，发射时首先助推器工作，45秒后，助推器燃完并被抛掉。此时导弹已升到30千米的高空，速度M=1.8 。然后导弹改变方向，由爬升变为向下俯冲，直至导弹到24千米高度时，主发动机启动。此时导弹又从俯冲变为水平巡航飞行。为了获得较好的突防能力，弹道末段可按预定程序机动。（盛德林）

天狮星I(Regulus I) SSM-N-8

概　述

"天狮星I"是强斯·渥特飞机公司为美国海军研制的潜(舰)对地亚音速巡航导弹，编号为"SSM-N-8"。

第二次世界大战以后，美国首先仿制了德国的V-1，称为“潜鸟”，随后便开始发展各种巡航导弹，“天狮星Ⅰ”就是其中的一种，用于攻击陆上固定的战略目标，是当时美国海军的一项重要的战略武器发展计划。于1947年研制，1952年生产，1955年装备舰队，先后装备了“罗斯福”、“福来斯特”、“普林斯顿”等11艘航空母舰；“洛杉矶”、“芝加哥”等5艘巡洋舰；以及“金枪鱼”、“巴伯罗”两艘潜艇。由于性能较差，1960年停止生产，改为研制性能更好的天狮星Ⅰ。1964年全部退出现役，总产量为200枚，当时每枚导弹的造价为25万美元。



准备发射的天狮星Ⅰ

主要战术技术指标

目标	城市和其它陆上战略目标
射程	最大 960 km（带副油箱可达1600 km）
巡航速度	M=0.90
巡航高度	最大1200 m
弹长	10.06 m
弹径	1.37 m
翼展	6.4 m（折叠后2.5 m）
弹高	2.89 m
发射重量	6587 kg
战斗部	4～5万吨级W5核弹头或常规弹头
制导系统	初期用无线电指令，后改为惯性制导。
动力装置	主发动机为一台J 33-A-18A涡轮喷气发动机；助推器为两台FTV-8型固体火箭。

导　弹

布局与结构　弹身是圆柱形半硬壳结构，蒙皮材料多用轻合金及巴沙木夹层结构，头部为发动机的进气口，进气口中央向前伸出一可折叠式探针，锥形尾部为发动机的排气口。弹身中部有后掠约30°的折叠式中单弹翼，材料为镁铸件，翼后缘装副翼，尾部没有水平尾翼，仅有折叠式垂直尾翼，后缘有方向舵，两台固体火箭助推器位于弹身两侧。弹体内有战斗部，自动驾驶仪、指令接收机、油箱和发动机等。

动力装置　由一台涡轮喷气发动机和两台固体火箭助推器组成。涡轮喷气发动机是艾利逊公司生产的J 33-A-18A型离心式涡轮喷气发动机，采用环形进气道。最大转速11750转/分的单级双面离心式压气机，每面装17片叶片。燃烧室由14个相互穿通的火焰筒组成，其后有一单级不锈钢涡轮，装54片合金钢叶片。最后面是不锈钢排气喷管，全长2.72米，直径1.28米，净重812.6千克，空气流量约为39千克/秒，压缩比为4.4∶1，最大推力20.45千牛，最大耗油率为32.22毫克/牛·秒，巡航时为31.67毫克/牛·秒，两台FTV-8型固体火箭助推器，每台推力为44.6千牛，工作时间为2秒，重593.5千克。

制导与控制　弹上设备主要有指令接收机、自动驾驶仪、高度表、电源、液压系统等。控制导弹飞行的指令信号先由舰载SPQ-2雷达发出，当导弹飞远时改由飞机进行指令制导。自动驾驶仪包括偏航、滚动和俯仰三个独立的控制通道。每个控制通道都包括有相应的陀螺仪、变换器、液压伺服放大器、液压舵机、反馈回路等，陀螺仪是导弹飞行姿态的参照基准，当导弹飞行姿态发生变化时，便输出偏差信号给转换器，转换成控制信号，放大后通过舵机驱动控制舵或副翼偏转，使导弹保持稳定的飞行姿态。在滚动和俯仰两通道之间，有交叉馈电电路，可使副翼发生同向或反向偏转。指令变换器把指令输入自动驾驶仪，对导弹实施控制，导弹飞行高度由预先装定好的高度表控制。

战斗部 有两种可互换使用的战斗部，一为4～5万吨TNT当量W5核战斗部，另一为常规战斗部，重量为1220千克。

发射装置

在潜艇上，两枚折叠着弹翼和尾翼的导弹背对背地装在一个位于潜艇后甲板上的圆桶形水密容器内，水密容器装在可转动的支架上，一枚腹部朝下，另一枚腹部朝上。当一枚导弹发射后，另一枚便转至腹部朝下的位置，当容器端盖打开时，就可将它置于滑轨上，推出容器，并装于短轨发射架，发射时可仰至约60°的角度。

在航空母舰上，开始也用导轨式发射架，1957年重新设计了一种三轮发射车。它通过前面和两侧的三个自动脱开的支点支撑导弹，车后有一挂钩挂在舰上蒸气驱动的弹射器上，弹射时，三轮车载着导弹象飞机在航空母舰上起飞一样，沿甲板上的跑道滑行，导弹起飞后，三轮发射车自动与导弹分离。

作战使用

潜艇发射时，潜艇首先浮出水面，3分钟后打开容器端盖，把导弹推到发射架上。然后发射架仰起至合适的发射角度，无需对着目标。助推器点火，使导弹沿发射导轨飞出。2秒钟后，助推器自动脱落，主发动机接替工作，同时导弹由爬升状态转为平飞状态，并转向目标方向飞行。在航空母舰上发射时，用弹射器，不需要固体助推器。发射后，首先由舰载雷达进行指令制导，当导弹飞出舰载雷达作用范围后，改用飞机从空中进行指令制导，直至导弹接近目标时才返回，这对飞机有很大危险，故以后改为惯性制导。 （盛德林 毕士冠）

天狮星Ⅱ（Regulus Ⅱ）SSM-N-9

发射中的“天狮星Ⅱ”导弹

概 述

“天狮星Ⅱ”是强斯·渥特飞机公司继“天狮星Ⅰ”后为海军研制的超音速潜（舰）对地战略巡航导弹，编号SSM-N-9。1954年开始设计，为装备该导弹美海军专门建造了一艘“大比目鱼”号核动力巡航导弹潜艇和一艘“长矶”号核动力巡洋舰。1956年5月29日在爱德华空军基地进行了第一次飞行试验，1957年9月16日

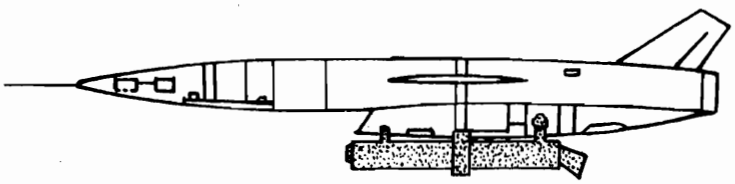
用“灰鲸”号潜艇在太平洋上进行了第一次水面发射试验。同年11月发射了一枚战斗弹，因当时技术水平所限未能实现水下发射。自潜载“北极星”弹道式导弹1957年正式研制后，海军为了集中力量，1958年12月在生产了70枚之后，撤销了“天狮星Ⅱ”研制计划。导弹被改作靶机使用，“大比目鱼”号潜艇改为一般用途，“长矶号巡洋舰则只装有“小猎犬”和“黄铜骑士”导弹。“天狮星Ⅰ、Ⅱ”两型号共发射1000枚左右。

主要战术技术指标

目标	城市等陆上战略目标	翼展	6.1 m（折叠时2.79m
最大射程	1609km	战斗部	几百万吨的W27核战斗
巡航速度	最大M＝2	制导系统	无线电指令加惯
巡航高度	最大21km	动力装置	主发动机为一台J 79- GE- 3A涡
弹长	17.37 m		喷气发动机；助推器为一台固体火
弹径	1.83m	发射重量	15785 k

导　弹

布局与结构　弹身较细长，有一尖锥形头部，从锥顶伸出一可折叠的探针，中部为细长圆柱形，尾部为截锥体。为了适应高空超音速飞行，采用鸭式气动布局，一对用多层玻璃纤维板压制的鸭式稳定翼位于头部两侧，可折叠大后掠中单弹翼位于弹体中部，翼后缘有升降副翼，尾部仅有向上的垂直尾翼，后缘有方向舵。铲形进气口位于导弹腹部，圆柱形固体助推器（喷管向下倾斜），紧贴在进气口的下部。弹体内部装有战斗部、制导系统、自动驾驶仪、油箱、发动机以及液压和气压系统。



“天狮星Ⅱ”外形示意图

动力装置　由一主发动机和一助推器组成。主发动机是通用电气公司的J 79- GE- 3A高空超音速涡喷气发动机。它由17级轴流式压气机、环管燃烧室、三级涡轮、加力燃烧室、尾喷管、外机匣和附件等组成，长5.18米，直径973 毫米，重1450千克。轴流式压气机的空气流量77千克/秒，压缩比12.5：1。环管燃烧室由10个连通火焰筒组成，每个火焰筒内有一喷油嘴双油路供油，燃料用JP- 4或JP- 5。其海平面轴功率为6619.49 兆瓦。加力燃烧室用径向喷油柱喷油，加热效率为50％，燃气温度达1600～1700℃。采用可调拉瓣尔喷管。发动机加力推力为69.14 千牛，耗油率为58.33 毫克/牛·秒，不加力推力为42.7 千牛，耗油率为24.72 毫克/ 牛·秒，固体火箭助推器是航空喷气公司制造的，长6.1 米，直径500 毫米，重量约2000千克，推力511.7 千牛，工作时间为4 秒。

制导与控制　导弹采用无线电指令加惯性制导，自动驾驶仪与“天狮星Ⅰ”相同，此外弹上装有弹翼和尾翼自动折叠的气—液操纵系统。

发射与指控

“大比目鱼”核动力巡航导弹潜艇在艇内靠上部有两个弹舱，每侧一个，每个舱装一枚导弹。发射时，开舱门就可将导弹倒推至潜艇的甲板上，运载导弹的小车本身就是导轨式发射架。发射架固定后，发射导轨带动导弹转90°，并仰起到适当角度，由销钉固定。

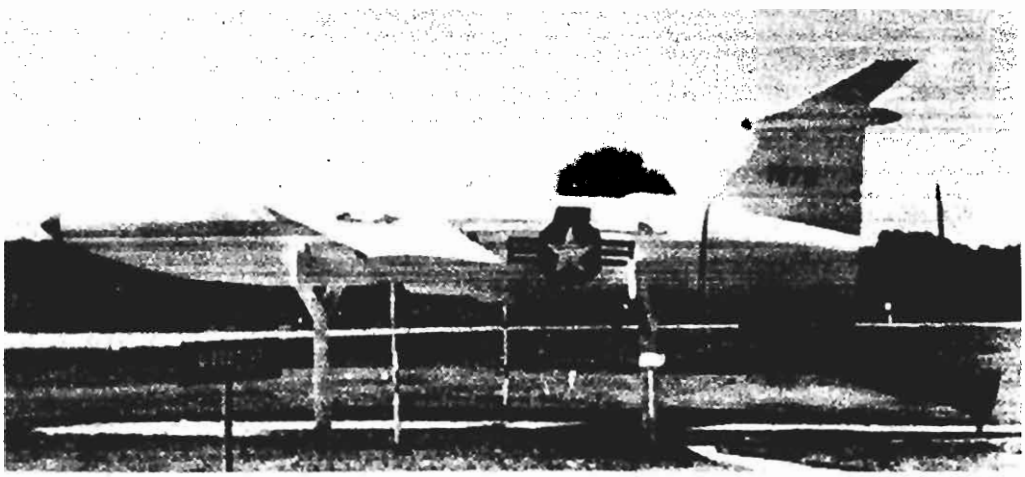
大部分发射指挥工作在潜艇内的控制室进行。发射时，首先将J 79- GE- 3A发动机启动，但导弹仍

"天狮星Ⅱ"在浮出水面的潜艇上发射

可切断销钉固定在发射导轨上。当固体助推器点火后销钉才被切断，导弹从发射导轨上飞出。固体助推器工作4秒后自动脱落，此时导弹已达到速度M＝2的巡航高度，然后由主发动机在巡航高度上推动导弹巡航飞行。

（盛德林　毕士冠）

斗牛士(Matador)TM-61A/C



"斗牛士"战术巡航导弹

概　述

"斗牛士"是美国空军主管，由马丁公司研制的地对地战术巡航导弹，用来配合战斗轰炸机执行全天候战

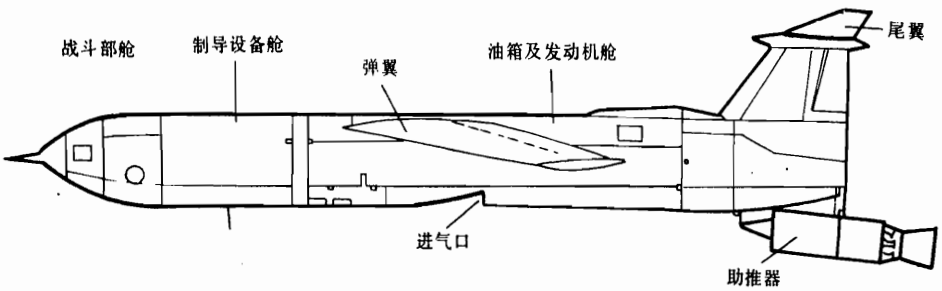
术攻击任务。1946年开始研制，先后设计了TM-61A、TM-61B和TM-61C三个型号。TM-61B后来作为另一种导弹“马斯”（Mace）发展。TM-61A于1954年投产，同年9月开始装备部队。改进型TM-61C于1957年取代TM-61A，只装备了两个导弹营。1959年开始退役。

主要战术技术指标

目标	战场纵深的重要战术目标	发射重量	5443kg
射程	最大1040km	战斗部	W5核弹头，当量4～5万吨，总重量约990 kg
巡航高度	最大10675 m		
巡航速度	最大M=0.9	制导	TM-61A型用MSQ雷达指令制导，TM-61C型用MSQ雷达指令加双曲线导航。
总长	12.1m（包括后伸的助推器）		
弹径	1.37m	动力装置	一台J33-A-37型涡轮喷气主发动机，一台固体火箭助推器。
翼展	8.49m		

导　弹

布局与结构　弹身由头、中、尾三部分组成，弹头呈卵形装有核弹头，中部为细长圆柱体，腹部有发动机进气口，两侧装有蜂窝结构的上单弹翼，其后掠角为30°，下反角为10°，展向有阻流片，用以操纵导弹航向。尾部有垂直尾翼和水平尾翼，有上反角的后掠式水平尾翼，位于垂直尾翼的顶端。各尾翼均无舵面，靠水平尾翼偏转－3°～＋7°，控制导弹俯仰。在三尾翼交连处有一圆柱体，内装接收天线和接收机。助推器装在尾部下方。弹身弹翼结构材料多用镁合金。弹翼蒙皮由三块沿展向厚度互不相同的镁合金板材胶接而成。导弹由头部、制导、燃料和发动机四个舱段组成。头部内装有战斗部；其后是制导设备舱，内装译码器、比较器、调制器等；燃料舱内装标准煤油；发动机舱内装一台涡轮喷气发动机。



“斗牛士A”的结构

动力装置　由一台主发动机和一台助推器组成。主发动机是艾利逊公司的J33-A-37型涡轮喷气发动机，本体长2.692 米，直径1.32米，重826 千克，最大推力为20.45 千牛，巡航17.35 千牛，推重比25.9牛/千克，最大燃料耗油率为32.22 毫克/牛·秒，巡航为31.72 毫克/牛·秒，允许工作时间10小时，燃料为航准煤油，用一级离心式压气机，压缩比为4.4 ∶1，单管燃烧室，一级涡轮。助推器为聚硫橡胶公司研制的固体火箭发动机，三点式固定在导弹尾部，其推力为231.39千牛，工作时间为2秒。

制导与控制　TM-61C采用指令加脉冲式近程双曲线导航制导。弹上设备有指令接收机、导引装置（包括译码器、比较器、调制器和地速表等）、电源和控制装置等。接收机把接收到的信号分别按航向和距离信号送入不同的译码器，译码后送入航向和距离比较器，计算出控制信号。航向控制信号经调制后用于操纵弹翼的阻流片来改变航向；距离信号送入距离比较器，计算距离误差；地速表用于确定导弹飞行的真速度和飞行距离，最后确定导弹的俯冲点。

探测、发射和指控

目标探测 预先由航空或其它侦察手段获得目标的地理位置，对永久固定目标，也可根据精确的地图来确定；对半固定目标（如车队集结地、炮兵阵地等），要随时探测。因此，必须有相应的目标探测侦察手段配合作战。

指控 地面控制设备有指控雷达MSQ和导航站。指控雷达位于发射阵地附近，其功能是把刚发射的导弹引入双曲线导航网。双曲线导航站包括构成方向曲线和距离双曲线两对电台，每对电台又有一主电台和一从属电台。距离双曲线和方向双曲线的交叉点便是导弹的俯冲点。该脉冲式双曲线导航系统工作频率为2800兆赫，对在12千米高度上巡航飞行的导弹，其导航距离为400千米。

发射装置 由液压泵、空气压缩机、一台28伏发电机、导弹支架等组成。支架通过前后支杆和支座支撑着导弹。导弹尾部放在后支座上，并用可切断销钉固定，两个前支杆顶端有两个弧形托板，导弹前段支于该托板上，在支杆的三分之二高度处有一球形接头，发射时使支杆上端可迅速向前倾倒，保证托板不影响助推器从两支杆间通过。发射架长12米，重15.8吨，装在一拖车上。运行状态支杆倒下，导弹置于水平状态，发射时，液压系统使支杆竖起，导弹置于上仰17°的发射状态。

作战使用

工作过程 根据预先侦察到的目标位置确定导弹发射位置和飞行弹道。导航站根据精确的地图配置导航双曲线。发射时涡轮发动机首先启动，当它达到额定推力时，助推器点火，于是切断固定销钉，导弹便离开发射架，2秒后助推器自动脱落。在导弹爬升过程中，用MSQ雷达指令将导弹引入双曲线导航网，然后导弹按双曲线导航规律飞向目标。导弹发射间隔为90分钟。

部署 该弹曾装备过两个导弹营，一个部署在联邦德国，另一个在南朝鲜和台湾（一个连）。每个导弹营下设三个导弹连共2881人，每个导弹连各有6个发射架，25枚导弹。导航站离前沿的距离为80千米，两对发射台之间的距离为96千米。主、从电台间的距离为48千米，导航台离发射阵地的距离最大允许为320千米。

（盛德林　毕士冠）

马斯（Mace）TM-76

概　述

“马斯”是美空军主管，由马丁公司在“斗牛士”基础上研制的战术地对地巡航导弹，最初的编号为TM-61B，后改名为“马斯”TM-76，主要用于配合战斗轰炸机执行全天候轰炸任务，根据制导系统，分为A型和B型。TM-76A采用自动地形识别制导系统，TM-76B采用惯性制导系统。1954年开始研制，1956年初在霍鲁曼空军基地进行了首次发射试验。1957年冬开始生产，1958年夏装备部队。1959年5月装备美驻联邦德国空军，取代“斗牛士C”型，1960年5月美批准在冲绳建立“马斯”导弹基地，六十年代末退役。当时每枚导弹的价格为25万美元。

主要战术技术指标

目标	战场纵深固定目标	弹径	1.37 m
射程	最大 1120 km	翼展	6.98 m
巡航高度	300～12000 m	发射重量	6260 kg
巡航速度	M=0.9（末段超音速攻击）	战斗部	W28 100万吨核战斗部
弹长	13.42 m（包括助推器）	制导	A型用自动地形识别系统，B型用惯导系统

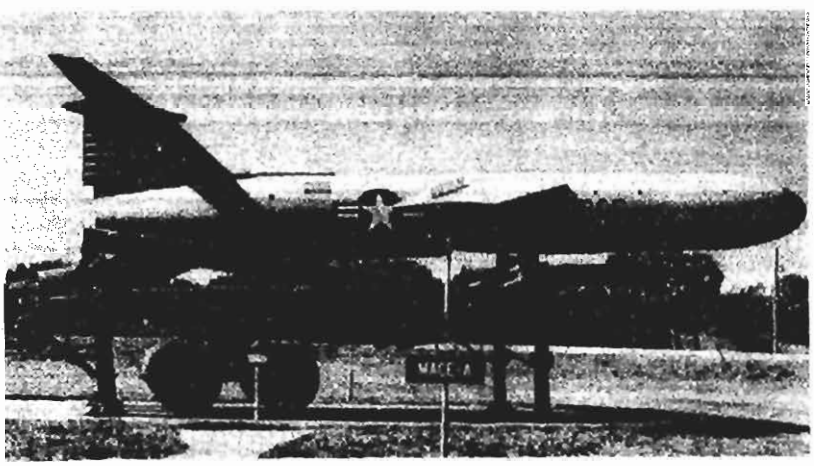
动力装置　一台J 33- A - 41型涡轮喷气主发动机；　一台固体火箭助推器

导　弹

“马斯”导弹外形与“斗牛士”导弹基本相同，弹体为圆柱形，头部比“斗牛士”更钝，翼展减少了1.5米，并可折叠，垂直尾翼后缘增设了方向舵。全弹总长增加了1.32米，总重增加了1183千克。导弹由头舱、制导设备舱、燃料舱和发动机舱组成。燃料舱增大了容量，换用了新的制导设备和发动机，助推器增大了推力。不但增大了最大巡航高度，而且采用低空巡航的方法。

动力装置由主发动机和助推器组成。主发动机是艾利逊公司研制的J 33- A - 41型涡轮喷气发动机，它采用单级双面离心式压气机，压缩比为4.35 ： 1 ，空气流量为41千克/ 秒，燃烧室由14个锥形火焰筒组成，单级涡轮，其轮速为11750 转/ 分，长3.965米，直径1.25米，重量813 千克，用J P - 4标准煤油作燃料，最大耗油率33.14 毫克/ 牛·秒，最大推力为23.4千牛，巡航19千牛。助推器是聚硫橡胶化学公司研制的，推力为445 千牛。

古德伊尔公司研制的自动地形识别制导系统1948年开始研制，主要由32毫米雷达地形胶片，胶片展放机，平面位置显示雷达，光电管，自动驾驶仪和高度表等组成。地形的雷达图象，通常是预先在空中用32毫米软胶片，沿导弹从发射点至目标飞行弹道摄取（每张胶片包括3.2 千米的地段）。如果不能在空中拍摄，也可用精确的地图制作地形模型摄取。发射前将制作好的地形图胶片装入导弹内，导弹发射后，在300米低空飞行，装于导弹前部的平面位置显示雷达自动将导弹下面的实际地形雷达映象通过光电管与预制底片上的图象进行比较，当发现导弹偏航时，光电管即发生校正信号给自动驾驶仪，控制导弹回到预定弹道上来。自动地形识别制导系统的优点是完全自主，精度不随射程远近变化，导弹在300 米低空飞行不易被敌方警戒雷达过早发现，导弹飞行路线较曲折，易于避开防空火力拦击。但射程很远时，胶片太多导弹无法携带，且只适于在地形比较明显的山岳地区使用，不适于平原和海洋。弹上的平面位置雷达不断发出电波，也易于被敌方发现和干扰。



“马斯A”型战术巡航导弹

地面装备主要有支架式发射架，射前自动检测设备，起重机，燃料贮存器和燃料加注设备。这些设备全套装在牵引车和运输发射车上。MM- 1 型牵引车长9.14米，宽2.74米，重6800千克。除用来牵引运输发射车外，还装有导弹部件等。运输发射车长9.14米，宽2.74米，重6800千克，通常在其发射架上装有一枚导弹。

（盛德林　毕士冠）

大猎犬（Hound Dog）AGM-28A/B

概　述

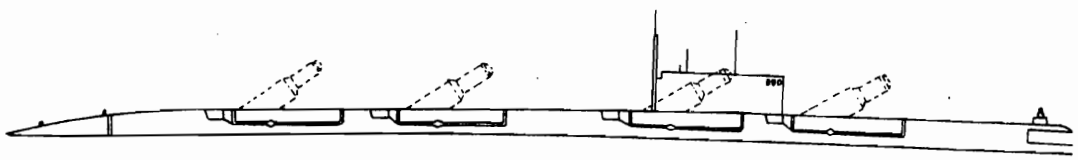
“大猎犬”AGM-28A/B是美国战略空军司令部委托北美航空公司研制的一种空地超音速战略巡航导弹，原编号GAM-77，武器系统编号WS-131A/B，A型带核弹头，用于攻击战略要地，B型装被动雷达导引头，用于攻击地面警戒雷达。1957年研制，1959年生产，1960年使用，1963年停止生产，总产量约600枚，装备29个B-52G/H轰炸机联队，1976年退役，为近程攻击导弹（SRAM）取代。

其详细战术技术性能和发展应用情况，请见本书空地导弹篇。

“大猎犬”导弹是在美国1958年至六十年代末陆基和海基巡航导弹纷纷退役的情况下，保留下来的唯一一种具有战略和战区核攻击能力的巡航导弹。1958年以前，由于美国还没有一种可用于实战的核弹头远程或洲际运载工具，弹道导弹和巡航导弹处在平行发展之中。1958年4月洲际弹道导弹“宇宙神D”研制成功，“雷神”和“丘辟特”中程导弹也于1958和1959年相继出现，当时由于其比执行相同任务的巡航导弹具有更远的射程、更高的精度、更大的可靠性和有效载荷运载能力，速度也比巡航导弹快2－20倍，因而取代了海基和陆基巡航导弹，成为美国七十年代以前战略和战区核导弹的主要组成部分。而“大猎犬”导弹则是美国在近程空地导弹研制成功以前，唯一一种适于从敌人有效防空区外发射的战略空地超音速导弹，美国又倾向于靠空中力量作为其实施战略和战区核攻击的重要手段之一，因而使“大猎犬”导弹保留下来直至1976年才全部退役。

（毕士冠）

沙道克（Shaddock）SS-N-3c



SS-N-3c 在潜艇装备情况示意图

概　述

SS-N-3“沙道克”巡航导弹的研制工作始于1951年，苏联海军1954－1958年进行过多次试验，1959年开始装备于两艘W级巡航导弹潜艇，1960－1962年装备于5艘E_1级核动力巡航导弹潜艇，1967年SS-N-3的装备数量可能已达156枚，到七十年代初已有300多枚装备于W、J、E级巡航导弹潜艇，“克列斯塔”I级巡洋舰和“肯达”级驱逐舰上也装备有48枚，装备SS-N-3的E级潜艇曾到美国大西洋沿岸附近潜航，偶尔停靠于古巴港。自1976年SS-N-12“沙箱”导弹出现后，SS-N-3已逐步为其代换。

对SS-N-3是不是战略巡航导弹，有没有对陆攻击能力，西方国家众说不一，美国的看法也曾多次改变。1953年美国中央情报局曾认为，苏联已拥有从潜艇上发射“V-1”式导弹的能力。五十年代中，美国估计苏联的潜射巡航导弹主要用于对陆攻击。1957年认为苏联可能已拥有915千米以上的超音速巡航导弹。五十年代末SS-N-3出现后，美国认为自己的估计得到证实，直到1962年仍坚持认为，它是针对1960年美国部

署于北美的核力量而用于对付美国境内目标的一种战略导弹。英国海军情报局则认为，SS-N-3主要是一种反舰导弹。到1963年底美国改变了自己的看法，国防部长麦克纳马拉在1963年12月给总统的备忘录中认为，苏联潜艇发射的SS-N-3将主要“用于支援海战，但也不排除用它对付陆上目标的可能性”。第二次限制战略武器会谈期间，美国的看法又有新的变化，国防部长哈罗德·布朗在听证会上就苏联是否曾部署过威胁美国的巡航导弹潜艇问题作答时指出：“苏联在拥有弹道式导弹潜艇之前，曾部署过巡航导弹潜艇威胁美国，但自拥有弹道导弹潜艇后，他们就不再部署这种潜艇了，而且这种潜艇远没有达到威胁美国的目的”。事实上，六十年代初，苏联因苦于缺乏从海上打击美国的核运载工具，曾一度试图用巡航导弹潜艇作核运载武器。1962年当SS-N-5和第一种洲际弹道导弹SS-7部署后，这一矛盾有所缓和。美国的最新看法是，SS-N-3“沙道克”巡航导弹主要是一种反舰导弹，用于执行对陆攻击的战略任务只不过是一种临时手段；并认为，“沙道克”共有四种型号，陆射反舰型通常称为SSC-1b“鼓点”；海射反舰型有两种，一种是SS-N-3a潜射型，一种是SS-N-3b水面舰射型；能执行对陆攻击任务的战略型导弹则编为SS-N-3c，它首先于1960年出现，和反舰型相比，其不同点是制导系统可能采用了更适于攻击陆上目标的制导设备，并且比反舰型有更大的射程，战斗部可能是当量较大的热核弹头。有关SS-N-3a/b的详细情况，请查阅本书反舰导弹篇，对SS-N-3c的主要战术技术性能指标，美国和北约作了如下估计：

目标	从离美国本土176～230千米的水下30米处发射，可以威胁美国居住于沿海的50%居民和工业城市。
射程	受中制导控制的射程约460 km，最大射程在800 km以上
巡航高度	耗油率最小射程最远的最佳巡航高度约为10 km；通常可在3000～6000 m高度巡航；距目标80～100 km时，可下降至相当低的高度隐蔽飞抵目标。
巡航速度	平飞段M=0.9；逼近目标时，高度下降，速度增大到M=1.4，以超音速攻击目标。
外形尺寸	同于SS-N-3a/b
发射重量	大于5400 kg
战斗部	80万吨级热核弹头
制导系统	无线电指令制导或惯性导航加末制导。
动力装置	主发动机用一台涡喷发动机；助推器用两台固体火箭。

发展与改进

美国估计，尽管七十年代以来，SS-N-3仍在继续服役，但主要用作反舰导弹。1976年开始出现的SS-N-12是SS-N-3的后继型，其主要任务也是用于反舰，因为自六十年代初，苏联弹道导弹正式部署后，没有必要再用这种外形尺寸大、飞行速度低、易受攻击、射程又近的导弹，在没有任何防御力量保护的情况下，远涉重洋去执行对美国陆上目标攻击任务。因此，美国和北约诸国认为，尽管苏联在1980年“O”级巡航导弹潜艇下水前，先后曾装备过十几种新的巡航导弹，但除了空射巡航导弹AS-4“厨房”具有对陆攻击能力外，其它大都是反舰或火力压制用的战术巡航导弹。1981年开始试验的SS-N-21海射巡航导弹才可看作是苏联新一代，在性能上可以和美国的空射巡航导弹相当的战略巡航导弹。（毕士冠）

SS－N－21

概　述

SS-N-21潜射巡航导弹是苏联从1978年开始研制的各种巡航导弹之一。1981－1982年进行过多次试验，1983年装备于退役的6艘“Y-I”级弹道式导弹核潜艇，从原来发射SS-N-6弹道导弹垂直发射管发射，由于其直径和苏联标准鱼雷发射管的内径相近，因此亦可从水面舰和“O”、“C”两级巡航导弹潜艇的鱼雷管发射。可能主要用作战区进攻力量，从欧洲和远东的苏联海域或公海发射并攻击敌方的加固或非加固目标以及敌人后方的地下指挥所、机场、低速行进的装甲编队和集结中的部队、海军港口设备、海军基地及海洋监视设施；也

SS-N-21导弹示意图

可用作战略导弹，对付美国部署于欧洲的中程核导弹或在离美国本土较近的海域攻击美国沿海城市或军事目标。西方国家有的资料把它比作美国的“战斧”和“捕鲸叉”导弹，认为它兼有反舰和打击战略目标双重能力。

估计其射程可能在3000千米左右，直径533 毫米，精度约120 米，制导系统和动力装置类似于美国“战斧”海射巡航导弹，采用等高线地形匹配（TERCOM）辅助惯性导航系统和涡扇发动机。

美国对苏联战略巡航导弹发展情况的估计是不断变化的。开始认为，1960年至1977年以前发展的十几种巡航导弹除SS-N-3c 外，大都是反舰导弹，对陆攻击巡航导弹的威胁可以略之不计，而且认为苏联的巡航导弹老、大、笨、粗，在技术上无法与美国匹敌。美国新一代小型、高精度、远射程巡航导弹得以在七十年代出现是由于有了高精度地形匹配制导和小型涡扇发动机，而苏联在七十年代还不拥有发展这种巡航导弹的固态计算机技术和小型涡扇发动机设计能力。然而，当苏联制造大型“O”级巡航导弹潜艇时，美国的看法有了变化，自这种潜艇1980年下水后，美国就估计苏联可能已研制出某种战区或战略对陆攻击巡航导弹，因为，建造这样一艘潜艇所花费的资金几乎和建造一艘航空母舰一样昂贵，若用它作反舰导弹发射平台时，是不符合苏联的传统作法的。从1981年中期开始苏联试验了多种新型巡航导弹，1982年中，SS-N-21居然缩小到可以从533 毫米标准鱼雷管发射，而且采用了TERCOM和小型涡扇发动机，射程也和美国巡航导弹相近。这时美国估计，苏联的巡航导弹在技术上已达到了可和美国相当的水平，并预计，SS-N-21及其陆射和空射改进型可能会沿着和美国巡航导弹相似的技术途径进行。

对于苏联巡航导弹为什么在八十年代初取得这样快的进展，美国和西欧国家曾从技术上作了如下一些分析和估计：惯导设备可能是靠军用飞机，特别是低空轰炸机上使用的类似系统改进来的，也可能是从西方引进先进技术的结果；现代微电子技术可能是在从西方引进的其它项目的关键技术基础上，经过重新组装后形成的；TERCOM比较简单，可能是用小容量计算机贮存地图信息，目前要绘制精度较高的标准数字式地图在苏联有困难，但可以逐步办到；高度测量可能是用经过改进的“沙道克”导弹无线电高度表；小型涡扇发动机可能是靠测绘六十年代在越南获得的美国无人驾驶飞机发动机残骸和阅读美国公开发表的技术资料后设计出来的，也可能是在目前军用直升机用的涡轮轴发动机基础上改装的。（毕士冠）

SSC－X－4

SSC-X-4是苏联最近出现的一种现代化机动式陆射巡航导弹，1983年初开始流传有关它的报道。其配置很象美国的GLCM，在一辆大卡车上装有四联装发射装置。据西方国家估计，其射程为3000千米以上，可能是SS-N-21的陆射型号，装有核弹头或常规弹头。（毕士冠）

撑竿 (Kent) AS-15

撑竿AS-15是苏联最近服役的一种机载重型远程空地巡航导弹，1979年2月出现，预计1984年即初具作战能力，用以取代较老的AS－6空地导弹。美国认为，从1978年以来，至少有8枚导弹已从“逆火”式轰炸机上成功地进行发射试验。从外形看使用的是空气喷气发动机，性能可能类似于美国的空射巡航导弹（ALCM），射程估计为2400－2700千米，命中精度大约为45米，动力装置可能是一台涡喷发动机，制导系统为惯性导航加地形匹配修正制导，战斗部用热核弹头。可以在区域或洲际作战中，从低空或防空区外攻击目标，用以改进苏联的战略攻击能力。1985年已装备于“逆火”轰炸机，正开始装备新一代图—95（熊-H），预计1986－1987年将装备新型的“海盗旗”（又称“黑棒槌”）轰炸机。（毕士冠）

BL－10

BL-10是苏联新近设计的一种从轰炸机上发射的高空超音速巡航导弹。体积大，射程约为3700千米。运载飞机可能是“熊”式轰炸机或正在研制的“黑棒槌”轰炸机。（毕士冠）

PTA靶机/巡航导弹

(PTA Drone / Cruise Missile)

PTA靶机/巡航导弹计划是印度航空开发局1982－1983年开始的一项双重目的发展计划，由印度斯坦公司制造。该计划的初始型号是靶机，用作飞机或导弹试验靶标；后继型号则转为研制巡航导弹，装有常规子母弹头或核弹头，用以远距离攻击敌方指挥控制中心、舰船、跑道等目标，计划发展两种型号：车载型和机载型。靶机型号从1984年开始已进行了18个月的试验，飞行航线由预先编好程序的机载电子计算机控制，计划于1987年开始首批生产。巡航导弹型的生产估计要更迟一些。试验样机显然将采用法国制造的发动机，正式产品按计划将全部使用印度斯坦公司制造的HALPTAE-7喷气发动机。它所产生的推力，是可以使6米长的巡航导弹以每小时1000千米的时速飞行，这相当于有M=0.82的高亚音速。燃油供给系统由小型计算机控制能使发动机始终保持最佳性能。

西方国家认为，虽然印度已制定有各种雄心勃勃的航空和国防计划，但是研制生产的进度，往往会因受到经费和科学技术水平的限制而延期。他们估计，印度研制的巡航导弹可能不会象美国那样采用复杂的惯导加地形匹配辅助系统，而很可能是一种性能上与苏联的“冥河”相类似，射程则较远的空对地和地对地巡航导弹。（毕士冠）

英国巡航导弹
（U.K. Cruise Missile）

英国巡航导弹是英国航天公司在英国皇家空军没有提出具体要求的情况下进行的一项巡航导弹研究计划，试图在现有“海鹰”反舰导弹基础上发展一种既可用作常规武器又可投掷核弹头的两用空地巡航导弹。由于苏联中欧地区防空力量日益加强，英国飞机要穿过苏联领空去攻击苏联内地目标越来越困难，该导弹计划装备“旋风”攻击机，用于攻击苏联机场和其它第二梯队目标。鉴于这项导弹发展计划在作战任务要求上和美国的“中程空面导弹”（MRASM）有些相似，因此英国皇家空军是否与其它使用“旋风”攻击机的国家联合研制还不清楚。该方案提出的主要战术技术指标有：

目标	机场或其它二梯队战略战术目标
射程	最大650 km
巡航高度	几千米的中、高空
巡航速度	最大M= 2
弹长	4.14 m
弹径	0.40 m
翼展	最大1.2 m
发射重量	大于550 kg
战斗部	子弹头投放装置、常规战斗部、核战斗部等，引信视战斗部而定。
制导系统	惯导加景象匹配系统
动力装置	涡喷发动机

（毕士冠）

第三部分

面对空导弹

面对空导弹

面对空导弹是用于反击空中威胁的导弹，分战术和战略面对空两类导弹。

战术面对空导弹用于对付飞机及其他空袭兵器。就世界范围而言，从四十年代初开始研究，经历了三个发展时期，研制了三代防空武器，并依其作战性能形成了高空远程、中空中程、低空超低空近程三个空域四种导弹系列，迄今已研制了75种型号，其中，地对空45种，舰对空30种，现役装备约60种。目前美、苏、英三国都已完成了空域上比较完整的防空导弹配系，有些导弹已经过了多次实战考验。

最早研制的国家是德国，到二次世界大战末，已先后试制了多种地对空导弹，其中两种亚音速导弹（龙胆草和蝴蝶）和两种超音速导弹（莱茵女儿和瀑布）已进入研制后期，但都未来得及投入使用，成为后来美、苏等国研制面对空导弹的基础。战争期间，美、英等国也进行了“小兵”、“助手”等舰对空导弹的研制。

到五十年代，高空远程轰炸机成为空中主要威胁。美、苏、英等国针对这种目标相继研制了第一代面对空导弹武器系统，像美国的“奈基2”、“黄铜骑士”，苏联的“SA-2”，英国的“警犬”等共12种。它们的作战半径一般在50～100多公里（“波马克”可达320公里），最大高度约30公里。采用无线电制导体制和多种推进系统，如冲压发动机和液体、固体火箭发动机等。其缺点是系统易受干扰；导弹较笨重，机动性差；用固定或半固定发射装置，地面设备庞大，使用维护复杂。目前这类导弹已大都退役。

六十年代至七十年代初，由于防空导弹武器系统特别是雷达技术的发展，加上飞机受升限的限制，迫使空袭兵器采用低空突防战术，从而促进了低空和超低空防空导弹武器的发展。电子技术、计算机技术、激光与红外技术的发展给研制新型导弹打下了较好的基础。再加上法、德、意等国竞相参加到这一研制行列，因而出现了面对空导弹大发展的局面。这一时期研制出的40多种面对空导弹武器系统，其中有美国的“霍克”、“尾刺”，苏联的“SA-6”、“SA-8”，英国的“长剑”、“海狼”，法国的“响尾蛇”，联邦德国和法国联合研制的“罗兰特”，瑞典的“RBS-70”等。这些均属于第二代防空武器，其作战性能显著提高，填补了第一代武器空域覆盖上的空白，完成了全空域的火力配系。和第一代相比，其技术特点是：采用无线电、红外、激光和光电复合等多种制导体制，提高了系统的抗干扰能力；推进系统多采用固体火箭发动机，其中“霍克”等导弹用了更先进的单室双推力火箭发动机，SA-6导弹所用的固-冲组合发动机开辟了推进系统的新途径；大量使用计算机技术和固态电子元件，从而提高了导弹系统的自动化程度和可靠性，缩短了系统反应时间（最短可达4～5秒）。由于非线性导弹空气动力学的发展，导弹的气动外形有了新的突破，“标准”导弹采用了展弦比非常小的长脊鳍形弹翼，大大提高了导弹的机动性；由于使用了新的雷达体制，使导弹系统具有较好的低空性能。

从七十年代中开始，空袭兵器仍以飞机为主，但逐步出现了战术导弹；在战术运用上，采用了低空、超低空突防为主，高低空相结合的多层次、多批次、多方向、饱和攻击并辅之以多

种干扰手段的方向发展，第三代防空武器就是针对这种威胁特点而研制的。其中有美国的“爱国者”、“宙斯盾”，苏联的“SA-12”，法国的“SA-90/SAN-90”，联邦德国的“MFS-2000”等导弹系统。其特点是：建立多层次的防空体系，用多用途或各种性能不同的面对空导弹、带空对空导弹有俯视下射能力的歼击机以及自动化高炮及高射机枪等覆盖不同的空域，共同组成一个分层防御的防空体系；以多种制导手段并用的方式，提高武器系统的抗干扰能力、全天候作战能力和对不同目标、不同作战环境的适应能力；采用相控阵雷达体制，提高对付多目标和抗饱和攻击的能力；提高系统的机动性，快速反应能力；提高武器系统的可靠性、可用性、可维护性．尽量作到标准化、系列化、模块化，提高三军兼用程度，以节省经费和加速研制进度。

近几年来，各国研制的全新型号较少，多注重于对现有型号的不断改进，甚至在新型号研制之初就预埋了利用新技术改进的潜力（称为预埋改进计划），以达到快速经济地适应作战需要的目的。从目前的发展趋势看，九十年代和2000年以后，空中威胁除了各类飞机性能将继续提高外，各类对地对海战术导弹（包括空对地导弹，弹道式战术地对地导弹，巡航导弹，掠海飞行反舰导弹，反辐射导弹等）和小型无人遥控飞行器将逐渐成为空中威胁的主要手段。防空系统本身将成为空袭兵器首先打击的目标。可以预计，九十年代导弹防空将采用自动寻的精密制导体制，尤其是雷达主动寻的、红外被动寻的、激光制导。在频谱上着重发展毫米波、亚毫米波以及中、远红外制导手段，以提高制导精度。实现“发射后不管”，以增强火力和对付多目标的能力；武器系统将向智能化方向发展，特别是弹上数字机的应用，使具有较强识别功能的射频和红外成像制导成为现实；采用新的雷达体制，进一步发展光电结合的探测制导手段，以提高抗干扰能力和全天候作战能力；应用垂直发射技术和推力矢量控制技术，以缩短反应时间，改善控制性能，并且大力发展可靠性好抗干扰能力强的电子化作战指挥系统，以有效实现多种防空武器的联合作战。

战略防空导弹是一种专用于拦击战略弹道式导弹的、可导防空武器，也称反导弹导弹。迄今世界上只有美、苏两国发展了4种。随着弹道式导弹的发展，美、苏两国从五十年代末开始，分别在地空导弹的技术基础上发展了反导弹导弹系统。经过了途径探索、技术攻关、系统研制到初步部署，防御模式也由单一的外层空间拦截手段（高空拦截）发展为外层空间拦截与大气层内末段拦截相结合，以大气层内末段拦截（低空拦截）为主的分层防御。苏联在1964年部署了“橡皮套鞋”高空反导武器系统，经过不断改进完善，目前已研制成高低空结合的ABM-X-3反导分层防御系统。美国从1957年在“奈基-2”地空导弹基础上，研制了“奈基－宙斯”第一代高空反导弹系统，1963年开始研制有“斯帕坦”高空反导弹导弹和“斯普林特”低空反导弹导弹组成的“奈基－X”分层防御系统，1967年开始建造旨在保卫要地和洲际导弹地下井的有限防御的“哨兵”反导系统（稀薄防御系统），1969年起改进为保卫“民兵”导弹地下井的“卫兵”硬点防御系统，1975年部署后由于系统性能不够理想等种种原因，仅装备的一个“卫兵”系统也于1976年宣布封闭。此后，两国都进入先进技术研制阶段。随着定向能武器，动能武器和探测、识别及杀伤评定技术等方面取得新的突破，作战管理/指挥、控制、通信、情报系统（BM/C^3I）有了长足的进步，双方都认为已具备建立一种有效的战略防御系统的可能性。为此，美国总统里根于1983年3月23日提出了战略防御倡议（SDI），俗称“星球大战”计划，提出了对弹道导弹实施四层防御的新设想，预计反导技术将步入新的发展阶段。

本分编的编写工作是在刘从军同志的领导和支持下进行的。

地对空导弹

鹰眼（Sakr Eye）

概　述

“鹰眼”是埃及在苏制 SA-7 基础上改进的一种便携式地对空导弹，用来对付近程低空、低速飞机。

多年来埃及陆军使用苏联的 SA-7 便携式地对空导弹系统作为单兵防空武器。后来埃及的萨克尔（SAKR）工厂在 SA-7 的基础上进行改进、提高，研制了“鹰眼”导弹。目前还处于研制阶段。第一批“鹰眼”的样弹已通过鉴定试验。1985年 3 月开始小批量生产，到1985年末或1986年初开始批生产，然后陆续装备部队。

主要战术技术指标

对付目标		近程低空低速飞机	制导体制		红外寻的
最大速度	迎击	150m/s	抗干扰措施		改进的红外导引头，增加了滤光片，提高了抗红外干扰能力。
	尾追	280m/s			
高度	最大	2.4km	机动能力		单兵携带
	最小	50m	弹长		1.44m
杀伤空域			弹径		72mm
作战半径	最大	4.4km	翼展		230mm
	最小	500m	弹重		9.8 kg
作战高度	最大	2.4km	最大速度		M= 1.5
	最小	50m	战斗部与引信		高能炸药，破片杀伤式战斗部，近炸和触发引信
方位角		不限			
高低角	最大	60°	作战使用环境	温度	−38°～+50℃

导　弹

布局与结构　导弹的结构布局与 SA-7 导弹同，详见苏联 SA-7 导弹。

动力装置　两级固体火箭发动机。主发动机为单室双推力，采用复合推进剂。起飞发动机采用双基药。

稳定与控制　弹体以一定的滚转速度来稳定导弹的飞行。弹上红外导引头由目标红外探测器和电子线路组成，当目标红外探测器接收到红外辐射能，并探测出目标——导弹相对位置后，形成控制信号，通过伺服机构控制舵机，操纵导弹飞向目标。

作战使用

武器系统组成与功能　由带筒导弹、发射控制装置、敌我识别器、夜视系统和外接电池组成。发射筒可用于发射、储存和运输导弹。发射控制装置主要是在导弹发射前用来瞄准目标，并给射手提供目标截获信号按规定程序发射导弹。夜间作战时可采用夜视系统。

作战过程　接收上级的目标指示信号，在指定的空域用光学瞄准器搜索目标。一旦截获目标，跟踪并将目

标锁定。激活弹上红外导引头，导引头跟踪目标，自动或人工选择发射状态，目标进入导弹发射区时，射手按下发射按钮，起飞发动机点火，导弹飞出发射筒几米以后，主发动机点火。弹上红外导引头接收目标的红外辐射信号，导弹按比例导引规律接近目标，二者达到一定距离或碰撞时引信解锁引爆，战斗部摧毁目标。如果在4.4千米内没有击中目标，导弹自毁。

检测与维修 导弹不需要通常的现场维护。在使用前便携式试验设备对导弹进行功能检测。

发展与改进

优缺点与发展前景 “鹰眼”导弹和原来的SA-7导弹相比在抗干扰性能，可靠性、有效性、敌我识别和寿命等方面都有一定程度的改善和提高。但这种导弹只能对付低速目标，迎击能力差，难以应付八十年代空袭兵器的威胁。 （傅敬民）

响尾蛇 (Crotale) TSE 5000

“响尾蛇”系统组成图

概 述

“响尾蛇”是一种机动、全天候、低空近程地对空导弹武器系统，主要用来对付低空、超低空攻击的战斗机、武装直升飞机，以保卫机场、港口等要害部位和行进中野战部队的对空防御，其改进型可以用来对付战术导弹。

六十年代初，针对空中目标的低空突防措施，开始探索地对空导弹对付低空目标的技术途径。1964年法国汤姆逊-CSF公司在接收南非投资后，开始“响尾蛇”原型的研制工作。1965年6月通过首批25发导弹的飞行试验，检验了导弹及弹上设备的性能；1967年9月在发射制导单元试验样机上，进行了21发导弹的飞行试验，检验了制导系统、地面支援装备及软件系统性能；1969年10月在包括有搜索指挥单元和发射制导单元在内的全系统试验样机系统上，进行了14发导弹拦截靶标的飞行试验，结果是9发命中靶标。到此，试验系统经过60发导弹各种状态的飞行试验，基本完成研制试验，开始批量生产。1971年开始向南非（命名为“仙人掌”）和智利提供装备。

在原型“响尾蛇”基础上，经过改进作战车辆，增加人工电视跟踪系统等技术措施，研制出“响尾蛇”2000型代号TSE 5000，它是“响尾蛇”系统基本装备型号，投入大批量生产。从1973年起，已先后装备了利比亚（命名为“眼镜蛇”）、巴基斯坦、沙特、科威特（命名为“卫兵”）、埃及、阿拉伯联合酋长国、摩洛哥、

阿布扎比、希腊、西班牙和法国等十几个国家。到1982年已累计生产“响尾蛇”导弹5000多枚，目前基本型已停止生产。

“响尾蛇”由法国汤姆逊—CSF 和马特拉公司联合研制，汤姆逊—CSF 公司为总承包商，负责整个系统的研制，马特拉公司负责导弹研制。

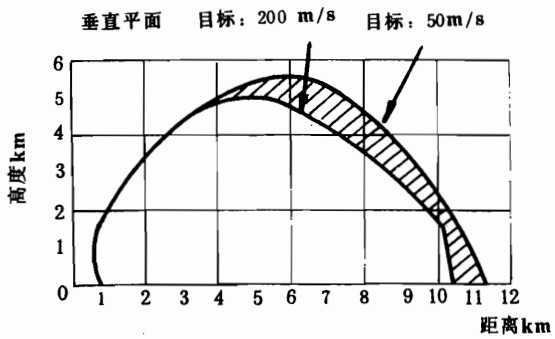
基本型主要战术技术指标

对付目标

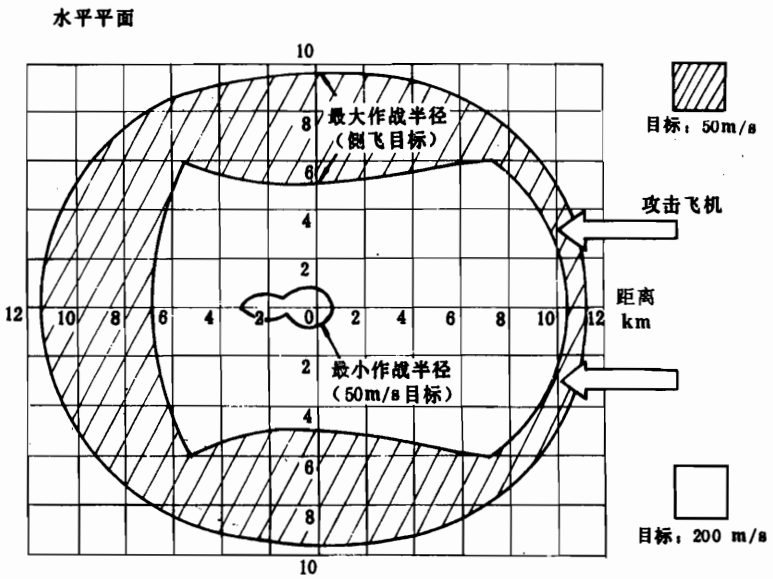
目标类型	主要对付战斗机、轰炸机、武装直升飞机	
目标速度　最大	M＝1.2	
雷达反射截面	1 m^2（起伏）	
水平机动过载	2 g	

杀伤空域

作战半径	最大	8～8.5 km
	最小	～0.5 km
作战高度	最大	3 km
	最小	0.05 km
最大航路捷径		3～4.5 km



典型杀伤空域（垂直）

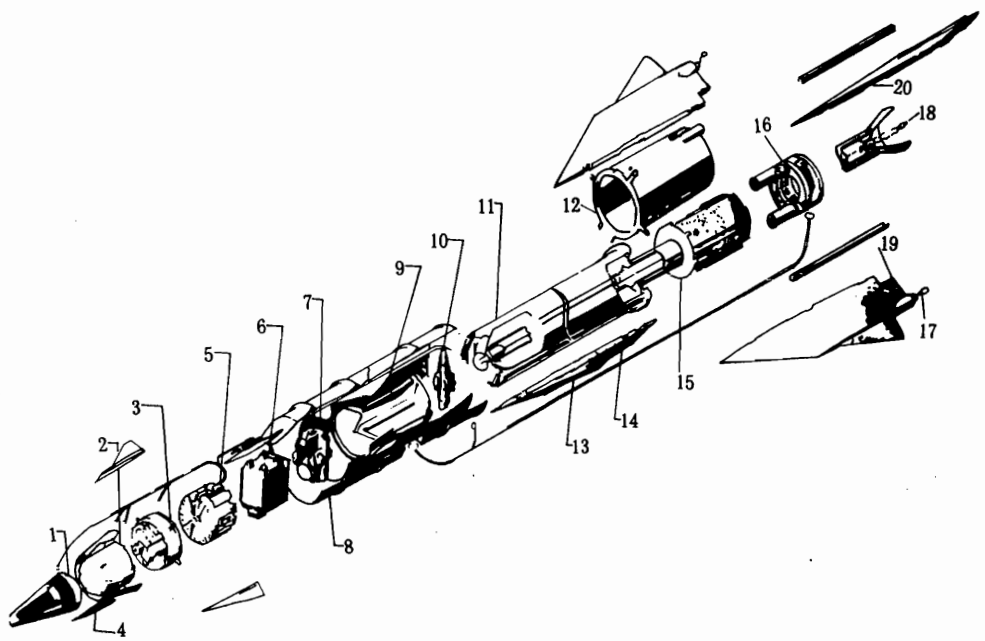


典型杀伤空域（水平）

杀伤概率	单发	50～70%	反应时间	对正常目标为10s，对紧急目标为6 s；两发导弹发射间隔为3 s；火力转移时
	双发	80～90%		

	间为4s
制导体制	无线电指令制导，三点法导引
发射方式	吊挂型筒式倾斜发射
抗干扰措施	单脉冲跟踪雷达、光瞄、电视辅助跟踪
机动能力	具有半越野机动能力，可进行火车、飞机运输，最大行驶速度为60km/h；装备展开、撤收时间各为5min
弹长	2.94m
发射筒长	3.02m
弹径	156mm
翼展	547mm（翼尖弹出）
弹重	85kg
筒弹总重	125kg
最大速度	M＝2.2
最大机动过载	25g
战斗部与引信	破片聚焦式战斗部，总重13.9kg；红外近炸引信，杀伤半径6～8m
动力装置	一台单级固体发动机
作战使用环境	
温度	－32°～＋52℃
湿度	当t＝35℃时，相对湿度92%
风速	不大于20m/s
可靠性指标	导弹贮存寿命为7—10年

导　弹



“响尾蛇”导弹部位安排图

1．近炸引信　2．换流器　3．偏航俯仰伺服机构　4．偏航俯仰控制翼　5．电池　6．自动驾驶仪控制组合　7．仪表组合　8．舱体　9．战斗部　10．安全引爆机构　11．固体火箭发动机　12．尾段　13．伸缩翼　14．滚动控制副翼　15．遥控接收应答机　16．滚动伺服马达　17．天线　18．喷管　19．带天线的尾翼　20．带滚动控制翼的尾翼

布局与结构　基本型与原型相同，均采用马特拉公司的R．440导弹，气动外形为鸭式布局，弹身由卵形头部和细长圆柱体组成，舵面与弹翼为X形配置，弹翼由内翼和可伸缩外翼组成。在发射筒内，外翼被压缩在内翼内，离开发射筒后，外翼在弹簧作用下，自动弹出并锁在规定位置。一对弹翼后部装有副翼；另一对弹翼

后端，分别装有遥控接收和发射天线。弹体结构大都是整体薄壁结构，采用高强度铝合金和镁合金制成。弹体结构由四个舱段、两组翼面和上下两个整流罩组成。

动力装置　采用单级固体火箭发动机，推进剂为八角形内孔双基药柱，外有包覆层，发动机总重为41.3千克，推进剂重量为26.4千克，比冲为211秒，平均工作时间2.3秒。发动机由带推进剂的燃烧室、长尾延伸管及喷管组成，遥控接收应答机、副翼执行机构安装于长尾延伸管外围。为满足导弹红外初制导的需要，要求推进剂喷流具有较高的红外辐射能力。

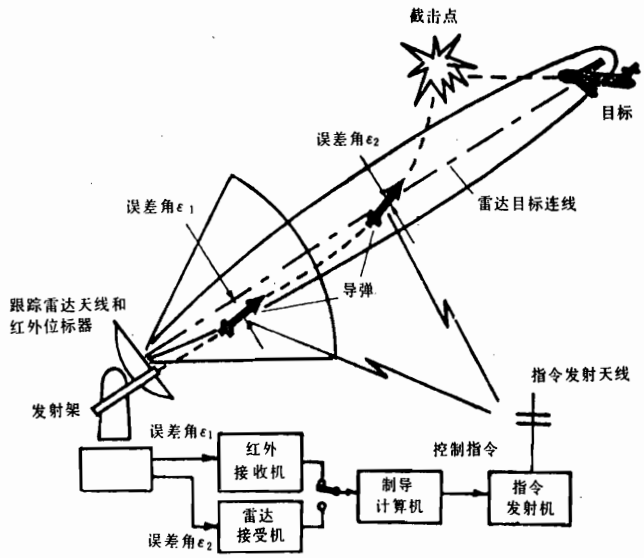
稳定与控制　通过弹上遥控应答机、自动驾驶仪和电气系统来实现对导弹的稳定与控制。遥控应答机采用二进制编码指令的传输技术，通过自动驾驶仪实现对导弹俯仰、偏航、滚动三个方向的姿态控制。驾驶仪由位置陀螺、速率陀螺和加速度表等仪表组合，电子线路组合以及继电器式的伺服机构组成。

战斗部与引信　红外近炸引信由光学组件、锑化铟（InSb）红外探测器、电子线路和轻合金结构部件组成。为了提高引信与战斗部配合效率，延迟时间可进行调整。战斗部为破片聚焦型，聚焦半径为六米，杀伤半径为六至八米。战斗部由预制曲线型破片壳体、装药和传爆系列组成，总重约为13.9千克。战斗部安全引爆机构采用三级保险来确保导弹贮存、运输中的安全及发射后的安全引爆距离。

弹上电源　由银锌电池和电子换流器组成。

导弹发射筒　发射筒由前锥形帽、筒体和后盖组成，发射筒用作导弹贮存、运输和发射，前锥形帽在导弹起飞前由电爆管弹开，后盖在起飞时被固体发动机燃气流吹破。

探测、发射与指控



“响尾蛇”制导原理图

探测与跟踪　系统具备二种工作方式：正常情况下，采用雷达自动搜索跟踪目标，红外位标器和雷达跟踪制导导弹；在受到干扰或其它意外情况下，采用光学瞄准具和电视跟踪器人工发现和跟踪目标，红外位标器与雷达制导导弹的辅助方式。全部地面制导设备装于搜索指挥单元和发射制导单元两部车上。

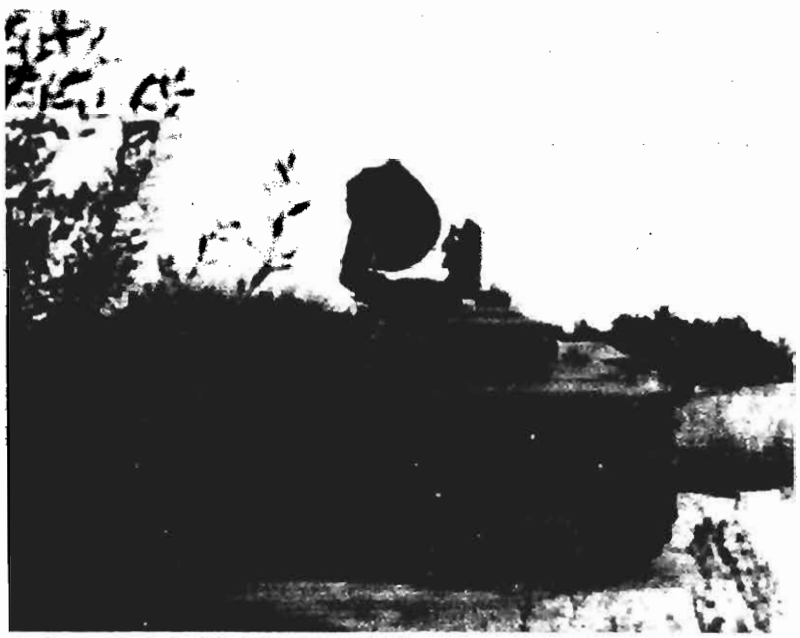
搜索指挥单元　由搜索指挥雷达、敌我识别器、数据处理系统、通讯和数据传输系统及一辆电动轮式装甲车组成，总重12.4吨。它的主要功能是探测、识别来袭目标，对威胁程度进行判断后进行火力分配，并把目标指示给发射单元。

搜索指挥雷达　采用“米拉多”Ⅱ型全相干脉冲多卜勒雷达，能对30个目标进行监视和威胁判断，跟踪其中的12个目标，能同时为3个发射制导单元提供最紧急的目标指示。雷达天线可以产生上、下两个叠加波束，有良好的低空探测性能，并装有边跟踪边扫描装置和恒虚警接收机以及信号选通技术，因此具有一定的抗干

扰能力，其主要性能指标为：

工作频段	E波段	发射机平均输出功率	50w
天线转速	60r/min	探测目标速度	40～400 m/s
天线增益	接收约27db	方位测角精度	0.4°（均方值）
	发射约24db	测距精度	200 m（均方值）

敌我识别器　工作频段为D波段，最大作用距离为18.4千米。数据处理系统包括数字计算机、数字提取器和定序器。



搜索指挥单元

发射制导单元　由精密跟踪制导雷达、红外位标器、电视跟踪器、光学瞄准具、带导弹发射架、数据处理和数据传输系统、通讯系统以及电动轮式装甲车组成，总重14.7吨。它的主要功能是根据目标指示对目标进行搜索、截获、跟踪，发射导弹并进行红外预制导、雷达制导直到拦击目标。

跟踪制导雷达　采用频率分集单脉冲相对测量体制雷达，可同时跟踪一个目标和制导两发导弹，其主要性能指标为：

工作频段	J波段	天线增益	40
跟踪距离	16 km（对 1 m^2 反射面积）	极化方式	水平或圆极化
方位角工作范围	0～360°	波束宽度	1.
高低角工作范围	−5°～+70°	遥控发射机	
跟踪角精度	0.3mrad	工作频段	I波段
相对偏差测量精度	0.2mrad	脉冲宽度	0.5μ
峰值功率	60kw	极化方式	垂直极化
		天线增益	20

红外位标器　利用导弹主动段飞行时发动机火焰中的红外辐射能量，进行导弹的角偏差测量，用以形成控制指令，将导弹引入雷达波束，以完成导弹的预制导任务，其主要性能指标为：

视场	10°×10°（宽视场）4°×5°（窄视场）	测角精度	1mrad

电视跟踪器　由摄像头、显示器和操纵杆组成，操作手用操纵杆控制转塔将目标套在屏幕标志内，以实现人工跟踪，其主要指标为：

作用距离　　16 km　　视场　　3° × 3°（摄像头视场）

电驱动轮式装甲车　由车体、动力装置、发电供电系统、液压系统、行驶系统和空调等系统组成。

抗干扰措施　搜索目标时采用脉冲多卜勒体制，可抗一部分消极干扰与杂波干扰；跟踪制导中采用J 波段窄波束，频率分集及光瞄电视辅助手段，增加了一定的抗消极干扰与积极干扰能力。

发射制导单元

发射与指控　采用四联装发射架转塔，每个发射架上装一枚带发射筒导弹。搜索指挥与发射制导单元指挥功能都是通过车上计算机来实现的。

作战使用

系统组成与功能　武器系统直接作战装备由搜索指挥单元和发射制导单元组成，两者各安装在一辆半越野式 4 × 4电驱动轮式装甲车上。一个作战单元包括一辆搜索指挥车和三辆发射制导车，每辆车上各有 4枚密封在发射筒内的导弹，共有12枚导弹，它能同时对付不同来袭方向的三个目标，也可集中火力对付一个目标群。

火力配置　分队是最小作战单位，每个作战分队包括二至三个作战单元，每三个作战分队组成作战联队，装备一套技术支援装备。搜索指挥车与各辆发射制导车间由通讯与数传电缆连接，每根电缆长 400米，如需增加两车间距离，可采用两根电缆相连。

作战过程　搜索指挥雷达进行目标搜索，发现目标后进行火力分配，并把目标诸元指示给指定的发射制导车。发射制导雷达搜索发现目标后，转入对目标自动跟踪。通过导弹定序器完成导弹发射准备工作，当发出射击决定后，就自动启动导弹陀螺，计算机进行拦截计算，同时选择导弹地址码，应答频率等，当满足拦截条件后就发射导弹。

导弹发射后由惯性飞行进入红外预制导，当引入雷达波束满足交班条件，就进行雷达制导。导弹在接近目标时，解除最后一级引信保险。当目标进入导弹引信作用距离，就适时引爆战斗部，摧毁目标。

检测与维护　维护工作分五个维护等级，一、二级维护对装备进行定期检查和维护，找出故障组合送三级维护，工作在作战分队进行；三、四级维护用多种专用测试设备对装备进行定期检查维护与故障排除、更换插板等，三级在部队专门场地进行，四级在基地维护，五级为返厂检修。

发展与改进

主要发展阶段 法国研制原型“响尾蛇”经历了三个阶段，法国人称之为三个里程碑。1962年～1964年6月进行可行性论证，着手方案论证和工程探讨，同时进行导弹的研制工作；1964年6月～1969年10月为工程研制与发展阶段，全面开始方案设计、技术设计与试制生产，1965年6月通过首批25发导弹飞行试验，1967年9月进行21发导弹的闭合回路系统试验，1969年10月进行全系统试验，14发导弹飞行试验，9发直接命中目标，至此全系统设计性能考核基本结束；1969年10月～1971年为鉴定与批生产阶段，并开始装备部队，1970年4月首次进行鉴定试验，获得成功，1971年起开始向南非、智利等国出口。

在原型基础上，经过局部改进后成为基本型，1973年开始大规模向利比亚等国出口，并开始装备法国军队，估计先后生产装备了200套左右；在基本型基础上，又进行了较大改进，包括用**R·460**导弹代替**R·44**导弹，扩大作战远界到10千米，提高发射机功率、接收机灵敏度、计算机容量和抗干扰能力，成为性能更趋完善的“响尾蛇”3000型，1975年开始装备法国部队，1982年搞成方仓式和自动车载式等多种形式，命名为“响尾蛇”4000型。目前正在研制具有反导能力的改进型。

优缺点与发展前景 “响尾蛇”系统具有一定的先进性，反映了七十年代法国的技术水平，在现代防空中，填补了低空、超低空防区的空白，它具有机动、快速反应、较大的作战空域、较高的杀伤概率及一定的抗干扰能力，自动化程度较高等特点。但在基本型研制、装备、鉴定、使用过程中，也发现有一些弱点，如抗干扰能力不强等，需要改进。因此，在基本型上作了较大的改进，先后研制成3000型、4000型，和为沙特阿拉伯专门研制的“沙伊纳”等，“响尾蛇”系统是一种具有可开发性的武器装备。 （廖黎荪 杨存富）

沙伊纳/西卡 (Shahine/Sica) TSE5100/ —

概 述

“沙伊纳”导弹发射状态

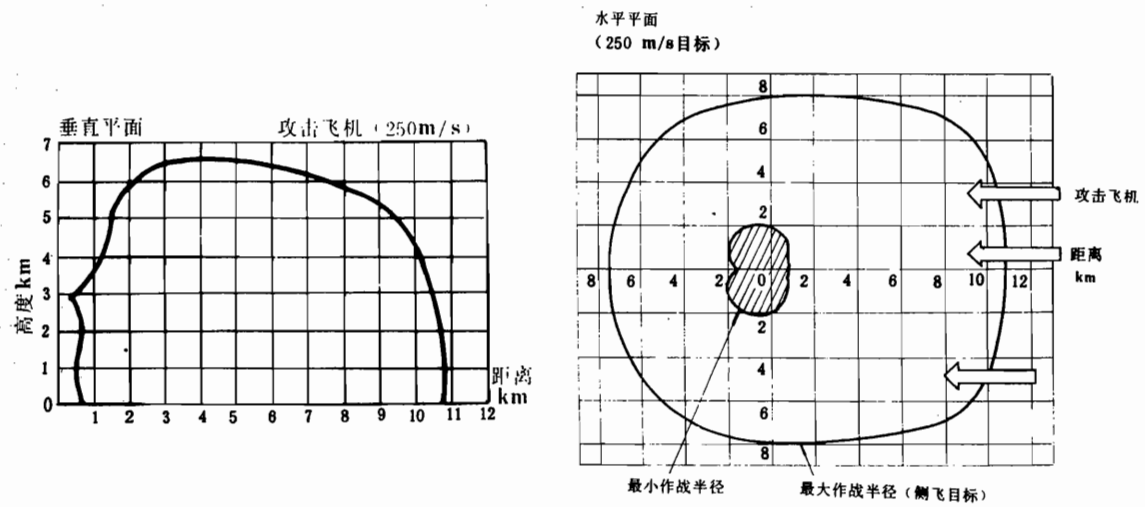
“西卡”是在法国“响尾蛇”地对空导弹武器系统础上改进而成的一种新型导弹系列。它的第一个型号是为沙特阿拉伯研制的，称为“沙伊纳”，代号TSE510“沙伊纳”为一种全天候、近程、低空地对空导弹武系统，可拦截低空、超低空飞行速度M≤1.2的飞机和航导弹，适用于野战防空和要地防空。

1975年沙特阿拉伯根据本国地理特点及作战要求与国汤姆逊—CSF公司达成一项协议，在原“响尾蛇”导弹统的基础上，研制一种履带式导弹系统，用作保卫装甲队的防空武器。1976年埃及专家根据本国购进的“响尾蛇提出20多项改进意见。汤姆逊公司接受了这些意见，并改进项目结合到1977年开始研制的“沙伊纳”系统中。1年完成了一系列改进工作。1981～1983年间法国向沙特拉伯交付了合同规定的四套“沙伊纳”导弹系统，198停止生产。1984年2月沙特阿拉伯又与法国签订了一项亿美元的合同，研制改进的“沙伊纳”系统称为Thakeb或“沙伊纳2”，合同要求法国在5～6年内供12个“沙伊纳2”导弹连的装备，并规定该系统为沙阿拉伯专用。1984年4月联邦德国西门子公司也参加系统的研制工作。新系统最初命名为SA-10，为了避

和苏联地对空导弹相混淆，又改称“西卡”（Sica），在“西卡”系列中已有“沙伊纳 1”和“沙伊纳 2”两种导弹系统。总承包商为法国汤姆逊—CSF 公司，马特拉公司负责生产导弹，汤姆逊—布朗德公司生产火箭发动机和战斗部，陆军武器工业集团（GIAT）生产 AMX-30 履带车。每枚 R·460 导弹价约 11.9 万美元（1985年价）。

主要战术技术指标

对付目标	低空、超低空M≤1.2、机动过载为 8g 的飞机和巡航导弹		作战高度	最小	500 m
				最大	6k m
杀伤空域				最小	15 m
作战半径	最大	13 km	杀伤概率	单发	>80%



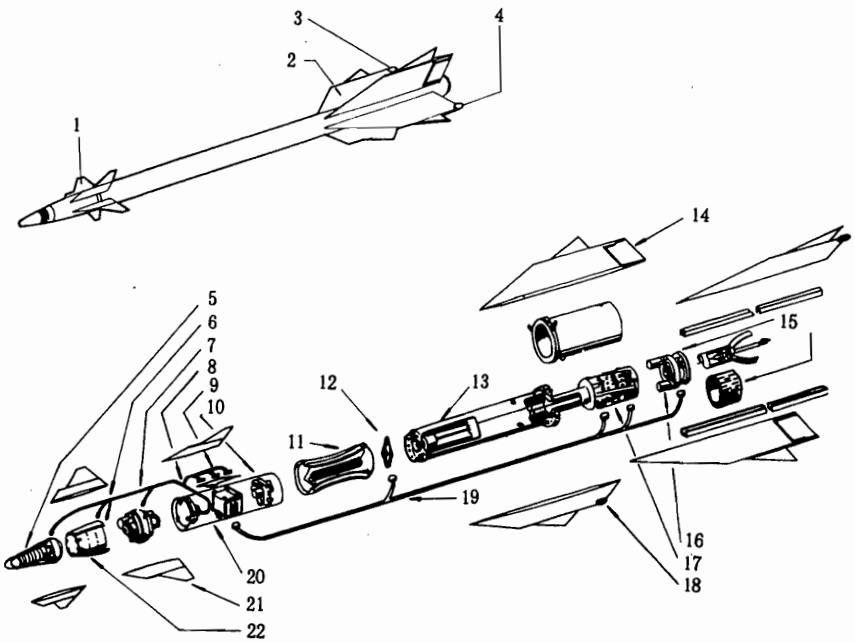
“沙伊纳”导弹系统杀伤空域图

反应时间	6～ 8s	翼展	592 mm（展开时）
制导体制	雷达或电视跟踪＋无线电指令	弹重	105 kg
发射方式	筒式倾斜发射	带筒导弹重	155 kg
抗干扰措施	雷达/电视复合制导，采用单脉冲多卜勒雷达以及恒虚警电路	最大速度	M＝ 2.5
		机动过载	35 g
机动能力	履带式能随装甲部队行军作战，方舱式可用 C-130 运输机空运	战斗部与引信	破片杀伤式战斗部，重约 15k g，其中炸药 5k g。“沙伊纳 1”用红外近炸引信，“沙伊纳 2”用雷达近炸引信。杀伤半径 >8m
弹长	3.13m		
发射筒长	3.2m		
弹径	156mm	动力装置	一台固体火箭发动机

导　弹（R·460）

布局与结构　导弹采用鸭式气动布局，弹翼与舵面均呈X 形配置，副翼位于一对弹翼的后缘。除弹体比“响尾蛇”（R·440）导弹稍长、气动外形有些改进和尾部装有曳光环外，余均与 R·440 导弹相同。

动力装置　单级固体火箭发动机，长 230 毫米。推进剂为内孔燃烧的双基药柱，但性能较 R·440 有所改进，比冲增大。余均与 R·440 相同。



R.460 导弹外貌和布局

1．控制面　2．弹翼　3．遥控天线　4．应答机天线　5．近炸引信　6．换流机　7．俯仰—偏航伺服机构　8．电池　9．控制组合　10．仪表组合　11．战斗部　12．安全和保险装置　13．火箭发动机　14．滚动控制舵　15．曳光环　16．滚动伺服机构　17．接收—应答机　18．天线　19．电缆　20．中段外罩　21．俯仰偏航控制面　22．前罩

稳定与控制　弹上应答机接收地面二进制编码指令，传给自动驾驶仪，通过自动驾驶仪三个通道的敏感元件、控制电路及其相应的执行机构实现对导弹俯仰、偏航和滚动三个方向的姿态控制，鸭舵控制俯仰和偏航，一对尾翼控制滚动稳定。与R．440 比较，更换了控制执行机构，传动机构采用60°/秒的伺服马达，从而提高了导弹的机动性。

战斗部与引信　为破片聚焦杀伤式战斗部，装5千克高能炸药。“沙伊纳1”用红外近炸引信，“沙伊纳2”用雷达近炸引信。雷达引信利用跟踪制导雷达测量的导弹和目标间的距离值，按照预定程序由地面发出起爆指令，引信起爆。

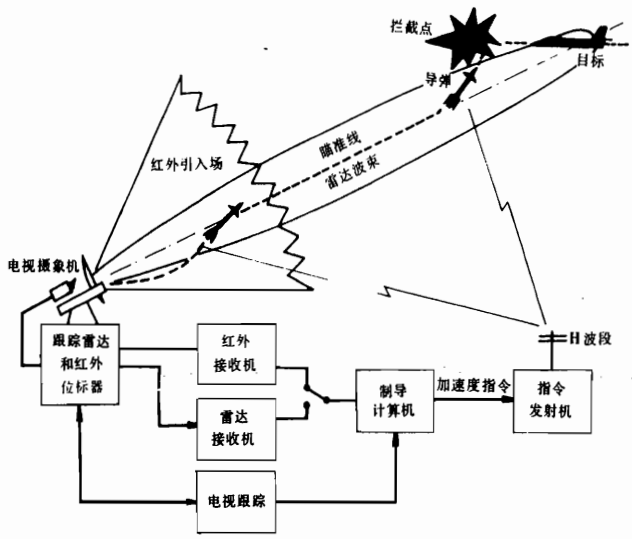
弹上电源　由弹上银锌电池、变流机以及电缆网和接插件组成。

探测、发射与指控

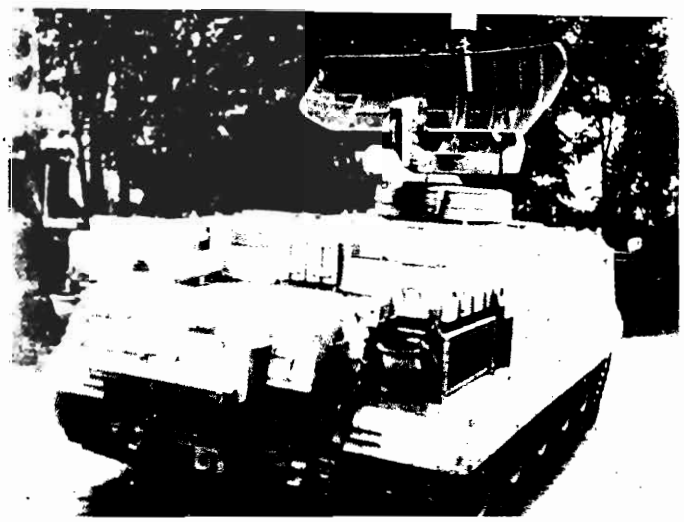
探测与跟踪　采用三点导引法。当搜索雷达发现目标并将目标信息传给发射单元后可以采用两种工作方式。

雷达制导工作方式，发射单元接到搜索单元送来的目标信息后，跟踪雷达在方位上对准目标，并在俯仰上进行扫描，当雷达截获目标后即进入自动跟踪，并根据计算机计算的结果适时发射导弹，导弹起飞后进入红外预制导段，由红外位标器测出导弹至目标瞄准线间的相对角偏差，并形成控制指令，将导弹引入雷达波束，进入雷达制导段。雷达不断测量导弹与目标间的相对角偏差，按导引规律形成控制指令，制导导弹击中目标。

电视自动跟踪制导，在晴天或有严重电子干扰的情况下，操作手利用电视跟踪制导导弹击中目标。



“沙伊纳”导弹系统制导工作原理



“沙伊纳1”搜索单元车

地面制导站由搜索单元和发射单元组成。

搜索单元　主要由搜索雷达、敌我识别器、数据处理系统、电视摄象机和微波通信系统等部分组成。

搜索雷达　为一部新型E波段脉冲搜索雷达，用来搜索、监视目标和给发射单元指示目标。在性能上较“响尾蛇”用的搜索雷达有所提高。采用了有动目标显示功能的数字接收机。天线加长，水平波束变窄，由原来的3.5°变为1.4°，从而提高了方位分辨力和信噪比。其战术技术性能如下：

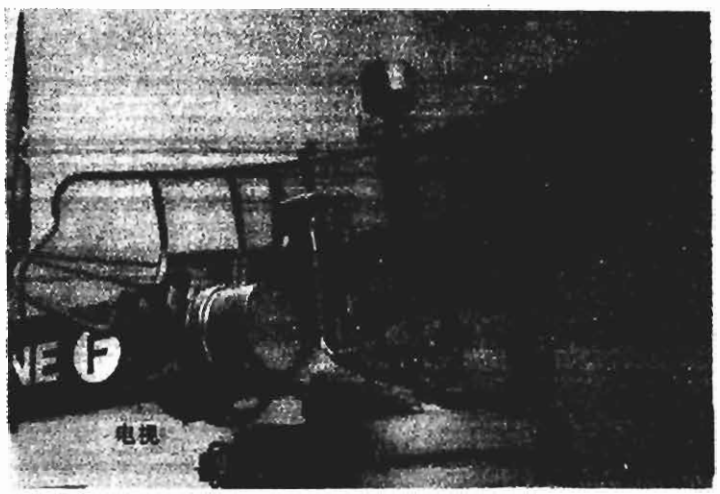
工作频率		E波段	天线波束宽度	1.4°
探测距离	最大	18.5km（$\sigma=1m^2$）	多卜勒改善因子	≧55dB
	最小	1.9km（$\sigma=1m^2$）	分辨率	3°×550 m
探测高度	最大	5.5 km	探测概率	>90%
仰角		40°	抗干扰措施	采用恒虚警电路、干扰探测门。多部雷达短瞬开机抗反辐射导弹
天线转速		60r/min		

“沙伊纳 2”搜索单元车

敌我识别器 与“响尾蛇”导弹系统相同。

电视摄像机 安装在电视转塔上，能与雷达转塔随动，亦能独立转动。用来对目标进行搜索、识别、跟踪和对发射车进行地面监控和校准。“响尾蛇”导弹系统无此设备。

视场	32×42 mrd	跟踪目标数	12个
频谱	可见光～近红外		



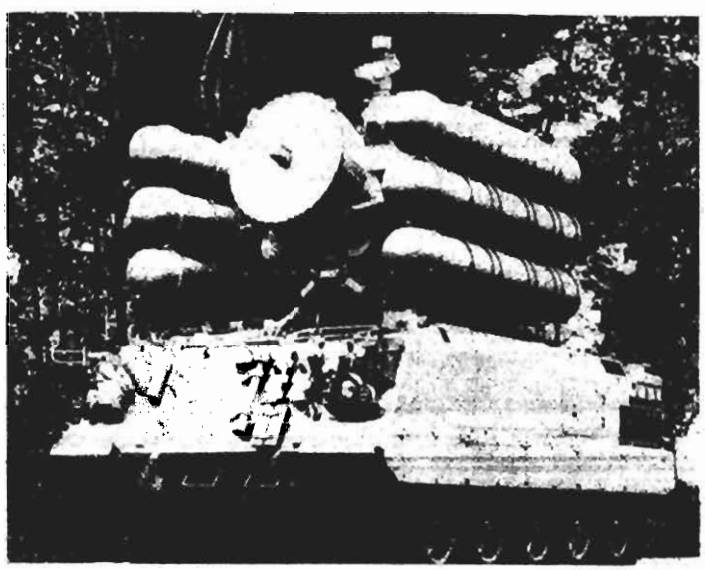
“沙伊纳”搜索雷达天线

数据处理系统 采用一台容量较大的改进型 SN-1050 通用电子计算机，能同时处理40个目标和自动进行威胁判断，并对其中威胁较大的12个目标同时跟踪。可向各发射单元指示和分配目标，目标指示精度：角度为6毫弧度，距离为100米。

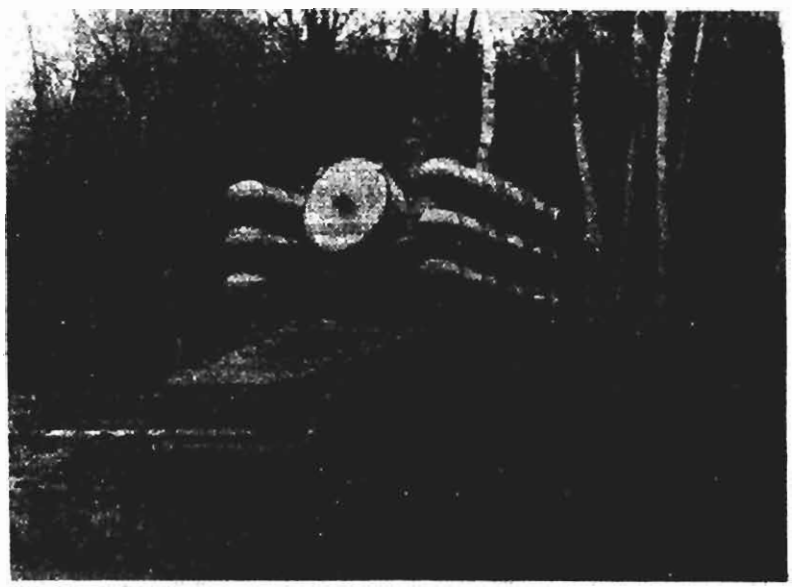
微波通信系统 “沙伊纳”比“响尾蛇”多了一个数字式自动数据传输和车间相互定位的 J 波段通信系统。它有一发射天线和一定向接收天线。一台微处理机对搜索车和各发射车之间的相互位置数据编排顺序，并控制数字传输回路，保证在强干扰环境下，搜索车和发射车之间进行安全可靠的联络。此外，还有一定位器，在它的控制下，无论在静止或行进中，搜索车可连续地向发射车发出瞬时位置信息，以保持车间不间断的校准

定位。遇到空情时，搜索车发出指令，所有发射车立即停止行进，10秒钟后即可投入战斗。

发射单元　由跟踪、制导雷达、指令发射机、红外位标器和电视装置组成。用来跟踪目标、发射导弹和制导导弹拦击目标。每个发射单元可同时制导两枚导弹攻击一个目标。



“沙伊纳 1 ” 发射单元车



“沙伊纳 2 ” 发射单元车

跟踪制导雷达　为一部 J 波段单脉冲多卜勒雷达，用来测量导弹与目标间的相对角偏差，并形成控制指令发送给导弹实施制导，其战术技术性能如下：

工作频率	J 波段	导弹—目标跟踪精度	0.2mrd
跟踪距离	17 km	脉冲宽度	0.5 μs
跟踪精度	0.35mrd	脉冲重复频率	4 kH_Z±14%

天线		俯仰加速度 最大	4 rd/s²
极化方式	圆极化	方位加速度 最大	4 rd/s²
波束宽度	1.15°	雷达转塔方位旋转时间	3.6s/180°
俯仰转速 最大	0.8rd/s	发现概率	90%
方位转速 最大	1.6rd/s		

指令发射机 传送二进制编码的制导指令。

工作频率	H波段	天线波束宽度	10°

红外位标器 利用导弹发动机工作时的火焰测出导弹位置，形成控制指令，将导弹引入到雷达波束内，完成红外预制导。

工作波长	1.3 ～ 2.6u	窄	4°× 5°
视场 宽	10°×10°	角偏差测量精度	1.5 mrd

电视装置 晴天或雷达受严重干扰时，对目标和导弹进行跟踪，并可检查射击效果。

视场	32×42mrd	对导弹自动跟踪精度	0.2mrd

抗干扰措施 单脉冲雷达可抗回答式干扰，脉冲多卜勒体制、圆极化抗杂波干扰，电视跟踪抗电子干扰。

发射装置 由发射架及其随动系统、控制台、导弹定序器等组成。发射架可装载六枚待发导弹，发射架与天线均安装在转塔上，可做360°旋转。导弹采用筒式热发射，操作手利用发射单元车内的发射控制装置通过计算机进行控制，在特殊情况下也可人工参与。重新装弹时三枚导弹为一“弹夹”，可同时装填。

指控系统 一辆搜索车，二至四辆发射车组成一个基本火力单位。通过微波通信回路进行车间的数据传输和指挥控制。在两个火力单位协同作战时，每辆搜索车都可以控制另一火力单位的全部发射车。一旦一辆搜索车不能工作，整个作战火力不受影响。在装甲部队行进时，发射车可紧跟装甲部队行进，它从距离最近的搜索车接收目标信息，搜索车则轮流交替前进，每个火力单位交替一次可提供 300 平方千米的最大有效覆盖面积。

作战使用

武器系统组成 由导弹、搜索单元、发射单元、数据传输与微波通信系统和地面支援设备等组成。

火力配置 一个导弹连为一个基本火力单位。每个连可监视约1000平方千米的范围，作战范围约 650 平方千米。搜索车配于离保卫目标 2 ～ 3 千米、视界好的地方。它与发射车间最大作战距离为 3 千米。

作战过程 搜索雷达截获目标；经敌我识别和威胁判断后，向选定的发射车指示目标；跟踪、制导雷达和导弹发射架定位；搜索目标并锁定目标；计算拦截可能性，下达发射命令（指令程序是不可逆的）；发射导弹；红外位标器将导弹引入雷达波束；跟踪、制导雷达不断测量目标—导弹间的瞬时相对角偏差，并经计算机形成控制指令；通过遥控指令回路发送指令不断修正导弹飞行弹道，直至击中目标。

检测与维修 共分五级维护，一、二级在作战分队内实施，对设备进行定期检查和维护。三级在基地由经过专门训练的人员用测试设备自动检测，每年一次。四级由熟练专家在兵站进行，用测试设备自动检测，更换故障元、器件和大修，每 7 ～ 9 年进行一次。五级在工厂由工业部门负责，用工厂和车间的测试设备，对整个系统进行专门检测和维修。

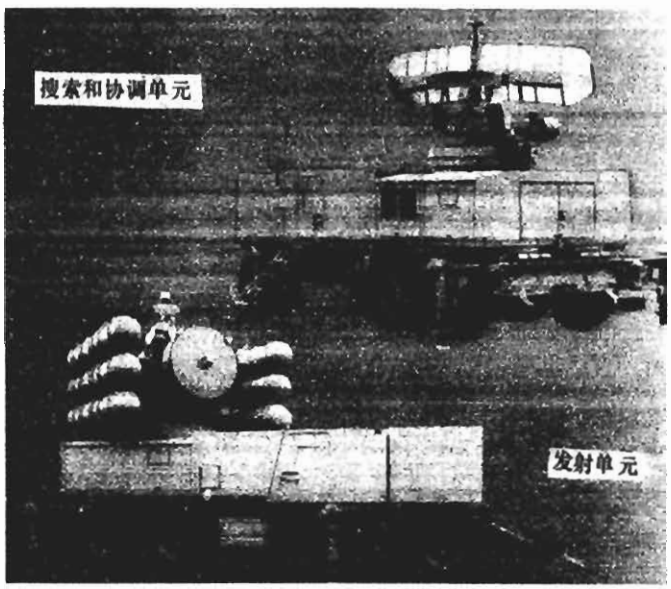
发展与改进

主要发展阶段 1974年沙特阿拉伯向法国政府提出研制“沙伊纳”的要求，1975年汤姆逊公司与沙特阿拉伯政府签订合同，1977年在雷达改进取得显著进展后开始研制“沙伊纳 1 ”，1978年11月“沙伊纳 1 ”进行首次飞行试验并获得成功，1979年内又进行了第二、第三次飞行试验，1981年法国向沙特阿拉伯交付了第一套“沙伊纳 1 ”，至1983年完成合同订货，交付四套后停止生产。1984年 2 月汤姆逊公司又与沙特阿拉伯签订研制改进型“沙伊纳 2 ”和生产装备12个“沙伊纳 2 ”导弹连的合同，要求 5 ～ 6 年间完成。

优缺点与发展前景 与同类型导弹系统相比，“西卡”导弹系列杀伤空域大；反应时间短；载弹量多；再装填简便需时短；基本火力单位间能协同作战，并具有行进中定位功能。但不能对付多目标，抗电子干[illegible]力

尚显不足。

“西卡”导弹系列是在“响尾蛇”导弹系统基础上发展而形成的。无论在作战空域、导弹机动性、全天候作战能力和抗干扰能力等方面都有很大提高。尤其增加了微波通信回路，使整个系统的作战能力大大提高更具灵活性。为了进一步提高抗干扰能力和低空性能。目前，汤姆逊公司正生产跟踪、制导雷达用的、抗干扰能力强的发射机和电磁近炸引信，研究用雷达与红外复合制导的导弹，以及试验和鉴定反巡航导弹能力。为了增加通用性，系统采用了模式化结构，可装载于履带车、轮胎车及用拖车拖曳的方舱内，这种结构将给进一步发展“西卡”系列带来更广阔的前景。



模块式“西卡”导弹系统

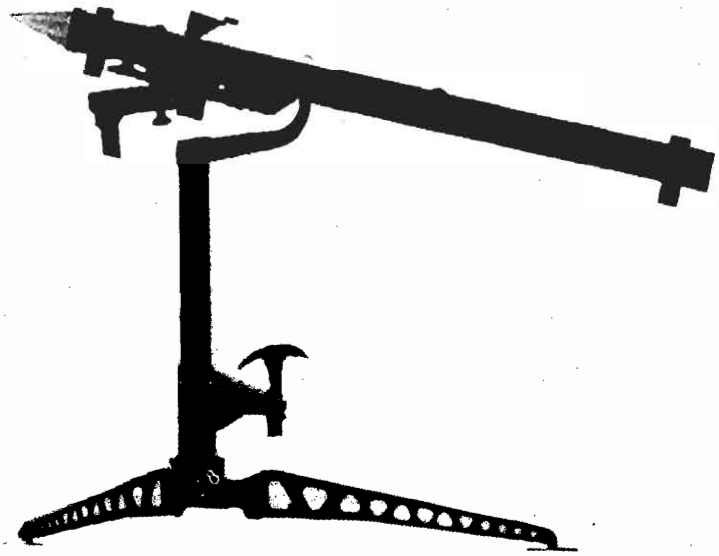
（武光林　侯廷丽）

超近程地空导弹系统 (SATCP)

概　述

SATCP（Sol -Air Trés Courte Portée）是法国马特拉公司负责研制与生产的超近程地对空导弹武器系统，用于野战防空，主要拦截超低空、低空直升飞机和其它高速飞机，用以保卫空、陆军要地和野战部队。

法国国防部在有限资金条件下，为了填补20毫米速射火炮和近程导弹之间的防御空隙，1977年由政府部门组成一个技术协作组，负责对火炮或导弹为基础的各种近程、低空防空武器系统的费效比进行综合对比和研究。1979年得出结论，认为以导弹为基础的武器系统为最佳。于是法国军方提出一种方案设想，希望新系统性能相当于“响尾蛇”导弹系统，而价格又低得多，能够满足大量装备部队的要求，可用于对付大规模空袭和对空军基地的饱和攻击。同年进行了技术方案论证。1980年9月在五个投标商中选中了马特拉公司的“西北风”（Mistral）导弹方案。该方案采用同一导弹，而用不同发射装置，便携或安装在车辆、舰艇和飞机上，可供



便携式 SATCP 系统

三军使用。1980年12月正式签订了先研制两人携带式导弹系统的合同，定为基本型，于1986年提供首批试验用的作战系统。截至1986年初已进行了约16次飞行试验，共打了30多发导弹。1987年开始以每月400发的速度进行批生产。法三军已提出需要1000套发射装置一万枚导弹。马特拉公司已收到一些国家的订货，总生产量可能达五万枚。

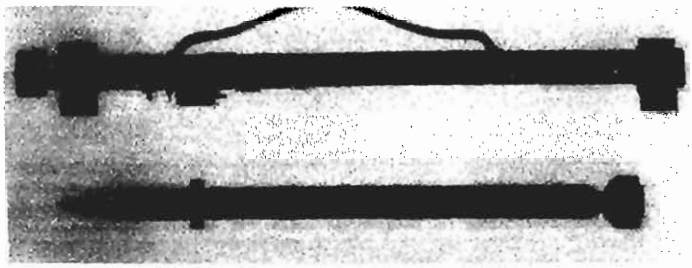
主要战术技术指标

对付目标	M＜1.2 的各种低空、超低空飞机和直升飞机	
杀伤空域		
作战半径	最大	4 km（直升飞机）
		6 km（飞机）
	最小	300m
作战高度	最大	4.5km
杀伤概率		90%
反应时间	无早期预警	＜5 s
	有早期预警	＜3 s
制导体制		红外寻的
发射方式		单兵三角架发射
抗干扰措施	带信息处理装置的多元探测器可抗现有的红外干扰	

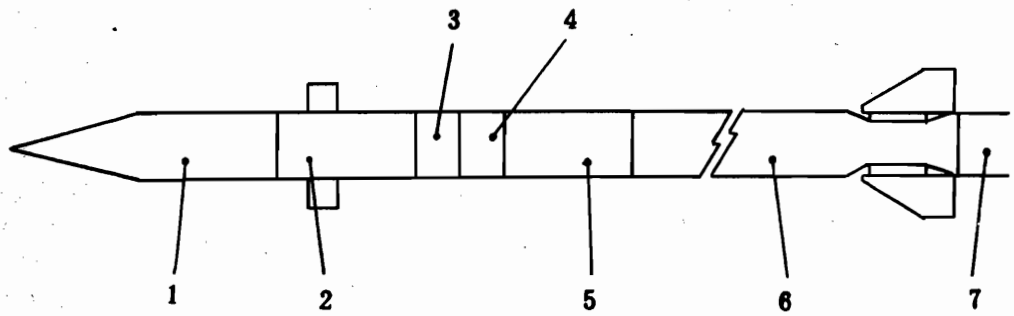
机动能力	二人携带行军
弹长	1.8m
发射筒长	1.85m
弹径	90mm
发射筒直径	99mm
弹重	17 kg
带筒导弹重	20 kg
最大速度	M＝2.6
战斗部与引信	破片杀伤式战斗部，重约3kg，内装高能炸药和钨珠。采用激光近炸引信和触发引信，杀伤半径1 m。
动力装置	二级固体火箭发动机
作战使用环境	工作温度－46℃～＋71℃，可在侧风速为70 km/h时发射

导　弹

布局与结构　导弹采用鸭式气动布局，弹体为圆柱形，头部呈锥形，前段有四个按十字形配置的矩形舵面，尾部为四个折叠式稳定尾翼，导弹离筒后即弹开。导弹具有很高的机动性，可截击以8 g 做规避机动的飞机。



“西北风”导弹筒和导弹



“西北风”导弹结构安排

1．红外导引头　2．执行机构　3．电池　4．近炸引信和点火安全装置　5．战斗部　6．主发动机　7．可分离的助推发动机

动力装置　采用两台欧洲动力装置制造公司（SEP）研制的固体火箭发动机。助推发动机采用国营火药与炸药公司（SNPE）生产的双基推进剂，装在主发动机排气喷管内，有多个排气孔。点燃后可使导弹以10转/秒的转速绕纵轴旋转，待药在筒内燃尽，可达40米/秒的离筒速度。导弹飞离发射筒15米左右，助推发动机脱落，主发动机点火，使导弹加速到M＝ 2.6的最大速度。主发动机是由纤维合成材料制造的，结构系数很小，可使发动机重量最轻。

稳定与控制　四个十字形翼面控制俯仰和偏航，发动机壳体上四个可弹开的曲面尾翼起稳定作用。

电信股份有限公司（SAT）研制的导弹头采用锑化铟多元阵列探测器，与信号处理装置相结合具有很高的灵敏度。能探测、跟踪从任何角度迎头逼近的、有红外屏蔽的直升飞机。在导弹发射前就能锁住目标。其头部有一个锥形红外整流罩，迎面阻力较小，可使被动段的减速不致太大，利于保持末段飞行的机动性和较高的平均速度。这种先进的导引头约占整个导弹成本的50％。

战斗部与引信　用马努兰（Manurhin）公司研制的破片杀伤式战斗部，内装高能炸药并混装有穿透力很强的钨珠，钨珠可以增加战斗部的摧毁力。采用能精确测高的激光近炸引信，可防止因地物的作用而早炸。也可用触发引信，并装有延时自毁装置。

弹上电源　由热电池供电。

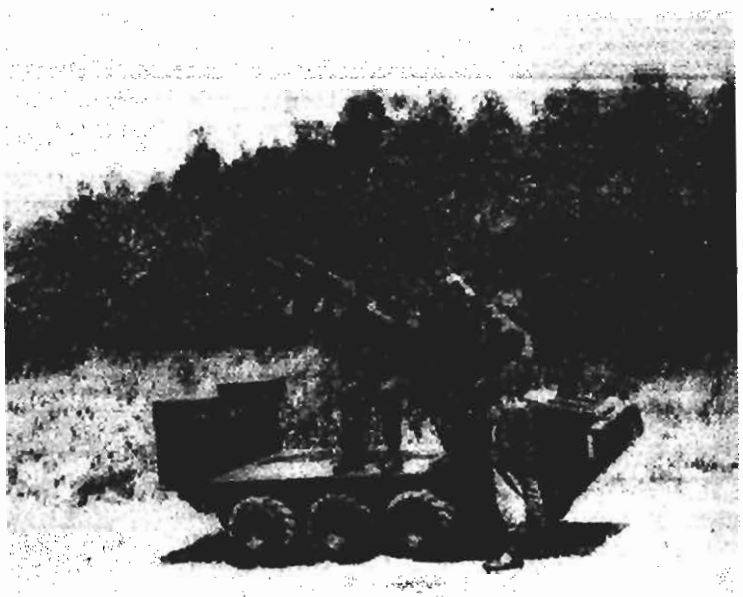
探测、发射与指控

探测与跟踪　采用全程被动红外寻的制导。射手利用带反射镜的瞄准仪所显示的方位和俯仰角度数据来跟踪目标。晴天和近距离时亦可用望远镜捕捉目标。导弹发射后导引头自主跟踪。

发射装置　用筒式发射。由发射筒、三角发射支架组成。发射筒亦为贮存运输筒，发射时固定在三角发射支架上。发射支架上装有光学瞄准装置，必要时亦可加装敌我识别器和红外夜视仪。射手坐在座椅上可任意调

整发射方向。发射支架可重复使用。从行军状态展开成战斗状态约需 1 分钟，再装填导弹不到30秒。发射支架总重20千克，行军时一人携带。为了减轻射手的负荷和提高机动能力，尤其在远距离行军时，可将整个武器系统放在普通车辆上行军，停止后亦可在车上发射。

SATCP瞄准发射状态



PONCIN 两栖车上的 SATCP

作 战 使 用

武器系统组成与功能 系统主要由两大部分组成。一为“西北风”导弹和密封发射筒，总重20千克。另一

为三角发射支架，用来固定发射筒，架上有瞄准系统和放大望远镜。电源/冷却器组合提供起动陀螺和冷却导引头外壳所需的电源和压缩器，冷却时间最长可达45分钟。此组合在发射筒安装到发射架上时，用螺钉拧在发射筒上，使用三次，用后报废。备份导弹和辅助器材由车辆运输。

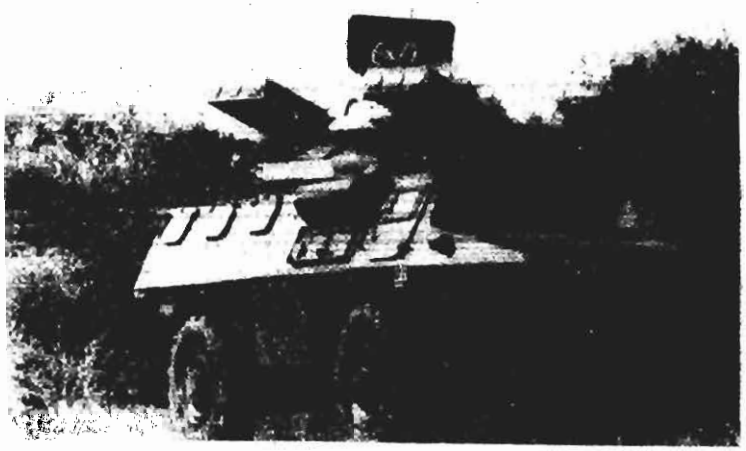
作战过程　系统的展开与发射操作十分简便，只需一名射手一分钟即可将瞄准装置和发射筒安装到发射支架上并做好发射准备。发射操作最大限度自动化，没预警情况下，五秒钟即可发射，有预警情况下只需三秒钟。

系统特点　系统具有三大特点：1.采用被动红外导引头具有“发射后不管”的特征，先进的导引头有较高的灵敏度和机动性，能抗当前存在的一切红外干扰；2.具有广泛的通用性，能在基本型便携式的基础上发展车载型、舰载型、机载型，还将发展掩体型和岸防型。法国汤姆逊公司还准备选用 SATCP 与“响尾蛇”导弹系统联合布防，组成低空、超低空防空网。3.操作简便、自动化程度高。

发展与改进

主要发展阶段　1977年开始方案设想。1979～1980年由法国导弹技术局投资开展理论性和试验性的设计研究，其中重点是导引头。在军方技术人员进行一系列试验后，1980年3月在五家投标者中的三家又展开了竞争（包括汤姆逊—布朗德公司、航空航天公司和马特拉公司）。1980年9月选中马特拉公司为主承包商，1980年12月1日签订了基本型—便携式的研制合同，1981年开始研制，1982年完成静态试验，1983年5月开始飞行试验，1984年完成了导弹飞行性能鉴定、导引头地面试验和带导引头的导弹对付静态目标（如悬停直升飞机）的鉴定等三个阶段的试验，1986年交付第一批基本型。1987年批生产全面展开。

优缺点和发展前景　基本型与第一代便携式“红眼睛”、SA-7 和“吹管”及第二代的 RBS-70 和“尾刺”相比有如下优点：能截击6千米左右作大规避机动飞行的超音速飞机；有全向攻击目标的能力；在火力范围的近界与远界之间没有火力间隙；发射和展开操作简便；反应时间短；作战效能高；战斗部较轻；结构紧凑；生产成本低，适于大量装备部队等。但也存在着不能全天候作战，夜间作战需加夜视仪；尚难于对付九十年代的饱和攻击等不足之处。由于 SATCP 具有较多的优点，在当前超低空突防做为主要进攻手段的情况下，用它填补高炮与低空导弹之间的拦截空隙、增加防空层次更显得重要。此武器一旦投产需求量会急剧增加，预估至1992年年产将达到4千枚，总产将达约2万枚。



车载型 SATCP 导弹系统

1983年初开始研制由车辆装载的 SATCP 型号，以保卫行进中的装甲部队，特别用来对付反坦克直升飞机。同年进行了车载发射装置与雷达的联合试验。

车载型与基本型采用相同的“西北风”导弹，只是把三角发射支架改成转塔，安装在两吨载车的底盘上（如

法国的“VAB”）。转塔载六枚导弹，可旋转360°．俯仰范围为－10° ～ ＋65°。车上装有一部汤姆逊公司电子系统分部研制的 Redeo 2型搜索、跟踪雷达和目标指示系统。雷达又与敌我识别系统相连，并配有双视场光学望远镜供白天观测目标用。夜间用模块式 TRT-Castor 热成像仪。还有六枚备份导弹和为车上设备供电用的辅助发电机。系统反应时间为 6 ～ 8 秒（从搜索雷达发现目标至发射第一枚导弹）。车上有三名乘员（射手、指挥员和司机）。预估陆军的需要量约为90～100 套发射装置和2500枚导弹。预计1988年开始装备部队。

机载的“西北风”导弹

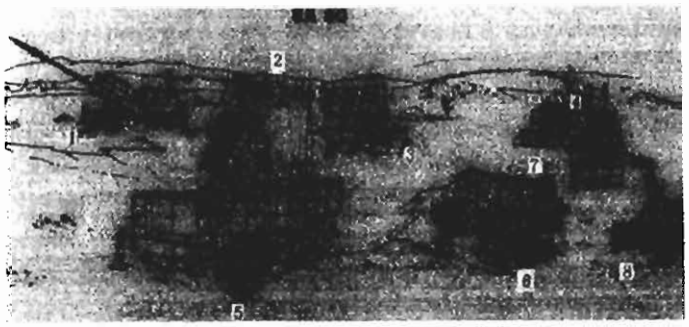
HATCP（Hélicoptére/Air Trés Courte Portée 直升飞机载超近程空空导弹）亦可简称为 AATCP 是“西北风”导弹的机载型，可装在直升飞机上作空对空导弹，实施空中作战，亦可作机载反坦克导弹攻击地面坦克，1983年开始研制。

机载型 HATCP 导弹系统，在直升飞机上装有两个或四个双联发射装置（轻金属制成的导轨），悬挂在两个相距 356 毫米（14英尺）的凸耳上，并装有活动防护罩、电源和导引头冷却装置。在攻击时，两侧两枚导弹同时发射。配备有两种瞄准装置向导弹指示目标，远距离时用带陀螺稳定装置的瞄准望远镜，该装置在目标实施战术机动飞行时，由于受视角条件和地形条件的限制，较难发现和捕捉目标，故需要有搜索和预警系统。另一种是头盔式瞄准具，适用于近距离，它是最实用的目标指示手段，可为导引头提供粗略定向。因为导引头的速度高、视角宽，可根据瞄准具预先指定的方向，很容易地捕捉到目标，这时射手也不需要精确瞄准。为从直升飞机发射导弹创造了有利条件。 （侯廷丽）

SA－90

概　述

SA-90 导弹系统是法国汤姆逊—CSF 公司和航空航天公司正在联合研制的一种全天候、中程地对空导弹系统，用来对付九十年代空中威胁。要求能同时对付从几个方向进行密集攻击的高速机动导弹和飞机，能在电子干扰条件下作战，用以保卫装甲部队、空军基地、舰船和其它重要目标。



SA-90先进防空武器系统

1．导弹发射状态　2．导弹待发状态　3．导弹半待发状态　4．导弹　5．三维搜索跟踪雷达
6．待装填导弹　7．电子仪器和电源设备　8．12枚导弹的装填设备

最近十年左右，北约组织各成员国注意研究新型地对空导弹方案。制定了 NATO 6S 研制计划，后联邦德国退出该计划，法国汤姆逊公司、航空航天公司与英国航空航天公司又合作制定了 AMSA 计划，1981年两国分别向各自政府提出投标，但双方政府都不愿意对双边研究计划投资。1982年英阿马岛战争后，英国集中精力于“海狼”舰对空导弹的改进工作。实际上 AMSA 计划名存实亡。在此期间法国公司只进行某些技术论证工作。1983年8月法国政府与汤姆逊公司和航空航天公司签订了一项联合研制协议，研制新一代、三军通用的模块式面对空导弹系统。定名为 SA-90（陆用）和 SAN-90（海用）。由政府和两家公司分担经费，各投资50亿法郎。汤姆逊公司为导弹系统总承包商，并负责研制火控系统和电子设备，航空航天公司负责导弹和发射架的研制。预计九十年代中期可提供使用。

主要战术技术指标

对付目标	飞机、巡航导弹、反辐射导弹、空对地导弹和地对地导弹		具有较高的抗干扰能力
杀伤空域		机动能力	可用 C-160 和 C-130 运输机空运
作战半径	最大 30km	弹径	180mm
作战高度	最大 >20km	弹重	约 300kg
杀伤概率	90%	最大速度	M＝3～4
制导体制	惯性＋无线电指令＋主动雷达寻的	机动过载	约50g
发射方式	垂直发射	战斗部与引信	爆破聚焦式战斗部，重约15kg，采用近炸和触发引信
抗干扰措施	采用复合制导体制和相控阵雷达、主动雷达寻的、频率捷变技术等，系统	动力装置	冲压发动机

导　弹

该导弹为正常式布局、自旋式弹体，冲压式发动机。由两种力控制其飞行，一种是常规的空气动力控制，另一种为推力矢量控制。后者是在导弹的重心位置安装一台专用火箭发动机，通过控制其侧向排气口的排气，使导弹“步进地”倾斜至所需要的方向。这种方法与常规气动力控制的导弹相比，控制响应时间几乎是实时的（常规一般为0.2秒），大大提高了机动能力（可达50g），导弹能在22千米以上稀薄空气层机动飞行，使导弹具有较高的命中概率，能满足小弹头摧毁高机动目标的要求。导引头为J 波段主动雷达。

探测、发射与指控

SA-90 采用惯性、中段加无线电指令修正、末段主动雷达寻的的复合制导体制。其关键技术是一部用高功率行波管发射的相控阵雷达。该雷达工作在 I/J 波段（8—20千兆赫）具有搜索、跟踪和制导功能。采用了频率捷变技术，有较好的抗干扰能力。天线可机械旋转，同时可在俯仰和方位两个方向上进行电扫描，以达到全向覆盖，并能同时跟踪和制导多枚导弹。机械扫描可抵御反辐射导弹，电扫描可将波束控制在和机械旋转方向相反的方向上，故可在强电子干扰环境下，使波束在较长的一段时间内盯住目标。

SA-90 系统用的相控阵雷达

发展与改进

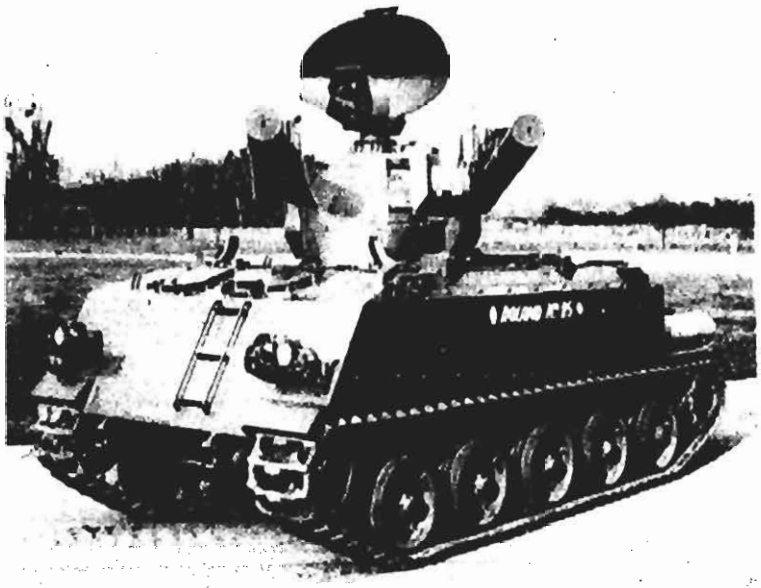
主要发展阶段 七十年代中期北约组织进行地对空导弹各种方案探讨，1975～1979年开展 NATO6S 计的研究，1979～1982年初进行 AMSA 计划，1982年5月在法国开始执行 SA-90/SAN-90 计划，1983年8政府批准该计划，预计九十年代中期初具作战能力。

优缺点与发展前景 SA-90 是法国为适应九十年代空中威胁和战场变化保证其防御效能而研制的一种空武器。设计开始即考虑到能三军通用，采用了模块式结构，便于安装在现有车辆或舰艇上。系统还采用了新的技术，如垂直发射和双重控制技术，使系统具有全方位作战能力，并利于对付高机动目标；复合制导体和末段具有“发射后不管”特性，可以对付多目标；相控阵雷达体制和频率捷变技术使系统能在电子干扰环中作战。此外，汤姆逊公司还考虑给该系统增加一激光测距仪和被动光学系统。目前正进行前视红外和毫米系统的研究工作，准备作为辅助探测目标的一种手段。 （武光林 侯廷丽）

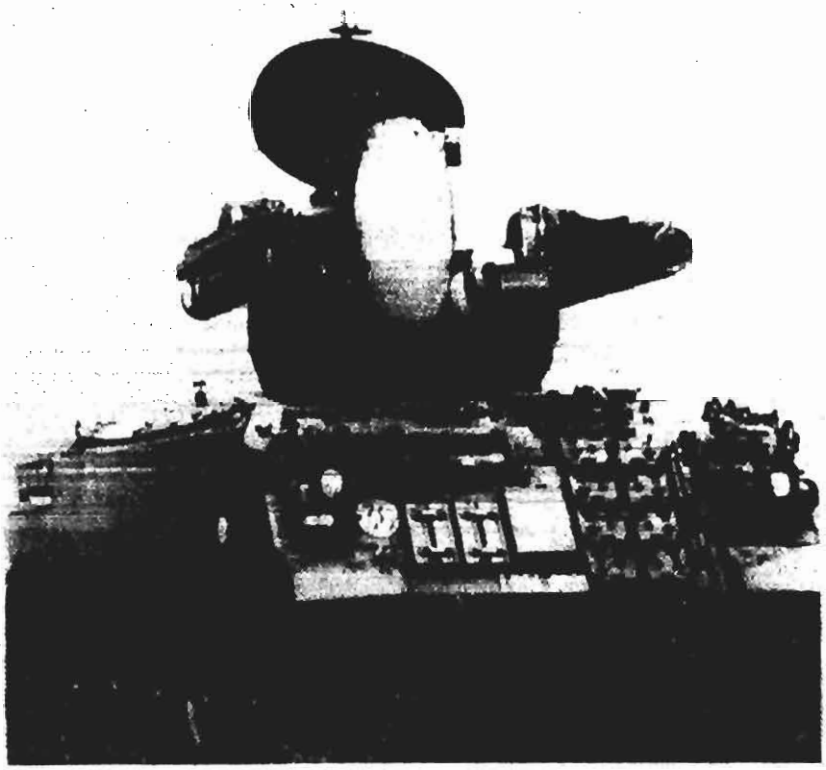
罗兰特 (Roland)

概 述

“罗兰特”是联邦德国和法国联合研制的低空近程防空导弹武器系统，主要用于野战防空，也可用作点御。到目前为止，共发展了三种型号：“罗兰特Ⅰ”、“罗兰特Ⅱ”和“罗兰特Ⅲ”。Ⅰ型为晴天候型，Ⅰ



“罗兰特Ⅰ”武器系统外貌图



“罗兰特Ⅱ”武器系统外貌图

Ⅱ型为全天候型，其主承包商是联邦德国的 MBB 公司和法国的航空航天公司。两家公司又联合组建了欧洲导弹公司，负责“罗兰特”的全面管理、生产及销售事宜。

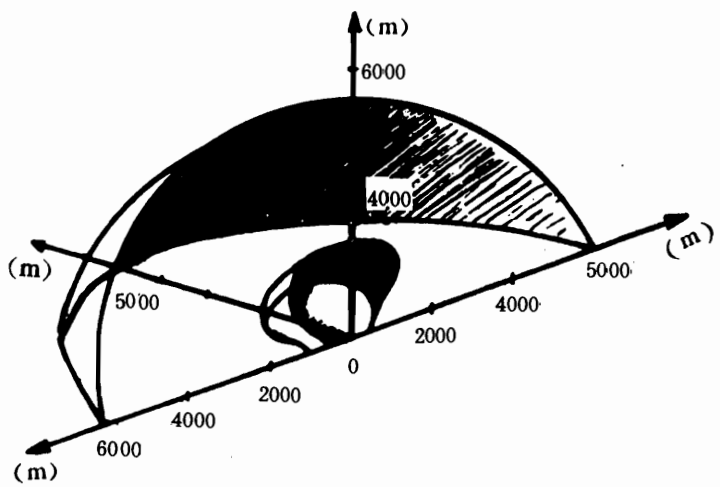
发展“罗兰特”系统的目的是，对付日益增长的低空和超低空威胁，填补“霍克”导弹和小口径高炮之间的防空空白。为此，要求系统具备以下能力：全天候作战；随装甲部队行军；行军时能对空警戒和探测目标；能空运；系统反应时间短；命中率高及导弹装填自动化。

根据联邦德国和法国达成的双边协议，于1964年开始研制Ⅰ型。1966年应联邦德国的要求发展Ⅱ型。1975年美国陆军购买了Ⅱ型的全套技术专利，在美国进行仿制和生产。截至1982年，欧洲导弹公司共生产Ⅰ和Ⅱ型导弹 20040 枚，Ⅱ型14枚；美国生产Ⅱ型 492 枚。按1986财年币值计算，欧导公司的Ⅱ型导弹为132000美元/枚，Ⅱ型导弹为146000美元/枚，美国的Ⅱ型导弹为611167美元/枚。

1976年 1 月法国陆军开始装备Ⅰ型，八十年代初装备Ⅱ型。目前已拥有六个“罗兰特”导弹团，100 多辆发射车。预计今后十年中，法国陆军至少要装备 220 辆发射车和6000枚导弹。联邦德国陆军只装备Ⅱ型，在今后十年内计划装备 500 辆发射车和20000枚导弹。联邦德国空军决定选用Ⅱ型作为要地防空武器。美国陆军于1981年开始装备Ⅱ型。到目前为止，欧洲导弹公司已向联邦德国、法国、美国等15个国家出售系统 520 套、导弹 20500 枚。在英、阿马岛战争中，阿根廷使用了“罗兰特Ⅱ”导弹，取得了八发六中的战果。在两伊战争中，伊拉克也使用了“罗兰特Ⅱ”。

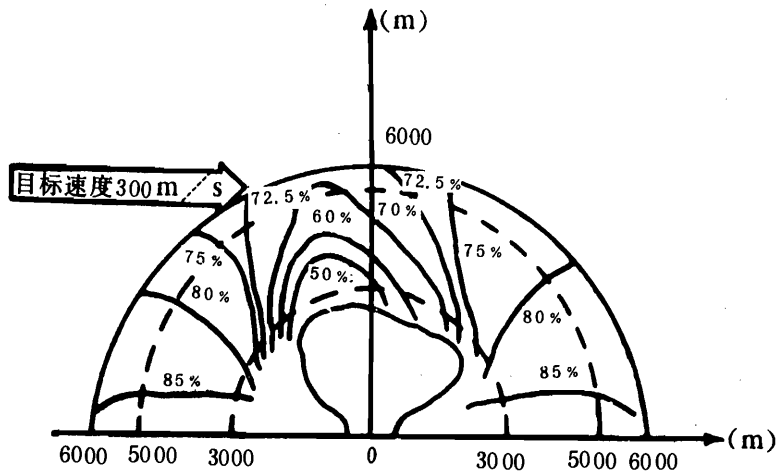
主要战术技术指标

对付目标		主要对付各类低空、超低空飞机	作战半径	最大	6 km（Ⅱ型6.3 km）
雷达有效反射截面		1 m^2		最小	500m
机动		4 g	作战高度	最大	4.5km
速度		M< 1.3		最小	15m
高度	最大	6 km	高低角		−10°～+80°
	最小	30m	方位角		360°
杀伤空域			杀伤概率		50～85%



“罗兰特”武器系统杀伤空域

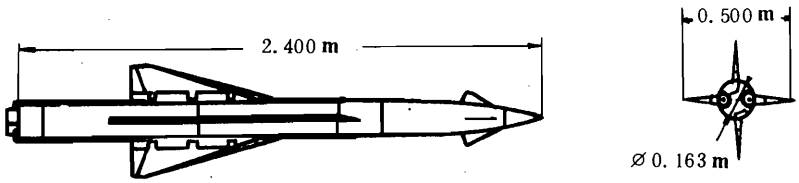
反应时间	8 s （6～8 s）		好的抗电子干扰性能、Ⅱ型用单脉冲雷达跟踪
制导体制	Ⅰ型为光学跟踪，Ⅱ型为光—电复合＋无线电指令制导	机动能力	能随装甲部队行军，能空运
发射方式	双联装筒式倾斜发射	弹长	2.4m
抗干扰措施	采用光学跟踪和光电复合制导，有良	发射筒长	2.6m



“罗兰特”武器系统杀伤概率

弹径	163mm	战斗部与引信	多效应空芯装药战斗部，重6.5kg，装药重3.5kg，杀伤半径6 m，由无线电引信和触发引信引爆
发射筒直径	280mm		
翼展	0.5m		
弹重	63 kg （Ⅰ型71 kg）	动力装置	一台固体火箭助推器＋一台固体主发动机
带筒导弹重	73.5 kg （Ⅰ型81.5 kg）		
最大速度	M＝1.7	可靠性指标	系统平均无故障时间150 h
机动过载	20g		

导　弹



“罗兰特”导弹线条图

布局与结构　导弹为正常式气动布局，头部装有四个前翼，用来补偿因起飞时发动机燃烧所引起的导弹重心偏移。弹体中后部装有四个可折叠的三角形弹翼，其后掠角很大。弹翼与弹体纵轴有一安装倾角，使导弹能以5转/秒的滚动速度飞行。

动力装置　助推器和主发动机串联装在一个壳体内。两者的燃烧室均为星形结构。助推发动机使导弹加速到M＝1.7，主发动机使导弹保持M＞1.5的飞行速度，其性能参数如下：

性能 / 项目 / 机型	助推器	主发动机
长（mm）	650	549
直径（mm）	150	152
燃烧时间（s）	1.7	13
总冲（N·s）	28500	25900
燃料（kg）	双基固体燃料14.5	双基固体燃料15.1

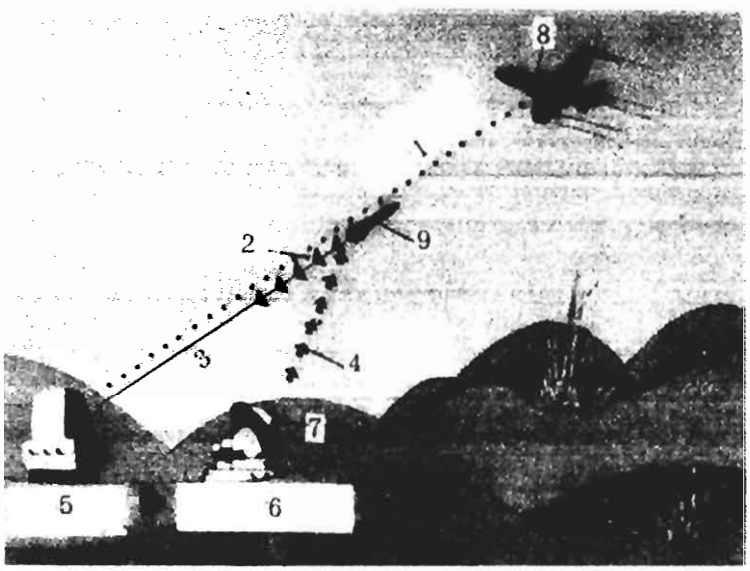
稳定与控制 导弹靠旋转稳定飞行。导弹的前翼和中后部的四个弹翼均在导弹飞出发射筒时展开。导弹接收地面发来的无线电指令，通过安装在主发动机喷管处的燃气舵来改变推力矢量，以修正导弹的航路。

战斗部与引信 为多效应空芯装药战斗部，有60个小空芯，爆炸时向四周喷射出60股金属射流，能使目标材料气化，引起第二次爆炸。有效杀伤半径为6米。无线电近炸引信和触发引信可同时使用，也可单独使用。无线电引信的作用距离为5～15米。

探测、发射与指控

探测与跟踪 “罗兰特”为三点导引法指令制导。全部地面制导设备和导弹发射装置都装在一辆机动车上。

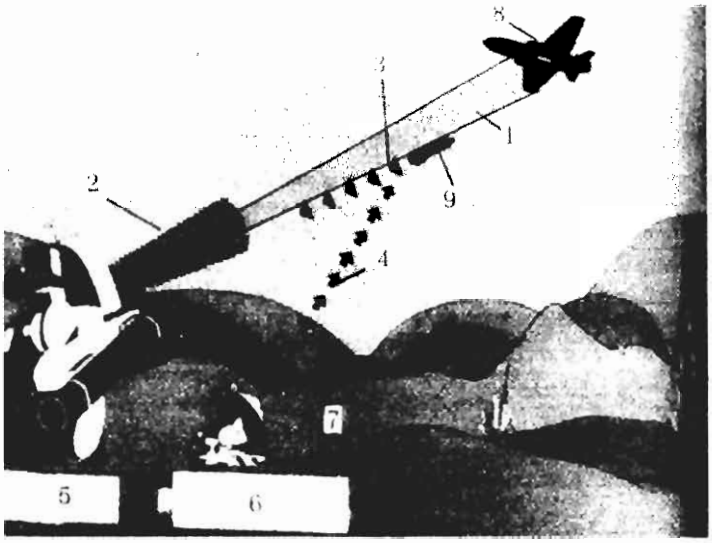
“罗兰特”有二种制导方式：光学制导和光－电复合制导。搜索雷达发现目标后，回波信号经数据处理，显示在平面位置显示器（PPI）上。接着进行敌我识别，若是敌机，在进入导弹射程内即发射导弹。



光学制导原理示意图

1.光学瞄准线 2.导弹红外辐射信号 3.导弹与红外测角仪的连线 4.制导指令 5.光学瞄准具和红外测角仪 6.计算机/指令发射机 7.指令发射天线 8.目标 9.导弹

光学制导时，由车长指示射手发射导弹。射手操纵光学瞄准具始终对准目标，目标数据送往指令计算机。同时红外测角仪不断接收导弹尾部曳光管的红外辐射信号，测出导弹相对于光学瞄准线的角偏差量，也送入指令计算机。指令计算机根据目标和导弹之间的相对角偏差计算出控制指令，由指令发射机发送给导弹。弹上指令接收机和制导装置将控制指令变换成控制脉冲，驱动燃气舵偏转，控制导弹始终沿着光学瞄准线飞行。



雷达制导原理示意图

1. 跟踪雷达波束　2. 红外测角仪视场　3. 应答信号　4. 制导指令　5. 跟踪雷达　6. 计算机/指令发射机　7. 指令发射天线　8. 目标　9. 导弹

光－电复合制导时，由车长发射导弹。跟踪雷达取代光学瞄准具自动跟踪目标和制导导弹。导弹起飞初段（500 ～ 700米距离内）由红外测角仪将导弹引入跟踪雷达天线波束内。在制导过程中，光学和雷达视需要可自由转换。

地面制导系统包括：搜索雷达、跟踪雷达（仅装备“罗兰特Ⅰ”）、敌我识别器、指令发射机、指令计算机和光学跟踪系统。

搜索雷达　为相干脉冲多卜勒体制，采用余割平方天线，其上装有敌我识别器，有三种工作频率，其主要性能参数：

工作频段	D波段（1 ～ 2 GHz）	探测精度	
作用距离	15～18 km（$\sigma = 1\ m^2$）	距离	400m
天线转速	60r/min	方位	1.5°
可探测目标的径向速度	300～500m/s	仰角	1.5°
距离分辨力	1500m		

跟踪雷达　为单脉冲体制。卡塞格伦天线采用圆极化，方位可转动360°，俯仰－10°～＋80°，并由陀螺稳定，以保证在行军中稳定跟踪目标。雷达有两个通道，一个跟踪目标，一个制导导弹，其主要性能数据：

工作频段	超高频	方位	2°
天线波束宽度	2°×1°	俯仰	1°
分辨率		距离	60m

光学跟踪系统　由光学瞄准具和红外测角仪组成。二者并列安装成一个整体（两轴线平行），位于跟踪雷达天线左边，方位与转塔随动，俯仰为－10°～＋80°。光学瞄准具是一个放大10倍的双筒望远镜。反射镜由双轴陀螺稳定。射手借助操纵杆控制光学瞄准具跟踪目标，反射镜把目标和导弹的镜像反射到射手的目镜中。红外测角仪有宽、窄两个视场，跟踪导弹曳光管或发动机的红外辐射，测定导弹相对于光学瞄准线的角偏差，此偏差与光学瞄准具的角速度同时输入计算机计算出修正量。

指令计算机　欧洲“罗兰特”指令回路用模拟计算机，美制“罗兰特”用数字式微型计算机。指令计算机与光学瞄准具、红外测角仪及跟踪雷达相连接，用它们送来的目标和导弹的参数计算出控制指令，以几种频率将

编码指令发送给导弹。

抗干扰措施 搜索雷达能抗地物杂波、消极干扰及瞄准式干扰。跟踪雷达具有良好的抗角度欺骗能力并能抗气象杂波干扰。

发射与指控 发控系统由发射架、控制台、操纵台、弹舱和电源等部分组成。双联装发射架位于转塔两侧，架上各装待发导弹一枚，方位和俯仰与光学瞄准具或雷达转塔随动，并可上下移动以便装填导弹。在车体两侧各有一个可装四发导弹的圆柱形弹舱，自动装填需时约10秒，人工装填10分钟内可以完成。车长控制台上装有配电板总开关、搜索雷达控制板、导弹发控板、PPI 显示器、跟踪雷达控制板、A 型显示器、发射架控制板及敌我识别器控制板。车上设备由一台微型涡轮发电机供电，其功率为4.65千瓦，有效功率为28千瓦。必要时可用它发动载车。法国采用 AMX-30 型装甲运输车，联邦德国采用“黄鼠狼”（Marder）型履带车，美国采用 XM975 型履带车。也可以装在轮式车辆或半拖车上。

作战使用

武器系统组成与功能 “罗兰特”系统主要由导弹、制导与发射装置、载车及训练器材四大部分组成。

训练模拟器 供操作人员训练使用。模拟器可以仿真实战环境。

火力配置 “罗兰特”主要保护行军中的机械化装甲部队。一个导弹连配备 3 ～ 4 辆发射车，每辆车负责一个防空扇面。保护固定目标时，配置 2 ～ 8 辆发射车。如果发射车在 4 辆以上，则由火力协调中心进行分配。

作战过程 分目标发现与识别、目标截获与锁定、导弹发射与制导及导弹装填四个过程。

搜索雷达探测并发现目标。敌我识别器判明敌友。凡构成威胁的目标均显示在 PPI 显示器上。为选择射击目标，车长事先将方位选通门套住适当的尖头信号并选定制导方式，光学制导或光电复合制导。前者为半自动工作方式，后者为全自动工作方式。

光学制导时，在光学瞄准具的作用距离内，搜索雷达指示目标。射手接车长命令后立即在高低角上捕捉目标，操纵手柄使光学瞄准具的十字线始终对准目标，转塔与光学跟踪系统随动跟踪目标。目标进入导弹射程时，射手发射导弹。导弹离架后自动进入光学瞄准具的宽视场，然后再引入窄视场。射手只瞄准目标，红外测角仪测量导弹相对于瞄准线的角偏差量并由地面指令计算机计算出控制指令。弹上接收机不断接收地面发来的指令，控制导弹沿瞄准线飞向目标。导弹飞近目标约15米时，无线电引信解锁，距目标2～4米时引爆战斗部。导弹发射后，发射架回复至装填位置，抛下发射/包装筒。弹舱盖受击自动启开，发射架伸到弹舱内自动装弹，随即回升至规定位置，准备下次射击。

光—电复合制导的工作过程与光学制导基本相同，不同点有：由车长操纵雷达并发射导弹；导弹飞行初段（500 ～ 700米内）要由红外测角仪引导；有电子干扰时可以随时换用光学制导。

检测与维修 “罗兰特”分四级维护。一级维护由车上乘员利用车内专用设备进行简单的测试，排除一般性故障。二级维护由连维修站利用专用测试台和测试工具实施，可更换系统中有故障的零部件。三级维护由团维修站用较完善的维修设备进行，可检测和维修有故障的零部件。四级维护由生产厂完成，主要维修和更换有严重故障的零部件及整机。

发展与改进

主要发展阶段 “罗兰特Ⅰ”于1964年开始发展，1968—1969年军方和承包商共同进行发射试验，1970年12月由军方进行外场试验，1972年完成全面工程研制工作，1973年具备初步作战能力并开始小批生产，1976年开始装备法国陆军。“罗兰特Ⅱ”于1966年开始发展，1976年开始装备联邦德国陆军，1982年开始装备法国陆军。美国陆军于1975年1月正式引进“罗兰特Ⅱ”，1979年10月开始小批生产，1980年1月卡特政府撤销仿制计划，1981年里根政府恢复该计划并继续进行小批生产，但于同年9月23日再次撤销生产计划。至此，美国陆军共生产27辆发射车及近500枚导弹，并决定用这些导弹装备新墨西哥国民警卫队和快速部署部队。

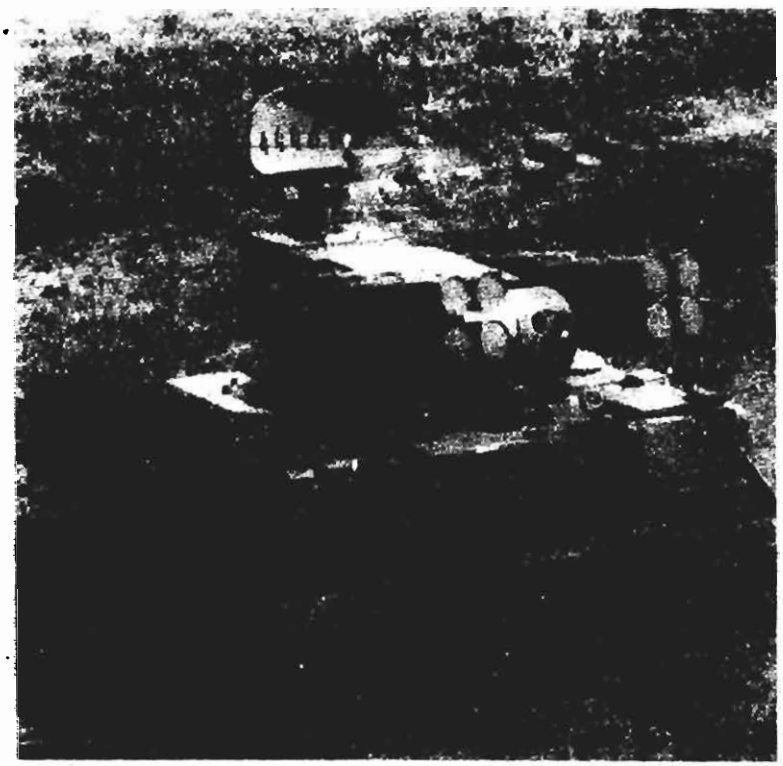
优缺点与发展前景 “罗兰特”具有机动性高，Ⅱ型制导体制先进，抗干扰能力强，反应时间短，导弹飞

行速度快及便于运输等优点。缺点有：车舱内空间小，长期作战乘员容易疲劳；工艺难度大；价格高不利于军方大量采购。

欧洲导弹公司从1982年开始，就在“罗兰特Ⅰ”的基础上发展“罗兰特Ⅱ”，又称“超罗兰特”。目前已进入作战使用试验阶段，预计从1987年起开始装备部队。“罗兰特Ⅱ”的特点有：采用新型主发动机，使导弹最大射程从6.3千米增加到8千米，末速度从500米/秒增加到620米/秒；火力覆盖范围从120平方千米增加到200平方千米；战斗部从6.3千克增加到9.1千克；采用四联装发射架，一辆车的载弹量从10枚增加到12枚，可以攻击四架编队的飞机目标。“罗兰特”具备同类武器所不具备的优点，加之不断的改进又赋予它更大的作战能力。

（秦　锋　姚青云）

阿达茨（ADATS）



“阿达茨”武器系统外貌

概　述

“阿达茨”（Air Defense Anti-Tank System）是瑞士和美国共同研制的反飞机、反坦克两用导弹武器系统，用于对付低空飞机、直升飞机和坦克等地面装甲目标，以保卫行进中的装甲部队、机械化部队以及机场、后勤供应中心和指挥所等重要目标。系统能在行进中搜索空中和地面目标，并在静止状态下击毁目标。该系统具有全天候及在电子干扰环境下作战的能力。1973年瑞士奥利康机床有限公司开始进行论证，1975年决定发展，1979年确定由美国马丁·玛丽埃塔公司与康特拉维斯公司联合研制，全部经费（约2亿美元）由奥利康机床有限公司负担。1984年研制结束，预计1986年开始批生产，1987年正式装备部队。主要销售对象为美国、北约各国、荷兰、比利时、土耳其、埃及及巴基斯坦等国。导弹系统（包括八枚待发导弹、八枚备份弹）单价为

287 万美元（1982财年），运载车辆 M113A2 为13万美元。

主要战术技术指标

对付目标	低空、超低空飞机、武装直升飞机、集群坦克与装甲车辆	发射筒长	2.20m
杀伤空域		弹径	152mm
作战半径	最大 8km（飞机）	发射筒直径	240mm
	6km（坦克）	弹重	51 kg
	最小 1km（飞机）	发射筒重	13 kg
	500m（坦克）	最大速度	M＝3
作战高度	5 km	机动过载	35g
制导体制	光学瞄准＋激光驾束	战斗部与引信	为既能聚能破甲，又能破片杀伤的双用途战斗部，重约12kg，能穿透 900～1000mm均质钢甲。用激光近炸引信和触发引信。
发射方式	筒式倾斜发射	动力装置	一台无烟双基推进剂的固体火箭发动机
抗干扰措施	红外、电视跟踪、激光制导可抗各种电子干扰。	作战使用环境	能白天、黑夜、全天候工作
机动能力	可随装甲部队行军作战，也可用飞机空运和直升飞机吊运	可靠性指标	95%
弹长	2.05m		

导　弹

“阿达茨”导弹布局

布局与结构　为无翼尾舵式气动布局，整个导弹为一细长的圆柱体，没有弹翼，依靠弹体产生升力，在弹体尾部有四片十字形可折叠的操纵尾舵。导弹飞离发射筒后，尾舵立刻展开，以实现机动飞行。四片尾舵中的两片尾舵舵尖吊舱内装有激光探测器。导弹包括引信、制导舱、战斗部、动力装置、控制舱及指令信号接收机等。为减轻重量，弹上采用大规模集成电路。筒装导弹，保存期为15年。

动力装置　固体火箭发动机，由美国赫克里斯公司制造。发动机工作时间为 3 ～ 4 秒，可将导弹加速至 M＞3。

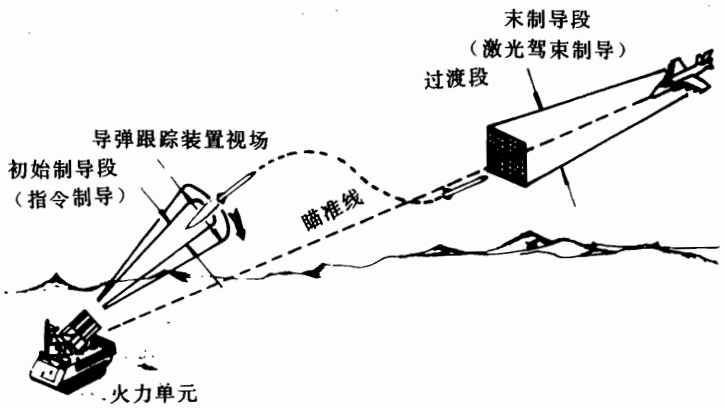
稳定与控制　姿态控制与稳定由自适应全数字式自动驾驶仪通过执行机构控制导弹尾部的四个气动舵实现。

战斗部与引信　采用双用途战斗部，其内腔有高效能炸药制成的聚能装药，主要用于攻击地面装甲目标，外壳为能形成钢质破片的壳体，主要用于对付空中目标，此双用途战斗部是 155 毫米“铜斑蛇”制导炮弹战斗部的改型。战斗部配有两种引信，一种是开关启动的触发引信，安装在战斗部的前端；另一种是激光近炸引信，重 1 千克，装在战斗部后面，由四个激光二极管和四个相关接收机组成。雷管的引爆时间由导弹和目标的相对位置确定。对地面目标采用触发引信（防止地面反射引起的起爆），对空中目标可用两种引信，启动哪种引信，由引信微处理机确定。

发射筒　可用快速固定／解脱装置固定在发射架上，各发射筒均用一根电缆和冷气管与发射架相连。

探测、发射与指控

探测与跟踪　采用三点导引法。在发射后的初始制导段，由发射车上的光学跟踪系统（前视红外仪或电视摄像机）瞄准目标，红外测角仪不断测量导弹与瞄准线间的角偏差，形成制导信号，通过调制的二氧化碳激光器发出的激光束，把制导信号传送给导弹尾翼尖部的激光信号探测器，再由弹上惯性制导系统和全数字自动驾驶仪形成控制指令，操纵尾翼偏转，使导弹飞回瞄准线上来。发动机关机，经过过渡段进入末制导段，导弹在激光束中飞行，它在光束中的位置，由激光信号探测器测定，如果导弹偏离了激光束的瞄准线，激光信号探测器则发出偏差信号，弹上计算机将此信号转变为修正指令，操纵尾翼偏转修正弹道，使导弹回到激光束的瞄准线上来，一直到命中目标为止。如果该系统只用于近距离作战，可只用光学瞄准，指令制导。



“阿达茨”导弹系统制导原理

探测跟踪制导系统由搜索雷达、光学跟踪装置、火控系统数字式电子计算机、控制显示台和辅助设备等组成。

搜索雷达　为意大利康特拉维斯（Contraves）公司制造的 LPD20-11 型双波束脉冲多卜勒频率捷变雷达，具有动目标显示，脉冲压缩功能，采用全相干多种频率发射机和接收机。雷达处理器可对 6～10个目标边跟踪、边扫描，提供有关目标方位、距离、敌我识别和概略的高低角信息，并可指明目标位于上波束、下波束或重叠区内和自动进行威胁评定。采用可产生超低旁瓣的双波束天线，探测小型低空目标，并采用频率捷变抗干扰措施。搜索雷达可与“阿达茨”导弹系统装在同一辆车上，也可以单独装在其它车辆上。

工作频率	Ⅰ波段	探测高度　最大	6 km（对空）
探测距离　最大	20～25k m（对空） ＜8 k m（对地）	天线转速	60r/min

光学跟踪装置　包括前视红外仪，电视摄像机、激光测距机、二氧化碳激光器、红外测角仪等，安装在转塔前面的小舱内，舱内有一个中心支架，支架上装有稳定平台，前视红外仪安装在平台右边，电视摄像机、激光测距机、二氧化碳激光器装在平台左边。

前视红外仪（FLIR）是该系统的主要光学探测装置，由美国马丁·玛丽埃塔公司制造，与该公司为武装直升机研制的目标截获和指示系统／无源夜视瞄准具（TADS/PNVS）相同，工作波段为8—12微米、灵敏度很高，能搜索和跟踪15千米以内的空中目标，它不仅把目标做为“热点”探测，而且能显示目标的外形整体情况。

电视摄像机　采用 AH-64 强击直升机的夜视微光电视摄像系统，白天和晴天跟踪时用。工作在近红外波段，有目标搜索和识别两个视场，拦截空中目标时，做为前视红外仪的辅助跟踪手段，其目标分辨率高于前视红外仪，主要用于跟踪地面目标。

激光测距仪 掺钕钇铝石榴石激光测距仪与电视摄像机安装在一起，工作波长为1微米，是近距离目标的主要测距设备，并用来提供输入信号，以确保所指示的目标位于导弹拦截范围之内。

二氧化碳激光器 工作波长为10微米，它发射连续编码激光束，尾翼上的激光信号探测器接收编码激光信号，传送到弹上制导系统，经计算确定导弹在激光束中的位置，修正导弹与瞄准线间的角偏差，形成控制指令，引导导弹飞向目标。

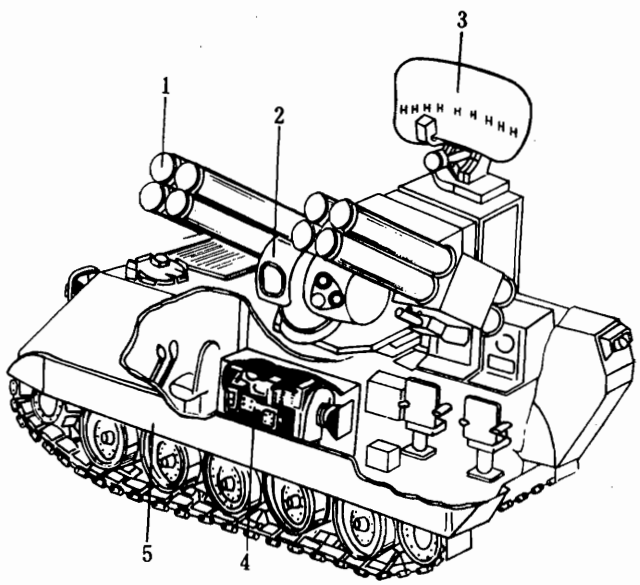
红外测角仪 在初始制导段中测量导弹偏离瞄准线的偏差角，以形成控制指令。

发射装置 采用八联装发射架，导弹从密封轻型包装筒中发射，包装筒也作运输和贮存用。发射架转塔为液压驱动，其转动范围为方位：360°，俯仰：－9°～＋85°。人工装填导弹。若转塔装在M113装甲车和M2步兵战车上，还可携带八枚备份弹。

指控系统 火控计算机能同时处理6—10个目标信息，进行威胁判断，给出攻击目标程序，形成控制指令。

作战使用

武器系统组成与功能 导弹系统由转塔、发射架、搜索雷达、光学跟踪装置、火控系统及辅助设备等组成，装在M113或M2装甲车底盘上，车内还可存放八枚备用导弹。在转塔左右两侧装有各载四枚待发导弹的发射架，搜索雷达、天线与发射架组成一体，安装在转塔后边，光学跟踪装置及控制台装在转塔前面的小舱内。



“阿达茨”导弹系统

1. 筒装导弹　2. 光学跟踪装置　3. 搜索雷达　4. 电源　5. M113A 底盘

作战过程 对空作战时，目标搜索雷达搜索截获目标，火控计算机判断目标威胁程度，给出攻击目标顺序，目标飞抵12千米以内时，转塔自动转向目标来袭方向，使目标进入前视红外仪和电视摄像机视场，光学瞄准手根据能见度选择跟踪方式，可自动（也可手动）捕捉目标。锁定目标后，由激光测距仪不断测出目标的距离（必要时，搜索雷达也可以边搜索、边跟踪，连续向火控计算机给出目标距离信息）。导弹做好发射准备（探测器致冷、启动陀螺、输入弹道数据），当目标进入适当距离时，发射导弹，由激光波束制导导弹击中目

标。攻击地面装甲目标时，通常只使用光学跟踪装置探测目标，截获目标后，用激光测距仪测定目标距离，其余全部程序与对空作战相同。为避免敌人（特别是空中飞机）过早发现导弹系统，在导弹发射后的初始制导段，激光束可脱离目标的瞄准线。

发展与改进

主要发展阶段　1973年奥利康机床有限公司提出发展“阿达茨”两用武器系统，1975年决定发展，1979年确定由美国马丁·玛丽埃塔公司负责研制。1981年至1984年进行了大量试验，主要分两个阶段，第一阶段为无制导发射试验、有控制系统校正试验、雷达天线罩及天线组合环境试验和雷达验收试验等，类别包括温度、冲击、振动及电磁干扰等多种试验。第二阶段为在实战条件下对靶机或靶标及地面坦克进行拦截试验，自1983年7月开始进行第一台全样机系统试验起至1984年2月共进行了39次飞行试验，取得圆满成功，成功率为85％。预计1986年开始批生产，1987年装备部队。

优缺点及发展前景　该导弹系统既能反飞机又能反坦克，射程比其它反坦克导弹远，重量轻（系统总重约4.5吨），采用模块式结构，机动性好，可装在各种轮式或履带式车辆上，如M113、M109或M2等战车底盘，或各种轻型装甲车辆底盘上，可用飞机空运或直升机吊运。反应时间短，摧毁能力强，杀伤概率高，生存能力强，费效比低。由于使用了光学跟踪制导装置，减少了电子干扰的威胁和能有效地对付反雷达导弹，因此它具有白天、黑夜、战场烟雾下等全天候和干扰环境下作战的能力。为满足北约各国订货要求还准备进行以下几种改型的研制工作：①安装在车辆液压升降平台上的“阿达茨”导弹系统，②相当于美国“海尔法”反坦克导弹系统的海岸防卫“阿达茨”改型，③安装在武装直升机和固定翼飞机上的“阿达茨”导弹。此外，美国马丁·玛丽埃塔公司正在研究海型“阿达茨”和采用毫米波雷达或焦平面阵列红外成像导引头的，射程大于20千米的“阿达茨”改进型。　（苏　峥　俞仁顺）

MFS－2000

MFS-2000（Mittleres Flugabwehr System-2000）的前身是FMS-90，由英国、法国、联邦德国三国联合研制，已进行方案设计，后因三国意见不一致，停止联合研制。当时联邦德国空军需要一种新型的防空导弹做为“改进霍克”地对空导弹的后继型，联邦德国国防部同意了FMS-90系统的基本作战性能指标，因此联邦德国决定由MBB公司、西门子公司和AEG三公司继续负责研究，并改名为MFS-2000，联邦德国原设想在九十年代建设三级防空导弹网，低空用“罗兰特”导弹，中低空用FLS-90导弹，中空远程用MFS-2000。后因财政困难，取消FLS-90计划，用提高“罗兰特”射程（从目前的6～8千米提高到12～15千米），和扩大MFS-2000覆盖范围（15～30千米）的办法进行中低空的防御。

MFS-2000于1980年进行了概念研究，1984年初至1988年为预研前期阶段，预计1988年开始全面工程研制；九十年代投产，九十年代中期开始服役。导弹系统用拖车装载。

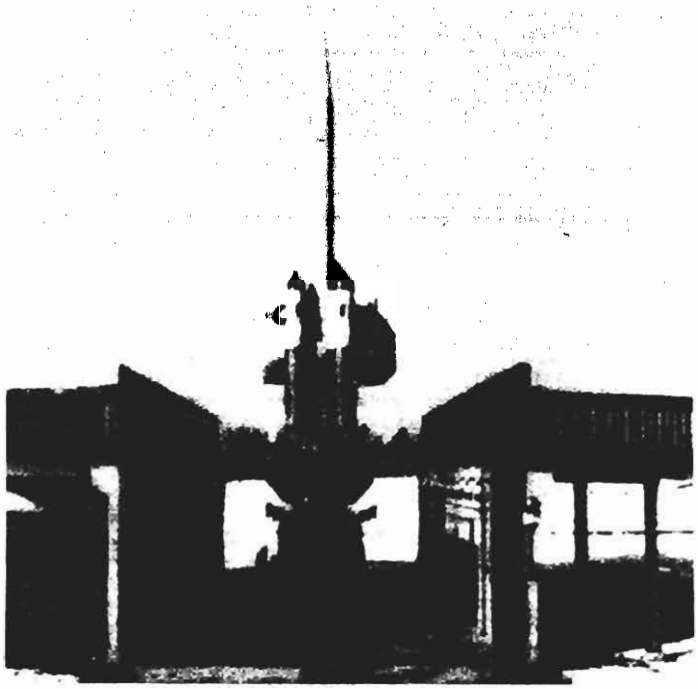
MFS-2000导弹无弹翼，是一个高度灵活的导弹，最大射程为30千米，最大飞行速度M＞2.5，采用垂直发射方式。系统分两个制导段，初始制导段采用惯性/指令制导，由地面雷达将目标位置的最新瞬时信息传递给导弹，对导弹的惯性制导进行修正，末段由雷达导引头主动寻的。

目前主动式雷达导引头原理样机已研制成，工作在J波段，平均输出功率为500瓦，其有效作用距离为5～10千米，并具有下视能力，能在地面杂波中鉴别出低空飞行目标。

多功能相控阵雷达也开始预研和试制小样，工作在H/I波段（7～9千兆赫），以边跟踪边扫描方式工作，天线除在方位和俯仰上进行电子扫描外，还可以机械旋转360°，方位上电子扫描范围为100°，这样，在天线旋转的每一时刻，其方位覆盖都是100°。因此除对反辐射导弹具有一定防护能力外，还可以在较严重的电子干扰条件下较长时间地锁定目标。

MFS-2000导弹系统可能具有反战术弹道导弹能力。　（苏　峥）

波马克（Bomarc）CIM-10



处于待发状态的“波马克”

“波马克”（Bomarc：Boeing Michigan Aeronautical Research Centre）导弹武器系统是美国五十年代至六十年代初研制和装备的一种高空、远程地对空导弹系统，实际上也是一种无人驾驶截击机，是美国的第一代远程地对空导弹。担任美国本土区域防空，用于拦截中、高空飞机和飞航式导弹。

第二次世界大战末，美提出研制一种地对空无人驾驶飞机计划——“加帕”（Gapa）计划。1946年开始，由波音公司负责研制，但由于射程太小（＜150千米），不能满足拦击当时高空飞机的要求而停止。在此基础上，1951年1月波音公司和密执安大学航空研究中心与空军签订了合同，正式开始研制“波马克”导弹系统。1952年第一部基本型（A型）样机进行试验，1956年定型，1957年生产，1960年开始装备美国空军防空部队，1964年全部退役改做靶机。1958年开始研制改进型（B型），1961年开始装备部队，逐渐取代A型，1972年也全部退役改做靶机。两种型号都受“赛其”（SAGE：Semi-Automatic Ground Environment）半自动地面防空系统的指挥。

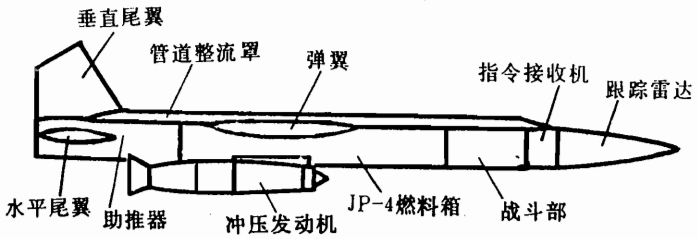
主要战术技术指标

对付目标	高空飞机、超音速轰炸机、飞航式导弹		弹长	13.72m（14.43m）
杀伤空域			弹径	890mm（910 mm）
作战半径	最大	700 km（320 km）	翼展	5.54m（5.5m）
作战高度	最大	30 km（18 km）	弹重	7257kg（6800kg）
	最小	300m（—）	最大速度	M＝2.8（M＝2.5）
制导体制	预定程序＋指令＋雷达主动寻的		战斗部与引信	核装药或烈性炸药，用近炸引信
发射方式	固定阵地垂直发射		动力装置	一台固体助推器（A型用液体助推器），一

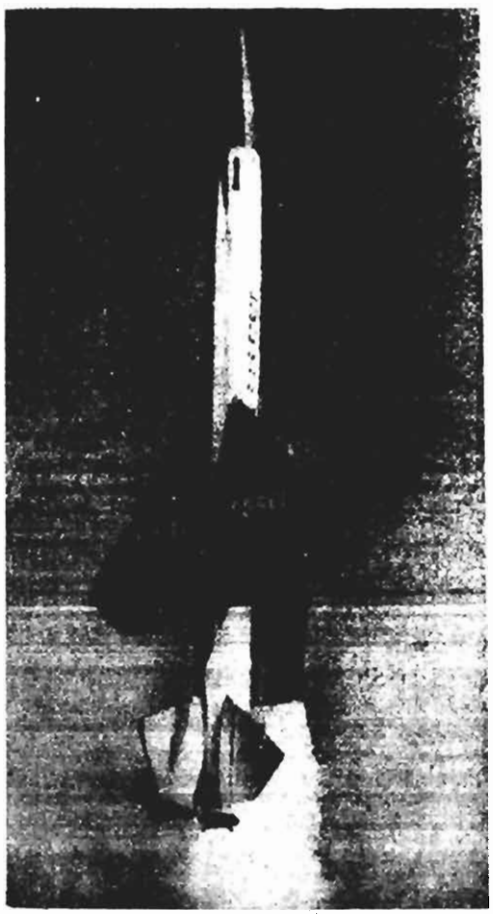
两台冲压式主发动机

注：（ ）内为A型指标，无（ ）A、B型指标相同。

导　弹



“波马克”导弹布局图



“波马克”导弹外形图

布局与结构　导弹为正常式布局，弹体为圆柱形，头部呈锥形。长细比为16：1。弹翼平面为切去顶部的三角形，相对厚度为3%，前缘后掠角为50°。翼尖有三角形副翼，绕与翼展方向垂直的轴转动，以保证导弹的横向稳定。

导弹为全动式的水平尾翼和垂直尾翼。锥形头部很长（约2.4米），由玻璃纤维制成，内装主动寻的雷达，并用氮气充压以控制介电值，由氨冷却剂致冷。导弹背部突出部分为镁制成的管道整流罩，内有电气系统和液压系统的导线和导管通道。整个弹体使用了镁、铝、不锈钢和玻璃纤维四种主要材料。这样使导弹既有较好的强度和钢度又重量轻，且防止了超音速飞行时的颤振。

动力装置　A型由一台液体助推器和两台冲压发动机组成。液体助推器为LR59-AG-13型，使用的燃料为JP-4和偏二甲基联氨混合物，氧化剂为红色发烟硝酸，推力155.743～186.7千牛，工作时间45秒。两台RJ43-MA-3型冲压发动机，用塔形连接件吊装在弹翼下的两侧，燃料为高辛烷汽油，单台推力44.45—53.34千牛。B型有一台XM-51固体助推器，安装在弹体后部，推力为22.25千牛。接近音速时由两台RJ 43-MA-7型冲压发动机代替，其推力为62.23千牛。A、B型助推器燃烧完后均不脱落，随弹体飞向目标。

稳定与控制　根据“赛其”防空体系的控制指令和末段导引头测得的信号，通过弹上自动驾驶仪和伺服机构操纵尾翼，用以控制导弹的俯仰和偏航。翼尖上的三角形副翼控制导弹的横向稳定飞行。

战斗部与引信　连杆杀伤式战斗部，重135公斤，杀伤半径约30米。采用近炸引信，未击中目标时自毁。

探测、发射与指控

探测与跟踪 系统的探测、跟踪和制导除末段外，全通过“赛其”防空系统实施。弹上仅一小型接收机用于接受“赛其”系统发出的制导指令。末段则利用弹上小型跟踪雷达进行寻的制导。

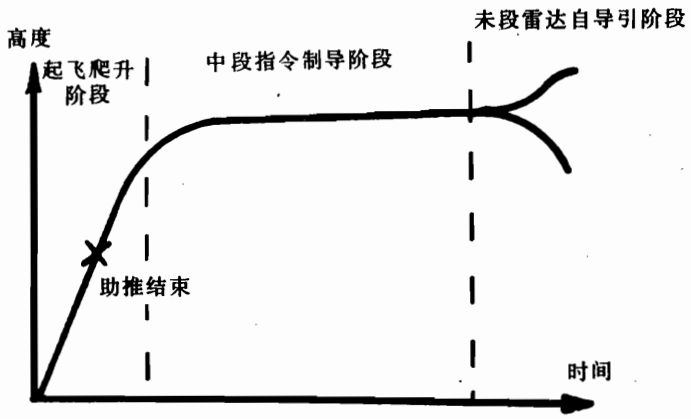
发射与指控 导弹平时水平放置于掩体内，准备发射时，指挥官在“赛其”防空系统指挥中心按电钮打开掩体盖，用液压系统将导弹升起至垂直位置。指挥员通过自动综合显示器所显示的图象情况来控制导弹的发射，由按“发射”按钮完成。

作战使用

武器系统组成与功能 “波马克”导弹系统没有自己的地面制导站设备，而是利用“赛其”防空系统的设备完成各种作战功能，所以整个独立的作战系统仅是一枚“波马克”导弹。

阵地部署 导弹为固定阵地发射，每个发射阵地有28个掩体，掩体为一长18米、宽6.6米、高约4米用钢板和水泥筑成的建筑物，重约6吨，通常配置在距“赛其”防空系统控制中心160 千米范围以内。

作战过程 导弹在“赛其”防空系统操纵下处于垂直的待发状态；当指挥官按“发射”按钮后，助推器即开始工作；冲压发动机也开始点火；发射架支撑臂落下；导弹起飞，飞行几秒钟后冲压发动机开始工作，使导弹加速。导弹飞行轨道可分三段：起飞爬升段为直线弹道。采用预装程序控制，爬升高度由弹上一个计时器控制。当爬升到一定高度后，开始仰转90°，逐渐转入平飞，高度由静压敏感装置控制。中段为拐弯后的平飞弹道，通过“赛其”防空系统探测、计算目标和导弹的航迹，然后形成控制指令，引导导弹飞行。当导弹距目标一定距离时，“赛其”防空系统发出信号，弹上跟踪雷达工作，开始搜索目标，一旦截获目标，即自动跟踪，不再依赖“赛其”防空系统而飞向目标。其弹道则根据目标飞行情况而变更。在导弹飞近目标时，近炸引信起爆战斗部摧毁目标。



导弹飞行过程及制导三阶段

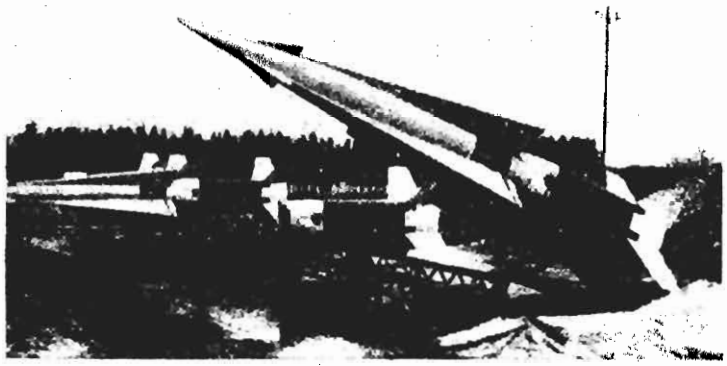
检测与维修 对导弹作定期检查，检查工作均自动化进行。

发展与改进

“波马克”A与B型分别在1964年和1972年全部退役，改做靶机。

（顾正明 侯廷丽）

奈基Ⅱ（Nike-Hercules）MIM-14



“奈基Ⅱ”导弹

概　述

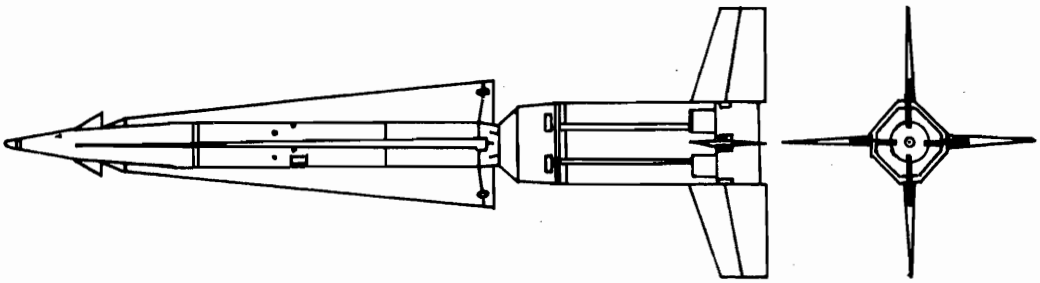
“奈基Ⅱ”是美国五十年代研制的一种全天候高空防空导弹系统。主要用于国土防空和要地防空，保卫城市、基地和工业中心，是美国本土防空司令部“赛其”防空系统的组成部分，可对付中、高空高性能飞机，又可拦击战术弹道式导弹和巡航式导弹，亦可用来摧毁地面目标。

1953年美国陆军军械部在原“奈基Ⅰ”的基础上开始研制“奈基Ⅱ”，1954年12月首次飞行试验，1957年开始生产，1958年装备部队并逐渐取代“奈基Ⅰ”，而后又经历了几次改进，有 MIM-14A，MIM-14B，MIM-14C 等型号。1963年达到最大装备数，共计134 个连。1964年停产，此后开始逐步退役。1980年美国本土的“奈基Ⅱ”全部退役，只留下一个营作训练用。另外还有四个营部署在美国驻外国的美军基地。除美国以外，联邦德国、丹麦、希腊、意大利、挪威、比利时、法国、荷兰、西班牙、南朝鲜等和中国台湾省也装备了该武器，并与日本达成了在日本生产“奈基Ⅱ”的协议，这些国家和地区仍继续使用。主承包商为麦克唐纳·道格拉斯飞机公司和西方电气公司。“奈基Ⅱ”总的研制试验费为1.487 亿美元，共用导弹302枚，平均每枚导弹价 5.5 万美元（1964财年）。

主要战术技术指标（MIM-14C）

对付目标	高空飞机、战术弹道式导弹和巡航导弹	弹长	12.4m
杀伤空域		弹径	790mm
作战半径	最大 139km	翼展	2.28m
作战高度	最大 45km	弹重	4.767t
	最小 1km	最大速度	M=3.3
杀伤概率	65～80%	战斗部与引信	装烈性炸药 545kg 或核装药，近炸引信
制导体制	无线电指令		
发射方式	固定和野战两种发射方式，近似垂直（85°）发射	动力装置	四台固体助推器＋一台固体主航发动机
机动能力	野战发射装置转移阵地时需用专用车运送		

导　弹



“奈基Ⅱ”线条图

布局与结构　导弹由两级组成，采用鸭式气动布局。弹体全部为铝或镁制件，形状类似箭头。导弹头部呈锥体，前段有四个三角形舵面，中段有四个大后掠角的三角形弹翼，它占全弹长的 3 / 4，每个弹翼均有副翼，靠主发动机圆管上的控制环操纵。助推器尾部装有四个梯形稳定尾翼，后缘都与助推器尾喷管齐平。舵面、弹翼和尾翼全按＋字形配置并处于同一平面上。

第一级助推器为四台圆筒集束式固体火箭发动机，其前端嵌入第二级主发动机的铸体内，后端则用套环使四台发动机并联起来。第二级主发动机为导弹主体。弹体中部为战斗部，内装 500 千克的烈性炸药或核装药。头部为制导舱，顶端装一根箭形天线，舱内装指令应答机。

动力装置　由两级发动机组成。主发动机为一台固体发动机，外形似长颈瓶，喷管细而长，可使炽热喷气排出相当远的距离，以避免发动机持续工作时受高温影响。发动机有较好的绝热装置不需冷却。最初采用 TX-30 型，后用改进型 TX-261 型。TX-261 型改进了高空膨胀喷管，使用聚丁二烯丙烯酸（PBAA）推进剂，推力为254.26千牛，总冲为243.28千牛·秒，重约 1.3 吨。助推器为四台集束式、可分离的固体发动机，每台推力为262.25千牛，重约 591 千克（包括尾翼）。“奈基Ⅱ”的 MIM-14C 型改成一级导弹，采用一台 M112 型固体火箭发动机。

稳定与控制　根据地面指令，通过自动驾驶仪和伺服机构控制导弹的飞行。俯仰和偏航由前面的四个小舵面完成，四个尾翼和第二级上的四个主翼控制稳定飞行。主翼后缘的副翼可控制发动机出现的推力变化，它受主发动机周围的控制环操纵。

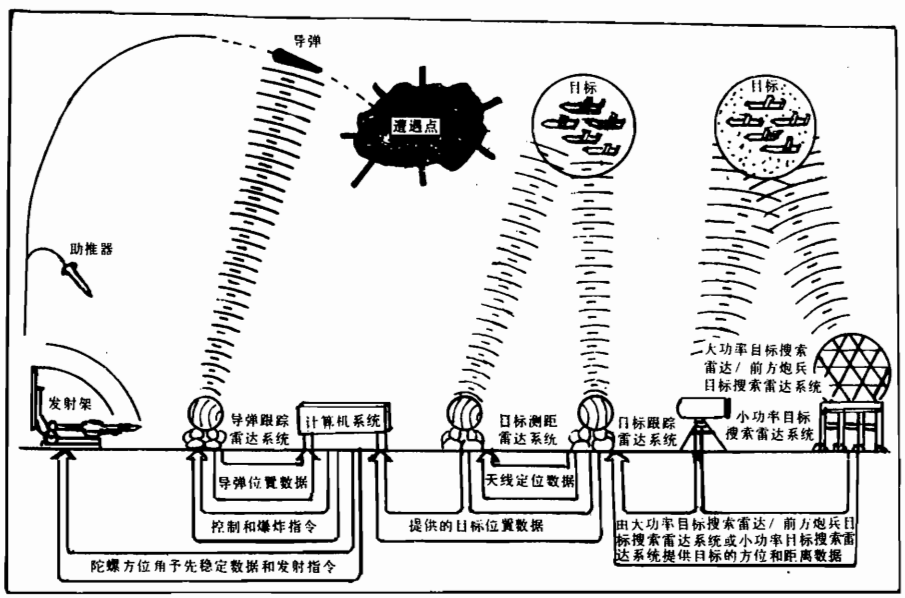
战斗部与引信　可用 500 千克烈性炸药，也可用当量为 0.2 ～ 3 万吨 TNT 的核装药，使用近炸引信。

探测、发射与指控

探测与跟踪　“奈基Ⅱ”是“赛其”防空系统的组成部分，受“赛其”防空系统的指挥，其导弹营也可独立作战。系统采用无线电指令制导体制，两部目标搜索雷达探测空中目标，两部跟踪雷达分别跟踪目标和导弹，并将所测的数据送至计算机，计算机不断地计算截击点，并形成控制指令，逐渐引导导弹飞向目标，在适当距离时通过指令起爆战斗部。地面制导站雷达主要战术技术性能指标如下：

雷达名称 / 性能数据	大功率搜索雷达（AN/MPQ-43）	小功率搜索雷达	目标跟踪雷达（AN/MPA-4）	导弹跟踪雷达（AN/MPA-5）
最大作用距离（km）（$\sigma = 1\ m^2$）	＞320	320	185	185

最小作用距离（km）			0.9	0.9
工作频率（MH_Z）	1350～1450	3100～3500	8500～9600	8500～9600
峰值功率（kw）		1000	250	125
平均功率（kw）		750		
脉冲重复频率（H_Z）	417 ～ 438	500	500	500
脉冲宽度（μs）	6	1.3	0.25	0.25
最大跟踪角速度（°/s）			12	42
接收机灵敏度（mdB）	113			
波束宽度（水平） （垂直）	1.2° 0 °～60°			
天线转速（r/s）	6 或10			
跟踪目标或导弹时的最小高低角（°）			0.72	0.72



作战、制导示意图

“奈基Ⅱ”的发射装置

发射装置 分为野战式和固定式两种。野战式发射装置由一个框架式底座、带液压升降机的发射机构和四个发射架组成。每个发射架可装一枚待发导弹，平时导弹水平安放在发射架上，发射时可遥控发射架竖起，导弹以接近垂直方向（85°）发射。在阵地上，发射装置通过底座下的千斤顶调整水平，转移阵地时，发射装置需拆开用专用运输车运送。固定发射装置与野战式基本相同，安装在地下掩体内，发射时，通过升降机升到地面上。

作战使用

武器系统组成与功能 武器系统由地面制导站、发射装置、导弹等组成。地面制导站包括一部大功率搜索雷达，用于探测小型空中目标（$\sigma=0.3$ 平方米）；一部小功率搜索雷达；一部导弹跟踪雷达；一部目标跟踪雷达和一部目标测距雷达；一台计算机。搜索雷达天线采用余割平方反射器，单脉冲跟踪雷达采用双反射器。

作战过程 当得到“赛其”系统预警信号后，两部搜索雷达开始搜索目标，一旦探测到目标并判断为敌机后，即向目标跟踪雷达发出指示信号，目标跟踪雷达跟踪目标，目标测距雷达测量目标距离，二者不断地把测得的目标瞬时方位、高度和距离信息送给计算机，计算机实时计算出目标位置，当目标进入可射击空域时，发射导弹，同时导弹跟踪雷达截获并自动跟踪导弹。目标、导弹两部跟踪雷达同时将瞬时数据传送给计算机，计算机不断计算拦截点，并通过指令引导导弹飞向拦截点，在适当距离发送指令起爆战斗部。

发展与改进

“奈基Ⅰ”是第一代具有代表性的中、高空地对空导弹，在世界范围内应用和部署极为广泛，使用的时间较长，数量也大。由于不断改进使其具有较强的生命力，目前在美国本土虽已全部退役，但至今仍在不少国家或地区服役。1981年美国和欧洲北约国家签订合同，对现有“奈基Ⅰ”进行改进。改进后的“奈基Ⅰ”用数字计算机取代原有的模拟计算机，将大大提高“奈基Ⅰ”的可靠性，也简化了对导弹的维护。不久它将被“爱国者”取代。

（顾正明 侯廷丽）

霍克/改进霍克

（HAWK/Improved HAWK）MIM-23A/B

概 述

“霍克”（HAWK：Homing All-the-Way Killer）为美国全天候、中、低空地对空导弹武器系统。可拦截飞机、巡航导弹和战术地对地导弹。作为美国陆军、海军陆战队的标准野战机动中程防空武器，用于要地防空和野战防空，与“奈基Ⅰ”导弹配合使用，弥补“奈基Ⅰ”低空作战能力的不足。主承包商为雷锡恩公司的导弹系统部。

1951年前后，美国决定发展机动性能好的中、低空反飞机导弹系统。美国国防部委托美国陆军导弹司令部负责总管研制计划。1952年雷锡恩公司参加了初步方案论证。开始研制该系统用的连续波雷达。1953年提出总体方案，被陆军导弹系统司令部接受。1954年7月正式开始研制，1958年基本定型投产，1960年初开始装备部队，代号为 **MIM-23A**。1960年美国国防部打算用4～5亿美元发展具有反战术弹道导弹能力的“超霍克”（Super-HAWK），后又提出“改进霍克”方案。1964年在基本型“霍克”的基础上正式开始研制“改进霍克”，代号 **MIM-23B**，1969年6月生产，1972年11月装备部队。七十年代中期，基本型“霍克”在美国本土已全部退出现役。改进型投产后，于1969年又开始新的改进计划。计划共分三个阶段，预计于1987年结束，目前正进行第三阶段的改进计划。预估该型号可使用至九十年代末。基本型的研究、研制、试验和鉴定共用经费1.46亿美元，总采购费约8.23亿美元。共生产基本型导弹13067枚（其中包括研制试验用291枚），每枚导弹平均价约4.1万美元（1965财年）。至1985财年止，改进型用于研究、研制、试验与鉴定的总费用为3.499亿美元（包括三

个改进阶段计划费在内）。总计生产7687枚导弹（其中包括研制试验用导弹55枚）。导弹平均单价为10.1万美元（1984财年）。“霍克”导弹系统除装备美军外还装备了联邦德国、意大利等八个北约国家及沙特阿拉伯、以色列、科威特、伊朗、泰国、日本、南朝鲜、约旦、瑞典等欧亚洲国家。我国台湾也部署有“霍克”导弹。目前它已成为世界上使用最广泛、生命力长的导弹系统之一。

“霍克”导弹

主要战术技术指标

对付目标　主要拦击M≤2的中、低空飞机，改进型还可对付巡航导弹、战术地对地导弹和反辐射导弹

杀伤空域

作战半径	最大	40 km
	最小	2 km
作战高度	最大	18k m（11 km）
	最小	30m
高低角	最大	70°（—）
方位角		360°

杀伤概率　>80%（80%）

反应时间　26～34s（16～20s）

制导体制　全程半主动寻的

发射方式　三联装倾斜发射

抗干扰措施　系统具有恒虚警、动目标显示、多频率以及光学辅助跟踪手段（改进型）

机动能力　导弹连的全部设备需23辆越野车装运或拖曳，亦可由21架C-124或24架C-130B型运输机空运。展开时间不超过45min，撤收时间不超过30min

弹长	5.03m
弹径	360mm
弹翼	1.2m
弹重	623.7 kg（586 kg）
最大速度	M= 2.5
机动过载	15g

战斗部与引信　破片杀伤式战斗部，重约50 kg。改进型采用连杆式杀伤战斗部，重75kg，或核装药为100～500t或2000t TNT当量。均用无线电近炸引信，或触发引信。

动力装置　采用一台M22E 8型单室双推力固体火箭发动机，总燃烧时间为25～32s，改进型采用M112型双推力固体火箭发动机

可靠性指标　大功率照射雷达平均无故障时间为43h，改进型为130～170h

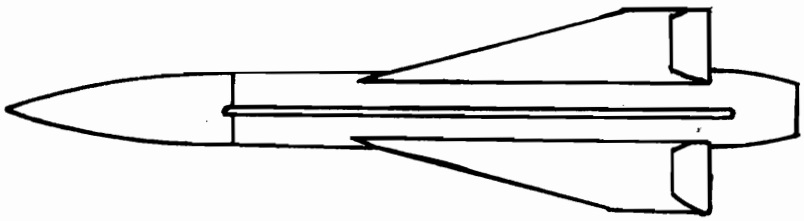
注：（ ）内为 MIM-23A 指标，无（ ）处二者相同。

导　弹

布局与结构　两种型号的导弹外形相同。采用无尾式×形气动布局，头部呈锥形，用玻璃钢纤维材料制

“霍克”导弹外形图

成。弹翼为梯形，位于弹体中部稍后，按×形配置，前缘后掠角76°，后缘与弹体垂直。一对弹翼的毛面积约为1.86米^2（包括弹体部分）。四个矩形舵接在弹翼后缘，除进行稳定和控制俯仰与偏航外，还控制导弹的滚动稳定。舵面用铝合金制成，一对舵的面积约为0.2米^2。弹体由五个舱组成。一舱为导引头舱，天线罩内装有抛物面天线；二舱为电子仪器舱，内装雷达接收机、无线电引信、自动驾驶仪解算装置及电源等；三舱为战斗部舱；四舱为固体发动机，其上有四个弹翼；五舱为舵面伺服机构和电源/液压传动装置。



“霍克”导弹的线条图

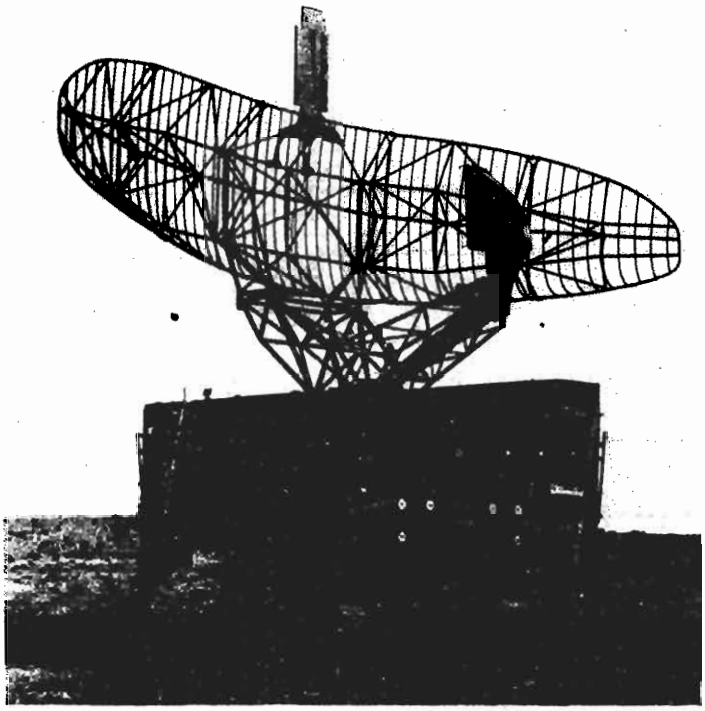
动力装置 基本型早期采用串联装药内孔燃烧的XM-22E7型双推力火箭发动机，1959年后改用同心装药的XM-22E8型。双推力发动机装两种固体燃料，两种燃料先后燃烧，产生两种不同的推力，分别起助推与主航的作用。起飞推进剂为聚氨基甲酸乙酯ANP-2830B1型，主航推进剂为ANP-2830 HO型。发动机中间的点火系统为电起爆装置，它装有机械式安全与解除保险装置。“改进霍克”采用一台M112型双推力固体火箭发动机。

稳定与控制 自动驾驶仪接收来自半主动寻的雷达导引头的目标—导弹间的误差信号，经变换放大后产生操纵液压舵机的信号，控制舵面偏转，使导弹按一定轨道稳定飞行。导引头为全固态式，半主动连续波体制。天线安装在液压驱动的万向平台上，用小型陀螺作为惯性空间基准。基本型为抛物面反射器，改进型采用了低旁瓣、高增益的平面裂缝天线。为了对付高速、低空、小反射截面的目标，改进型采用了倒置接收机，以提高抗干扰能力和对多卜勒频率的分辨能力。

战斗部与引信 基本型采用装普通烈性炸药的XM5型破片杀伤式战斗部，重约50千克，其中装H-6炸药约33千克。改进型用连杆式杀伤战斗部，重约75千克。为小钢柱杀伤体，爆炸后形成一个不断扩大的圆环，以获得较高的杀伤概率。战斗部还可用核装药（MK-101），可达100～500吨或2000吨TNT当量。用无线电近炸引信或触发引信起爆。保险装置分三级，一级机械保险，在导弹达到一定速度时解除，两级电气保险，根据弹上半主动寻的雷达信号解除。

探测、发射与指控

探测与跟踪 采用比例导引的连续波全程半主动寻的制导。对目标的探测由一部脉冲搜索雷达和一部连续波搜索雷达经信息协调中心来完成。捕获目标后，通过连控制中心向大功率照射雷达发出目标指示信号，对选定的目标进行搜索、跟踪和照射。弹上连续波寻的雷达接收地面照射雷达经目标反射的信号，测出导弹与目标



“改进霍克”脉冲搜索雷达

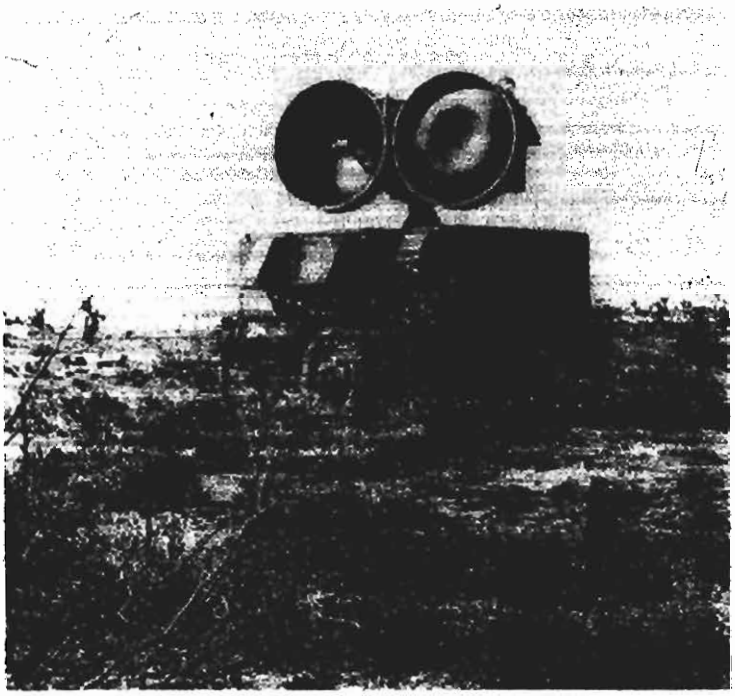
的视线角变化率，并根据目标反射信号的多卜勒频率，得出导弹与目标间的相对速度，使此两参数之积与导侧向加速度成比例。所产生的信号输送至自动驾驶仪，通过自动驾驶仪来控制舵面偏转，将导弹引向目标。

“改进霍克”连续波搜索雷达

脉冲搜索雷达　基本型 AN/MPQ35，改进型 AN/MPQ50。为一部D波段搜索雷达，用于探测中、高空目标，能全景显示，由一部高稳定的大功率振荡器产生脉冲信号，采用了参差脉冲重复频率、恒虚警接收机等技术。改进型用一新型固态可控振荡器，特别适用于动目标显示状态，在动目标显示工作时，用视频积累改善雷达的目标探测特性。

连续波搜索雷达　基本型为 AN/MPQ34，改进型为 AN/MPQ48。工作在J 波段，可以在严重地物杂波干扰环境下探测低空飞机目标，向目标照射雷达和控制中心提供目标数据。在战术运用上，具有对付反辐射导弹的能力。改进型采用了机内检测和调频测距技术。

大功率照射雷达　基本型用 AN/MPQ 39，改进型用 AN/MPQ46。为J 波段连续波雷达，可在方位、俯仰和距离变化率上自动截获、跟踪和照射目标，同时向导弹提供基准信号。雷达采用了大功率、低噪声速调管和稳定的高频相干振荡器。改进型增大了发射机平



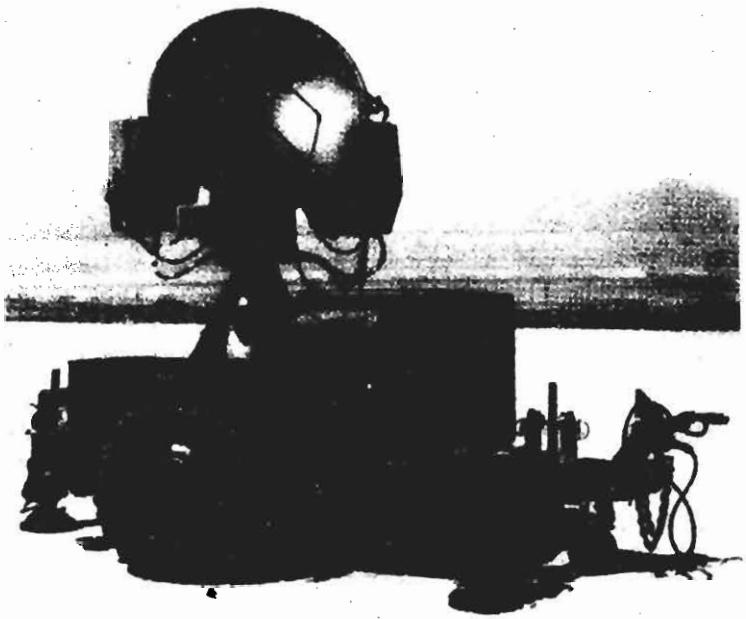
“改进霍克”大功率照射雷达

均功率，并增加了归零系统用以抵消发射机载波泄漏信号。工作频率由三个增加到七个，从而提高了有效作用距离和抗电子干扰能力。此外改进型还具有机内自检功能。雷达采用了收、发分开的两个抛物面天线，孔径为1.219米。天线转塔范围为：方位360°，俯仰－10°～＋89°。为了减小发射天线口径场对接收天线的影响，两个天线的反射器都加有环缘。

地面制导雷达主要战术技术性能数据

性能数据 \ 雷达名称	中空目标搜索雷达 AN/MPQ 35 AN/MPQ 50	低空目标搜索雷达 AN/MPQ 34 AN/MPQ 48	大功率照射雷达 AN/MPQ 39 AN/MPQ 46
工作体制	脉冲波	连续波	连续波
工作频率（MHz）	D波段（1250～1350）	J波段（10000）	J波段（10000）
峰值功率（kw）	650	—	—
平均功率（w）	—	200	200
消耗功率（kw）	—	—	6.5
脉冲重复频率（Hz）	666 ～ 800	—	—
脉冲宽度（μs）	3	—	—
重量（kg）	3500	2100	2200
转入工作状态的时间（min）	10～15	5	5
最大作用距离（km）			
$\sigma = 1\ m^2$的目标	70～75	55	55～65

$\sigma = 3\ m^2$ 的目标	110	82	75
最大探测高度（km）			
$\sigma = 1\ m^2$ 的目标	14	—	—
$\sigma = 3\ m^2$ 的目标	18	—	—

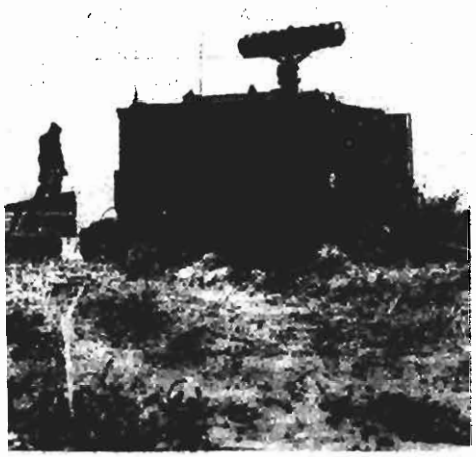


“改进霍克”测距雷达

测距雷达　基本型 AN/MPQ37，改进型AN/MPQ51。工作在J（二公分）波段。正常情况下加电不使用，射频能量消耗在假负载上。在有电子干扰情况下，根据照射雷达的信号，能量转馈至天线，给大功率照射雷达提供距离数据。该雷达只工作几秒钟，使敌机不易干扰。可自动或手动测距，作用距离约72～78千米。

信息协调中心　基本型 AN/MSQ18，改进型 AN/MSQ95。是导弹连的火控数据处理和作战通讯中心。可进行自动探测、威胁判断、敌我识别和分配目标并控制导弹的发射。车内配有自动数据处理机、敌我识别器和通信联络设备。

连控制中心　为一人/机接口设备，除具有信息协调中心部分功能外，主要用于控制发射架和对导弹连进行战术控制。车内设有两个雷达全景显示器，操作员可进行手



“改进霍克”信息协调中心

控发射和抗干扰操作。

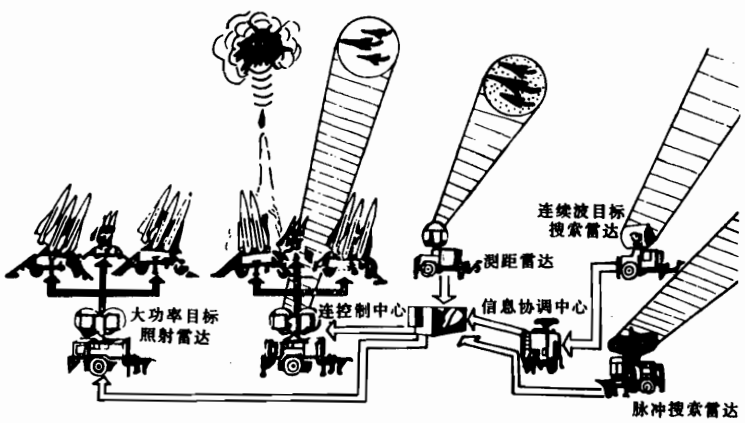
发射与指控 每个发射架可载三枚导弹，操作手在战斗准备状态才运转发射架。当照射雷达锁住目标后，就与照射雷达天线在方位和俯仰上随动瞄准目标，同时通过转塔控制组合使导弹处于待发状态。收到发射指令后，选定一枚待发导弹，激活电源，起动快速陀螺，使导引头天线稳定地瞄准目标。

作战使用

武器系统组成 系统由导弹;三联装发射架;一辆中空目标搜索雷达（脉冲体制）车；一辆低空目标搜索雷达（连续波体制）车；两辆大功率照射雷达车；一辆测距雷达车；一辆连控制中心车；一辆信息协调中心车；一辆运输装填车（能在几秒钟内装填三发导弹）以及 HF60D 400 赫发电机组等组成。

火力配置 “霍克”通常以连为一完整的作战独立单元，一个连有三套发射装置，配置在离战斗地区前沿15～20千米地带，约需一个100 × 200米^{2}的场地部署发射排的作战设备。三套发射装置呈底边稍长的等腰三角形配置，相距大于60米。在战斗区前方多采用自行式“霍克”，后方可采用牵引式。每个连的间隔距离不超过20千米。

作战过程 由脉冲搜索雷达和连续波搜索雷达分别在中、低空搜索目标,发现目标后由信息协调中心区分敌友，把目标信息传送给连控制中心，由指挥官根据显示选定要射击的目标，分配给发射排控制中心，再传送至发射架。此时大功率照射雷达跟踪、照射目标和向导弹提供基准信号，其截击计算机同时向发射架提供发射仰角和方位角数据和向导引头提供瞄准数据。若有电子干扰，由测距雷达提供距离信息。收到发射指令后，选定待发导弹并加电，导引头天线稳定地瞄准目标，按照射雷达给出的前置碰撞点发射导弹。在导弹飞行过程中照射雷达始终跟踪目标，导弹对照射雷达的直射信号和目标的反射信号进行比较，不断修正航向，按比例导引规律飞向目标。当导弹接近目标时，近炸（或触发）引信引爆战斗部摧毁目标。当导弹命中目标后，进行射击效果判断，决定下一发导弹的发射。



“改进霍克”系统作战示意图

检测与维修 按美国陆军维护标准分五级。一级维护为操作员预防性检查。二级维护进行定期检查，可更换失效的零组件。三级维护为连队直接维护，包括组合设备的测试及修理。四级维护是对几个导弹营的总维护，具有专门维修能力。五级维护，对主要设备的维修、导弹待发状态的检查和进行场地维护。

发展与改进

主要发展阶段 基本型自1954年开始研制，1958年开始生产，1960年正式装备部队，1968年停止生产和部

署。1964年开始研制“改进霍克”。1969年小批量生产“改进霍克”，1972年开始装备部队陆续取代基本型。到七十年代中期美国本土基本型全部退役。1969年又提出了“改进霍克”三个阶段的现代化计划，预计1987年完成。

优缺点与发展前景　六十年代初装备的“霍克”导弹，由于受当时技术水平的限制，存在着系统组成复杂，设备笨重，以及抗干扰能力、可靠性和可维护性均欠佳的缺点。多年来为了适应空袭目标和战场环境发展的需要，雷锡恩公司一直在不断地改进和发展“霍克”，以使其成为美国本土主要的中程、中、低空防空武器。1969年提出的改进计划，目前已完成了两个阶段的改进计划。第一阶段1969～1971年，主要项目有连续波搜索雷达采用了新的速调管发射机和新的自检设备；脉冲搜索雷达采用了先进的固态振荡器和数字信号处理机，并改进了数字显示；改进了数据传输线路，扩大了计算机的存贮容量，重编了计算机软件等。经过这个阶段的改进，提高了雷达的作用距离、抗干扰能力和可靠性，并使导弹营间能联合作战以对付多目标。第二阶段1977～1980年，主要增加一套光学辅助跟踪系统，使系统的抗干扰能力大大提高；提高了照射雷达的可靠性；改进了作战程序。第三阶段从1980年4月开始，目前正在进行中，计划内容包括改善对抗多种闪烁干扰的能力；增加指挥中心计算机的功能；改进跟踪雷达使之全固态化；改善对付低空目标的能力等。

在“爱国者”推迟部署后，“霍克”将要延期服役到九十年代以后。雷锡恩公司正研制一种捷变式连续波搜索雷达，用以代替连续波搜索雷达、脉冲搜索雷达和测距雷达的功能。该雷达能进行边跟踪边扫描，提供360°方位和大仰角的覆盖，可给火控系统提供精确的多目标信息。由于采用了数字信号处理和频率捷变技术，大大提高了系统作战性能和抗干扰能力。一部雷达代替三部雷达降低了成本，减少了人员和后勤支援的负担。为了提高低空、超低空作战能力和增强火力，雷锡恩公司还进一步发展用“霍克”导弹发射架发射“麻雀”导弹（九枚）。经过上述一系列技术和战术运用的改进，大大提高了“霍克”导弹系统的作战能力，可望成为九十年代有效的中程、中、低空防空武器。

（笪祖发、侯廷丽）

红眼睛（Redeye）FIM-43

“红眼睛”武器系统外貌

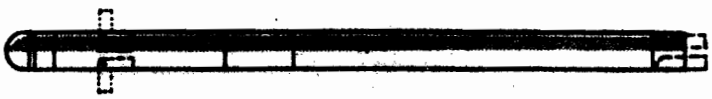
概　述

“红眼睛”导弹为美国第一代筒装单兵肩射、白天使用的防空导弹武器系统，可对付低空飞行的各种飞机，用作前沿阵地和要地防空。由美国通用动力公司波莫纳分公司研制。1958年陆军对武器系统的性能提出要求并进行了可行性方案论证，1959年陆军军械导弹司令部提出发展计划并与通用动力公司签订了研制合同，1962年至1963年间进行了多次试验及改进，1964年开始小批量生产，1966年开始大批量生产并正式装备部队，驻欧美军的装甲营、步兵营和炮兵营都配有“红眼睛”导弹排，1972年停止生产。“红眼睛”导弹系统自1959年开始研制至1964年研制结束共花费5600万美元。

主要战术技术指标

对付目标	低空、超低空飞行的战斗机、轰炸机和直升机		机动能力	车载或射手背负运输，从行军状态转入作战状态≤10min	
杀伤空域			弹长		1.22m
作战半径	最大	3.6 km	弹径		70mm
	最小	500m	翼展		148mm
作战高度	最大	1.5 km	弹重		8.17 kg
	最小	150m	发射筒重		3.86 kg
航路捷径		≤2.5km	最大速度		M=1.7～2
高低角		20°～60°	机动过载		10～15g
杀伤概率	单发	≥70%	战斗部与引信	破片杀伤式战斗部，装烈性炸药0.5kg，采用触发引信引爆	
	双发	≥90%			
反应时间		≤5 s	动力装置	M115 型两级固体火箭发动机	
制导体制		红外寻的	作战使用环境	可在散兵壕、舰上、沼泽地、建筑物屋顶上发射，也可在慢速行进（≤20km/h）的车辆上发射	
发射方式		单兵肩射			
抗干扰措施		光学瞄准和红外寻的头			

导　弹



“红眼睛”导弹外形

“红眼睛”导弹结构

布局与结构　采用鸭式气动布局，头部呈半球形，细长圆柱形弹体，接近头部处有两对矩形折叠翼，一对固定，另一对做舵面用。两对稳定尾翼装于导弹尾部，与弹体纵轴有1°安装角以保证导弹以一定的滚转速度飞行。舵和尾翼在发射筒内是缩进的，离开发射筒时展开。导弹前半部为导引头、控制舱、弹上电池及引信战斗部，后半部为动力装置。弹体结构紧凑，尽量采用质轻而强度高的玻璃钢（纤维）与合金材料，在电子线路方面已逐步用集成电路取代了原来的分立元件。

动力装置　采用美国大西洋研究公司制造的M115型整体式两级固体火箭发动机，发射发动机在发射筒内点火并燃烧完毕，以5g的加速度将导弹推出发射筒，送至6米以外的安全距离后，主发动机用电传爆管在空中点火，将导弹加速至超音速。主发动机有四个小喷管，每个喷管的轴线与发动机轴线依次偏一很小角度，使发动机推力的切向分力形成动力矩，使导弹旋转。推进剂采用大西洋研究公司的增塑性聚氯乙烯复合推进剂。

稳定与控制　采用单通道旋转控制。导弹出筒时以12转/秒的角速度进行旋转，舵面根据制导系统输入的修正信号伸展或收拢而产生控制力，以控制导弹的飞行方向。

导引头　红外导引头位于导弹头部，采用硫化铅氩气致冷探测器，工作波长为1～3微米，能敏感1100℃以上的飞机发动机喷口处高温，故导弹只适于尾击，不能迎击。导引头通过24个线性积分电路，将探测到的红外信号转换，并放大成电信号，送给导弹的控制系统。

弹上电源　一次电源和二次电源都是弹上光电设备不可缺少的组成部分。导弹飞行时，一次电源由弹上电池供给。电池的电解液在未发射导弹时的正常温度下是固态的，为了激励电池，由点火器点燃的混合燃烧剂产生的高热来熔化电解液，电池激励之后，通常在0.5秒内产生40伏的电压输出，供给二次电源。二次电源为电源变换器，它为弹上光电设备提供所需的各种电源。

探测、发射与指控

探测与跟踪　导弹采用光学瞄准、红外跟踪，导弹加电后，导引头开始捕获目标的热辐射，锁住目标后，发出音响信号，发射导弹，由导引头按比例导引将导弹引向目标。

作战使用

武器系统组成与功能　由导弹及发射装置两部分组成。发射装置包括发射筒、光学瞄准具、信号放大器及电池致冷组合等。发射筒是贮存、运输和发射导弹的容器，由手柄、金属壳体及绝热衬筒组成，绝热衬筒的作用是保护金属壳体，使其不被烧坏和使射手不致被烫伤。光学瞄准具包括单目瞄准望远镜和蜂鸣器等。望远镜视场为25°，放大倍数为2.5。镜中有一个镜网，供射手估算射程、发射角和提前量用。瞄准镜内有两个楔形指针，其下方有一个蜂鸣器，捕获目标时报警用。电池致冷组合在发射导弹时向导弹供电并冷却红外探测器。

火力配置　以排为建制单位，编入或配属给陆军营一级和海军陆战营以及特遣分队。每排由排部（三人）和三至六个发射组组成，每个发射组包括一名组长和一名射手。每组装备一具发射装置和四至六枚导弹、一辆吉普车和一辆拖车、一部AN/GRC 160式无线电台、一部电话单机、一具双筒望远镜和一具罗盘仪。射手周围13米之内为危险区，在这个区域内，不要有其它人员，也不可堆放可燃性物质。射手间距离要大于30米。

“红眼睛”导弹瞄准状态

作战过程　射手目视探测目标，用光学瞄准具瞄准，给导弹加电并致冷探测器。导引头锁住目标后，蜂鸣器发出音响并出现闪光信号，位标器陀螺开锁。射手根据目标在瞄准环内的大小判断敌机是否在发射距离内，这时，导弹的发射角应保持在15°～65°之间，满足发射条件后，射手扣动扳机，发射发动机点火，导弹飞离发射筒后约1.6秒，引信解除保险，定时器开始工作，导弹击中目标时，触发引信引爆战斗部。如果导弹在15秒内未命中目标，导弹则自毁。

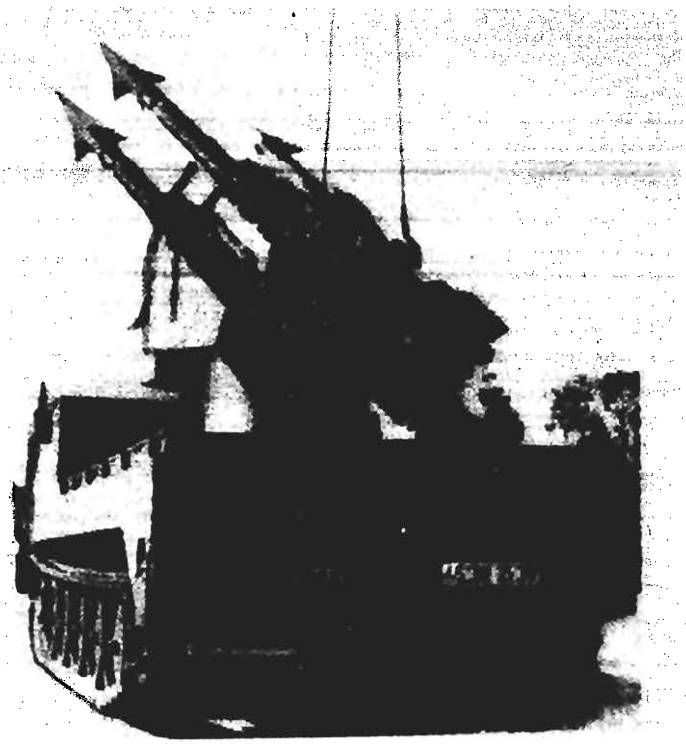
检测与维修　通常由流动检查站人员按照规定进行技术维护，定期检测和排除故障，如不能排除，则将故障部件运往研制厂检修。

发展与改进

优缺点与发展前景　“红眼睛”导弹系统体积小、重量轻、携带方便、机动性好，不受山区或丛林等地理环境限制，便于隐蔽转移；瞄准、发射操作简单，反应时间短，可“发射后不管”。但是，导弹飞行速度不高，攻击高速飞机能力较差；战斗部威力小，影响作战效能；没有敌我识别装置，容易贻误战机，甚至误伤自己飞机；只能白天作战，且只能以尾追攻击方式工作。目前已停产，并将陆续被“尾刺”防空导弹所代替。

（张进斌　苏　峥）

小槲树（Chaparral）MIM-72



自行式“小槲树”

概　述

“小槲树”导弹是一种晴天候型、近程、低空防空导弹系统，作为野战防空用于对付低空高速飞机和直升飞机，保卫机械化部队和机场、要地。

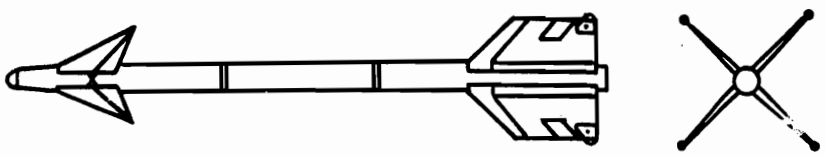
该导弹是美国陆军从海军研制的“响尾蛇1C”空对空导弹移植而成。1965年开始研制，1966年小批量生产，1969年装备部队，为“小槲树”基本型，代号 MIM-72A。由于该型只能在白天、晴天条件下使用，且为尾追攻击不能全向作战，于1970～1974年对 MIM-72A 型进行改进，1977年改进型 MIM-72C 开始装备部队。此后，为了适应新的作战要求，又对改进型“小槲树”进行了一系列新的改进，以提高其抗红外干扰能力、全天候作战能力等。并根据不同的作战要求，又把改进型分成三种类型：自行式 M48 型，固定式 M54 型和牵引式。系统总承包商为美国福特航空航天和通信公司的航空航天电子分公司。现已出售给以色列、摩洛哥等六国，中国台湾省也买进了“小槲树”。基本型总的研制费为 5440 万美元，平均每枚导弹 3 万美元（1969 财年），研制试验共用93枚导弹。截止至1985财年总的改进费为1.458亿美元，平均每枚导弹4.1万美元(1984财年)，研制试验共用69枚导弹和5套发射装置。

主要战术技术指标 (MIM-72C)

对付目标	低空高速飞机和直升飞机

杀伤空域	
作战半径	5 km
作战高度	最大 2.5 km　最小50m
杀伤概率	50%
制导体制	光学瞄准＋红外寻的
发射方式	四联装倾斜发射
抗干扰措施	光学瞄准和红外寻的头，改进型用前视红外
机动能力	自行式公路行驶速度为67.2 km/h，行程达 480 km，固定式可用装甲车运载，二者均可空运。由行军状态转为作战状态约需 2 min
弹长	2.9m
弹径	120mm
翼展	640mm
弹重	86.2kg
最大速度	M＝2.5
战斗部与引信	连杆杀伤式战斗部，重约 4.5 kg，装烈性炸药。改进型 M-250，重约 5 kg。用无线电近炸引信
动力装置	固体火箭发动机
作战使用环境	晴天使用

导　弹



“小橡树”导弹线条图

布局与结构　采用鸭式气动布局，弹身为细长圆柱体，头部呈半球形，有四个三角形舵面，舵与稳定尾翼都呈×形配置，且位于同一平面，尾翼前缘后掠角为60°，后缘与弹体轴线垂直。

动力装置　采用福特航空航天和通信公司的固体火箭发动机。改进型于1979年又选用了最新式的 MK-36 型无烟固体火箭发动机（由大西洋研究公司生产），该发动机降低了红外信号特征，减少了射手视野障碍。

稳定与控制　弹上导引头测得导弹与目标间的相对偏差信号，形成控制指令，通过自动驾驶仪、伺服机构和尾翼实现导弹的飞行控制。

基本型采用 AIM-9D “响尾蛇”空对空导弹，其导引头只能迎击作战和在白天能见度好的条件下使用。改进型使用DAW-1型全向红外导引头。使导弹系统具有全向攻击能力。1983年又开始试验“尾刺—POST”用的星形扫描导引头，它可大大改善抗杂波和抗红外干扰的能力（详见“尾刺”导弹）。预计1986年后生产。

战斗部与引信　连杆杀伤式战斗部，重约4.5千克。改进型为 M-250 型，重约5千克。采用无线电近炸引信起爆。

探测、发射与指控

探测与跟踪　主要由光学瞄准具及其控制装置和导引头等完成。可借助 AN/NPQ-49 前方地区警戒雷达或通过目视搜索目标，提供指示信息。用光学瞄准具跟踪目标，并使红外导引头视场套住目标并进行跟踪。导弹射出后，导引头被动寻的，直至摧毁目标。

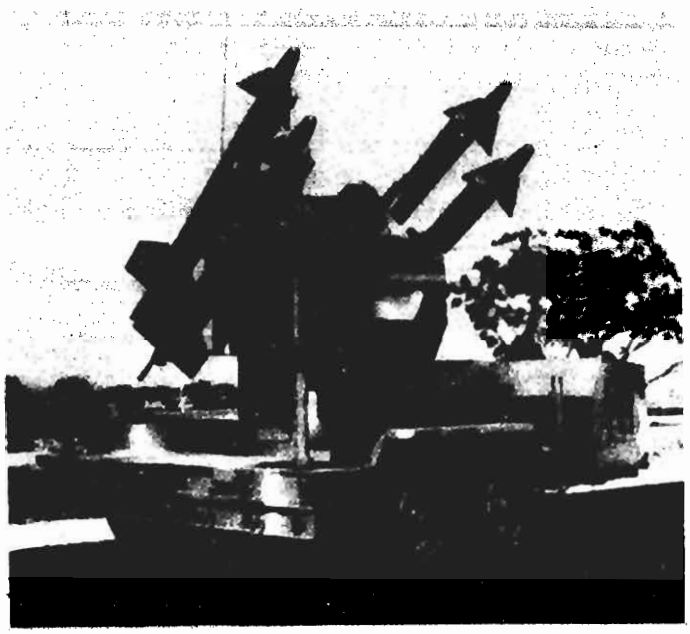
为了提高夜战能力，改进型加装了前视红外系统，主要由红外接收机及其电源、摄像机、视频信号处理机和显示控制板、自动信号处理机及左、右控制板等组成。它以自动方式工作，系统在恶劣气候条件下，仍具有发战能力。并增加了白天捕获目标的距离，提高了导弹全程作战能力。

发射与控制　改进型分三种类型，有两种发射方式。一种自行式 M-48 型，装载于 MIM-730 履带车上，其发射和控制装置装于车的后部，由发射塔和底座组成。底座装有电源等辅助设备、备用导弹等。发射塔用液压驱动，战斗准备时需将发射架打高成发射状态，根据射手的手控速度指令进行转动、瞄准目标。弹上的电子

“改进小槲树”的前视红外装置

控制设备与车上的面板转换开关和指示器相互配合，完成系统的启动、导弹的选择、编制发射程序和测试等能。导弹则通过固定火箭发动机外壳上的挂钩安装在发射导轨上。发射架上有四枚待发导弹，另有八枚备弹。再装填一次需时四分钟。

一种为固定式 M-54 型，使用的发射和控制装置与 M-48 型完全相同。可车载亦可空运。第三种为牵式，整个系统装在一辆平板拖车上，由卡车牵引，发射架能 360° 旋转，发射导轨可在－5°～＋90° 范围内仰。其发射架与瞄准装置与自行式相同。



牵引式“小槲树”

作战使用

武器系统组成与功能　M—48型系统的火力单位主要由载车和导弹的发射装置组成。载车为MIM-730型，是由 M-548 式履带运输车改装而成。车体发动机和乘员在前部，导弹发射装置在后部。由外界电源供电，车内备有应急电池。车内可载五人。采用六缸柴油发动机，功率 155.8 千瓦。可水陆两用，水用需加浮筒。

火力配置　自行式导弹连配有12部四联装导弹发射架，常与M-163式伏尔康自行高炮连联合作战，组成低空防空火力。发射时要求每部发射架后有15米长空地，人员距发射架60米以外，免受导弹喷流的冲击。

作战过程　白天作战时，首先由 AN/MPQ-49 警戒雷达或目视提供预警，发现目标后，将其置于反射光学瞄准镜的中央，并转动发射架搜索目标。一旦目标进入红外导引头的视场范围，即发出音响信号，射手发射导弹，导引头截获目标，并根据导弹飞行速度产生指令，按比例导引规律引导导弹飞行，在接近目标引爆距离时，近炸引信起爆摧毁目标。

发展与改进

主要发展阶段　1965年 2 月开始研制；1966年进行基本型的小批量生产；1969年装备部队；1973年停止生产并逐步由改进型代替；1970年开始改进；1977年交付第一套改进型；1978年改进“尾刺”的敌我识别器用于“小橡树”；1979年完成改装同时采购无烟发动机并鉴定产品；1981年开始改进火控系统；1982年完成火控系统的改进；1983年进行前视红外系统的飞行试验和进行采用“尾刺”的 POST 导引头技术的试验；1984 年完成前视红外系统试验。预计1986年完成上述改进的全部工作，并于1986年使全天候型的“小橡树”初具作战能力。

优缺点及发展前景　基本型 MIM-72A 存在着较多的弱点，目前已停产并逐步退役。改进型 MIM-72C 目前在不断地改进中，改进成全向红外导引头后，具有了全向攻击能力。改进了原有的敌我识别器和发动机，系统的作战能力有很大提高，不失为前沿阵地有效的低空防空武器。它的设备简单轻便、价格便宜，有“打了不管”特性，在导弹发射后射手即可瞄准新目标。尤其采用了前视红外系统和“尾刺”的被动光学导引头技术，将会进一步提高跟踪精度和抗干扰能力。在运载工具方面也不断地改进，使系统更加机动、灵活、可靠。有可能延长该系统的服役期至九十年代。　　（霍秀芳　侯廷丽）

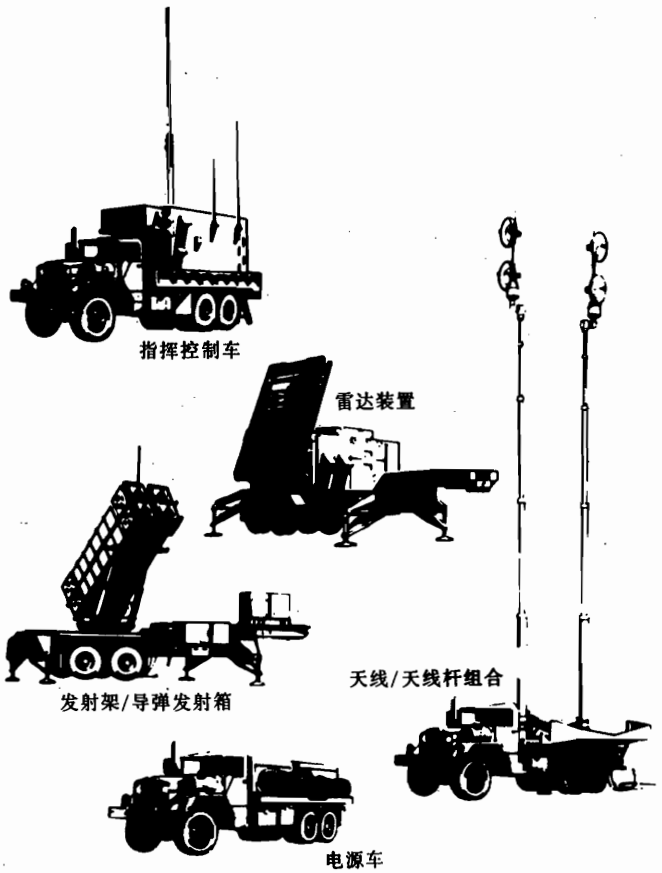
爱国者（Patriot）MIM-104

概　述

“爱国者”是美国陆军研制的第三代全天候、全空域地对空导弹系统，能对付多目标，作为区域防空用来对付八十、九十年代出现的空中威胁。

美国陆军为了适应未来复杂的作战环境和不断发展的空中突防力量所造成的威胁，于六十年代初就考虑要研制一种新式防空武器，做为“奈基Ⅱ”和“霍克”导弹的后继型号，最早提出具有一定反弹道导弹能力的“野战陆军弹道导弹防御系统”（Field Army Ballistic Missile Defense System 简称 FABMDS）的设想。1963年又提出反战术弹道导弹和反飞机的“七十年代陆军防空系统”（Army Air Defense System 1970 简称 AADS-70）计划。1965年 8 月陆军导弹司令部最后确定研制一种用于拦截高性能飞机和近程弹道导弹的新式地对空导弹系统——“发展中的地对空导弹”（Surface-to-Air Missile—Development 简称 SAM-D）系统。要求在电子干扰条件下导弹系统能以强大火力快速投入战斗，能对付高、中、低空进攻的多个飞机目标和近程弹道导弹。1966年 4 月招标，1967年确定雷锡恩公司为主承包商，并与马丁·玛丽埃塔公司联合负责 SAM-D 的预研，1972年开始工程研制，1976年 5 月改名“爱国者”，1982年向陆军交付第一部样机并

开始批生产，1985年初装备了美国驻联邦德国陆军部队。到1985财年止，用于研究、研制、试验和鉴定的经费共计为21.114亿美元，平均每枚导弹为69.5万美元。该导弹系统除了已开始部署驻联邦德国的美军部队外，联邦德国、荷兰部队也将部署，目前意大利、比利时正在谈判引进问题，日本已准备引进。



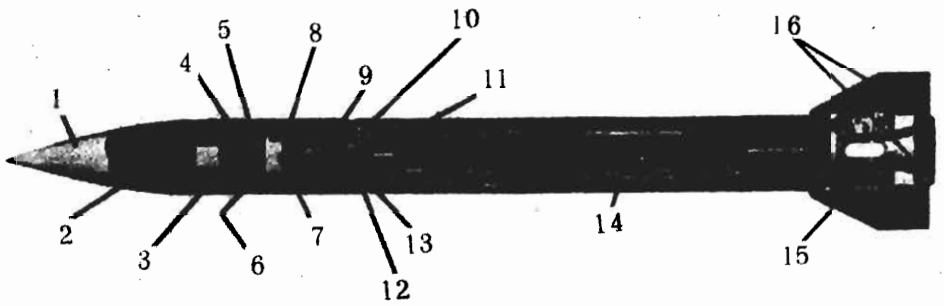
“爱国者”武器系统组成

主要战术技术指标

对付目标	高性能飞机、空对地导弹、战术弹道导弹和潜射巡航导弹	
杀伤空域		
作战半径	最大	80～100km
	最小	3km
作战高度	最大	24km
	最小	300m
杀伤概率		>80%
制导体制	程序＋指令＋TVM的复合制导	
发射方式	四联装箱式倾斜发射	
抗干扰措施	采用相控阵雷达TVM制导体制，大大提高了系统的抗干扰能力，分系统还采用了频率捷变、动目标显示、复杂信号处理和恒虚警电路	
机动能力	全部设备都安装在轮式载车上，具有较好的机动能力，能用大型运输机和直升飞机空运	
弹长		5.3m
弹径		410mm
发射筒尺寸（长×宽×高）		6.09×1.09×0.99m³
翼展		870mm
弹重		约1000kg
发射箱重		749.5kg
最大速度		M＝5～6
机动过载		25g～30g
战斗部与引信	破片杀伤式战斗部，重约68kg，烈性炸药或核装药（当量（3～5）×10⁴t），杀伤半径20m，采用无线电近炸引信	
动力装置	单级TX-486型高能固体火箭发动	

机，推力约 131.3 kN，工作时间为 12s。

导　弹



“爱国者”导弹结构图

1. 天线罩　2. 导引头　3. TVM 制导组合　4. 发射机组合　5. 导航电子组件　6. 模块式中制导组合　7. 引信　8. 指令天线开关　9. 战斗部　10. 惯性敏感元件组合　11. 发动机解除保险和点火装置　12. 信号数据转换器　13. 安全和保险分系统　14. 发动机　15. 控制执行机构　16. 指令天线

布局与结构　无翼尾舵式气动布局，弹体为一细长圆柱体，尾部有四个按×形配置的梯形舵，舵的后缘与弹体垂直，前缘有63° 的后掠角，舵偏角为±30° 。导弹由整流罩、制导舱、战斗部舱、动力装置舱和控制机构五大部分组成。尖拱形整流罩由16.5毫米厚的浇铸石英玻璃制成，尖端为钴合金材料。具有良好的气动外形，且是导引头的微波窗口和热防护装置。

动力装置　由发动机、外部隔热罩和两条向尾翼传送控制信号的外部导管组成。发动机壳体是导弹结构的一部分，外部有隔热防护罩，内装有与壳体粘合的端羟基聚丁二烯（HTPB）固体推进剂，重约 490 千克，由位于发动机壳体前端的热点火系统点燃。

稳定与控制　弹上制导系统包括导引头、遥控发射机 / 接收机系统和自动驾驶仪。制导舱为铝合金壳体，外缠 15° 斜绕的酚醛棉布条，并涂一层改性橡胶。导引头工作在C 波段，由平面阵天线、常平架系统和控制导引头运动与处理信号的电子组合等组成。尾部控制舱为环形空间，内装液压舵机系统，通过自动驾驶仪接收指令，操纵舵面对导弹进行控制和稳定飞行。

战斗部与引信　战斗部舱为铝合金精密铸造，除内装有战斗部外，还有惯性传感装置、遥控发射机 / 接收机装置、安全保险和电子装置、引信和天线等。

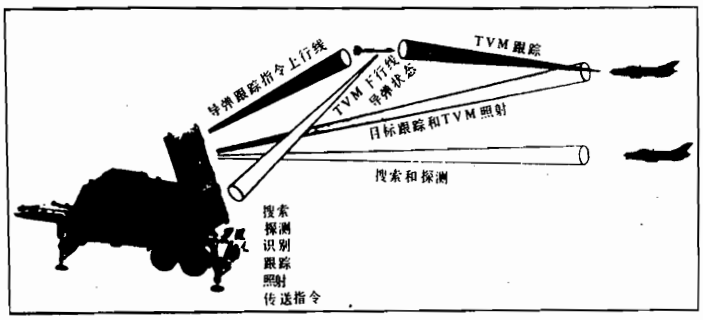
弹上电源　为一银锌电池组，由39个小电池组成，电解液为氢氧化钾。位于尾舱内。

导弹发射箱　为一密封加固的方形铝箱，内装隔热层，兼作运输和贮存导弹用。它由蒙皮、框架、导轨、支架、导向板、前后端盖、箱内保温材料、环境微调装置、固定导弹的自锁装置等组成。箱内下端两条导轨表面粘有石墨层，用以减小导弹运动时的摩擦。

探测、发射与指控

探测与跟踪　系统采用预测命中点的比例导引法，制导体制为初始段程序、中段指令、末段 TVM 的复合制导方式。系统能对相当大空域内分布的 100 个目标实施搜索、监视，并可同时跟踪八个目标和向 5 枚导弹发送指令，末段制导三枚导弹拦截三个目标。导弹发射后，程序控制将其引入到一条近似的理论弹道，当导弹进入雷达波束，雷达捕获到飞行中的导弹后，程序飞行段结束进入中段指令制导。计算机根据雷达接收的导弹信号计算偏离弹道数据，以此形成指令，通过上行线来控制导弹。当导引头搜索、捕获到地面照射经目标反射回来的目标信号后，就由中段指令制导转换到 TVM 末段制导。弹上精确测量导弹—目标间的相对角偏差，通过

下行线发送给地面雷达，TVM 天线把接收到的信号经信号处理器实时处理和滤波，形成控制指令，通过上行线传送给导弹，控制导弹飞向目标。TVM 制导方式是指令与半主动寻的制导的组合，导引头获得地面照射经目标的反射信号后，不在弹上处理，而下发到地面，地面进行复杂的、实时的信号处理，以指令形式发送至弹上，既减少了弹上设备，又可大大提高制导精度和抗干扰能力。探测、跟踪和制导共有五个波束，三个属于主天线的（搜索和截获目标、跟踪与照射目标和跟踪导弹与指令上行线）；一个从目标到导弹的反射波束；一个 TVM 下行线波束。



“爱国者”制导工作原理图

“爱国者”火控部分由雷达车、指挥控制车、电源车和天线车组成。

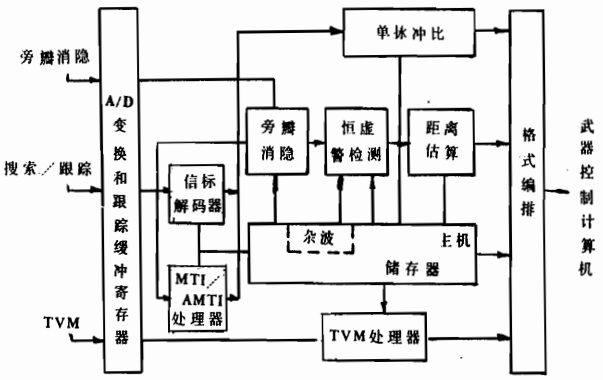
AN/MPQ-53 型雷达 由雷锡恩公司研制，为一部多功能相控阵雷达，安装在由 M818 型牵引车牵引的 XM869 型拖车上。运输时折叠在车箱上。作战时，天线以 67.5°（瞄准线的高低角为 22.5°）固定架设。半拖车上的调平设备可使雷达部署在 10° 的斜坡上，高低角固定，方位可通过电动机驱动整个底座，使整个车箱转动360°。该雷达在武器系统计算机控制下，通过灵活多变的波束方向图进行搜索、跟踪和制导。在天线覆盖的120°（±60°）扇面内（高低角为 0～90°），可监视 100 个目标，同时对八个目标进行跟踪，向五枚导弹传送相应的中制导指令和对三枚导弹进行 TVM 制导。它包括控制装置、主控振荡器和波形产生器、发射机、接收机、天线、敌我识别器、信号处理器和接口等。

天线 是雷达实现大空域、多功能、多目标的技术关键之一。主天线阵，近似圆形，直径2.44米，共5161个阵元，为带有前后辐射器和移相器的通过式空间馈电阵列天线。可进行32种天线方向图转换，转换时间为 100 毫秒。在导弹截获过程中，雷达由20个波束收缩为 9 个，最后转变成一个波束跟踪；TVM 阵外形近似圆形，直径 533.4 毫米，共 253 个阵元。为分支强迫馈电，照射能量由主阵提供，只有一个和波束。在 TVM 制导段要求能同时制导三枚导弹拦截三个目标，所以 TVM 阵必须采用时分割接收分布在整个拦截空域内目标—导弹的 TVM 下行线信号，它还可对主阵起旁瓣消隐作用。旁瓣对消阵共有五个，外形为长六角形，每个阵面有51个阵元。用分支强迫馈电，配此天线后可使雷达达到－45分贝的超低旁瓣状态，而获得极好的空间选择能力；敌我识别阵口径为长方形，共有 20 个阵元。亦为强迫分支馈电，工作在 L 波段。

“爱国者”天线阵组合图

信号处理器 是雷达具有多功能能力的核心组件之一。在执行目标监视功能时，要能贮存目标信号和旁瓣消隐通道的信号，以便进行流水线式处理；在搜索时进行旁

瓣消隐、恒虚警检测和距离估算，以及按时分割技术为武器控制计算机作出格式编排；在截获跟踪时，要在指定的距离—角度窗口，用脉冲计数器完成截获并转入跟踪；在中制导段，取出导弹坐标数据和状态数据，进行采样和格式编排，提供给武器计算机；在 TVM 段照射脉冲串的积累和选通结果，经快速傅利叶变换处理和格式编排后，供武器计算机使用。



“爱国者”信号处理功能框图

抗干扰措施　AN/MPQ-53 雷达采用了全相参脉间频率捷变技术排除瞄准式干扰；针状主波束和旁瓣抑制天线具有极好的空间选择能力；灵活波形、恒虚警电路等抗杂波干扰；线性调频脉压、单脉冲测角体制、用距离与速度相关可排除欺骗干扰；采用动目标显示和动目标检测技术抗消极干扰；用诱骗系统对付反辐射导弹；指令传输用相位编码调制和扩展频谱调制技术等一系列抗干扰措施。

AN/MPQ-53雷达的主要技术参数：

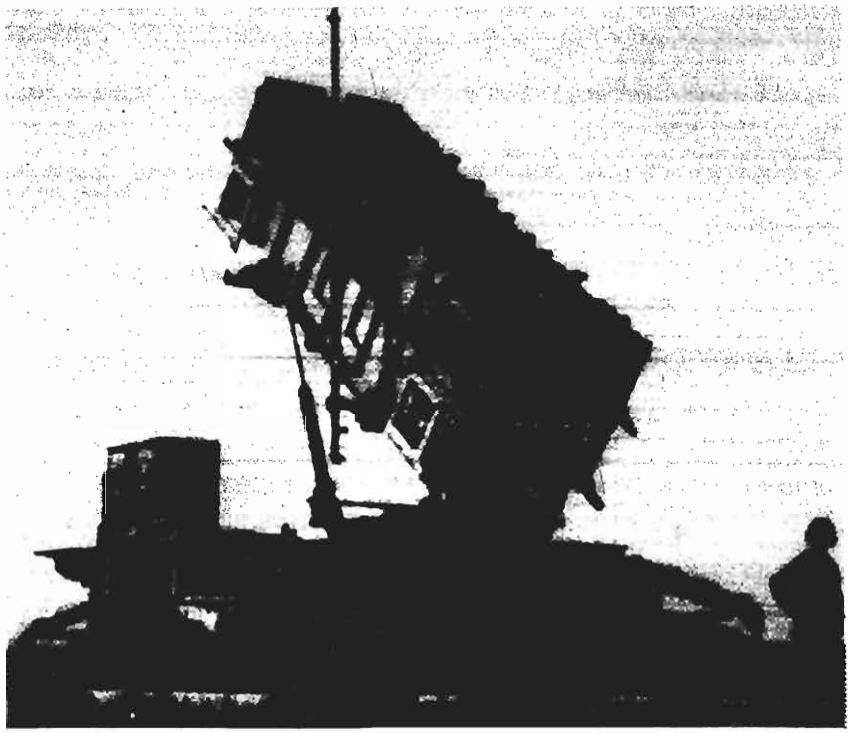
工作频率		C 波段	波束宽度		约 2 °
发射功率	峰值	600 kw	天线扫瞄范围	方位	120°（±60°）
	平均	10 kw		俯仰：法向	22 .5°
探测距离		150～160 km（$\sigma=1\ m^2$）		仰角　最高	82 .5°
天线增益		40dB（收、发）			

发射装置　由柴油发电机、发射架电子装置、发射架和发射筒组成。安装在由M818 牵引车牵引的XM860型拖车上。发射架可装载四枚箱式待发导弹，发射架的方位可转 180°（±90°），作战时升高38°。发射架电子装置执行指挥站指令，在导弹发射时确定方位、执行导弹发射顺序，以及通过无线电通信向指挥控制车报告导弹和发射架准备状态，由射击指控台遥控发射。发射时导弹喷焰吹掉发射箱后盖，直接穿破由玻璃纤维和橡胶制成的前盖。每个发射箱都单独用电缆与发射架相连，通过它对导弹进行监视、预热和发射。

指控系统　AN/MPQ-104 为火力单元的作战控制中心。由武器控制计算机（WCC），人/机接口及各种数据和通信终端组成。控制中心通过两组程序控制武器系统的全部作战过程。第一组使系统进入准备状态。第二组程序控制整个作战过程。由操作手通过显示器进行监视而自动完成的。

作战使用

系统组成与功能　“爱国者”的火力单元是武器系统的最小作战单位。由火控和发射架两大部分组成。火控部分包括 AN/MPQ-53 雷达车、AN/MPQ-104 指挥控制车、天线车和电源车。AN/MPQ-104 指控车是整个武器系统的大脑。包括有雷锡恩公司研制的一台24位并行数字计算机，具有定点和浮点计算功能，加法



“爱国者”导弹发射车

运算速度为 1×10^6 次/秒；两个存贮装置；一个输入/输出装置和一个外部设备接口。由一名指挥官和两名操作手通过控制台完成作战全过程，并可通过程序进行机内自检。用天线车与相邻的火力单元或上级指挥协调车进行通信联络。整个火控部分由 150 千瓦（或 **EMU-30** 型60千瓦）400 赫的柴油涡轮发电机组供电。

阵地配置 基本的火力单位（或一个连）由一个火控站及与其相连的发射架组成，发射架的数量根据情况任务的不同，由五到八个而异，另外再配一个维修排和一个反雷达导弹诱饵排。火控阵地要求有30.5×30.5平方米的方形场地，发射架占地约为 3×15平方米。美陆军一个“爱国者”导弹营由六个火力单位、一个营指挥所和几辆支援与维修车组成。

作战过程 加电后武器系统进入作战准备状态，地面雷达开始搜索，发现目标进行监视，指控车进行敌我识别、威胁判断，确定优先攻击的目标，确定拦截时间，选定发射架，将发射前需要的数据、程序送给导弹；发射导弹，按预装订的控制程序完成飞行转弯，同时雷达搜索、跟踪导弹并以指令不断修正导弹飞行弹道；当雷达收到下行线传来的目标反射的照射信号后，由程序控制自动转入 **TVM** 制导，指挥车根据收到的导弹—目标之间的角偏差值，通过上行线指令控制导弹接近目标并锁定，当导弹与目标间的距离达到杀伤威力半径时，引爆战斗部，摧毁目标。

检测与维修 系统设备的全部维护工作都是在战场上由部队维护人员进行。一种是预防性维护，通过机内自检程序经常检查武器系统的工作性能，保持系统经常处于良好状态。另一种是简单的维修，发现故障后，以备件更换故障件。在战场上不允许测试或拆修导弹。故障弹送回生产厂维修。

系统特点 “爱国者”导弹系统主要有三大特点。第一、采用了多功能相控阵雷达，仅一部雷达就可完成搜索、跟踪和制导全部功能；第二、采用 **TVM** 制导体制，提高了制导精度和抗干扰能力，大大减少了弹上设备；第三、自动操作与人工操作相结合，一个火力单位只需一个指挥官和二名操作手，大大节省了人力。

发展与改进

主要发展阶段 1965年确定 **SAM-D** 计划，开始可行性研究和方案设想；1967年选定主承包商开始预研；

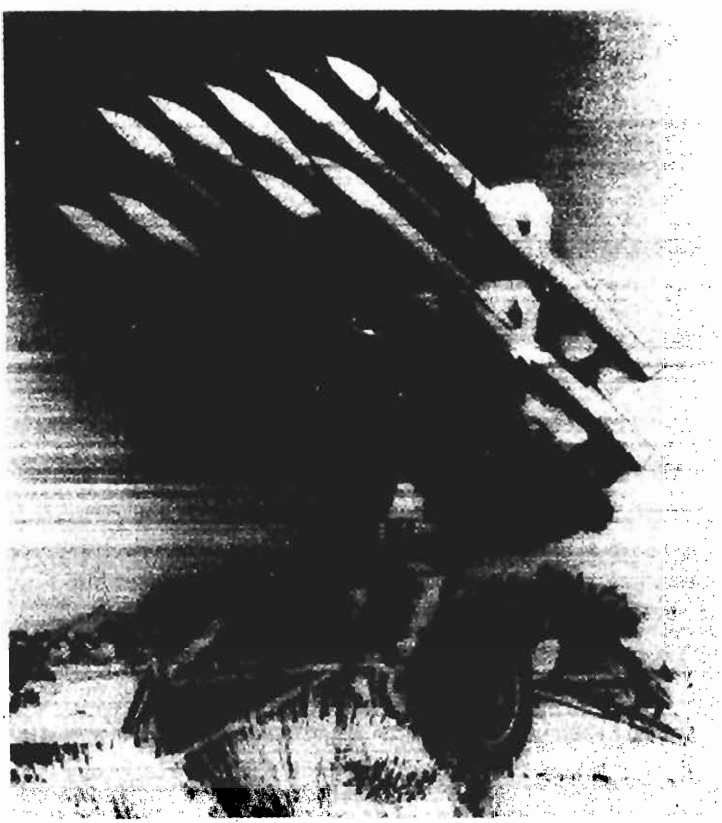
1971年预研结束，修改计划进一步提高武器系统性能；1972年开始工程研制；1973年进行第一次导弹发射；1974年7月开始停止工程研制两年专对制导系统进行“原理验证”试验，削减1975财年预算经费的30％；1976年恢复工程研制，同年5月定名“爱国者”；1977年开始进行在电子干扰环境下多枚导弹拦截多个目标的试验；1980年开始小批量生产；1982年雷锡恩公司向陆军交付第一套样机；1985年1月装备驻联邦德国的美国陆军部队。

优缺点与发展前景　“爱国者”是美国第三代能全空域作战的防空武器，将用来取代“奈基Ⅰ”和“改进霍克”导弹。与第二代导弹比，它的组成单元少，设备全部车载便于机动和易于运输，使用维护简便；自动化程度高，作战准备时间短；采用TVM制导，大大提高了制导精度，杀伤概率高；能在严重电子干扰环境中同时对付多目标，作战能力强。虽然它有许多优点，但也存在较大不足。指挥站一旦被摧毁，整个系统完全失去作战能力；研制周期长，从研制开始至装备部队花费了十几年；研制成本太高。不过从订购和销售情况看，在本世纪的最后十年，它将成为欧洲防空的重要组成部分，也可能会成为西方世界标准的中/远程地对空导弹系统。

（汪超群　侯廷丽）

陆麻雀（Land Sparrow）

“陆麻雀”是美国陆军提出研制的一种机动式全天候近程防空导弹系统。它是以“麻雀Ⅲ”空对空导弹为基础移植的。整个武器系统装在两辆车上，一辆是发射车，装四联装发射架；一辆是发控车，装载一部R-40



“麻雀—霍克”发射架

型搜索、跟踪、照射多用途雷达及控制显示设备。搜索目标时，雷达可在方位和俯仰上进行连续扫描，发现目标后便对其进行自动跟踪和照射。发射车上无人操作，发控车上只有一人控制导弹的发射。

“陆麻雀”未单独装备部队，而是和其它防空武器结合使用。例如，“麻雀—霍克”导弹防空武器已经由雷锡恩公司进行研究试验。这种改进的新系统使用 RIM-7M “麻雀”导弹和经局部改进的“霍克”导弹发射架、控制和系统软件。通过这样的改进使武器系统具有更强的火力，能同时攻击多目标，更好的机动性，操作人员少以及车辆较少等优点。“麻雀—霍克”导弹系统于1984年10月进行了外场试验，1985年1月进行了飞行试验，取得了初步成功。将“麻雀”导弹和高炮相结合作为地面防空武器的方案也在研究中。

主要战术技术指标(RIM-7E)

对付目标		亚音速、超音速飞机	弹长		3.66m
杀伤空域			弹径		204mm
作战半径	最大	“麻雀-霍克”中“麻雀”作战半径约为10km	翼展		1 m
			弹重		204kg
作战高度	最大	3 km	最大速度		M＞3
制导方式		连续波雷达和单脉冲雷达导引头	战斗部与引信		连杆式战斗部重约 40 kg，装烈性炸药，主动雷达引信引爆。
发射方式		倾斜发射			
抗干扰措施		单脉冲雷达导引头和主动雷达引信	动力装置		一台 MK582 型双推力固体发动机

（傅敬民　姚青云）

尾刺 (Stinger) FIM-92A

“尾刺”导弹系统

概　述

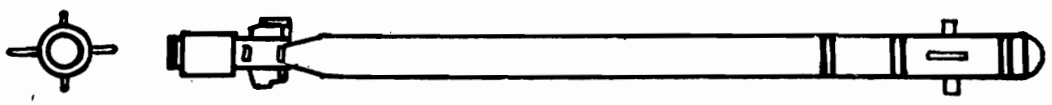
“尾刺”导弹为美国陆军单兵使用的肩射近程防空武器系统，主要用于战区前沿和要地防空，对付低空、超低空飞机和直升飞机。该导弹属于美国陆军近程防空武器（Shorads）发展计划中的一个项目，是在“红眼睛”导弹基础上发展改进而成，最初称为“红眼睛Ⅱ”。它从1972年7月起开始工程研制，1978年完成工程研制并转入小批量生产，1981年2月开始服役。与“红眼睛”相比，它装有能进行全向攻击的、先进的红外导引头，并改进了发动机和制导系统，从而扩大了作战距离；增加了敌我识别器和改进了发射系统，大大提高了“尾刺”导弹的实战性能。为了进一步提高基本型“尾刺”的性能，1977年开始进行被动光学导引头技术（POST）的研究工作，1983年投产，1987年开始部署。美军打算75％的“尾刺”导弹装 POST 导引头。系统的总承包商为通用动力公司的波莫纳分公司。从1977～1982财年止用于研究、研制、试验与鉴定的总经费为2.147亿美元。平均每枚导弹6万美元（1983财年），至1985财年共计生产19139枚。现已销售至北约组织成员国，中东国家、

南朝鲜、日本也购买了此武器。在1982年的英阿马岛战争中，阿根廷发射四枚“尾刺”导弹，其中一枚击落一架飞机。

主要战术技术指标

对付目标		低空、超低空飞机和直升飞机	发射筒长		1.83m
杀伤空域			弹径		70mm
作战半径	最大	5.6 km	发射筒内径		90mm
	最小	500m	翼展		90mm
作战高度	最大	4.8 km	弹重		10.13 kg
射角		5°～65°	发射筒重		3.5 kg
制导体制		光学瞄准＋红外寻的	最大速度		M＝2
发射方式		单兵肩射	战斗部与引信		破片杀伤式战斗部，重1 kg，采用触发式引信
抗干扰措施		光学瞄准抗电磁干扰，改进型用红外/紫外导引头具有抗红外干扰能力	动力装置		两台固体火箭发动机
机动能力		两人背负行军	作战使用环境		白天使用
弹长		1.52m	可靠性指标		83.7%

导　弹



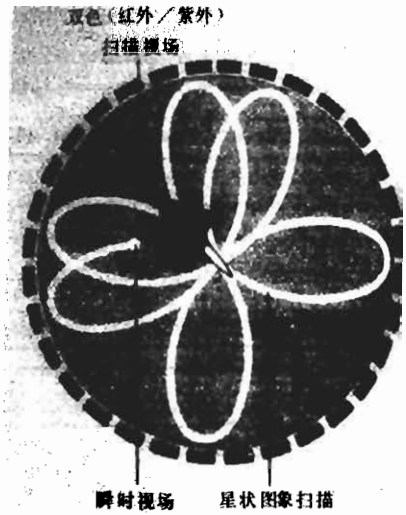
“尾刺”导弹线条图

布局与结构　导弹为鸭式气动布局，弹体前部有两对折叠的鸭式翼，一对固定，另一对活动，由控制指令控制的电动舵机驱动其偏转，尾部有两对按＋字形配置的折叠式尾翼。导弹离筒后，在弹簧和弹体滚动所产生的离心力的作用下，尾翼自动展开并锁定。

动力装置　由大西洋研究公司的两级固体火箭发动机组成，助推发动机为 Marc 80型，长99毫米，直径70毫米，重0.68千克。采用聚氯乙烯为燃烧剂，过氯酸铵为氧化剂的复合推进剂，理论比冲为230～240秒。它在发射筒内燃烧完毕，使导弹获得一定初速和10转/秒的滚动速度飞离发射筒。导弹离筒后，助推发动机与导弹分离抛落。主发动机为单室双推力的 Marc 81型发动机，长1米，直径70毫米，重6.72千克。采用端羟基聚丁二烯和铝为燃烧剂，过氯酸铵为氧化剂的复合推进剂，理论比冲为260～265秒，实际比冲大于250秒，为了保证射手的安全，在离筒7～8米后主发动机才点火，此发动机有两个推力段，在助推段时，两段推进剂同时燃烧，将导弹加速到最大速度时，助推段燃烧结束。续航段继续燃烧，保持导弹足够的速度以击中目标。发动机装药的设计特点是内部燃速较低，外部燃速较高，从而使导弹获得较好的速度特性。

稳定与控制　采用比例导引法，导引头测得的目标信号与导弹瞬时位置参数进行比较，形成控制信号，通过伺服机构控制一对翼面偏转，结合弹体的滚动可完成俯仰和偏航功能，四个可折叠尾翼起横滚稳定作用。

基本型采用致冷的硒化铅红外元件的导引头。工作在4.1～4.4微米，它具有较高的灵敏度，能敏感热金属表面辐射的红外信号，可以发现并跟踪飞机喷气发动机排出的热气流，故不但可以尾击远离飞去的飞机，也可迎击临近飞行的飞机。为了提高抗红外干扰能力，1983年完成了“尾刺—POST”型的研制工作。它工作在红外/紫外两个波段，采用星状图象扫描技术。这种方法大大改进了噪音等效通量密度，从而增大了目标探测范围。红外敏感器件用于探测与跟踪飞机辐射出的热能，紫外敏感器件用于分辨飞机目标与天空背景。故能在红外干扰和不利的背景源中进行有效的鉴别。射手根据紫外信号发射导弹，导弹射出后再转而根据红外信号自



双色双模跟踪原理图

动跟踪并拦截飞机。

战斗部与引信 为预成形壳体的破片杀伤式战斗部。引信和炸药都装在一个圆柱形壳体内。主发动机点燃后，战斗部就进入战斗准备状态。导弹飞离射手达到安全距离后，引信的保险才打开。引信采用触发式起爆战斗部，如果发射后15～19秒内没有拦截到目标，则由自毁电路起爆战斗部。

发射筒 采用玻璃纤维材料制成，其前后端都用易碎的护盖密封，前护盖对红外的透过率很高，筒内红外导引头可透过前护盖捕捉目标。导弹射出后，射手可扔掉发射筒。

探测、发射与指控

探测与跟踪 系统采用光学瞄准和红外寻的的制导方式。制导部件包括瞄准镜、红外导引头和控制器。瞄准镜装在发射装置上，可多次使用，用于搜索和瞄准目标、估测目标距离。不用时可折叠平放。射手根据指示器的音响信号和瞄准镜提供的目标距离值发射导弹。导弹发射后，由导引头自动寻的目标。为了防止导弹敏感热气流时，只穿过而不能损伤目标，控制器采用了自适应控制技术，使导弹命中点前移至热气流的前方击中飞机机身，从而大大提高了命中概率。

发射装置 射手必须采用立姿发射，射角在15°～65°之间。发射装置由发射筒和多次使用的发射机构组成。发射机构包括电子组合、扳机、电池和冷却装置。平时电池和冷却装置单独放在包装箱内，发射准备阶段装在发射筒上。当射手打开总开关时，发射筒上的电爆管起爆，电池内的电解液开始放电，放电时间可长达51 ±6.5 秒。与此同时，致冷装置也向导引头的红外探测器传送高压氩气。

作战使用

武器系统组成与功能 武器系统由筒装导弹、发射装置、敌我识别器、程序装置、电源等组成。作战时，内装导弹的发射筒与发射机构安装在一起，完成导弹的准备和发射。由音频传导器和骨传导器组成的目标指示器用两个绞链与发射筒连结在一起。当射手进行瞄准时，紧贴射手颊骨的指示器，将捕捉到的目标信号和敌我识别信号，由音频传导器通过空气，及由骨传导器通过颊骨和颅骨分别传入射手耳内，以保证在作战噪声过大或戴防毒面具时可靠地传送捕获目标信号。敌我识别器重 2.7 千克，装在背挎箱内，其天线重 0.9 千克，装在发射机构上，二者由电缆连接。

作战过程 射手接收到目标指示信号后，通过光学瞄准镜捕获目标，同时启动红外导引头上的陀螺。调整导引头的视场，使之与瞄准镜的视场完全重合。当听到红外导引头捕获到目标的音响信号后，导引头开始自动跟踪目标，并由瞄准镜不断地估算目标距离。当目标进入导弹射程内，即可发射导弹。导弹射出后，按比例导引规律飞向目标。

“尾刺”系统组成图

发展与改进

主要发展阶段 1968财年开始方案设计，1972年开始工程研制，1973年8月进行首次发射试验，1976年1

射手瞄准状态

月进行系统飞行试验，1976年10月厂商进行样机鉴定试验，1977年4月政府进行样机鉴定试验，1978年开始批生产，1981年2月服役。1977年6月开始POST导引头的工程研制，1981年中POST导引头开始进行地面和飞行试验，1983年完成工程研制并投入小批量生产，1985年开始改进POST产品，预计1987年开始部署改进的POST导引头的“尾刺”导弹。

优缺点与发展前景　在当前已装备的单兵肩射武器系统中，“尾刺”是较先进的一种，它能进行全向攻击，有敌我识别装置，POST导引头有双工作波段，故有较强的抗红外干扰能力。该导弹能攻击快速、机动的飞机、可靠性高并便于携带。为了对付九十年代威胁，陆军不断地增强和扩大它的作战使用性能。1984年末，美国陆军导弹司令部向通用动力公司投资35.5百万美元，准备为POST导引头增加一个可重编程序的微处理机，对红外反干扰逻辑电路实施最佳控制，以进一步精确决定目标位置和提高抗红外干扰能力。这种改进型称为“尾刺—RMP”（Stinger—reprogrammable microprocessor.）。在1987年交付的“尾刺—POST”导弹可具有上述功能。

为了使“尾刺”具有全天候作战能力，研制了一种轻型多管“尾刺”发射装置（MUSL），带有一光学和红外跟踪器，能在夜间和恶劣气候条件下发射导弹。MUSL可装在拖车、履带车或轮式车上。每车可装载两个四联装的发射装置。

用一双管发射器，安装在直升飞机或飞机上，可以提供空对空的自卫能力和空对地的攻击能力，此计划称为空中发射“尾刺”，前者称为“多用途轻型导弹系统”（MLMS），后者称为“防空压制导弹”（ADSM）。

由于“尾刺”具有较好的超低空性能，除了对导弹系统进行不断改进外，还在战术运用上不断更新。如用“罗兰特”发射架发射“尾刺”（经改进后的“罗兰特”发射筒可装四枚“尾刺”导弹）。二者合用大大改善了低空防空性能。又如用其它设备组合成新系统发射“尾刺”导弹的有“复仇者”（Avenger）和“标兵”（Setter），也是一种新的应用领域。　　（陈行建　侯廷丽）

复仇者 (Avenger)

概　述

“复仇者”是美国波音公司和陆军联合研制的一种新型近程低空防空系统。采用“尾刺”导弹发射车并配有红外及光学探测跟踪系统，具有迎击目标能力，用于摧毁近距飞机和直升飞机。1983年5月提出方案，不到一年就完成了研制和改进，样机已交陆军进行发射试验。该系统设计制造和试验都是用承包商自己资金，陆军只提供一些设备。成本较低，总计不到200万美元。见效快，符合实战要求，是研制和改进地对空武器系统的一种新途径。

主要战术技术指标

对付目标	低空近程目标	作战高度　最大	1.48 km
杀伤空域		反应时间	转塔 <10 s
作战半径　最大	4.8 km		导弹 <3 s

“复仇者”系统外貌

火力间隔时间＜5 s

制导体制 红外寻的

抗干扰能力 能抗电磁干扰

机动能力 可在行进中发射导弹，最大车速64 km/h，可由直升机及运输机空运

弹长 1.52m

弹径 70 mm

翼展 90 mm

重量 10.13kg

最大速度 M＝ 2.0

战斗部与引信 预成形破片杀伤式战斗部，重1 kg，采用触发式引信

动力装置 两台固体火箭发动机

可靠性指标 平均无故障时间≦ 150h

平均维修时间≦2 h

系统作战可用度≧0.90

导 弹

“复仇者”系统采用“尾刺”导弹。详见“尾刺”导弹部分。

探测、发射和指控

探测与跟踪 采用光学与红外两种探测跟踪方式。

光学瞄准系统 在射手面前有一个随导弹发射筒一起转动的光瞄转动臂和光瞄电子设备。转动臂的端部有一块半透明的玻璃，玻璃上显示出由光瞄电子设备产生的两个同心圆环和一个十字标记，十字标记与导弹发射筒纵轴指向同步，代表发射筒的瞄准方向．圆环标记显示出导弹红外导引头视场宽度，指示导引头的瞄准方向。实际上，由于导弹发射前发射筒引入一前置角和下沉角修正量，因此，圆环标记就偏离十字标记。

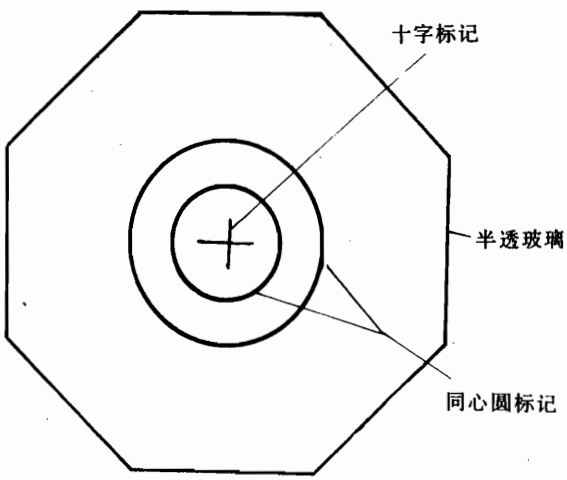
红外前视仪 用于夜间和雾天观测目标。它由红外前视仪光学接收系统、前视仪信号处理器及显示器组成。光学接收系统安装在导弹发射箱下面，其光轴与发射箱纵轴一致。显示器安装在射手前面的中央面板上，显示前方景物的红外辐射图象。红外前视仪有两种视场，宽视场用于搜索，窄视场用于跟踪。由射手用踩板控制两种视场的转换。霍尼韦尔公司的红外前视仪的性能指标如下：

视场角 宽视场 12°×8°

窄视场 2°×1.5°

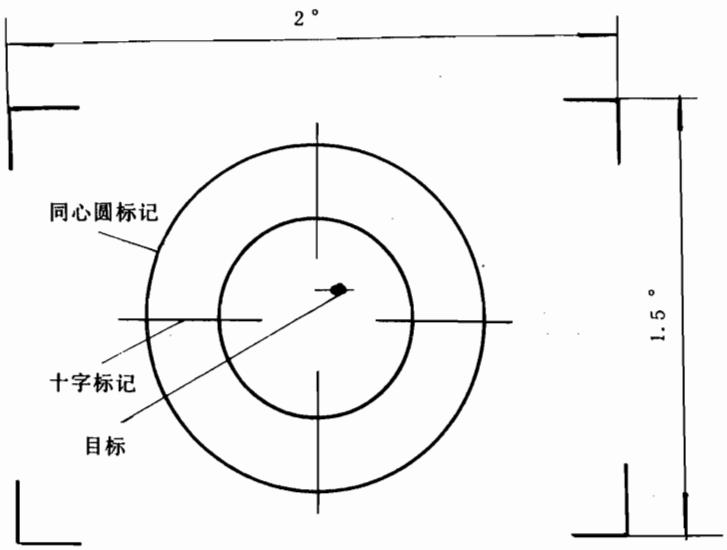
作用距离（对A-4飞机）

迎向目标 8～10 km



光瞄标记显示

侧向目标　　19km　　尾追目标　　33～36 km



FLIR 显示器标记显示

同心圆环表示导引头视场　　十字标记代表发射箱方向

发射装置　系统能在行进中发射导弹，在载车的基座和两个随动轴上分别安装三个速率陀螺，用来测量载车相对于地面的运动，并把结果加到随动系统中用以稳定转塔。射手用控制手把转动转塔进行搜索和对准目标。并通过手把按键发射导弹。

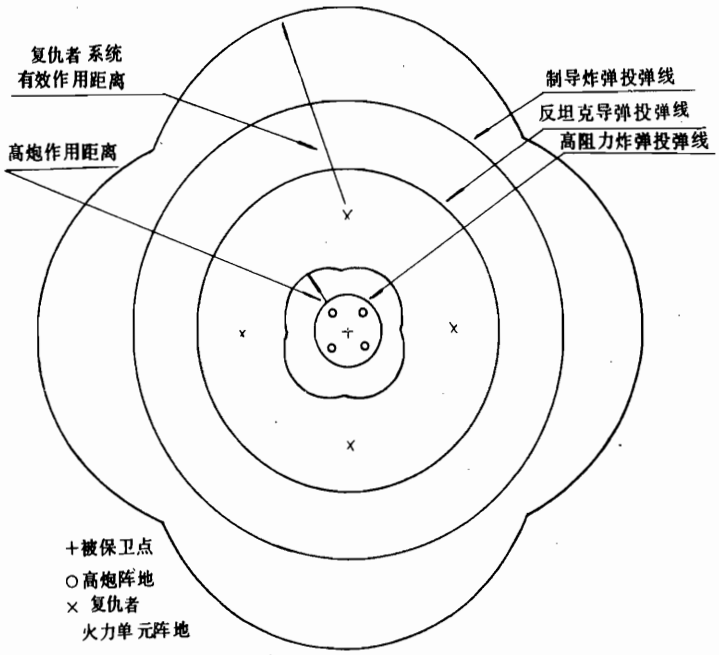
指控系统　射手通过控制计算机及显示面板进行指挥控制。控制显示面板分左、中、右三部分。控制计算机在发射前计算瞄准的前置量和下沉量，并控制目标搜索、导弹发射和系统自检等。其容量为16k，字长为8位。

电源　采用单一的24伏直流电源，由两个车用标准12伏蓄电池串联供电，车上装有一台汽油发电机（将来准备改用柴油发电机）。

作战使用

武器系统组成与功能　“复仇者”系统由转塔和载车两部分组成。转塔为系统的主体，也可以安装在地面独立作战。载车可以选用各种车辆，现采用陆军通用的95.55千瓦高机动多用途吉普车（HMMWV）。系统（包括载车）重约3.9吨。转塔上有两个四联装导弹发射箱、发射电子设备和氩气致冷系统。转塔总重约1.3吨，体积为$1.83\times1.83\times1.53$米^3；每个发射箱重100千克，体积为$1.68\times0.38\times0.38$米^3，发射箱有上、下盖可分别安装两发导弹，可启动和致冷导引头40次。重新装填八发导弹只需四分钟。为了与其它武器系统协调并确定来袭目标的方位，“复仇者”系统备有数字通信终端及导航系统。四个“复仇者”作战单元配有一雷达站，雷达站确定目标来向并将数据传给各个“复仇者”系统。每套单元车上配有陀螺经纬仪以确定本身的方位，并按雷达站给出的目标参数进行坐标转换，确定目标相对于本单元的来向。雷达站每15秒给出一组定位信号，可以保证在行进中进行目标定向计算。射手在控制显示面板上根据数据控制和观察作战情况。

作战过程　全部过程由计算机自动控制。亦可由一名射手进行遥控操作。当光学或前视红外系统瞄准并跟踪目标后。发射箱纵轴线也指向目标方向。射手通过手把按键进行敌我识别，给导弹加电致冷（每次一发），当得到截获目标音响信号后，按导引头开锁键，转塔转入自动跟踪状态。当按下导弹发射键后，计算机自动给出前置量及下沉角修正量，并按发射程序发射导弹。



“复仇者”系统保卫区

发展与改进

主要发展阶段 1983年5月波音公司提出“复仇者”近程防空导弹武器系统方案，由于利用了美国10多个公司的现有技术成果，1984年4月就完成了样机的研制，5月成功地进行了三发打靶试验，并交给陆军进行试验。

优缺点与发展前景 “复仇者”系统是目前世界上第一个能在行进中发射的防空导弹武器系统。系统研制周期短、成本低、见效快、操作简便机动灵活、可靠性较高。但由于经费及某些其它原因，陆军取消了采购“复仇者”系统的计划。 （石茜蓉）

军刀 (Sabre)

“军刀”是一种单兵便携式、既能反飞机又能打坦克的两用导弹系统，由美国宇航公司研制。1983年首次展出。目前已对空中目标和地面活动或固定目标进行了多次成功的发射试验，估计不久即可生产并装备部队。

系统采用激光驾束制导体制，由导弹、发射筒和瞄准/制导装置组成。导弹采用聚能装药战斗部，能攻击各种亚音速飞机，也能打地面装甲车辆。发射筒使用经过改进后的“尾刺”导弹发射筒，仅能使用一次。瞄准/制导装置作战时装在发射筒上，可以多次使用。所用导弹成本较低。

导弹用肩扛发射，射手先用瞄准装置对准目标，当目标进入射击范围时发射导弹，导弹以低速飞离发射筒．飞至距射手一定距离后，发动机自动点火。在导弹离筒后即进入被调准好的激光波束内（激光波束轴线调至与瞄准线重合），由射手控制激光波束始终对准目标，导弹则根据自身与波束轴线间的误差信号，不断修正飞行航向，直至击中目标。飞行过程中靠四个尾翼保证稳定飞行。

“军刀”导弹系统

射手瞄准射击状态

（侯廷丽）

近程萨姆（Tan SAM）

概　述

“近程萨姆”是由日本东芝公司以及日本精工公司、日产汽车公司共同研制、生产的低空近程防空武器系统，用于保卫军事基地及其他重要目标，也可用来进行野战防空。1966年，东芝公司应日本陆上自卫队要求，为填补已部署的35毫米双管90高炮和“霍克”中程地对空导弹之间的空白开始研制，1971年8月定名为“近程萨姆”系统，并先后进行发射系统的试验和指控系统的研制工作，但是，这一时期“近程萨姆”的发展速度很慢，到1979年，由于苏联米格飞机成功地避开了日本航空自卫队的截击，英国鼓吹“长剑”导弹，日本防卫厅在1980年决定，将“近程萨姆”作为研制对象，否定了从欧洲引进同类导弹的意见。

“近程萨姆”外貌图

“近程萨姆”从1966年至1978年间全部研制经费为3500万美元。1981财年提出的项目预算为640万美元。日本国会预定，每枚导弹价格为22万美元。一套发射装置和一台火控系统价格为76万美元。现已装备约200枚导弹。

主要战术技术指标

对付目标		低空高速飞机，可同时攻击两个目标
杀伤空域		
作战半径	最大	≈7 km
作战高度	最大	≈6 km
	最小	15 m
杀伤概率	单发	75%
反应时间		8 s
制导体制		初段惯性＋末段红外寻的
发射方式		双联装发射架倾斜发射
机动能力		车载机动，必要时可用直升机运送

弹长	2.7 m
弹径	160 mm
翼展	600 mm
发射重量	100 kg
最大速度	M＝ 2.4
机动过载	15 g
战斗部与引信	破片杀伤式战斗部，装烈性炸药，触发或近炸引信
动力装置	单级固体火箭发动机，最大推力812.9N

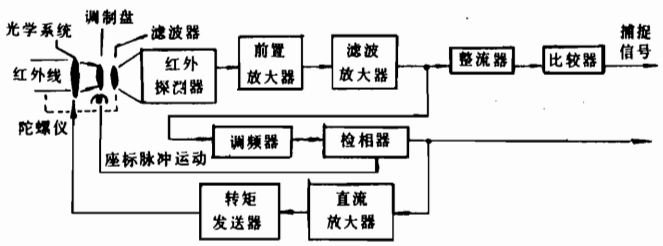
导　弹

“近程萨姆”外形图

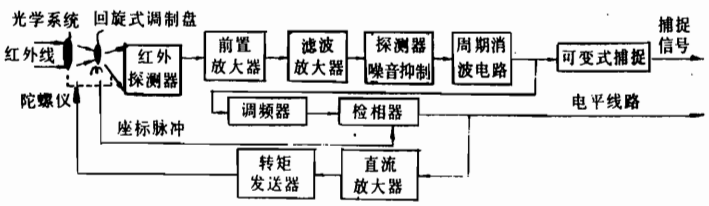
布局与结构　采用正常式气动布局，无前翼，弹体中后部有四个后掠角很大的弹翼，控制翼在导弹尾部。弹翼与控制翼均按十字形配置，并处在同一平面上。

动力装置　采用单级固体火箭发动机。

稳定与控制　导弹发射后，由弹上惯性系统按预定飞行程序飞行，导引头跟踪目标后，由导引头提供信息，二者均通过自动驾驶仪、伺服机构操纵四个控制尾翼，保持导弹的飞行航向。导引头采用被动式红外导引头，与美国“尾刺”的导引头类似。工作波长4.1 微米，用宽视场探测器和旋转调制盘，旋转速度为1～3千赫，调制指数为2，具有较好的信噪比。另外还装有噪声抑制器。导弹发射前，红外导引头扫描宽度由地面火控计算机进行程序控制，这样可避免阳光干扰，受阳光干扰的平均死角约为1.5°。导弹发射后，导弹先由弹上控制装置控制飞行，一旦导引头捕获和锁定目标，便自动转入红外导引头寻的制导。



标准红外制导系统工作原理示意图



改进型红外制导系统工作原理示意图

战斗部与引信　战斗部采用破片杀伤式战斗部，装烈性炸药。触发引信或近炸引信，有效杀伤半径为5～15米。

探测、发射与指控

探测与跟踪　该系统配备一部脉冲多卜勒相控阵雷达。雷达天线阵面宽1米，高1.2米，既能电子扫描，又能机械扫描。电子扫描范围为110°×20°，机械扫描范围为360°×15°，雷达最大作用距离30千米。采用两种搜索工作状态，即全向搜索和扇形搜索。

发射与指控　“近程萨姆”发射装置采用四联装发射架，由两个同轴俯仰的矩形架组成。每个矩形架的上、下各有一条导轨，每条导轨上装一枚待发导弹。矩形架的前端各有两个红外导引头护罩。发射架装在可旋转360°的平台上，位于导弹发射车车体后部，借助车体两侧液压装弹机装弹。作战时，发射架与跟踪雷达同步。导弹也可通过发射车上的光学瞄准具由人工直接控制瞄准发射，以对付超低空目标或发射架后方的来袭目标。若采用光学瞄准具跟踪目标时，发射架则与光学瞄准具随动。

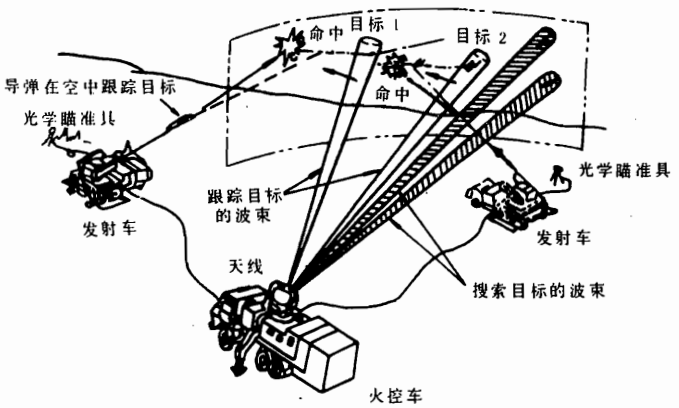
指控系统装在一辆车上，由一部雷达和一个控制室组成。控制室内安装了显示器及电子设备，由一名指挥员和一名雷达手操作。

作战使用

武器系统组成与功能　由导弹、导弹发射车、指控车组成。

火力配置 一个导弹排由两辆装有导弹的发射车和一辆指控车组成。发射车通常配置在指控车周围 300 米半径范围内，指控车用 1 千米长的电话线与发射车上的发射架相连，实现通话联络。

作战过程 先由指挥员操纵雷达，可同时跟踪六个目标；由计算机估计每个目标的威胁程度，然后选定其中两个威胁程度最大的目标，由雷达精确跟踪；计算机计算遭遇点、射向和射角；计算机根据计算结果确定导引头导引跟踪角；在目标进入导弹有效射程内时，指控系统控制台上指示灯亮，即按发射按钮发射导弹。导弹首先按预先装定的程序向预测命中点导引，当导引头捕获和锁定目标后，转入红外寻的制导，直到命中目标。



“近程萨姆”导弹作战示意图

发展与改进

1960年开始方案设计，1960—1970年开始分系统试验，1971年首次发射。1973年完成指控系统试验。从1979年12月开始，“近程萨姆”与其它导弹竞争，到1980年11月，“近程萨姆”击败“罗兰特”而中选，1981年开始小批量生产，1982年 2 月，初步具备作战能力，1982年末，开始大批量生产。近年来进一步改型，使其具有模式化特点。 （顾绍华 王毓兰）

凯科 (Keiko)

“凯科”是日本研制的一种单兵便携式地对空导弹系统。1979年提出设计方案进行招标，日本川崎重工业公司和东京芝浦电气公司投标试制导弹导引头，1981年制成样品，经防卫厅技术研究本部鉴定后，决定由东芝公司为主承包商，负责研制新型“凯科”便携式地对空导弹，并于1982年11月签订了正式合同，预计在八十年代后期用这种导弹装备日本航空和陆上自卫队，以取代现装备的“尾刺”便携式地对空导弹系统。

“凯科”导弹为肩射式，采用红外成象导引头。具有全向攻击能力和高的抗干扰能力。导引头采用了 CCD（电荷耦合器件）储存目标图象，大大提高了析象能力，使系统有较高的制导精度且成本较低。目前已制成由助推火箭和主发动机组成的动力装置和风洞试验模型。 （侯廷丽）

RBS－70

概 述 RBS-70 是瑞典博福斯导弹公司研制和生产的便携式近程防空导弹武器系统，用来对付

履带式 RBS-70 系统

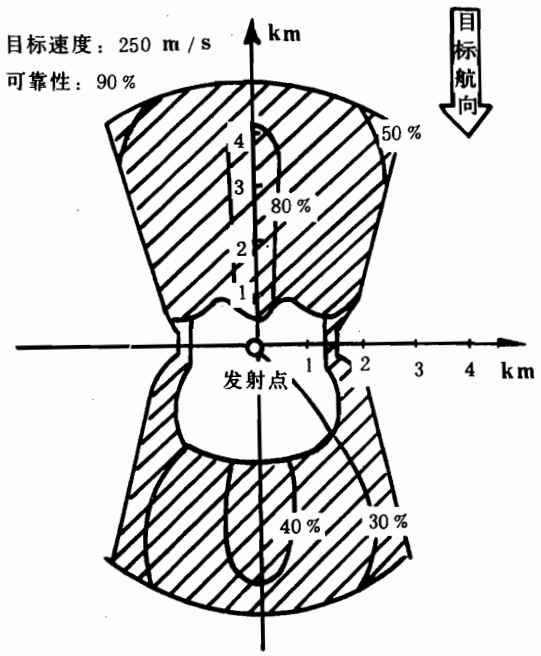
RBS-70 武器系统（作战状态）

高速飞机及直升飞机，也可与其它高炮系统相配合，形成点防御，保卫重点设施。1967年开始提出设想，1968年瑞典陆军满足旅一级近程防空的需要决定发展该系统。1969年开始工程研制，1971～1974年，陆军又对 RBS-70 、“长剑”、“罗兰特”、“尾刺”及各种高炮进行了费效比分析后，于1975年作出了批生产决定，并预支经费 5 亿克朗。1978年装备瑞典陆军，其他用户有挪威、突尼斯及巴林等。在便携式基础上，还研制了越野车载式 VLM 及装甲车载式 Armad 系统。导弹系统价格约为20万美元，每枚导弹 4.7 万美元（1983财年）。

主要战术技术指标

对付目标		
典型目标速度		
攻击机、侦察机		300m/s
运输机		250m/s
直升机		50m/s
雷达有效反射面积		3 m^2
机动过载		8 g
高度		0.1～3 km
杀伤空域		
作战半径	最大	5 km
	最小	200m
作战高度	最大	3 km
方位角		360°
高低角		0°～60°

杀伤概率	单发杀伤概率	
对300m/s 目标	迎击	50～80%
对250m/s 目标	迎击	50～80%
	尾追	30～40%
对50m直升机		40～70%
反应时间		5s
制导体制		激光驾束制导
发射方式		筒式倾斜发射
抗干扰措施		激光驾束、激光引信
机动能力		三人携带行军
弹长	含助推器	1.59m
	不含助推器	1.32m
发射筒长		1.74m
弹径		106mm
发射筒直径		150mm
翼展		320mm
弹重		15kg
二级弹重		13.1kg
最大速度		约540m/s
出筒速度		约50m/s
机动过载		25g
战斗部与引信	预制破片杀伤式战斗部，重1.1kg；激光近炸和触发引信。杀伤半径3～3.5m。	
动力装置	一台固体主航发动机＋一台固体起飞发动机	



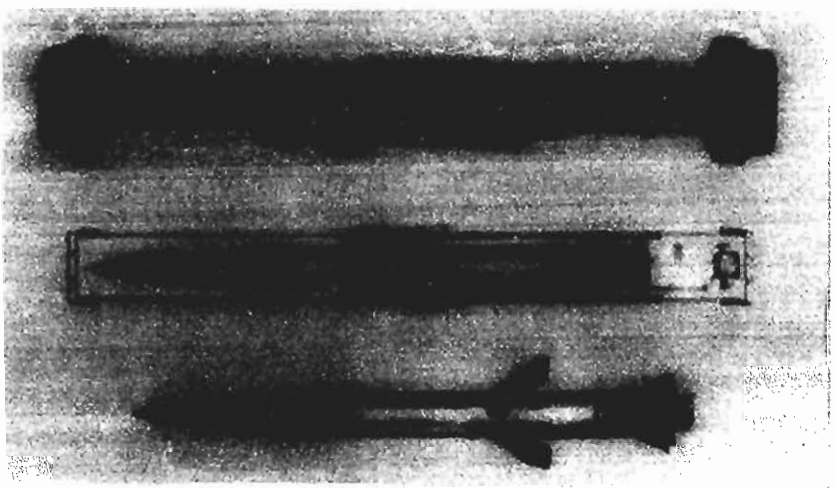
RBS-70 作战空域与杀伤概率

作战使用环境 在炎热和严寒的气候条件下，能承受气象和机械应力，满足美国MIL-STD-810规定的环境要求。

可靠性指标

系统功能概率	90%
贮存15年后导弹功能可靠性	80%

导 弹



RBS-70 导弹及其发射筒

布局与结构 导弹采用正常式气动布局，可折叠的弹翼和舵面呈X-X型配置。

动力装置　两级固体火箭发动机均采用无烟双基推进剂，一级为助推器，导弹出筒后与二级分离。主发动机有四个斜喷管安装在弹翼中间，燃烧时间分别为0.05秒及5.5秒。

稳定与控制　采用三通道稳定控制。姿态陀螺仪保持导弹的滚动稳定，通过指令控制，四个电动舵机驱动舵面控制导弹的俯仰和偏航。

战斗部与引信　预制破片杀伤式战斗部，内装2000个钢球和炸药。采用激光近炸及触发两种引信。主动式激光引信包含一部脉冲激光发射机和一部激光接收机，引爆距离可控，最大为3～3.5 米。

探测、发射与指控

探测与跟踪　采用激光驾束制导，三点导引法。首先射手用瞄准望远镜截获目标，发射导弹时打开激光波束发射机，使制导波束中心线与望远镜瞄准线重合，直接照射目标。弹上激光波束接收机接收调制的波束信号，经弹上控制信号形成电路处理后，产生误差信号，控制导弹沿波束中心线飞行，直至导弹命中目标。

探测跟踪系统由瞄准具、电源和搜索雷达组成：

瞄准具　由激光波束发射机、变焦距光学装置、陀螺稳定镜、伺服控制装置及瞄准望远镜等组成，用于目标搜索、跟踪、发射导弹和激光制导。其瞄准范围，在装有固定瞄准镜时，方位角不限，高低角－10°～ ＋45° 。瞄准望远镜是一个放大倍数为七的单筒望远镜，视场9 °。瞄准具总重35千克。

电源　四个镍—镉电池，每个重1 千克。容量（25℃时）1.8安小时，电压12伏。

搜索雷达　可配“长颈鹿”搜索雷达，也可用“报告者”搜索雷达。“长颈鹿”搜索雷达指标：

频率	G/H波段
平均输出功率	250 w
脉冲宽度	3 μs；6 μs
平均脉冲重复频率	6000Hz；3000Hz
作用距离	40 km
目标速度范围	30～375 m/s
天线增益	29dB
波束宽度　水平	2 °
垂直	10 °
天线转速	1 r/s
总重	6 t

RBS-70“长颈鹿”搜索雷达

“报告者”雷达工作在I波段，作用距离40公里，可对低空飞机进行预警，能同时跟踪12批目标。

由于采用激光驾束制导和激光近炸引信，使之可对付目前已知的各种干扰手段。在恶劣气象条件下，兵器的效率取决于射手观察目标的能力。

发射与指控　采用发射架筒式发射。有两种工作方式：不使用“长颈鹿”搜索雷达时，射手借助瞄准具实施目标搜索、瞄准及发射；使用“长颈鹿”搜索雷达时，由雷达提供目标诸元，瞄准具进行瞄准，具标数据接收机指示发射条件，决定导弹的发射。

目标数据接收机与雷达配用。接收及显示雷达送来的目标距离、方位、高度、射击限制、

RBS-70 发射装置

干扰机方位信号，进行视差修正，发出对准目标的音响信号。主要指标为：

显示目标距离	0～15km
显示目标通过距离	0～6km
显示目标高度	0～4km

发射设备包括发射架、瞄准具和敌我识别器。发射架为一三角支架，三条支撑角固定在一根直管上，用于安装瞄准具、筒装导弹、敌我识别器、射手座椅及电池夹，总重18千克。敌我识别器采用微波频率脉冲编码。当识别为友机时，具有中止导弹发射的功能。

训练设备配有全套供导弹操作人员及雷达操作员用的模拟练习器、模型练习器。目标数据接收训练设备及雷达训练设备。

作战使用

武器系统组成 三人携带的RBS-70 系统由筒装导弹和发射设备组成，整个导弹系统还将包括雷达、训练设备和维护设备。

火力配置 旅师部队所属 RBS-70 导弹分队，以连为单位实施作战。全连有三个火力排，每排三个火力单元，共配备九个发射架，100 发导弹，一至二部轮换使用的“长颈鹿”雷达。

作战过程 有两种作战方式。不使用搜索雷达时，目视搜索目标后进行概略瞄准，然后解除保险，敌我识别器发出询问讯号。截获目标后套入光学瞄准镜中，满足发射条件后发射导弹，继续跟踪目标，直至命中。使用搜索雷达时，收到雷达目标指示后，发射架对准目标，听到音响信号后在高低角上搜索并发现目标，目标进入有效射程时发射导弹，继续跟踪，直至命中目标。

检测与维修 中心修理厂维护与检测，工厂备有导弹、导弹部件、瞄准具及模拟器的检测设备和专用修理工具。在15年贮存期内每四至六年进行一次全面检查。野战条件下维护，营一级有发射设备的功能检查及调整设备，可更换发射设备部件。连一级可对瞄准具进行功能检查，用普通工具，能更换某些外部机械零件。

发展与改进

主要发展阶段 1969年开始方案设计；同年开始工程研制；1973年进行样机生产；1976年承包商飞行试验；1977～1978年完成飞行试验，开始小批量生产；1978年在瑞典陆军服役，挪威订货；同年批量生产；1979年具有红外夜视能力；1983年开始研制 RBS-90 。

优缺点与发展前景 优点：机动性高，反应时间短，有全向攻击能力，抗干扰性能好，杀伤威力大。缺点：不能全天候作战，仅限于好天气使用，导弹发射后要继续跟踪目标。

导弹有两种改进型号，即 MK1 和 MK2 导弹。前者的激光波束接收机视场由40°增加到57°；后者将有较大的发动机和战斗部，小型化的电子设备，可使用现在的发射系统，目前正在研制。1983年又开始了具有双模寻的头（激光/红外）的 RBS-90 的研制，以寻求发射后不管的能力。正在进行的其他改装方案有夜间作战型的RBS-70M 、舰载式 RBS-70LM 及直升机载式的 RBS-70。 （王 维）

奥利康（Oerlikon）

概　述

“奥利康”是瑞士于1946年开始研制的全天候型中程、中高空地对空导弹武器系统，既可用于要地防空，也可用于野战防空。导弹的主要承包商是奥利康机床有限公司。该公司先后生产了 RSA-54、RSB-56、RSD-58 三种导弹。此外，还生产了 RSC-57 训练弹。训练弹在战斗部部位安装遥测设备和降落伞回收系统。因此训练弹可以多次使用。本武器系统于五十年代末服役，六十年代初停产，现已退役。日本和意大利购买了全套“奥利康”导弹系统及其制造权。

导弹系统以营为建制单位。每个营由一个指挥站和三个导弹连组成。导弹连是最小作战单位。一个导弹连包括：一部目标跟踪雷达、一部导弹制导雷达、六个双联装导弹发射架和12枚导弹以及四台柴油发电机。

“奥利康”武器系统外貌图

主要战术技术指标（RSD-58）

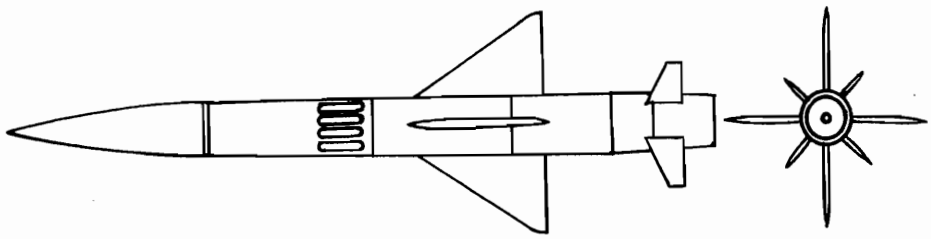
对付目标		飞机
杀伤空域		
作战半径	最大	30km
	最小	3km
作战高度	最大	30km
反应时间		1min
制导方式		驾束制导
发射方式		倾斜发射
机动能力		展开时间30min
弹长		5.7m
弹径		360mm
翼展		1.30m
最大速度		M=2.4
横向加速度		2g
战斗部与引信		高爆破片杀伤式战斗部，总重40kg，由近炸引信引爆
动力装置		一台固体助推器＋一台固体主发动机

导　弹

布局与结构　气动布局为正常式，弹翼为三角形，呈十字形配置，安装在弹体后部。尾部有四个呈X形配置的梯形舵。舵平面与弹翼平面成45°夹角。弹上装有电动液压传动机构，借以驱动发动机喷管和舵偏转。在导弹起飞段，舵与发动机喷管同步偏转。发动机熄火后，由舵独立控制导弹飞行。

导弹的壳体为一流线型变截面旋转体。它的制造方法特殊，采用一根壁厚2.5毫米的轻合金细管绕在纵向桁条上制成。桁条厚8毫米。弹壳表面先涂一种比重小、弹性模数小的填料，然后再用环氧树脂胶带包扎，使表面光滑以减小导弹在飞行中的阻力。

动力装置　液体燃料发动机的燃料为煤油，氧化剂用硝酸。发动机利用三乙基胺和二甲苯胺的自燃特性点火。自燃液共0.5升，装在推进剂箱后部。推进剂的输送方式为挤压式。用氮作为高压气体，贮存压力约为 303×10^5 帕，工作压力为 40.4×10^5 帕。燃料和氧化剂流量比例由起动活门控制。冷却系统为轴向再生式，冷

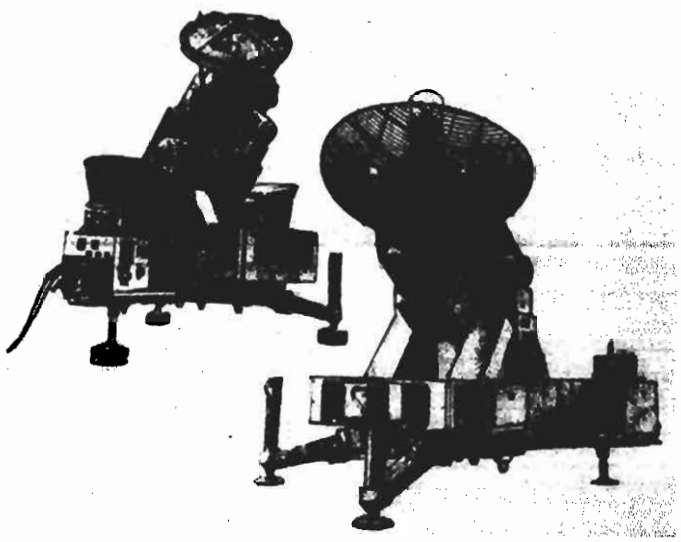


“奥利康”导弹线条图

却剂为发烟硝酸。

探测、发射与指控

探测与跟踪 导弹采用驾束制导。制导系统由一部目标跟踪雷达、一部导弹制导雷达和一台计算机组成。制导雷达有两个同轴安装的天线，一个为20°的宽波束天线，一个为3°的窄波束天线。导弹飞离发射架后，先由宽波束截获，然后再转入窄波束，并沿波束中心线飞向目标。营指挥站配备有警戒雷达，向目标跟踪雷达指示目标，其作用距离为150～200千米。

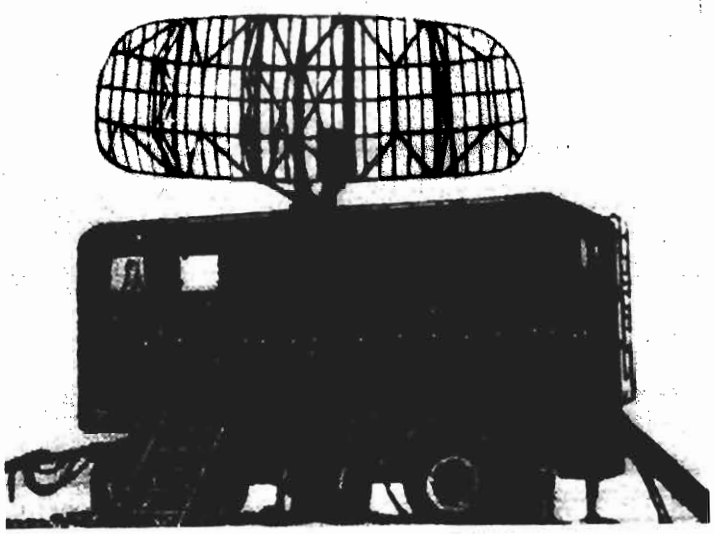


“奥利康”导弹系统跟踪/制导雷达

发射装置 导弹的发射过程全部自动化。导弹由气动液压挂弹机挂到发射架上。发射架和制导雷达通过视差计算机与目标跟踪雷达同步。

发展与改进

早期的RSD-58沿用一台液体火箭发动机，后改用一台固体助推器＋一台固体主发动机。“奥利康”导弹系统的优点为全部系统载车化，机动性好；制导系统简单。缺点为导弹的制造工艺比较复杂。系统技术落后，六十年代末已退役，由“米康”导弹系统取代。



“奥利康”导弹系统搜索雷达

（姚青云）

米康（Micon）

概　述

“米康”（Micon: Missile Contraves）是一种陆基机动的全天候中程、中高空地对空导弹武器系统，用以对付速度M＝2的空中飞机目标，担负要地防空任务。“米康”是在“奥利康”基础上改进成的，现已取代“奥利康”导弹。该导弹系统1959年开始研制，六十年代后期装备部队，现已停产，但仍在服役。主承包商是瑞士的康特拉维斯（Contraves）公司。

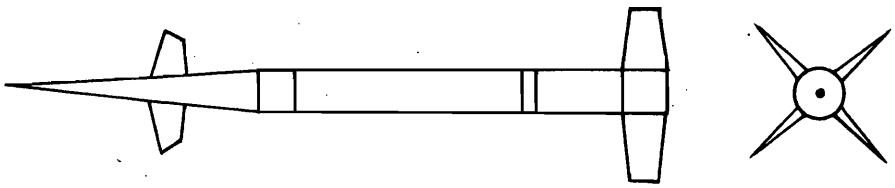
“米康”导弹在双联发射架上

主要战术技术指标

对付目标		M＝2的飞机
杀伤空域		
作战半径	最大	35km
	最小	3km
作战高度	最大	22km
制导体制		雷达驾束制导
发射方式		双联倾斜发射
机动能力		可用汽车牵引运输
弹长		5.4m
弹径		420mm

翼展	3 m	战斗部与引信	高能破片杀伤式战斗部，重70 kg。
舵展	1.5m		采用红外近炸引信
弹重	800 kg	动力装置	一台双推力固体发动机，普通装药，重
最大速度	M＝3		440kg

导　弹



“米康”导弹线条图

布局与结构 导弹为一细长圆柱体，头部呈很尖的锥形。鸭式气动布局，鼻锥部安装有X形配置的鸭舵，尾部安装有X形配置的梯形弹翼。弹翼与舵面在同一平面上。弹头外壳采用轻金属铸件制造，舵和弹翼均采用蜂窝结构。运输时，舵和翼拆装很方便。

动力装置 用奥利康—布勒（Oerlikon-Bührle）公司研制的双推力固体火箭发动机，普通装药，重440千克，推力5738牛，助推段燃烧9秒，可使导弹加速到超音速，主航段燃烧16秒，可保持M＝2～3的巡航速度。

探测、发射与指控

探测与跟踪 采用雷达波束制导。用一部单脉冲雷达跟踪目标，导弹进入雷达波束之前由测向器跟踪导弹，测向器上的辅助发射机向导弹提供制导指令，将导弹引入雷达波束，导弹沿波束轴线飞向目标。

作战使用

武器系统组成与功能 系统包括：指挥单元、双联装发射架、导弹和55千伏安电源车。可以用汽车牵引运输。地面制导站由计算机、测向器和单脉冲雷达组成。雷达能精确地连续跟踪目标和波束内的导弹，并利用距离门可同时引导三枚导弹。测向器跟踪并引导导弹进入雷达波束。制导站承包商为阿尔比斯沃克（Albiswerk）公司。

作战过程 当接到目标指示信号后，单脉冲雷达开始搜索跟踪目标，到适当距离时按指挥单元命令发射导弹。测向器跟踪导弹，并将测得的瞬时位置数据形成指令，通过测向器上的辅助发射机不断向导弹发出制导指令，将导弹引入雷达波束，导弹在波束中根据偏离轴线的误差信号校正航向飞向目标。

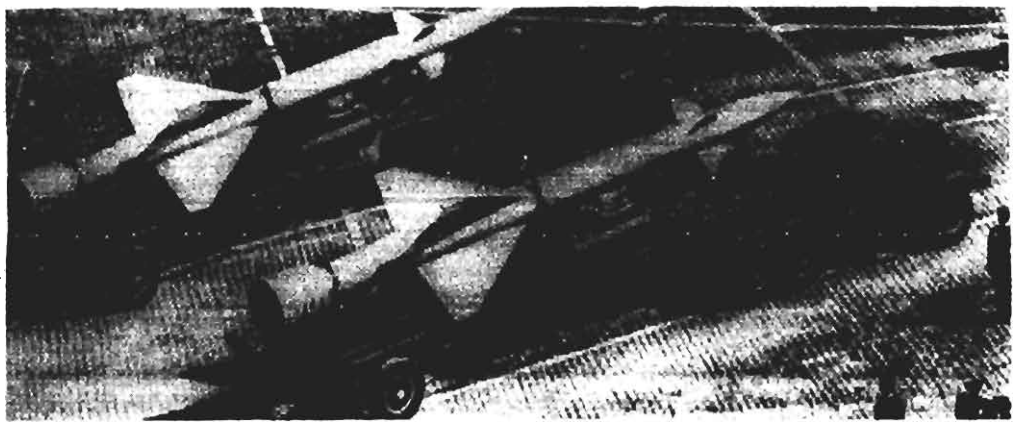
检测与维修 检修设备有：在发射前用于对导弹进行“通”与“不通”测试的导弹检测台；进行功能测试和排除故障的测试电路和仪器。

发展与改进

优缺点及发展前景 “米康”系统有较好的抗干扰性能，系统操作自动化，它既能保卫独立设施进行点防御，又可几个火力单元协同作战组成面防御系统。作为训练弹用时，弹头换上降落伞回收系统，则可多次使用，大大降低了成本。所采用的驾束式制导使弹道弯曲，不适于攻击高速目标。该导弹现已停产。

（张俊涵）

吉尔德（Guild）SA-1



SA-1 外貌图

概　述

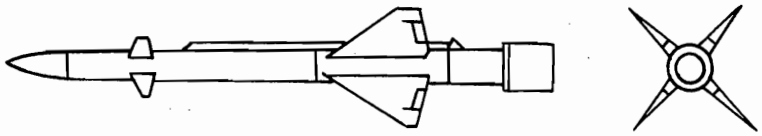
“吉尔德”导弹（SA-1）是苏联最早研制和装备使用的固定式全天候型中程地对空导弹武器系统。主要用于要地和国土防空，能对付中高空跨音速飞行的各种飞机。SA-1 导弹是由拉沃契金地对空导弹设计局在德国“瀑布”地对空导弹的基础上发展起来的。1948年开始研制，1954年开始装备部队，可是，直到1960年11月才第一次在莫斯科阅兵式上公开露面。该武器系统技术落后，结构复杂，设备庞大，可靠性和机动性都很差，自服役以来各分系统皆无多大改进，故早已停产。但是，迄今仍保留少量导弹（约 500 部发射架，每架只装一枚待发导弹）部署在莫斯科、列宁格勒等几个大城市周围，担任城市的辅助防空任务。该武器没有出口过，只在苏联国内部署。

主要战术技术指标

对付目标	高空跨音速飞机	翼展	2.4m
杀伤空域		发射重量	3000 kg
作战半径　最大	32 km	最大速度	M＝3
作战高度	2～20 km	战斗部与引信	破片杀伤式，装炸药70 kg，由无线电近炸引信起爆
制导体制	雷达跟踪、无线电指令制导		
发射方式	固定式垂直发射	动力装置	一台预贮液体火箭发动机，后改进为一台双推力固体火箭发动机
弹长	12m		
弹径	700mm		

导　弹

布局与结构　导弹为一级结构，没有单独的助推器，但是整个导弹分为两段，前段为弹体，后段为发动机壳体，前段比后段长，而后段比前段直径稍大。导弹采用鸭式气动布局，弹身是一个等直径的圆柱体，头部呈尖卵形，四个梯形舵面在弹体前面，四个大梯形翼面在弹体中后部，无尾翼，靠弹翼后缘上的副翼稳定导弹滚动，在对称的一对弹翼翼尖上装有指令接收天线。舵面与弹翼都按X形配置，并处在相同平面上。



SA-1 导弹线条图

动力装置 原先采用一台预贮液体火箭发动机，从七十年代末开始改装一台双推力固体火箭发动机，从外表上看，固体发动机壳体直径与弹体直径相同。

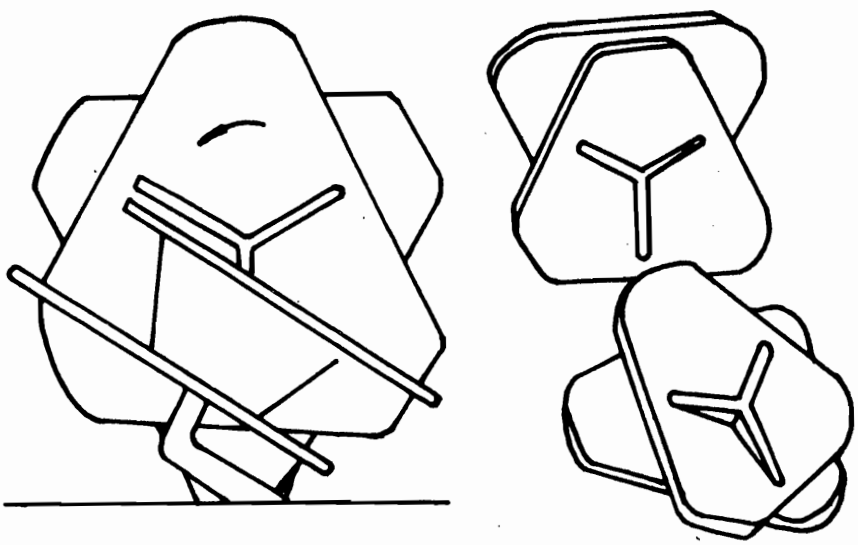
探测、发射与指控

探测与跟踪 SA-1 配用“哟—哟”（YO— YO）跟踪制导雷达、“量规”（Gage）搜索雷达和“馅饼”（Patty Cake）测高雷达。

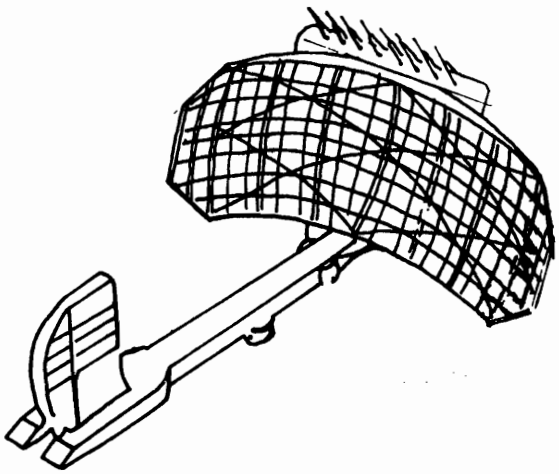
“哟—哟”雷达 是一种早期的导弹制导雷达，采用脉冲跟踪体制，工作在E波段，频率约3000兆赫，峰值功率为2兆瓦。它共有六部旋转天线，方位和俯仰扫描范围均为70°，采用扁平波束，按锯齿扫描方式跟踪目标，可以同时跟踪30多个空中目标。导弹发射后，雷达还不断向导弹发送较低频率的询问信号和制导指令，控制导弹飞向目标，当导弹靠近目标一定距离时，发出一次指令，起动弹上无线电引信工作。

“量规”雷达 用来搜索和探测中、高空目标，并给“哟—哟”雷达指示目标。该雷达也工作在E波段（2～3千赫），峰值功率约2兆瓦。

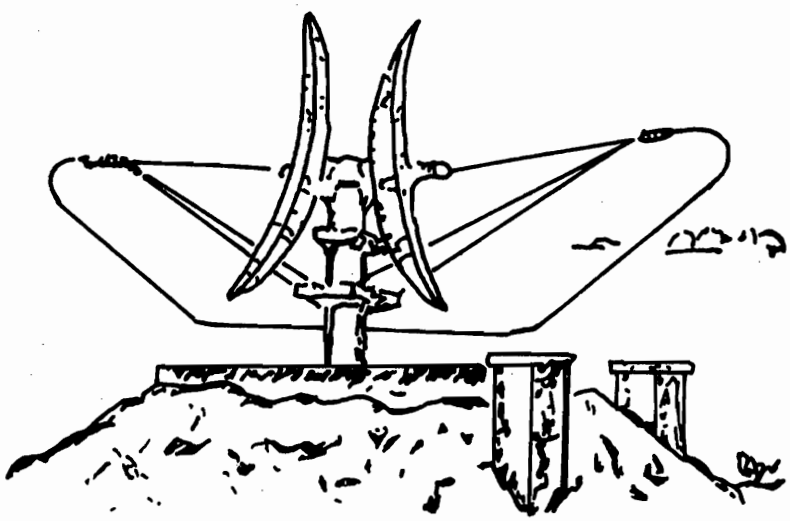
“馅饼”雷达 是“饼”系列中最早的点头式测高雷达，工作频率略高于2000兆赫，峰值功率近3兆瓦，作用距离约200千米。它有两个背靠背垂直安装的椭圆形抛物面天线，以形成两个很窄的垂直波束，波束宽度约3.5°，天线点头频率为30～40次/分。该雷达已经陈旧，在七十年代就陆续退役了，现在只保留几部雷达与“量规”搜索雷达配合工作。



“量规”雷达天线示意图



“哟—哟”雷达天线示意图



“馅饼”雷达天线示意图

（刘玉成）

盖德莱 (Guideline) SA-2

概　述

“盖德莱”（SA-2）是苏联研制的第一代地对空导弹武器系统。它是一种两级的全天候型中程中、高空导弹。四十年代末开始研制，五十年代中装备部队，1957年在莫斯科首次展出，至今仍在服役。SA-2是为对付五十年代的远程高空轰炸机和侦察机而设计的，后来进行了多次改进。改型有若干种，原型代号B·750(1Д)，改型为B-75B(11Д)、B-750BM(11ДM)、B-755A(20ДA)、B-755Б(20ДБ)等。这些改型的主要特点是，在保持总体方案不变的前提下，充分挖掘原有武器系统的潜力，不断改进各分系统，以提高整个武器

系统的作战能力。SA-2 是苏联当前高空防空的主要导弹，其发射阵地遍布苏联全境，主要担负国土和要地防空任务，并外销东欧及埃及、印度、伊拉克、利比亚、阿富汗、越南等20多个国家。

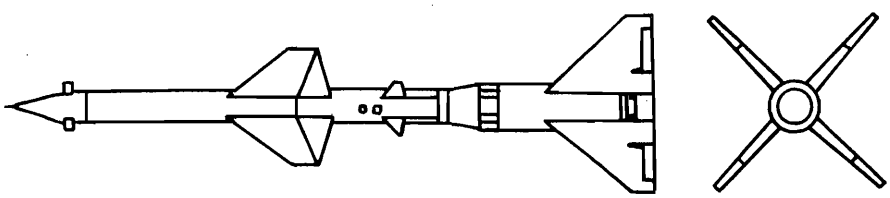
主要战术技术指标
（1Д/11Д / 20ДА）

对付目标		能对付各种飞机及其它空中目标，目标飞行速度≦ 420m/s，目标飞行高度 3～24.5km
杀伤空域		
作战半径	最大	30/34/48 km
	最小	12/5/不详 km
作战高度	最大	22/27/32 km
	最小	3/0.3/1 km
航路捷径		0～22 km
杀伤概率	单发	70%
	三发	97%
制导体制		无线电指令制导
发射方式		发射架倾斜发射
抗干扰措施		在方位天线上增加两个抛物面照射天线，具有一定的抗杂波干扰、回答式干扰和消极干扰的能力
弹长		10.89/10.84/10.79m
弹径	一级	0.654m
	二级	0.50m
翼展	一级	2.56m
	二级	1.69m
弹重		2163/2283/2375kg

SA-2 武器系统外貌图

最大速度	M＝3/3.5/4
机动过载	远点3.6～4.2g （高度20 km）
	近点2.9～3.3g （高度20 km）
战斗部与引信	定向爆炸的破片杀伤式战斗部，装烈性炸药 135/139/118 kg，无线电近炸引信
动力装置	一级固体助推器和二级液体发动机
作战使用环境	阵地海拔高度 0～2000m，环境温度－40℃～＋50℃，在下雨、降雪、云雾天能正常工作

导　弹



SA-2 导弹线条图

布局与结构 导弹由两级组成。一级包括固体火箭发动机、连接一、二两级用的锥形舱及四个稳定尾翼（其中一对装有副翼）。二级装有液体火箭发动机，采用正常式气动布局，弹体前端配有辅助翼。导弹的

翼、主翼、舵和稳定尾翼为X型配置。主翼的平面形状为梯形，其翼型为扁圆形。舵的平面形状为梯形，其翼型为修正菱形，而舵尖翼型为菱形。两对舵中有一对既作舵用又作副翼用，而另一对只作舵用。稳定尾翼装在固体火箭发动机的壳体上，其平面形状为梯形。弹体结构大部分采用镁合金或铝合金制成，固体助推器壳体用合金钢制成。

动力装置　包括固体助推器和液体火箭发动机。固体助推器采用硝化甘油的固体火药作燃料，液体发动机采用红烟硝酸（氧化剂）和混胺（燃料）做推进剂。

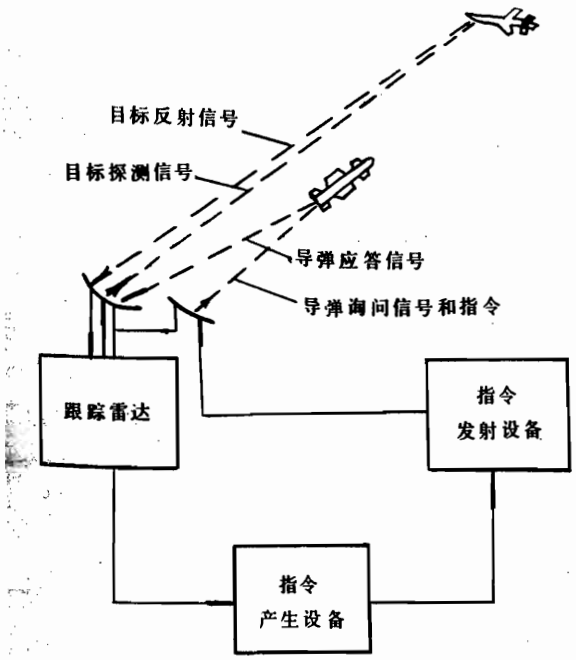
固体发动机的主要技术数据：1．已装填的发动机重量974千克；2．发动机的结构重量400千克；3．火药装料重量547千克；4．最大推力490千牛；5．最小推力264.6千牛；6．火药装料的燃烧时间3—4.3秒；7．发动机的总冲量不小于980千牛秒。

液体发动机的主要技术数据：1．额定推力3770牛；2．燃烧室内压力4410千帕；3．喷口临界截面直径70.5毫米；4．喷口出口截面直径205毫米；5．发动机启动后0.5～0.7秒时即达到额定推力。

稳定与控制　弹上控制系统包括无线电控制仪、自动驾驶仪和操纵系统。无线电控制仪的功能是：1．接收制导站传来的控制指令，经处理后送往自动驾驶仪，以控制导弹飞行；2．接收制导站传来的一次性指令，经处理后送往无线电引信，以解除引信最后一级保险；3．接收制导站的询问信号，并产生导弹应答信号，以供制导站测定导弹的坐标。自动驾驶仪根据本身的敏感元件的输出信号和地面控制指令，稳定和控制导弹的飞行。操纵系统根据自动驾驶仪送来的信号，控制舵的偏转，以稳定和控制导弹飞向目标。

战斗部与引信　采用定向爆炸的破片杀伤式战斗部。战斗部借其火药爆炸时所形成的2900～3200米/秒的初速飞散的3600块破片击毁目标。战斗部的主要技术数据：1．火药室的直径395毫米；2.战斗部的重量190千克；3．装药重量138千克；4．传爆管重量0.93千克。无线电引信是用多卜勒效应原理工作的，有两个相同的波道同时工作，两个波道工作频率不同，工作原理相同。它包括：高频发射机、目标反射信号接收机、安全执行机构和电源部分。

弹上电源　是一次工作式的氟硅氢酸安瓿电瓶直流电源。电瓶固定在安装座上，它在导弹起飞前被10个大气压的冷气启动而开始工作。当气温高于－25℃，额定电压为26.5伏，放电时间为1分钟时，电瓶的电流为50安。



SA-2制导原理方框图

探测、发射与指控

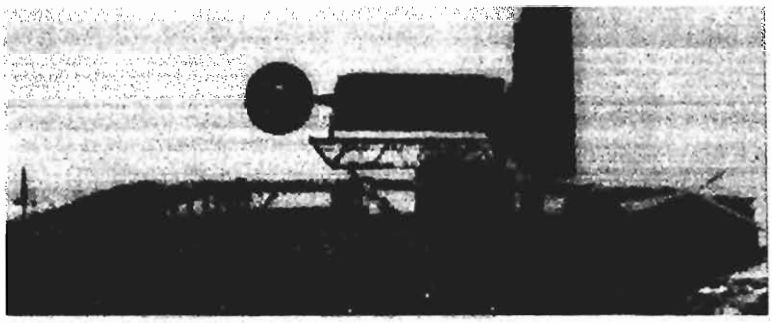
探测与跟踪　采用无线电指令制导方式。

制导站由跟踪雷达、指令产生设备和发射设备组成。它的主要任务是：1．根据目标指示信息发现目标；2．对目标进行手控与自动跟踪；3．发射、截获与自动跟踪导弹；4．将导弹按导引规律引向目标；5．向导弹发出使雷达引信工作的遥控指令。

制导雷达的波束呈扇形，工作时发出鸟鸣的声音，故西方称其为“扇歌”（Fan Song）制导雷达。它采用“路易斯”扫描天线，进行机电锯齿形扫描，能同时制导三发导弹攻击一个目标，导弹发射间隔为6秒钟。

“扇歌”雷达迄今已有A、B、C、D、E、F、G七种型号。A/B型是原始型号，共有三个天线：两个扫描天线和一个指令天线。两个扫描天线中一个是方位角天线，一个是高低角天

线，指令天线位于方位角天线的一端。

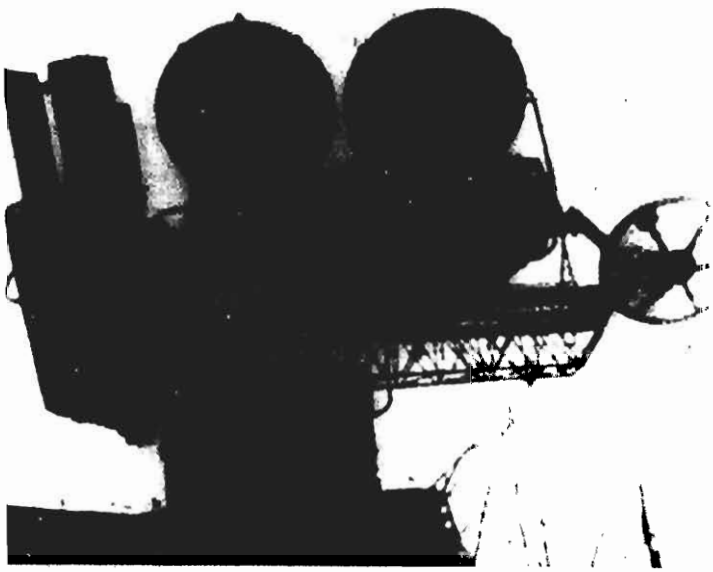


“扇歌”A/B型雷达外貌

原型雷达已逐渐被D/E型所代替，其主要技术指标为：

工作频率	2965～2990 MHz（方位角天线）		0.4 μs （跟踪状态
	3025～3050 MHz（高低角天线）	波束宽度	2°×10
峰值功率	600kw	探测距离	120 km
脉冲重复频率	1250 Hz（搜索状态）	跟踪距离	60 km
	2500 Hz（跟踪状态）	指令天线	工作在D波段（1000～2000 MHz
脉冲宽度	0.8 μs （搜索状态）		

D/E型在抗干扰性能上有所提高，其措施是在方位角天线上方增加了两个抛物面照射天线，一个水平极化，一个垂直极化。在跟踪目标时，可以采用“照射”体制工作，即当目标被天线捕获以后，扫描天线立即停止发射，而由这两个波束较宽的照射天线发射，对目标进行跟踪，这时两个扫描天线只接收目标回波，以此迷惑敌人，使其不能采用角度欺骗电子干扰。

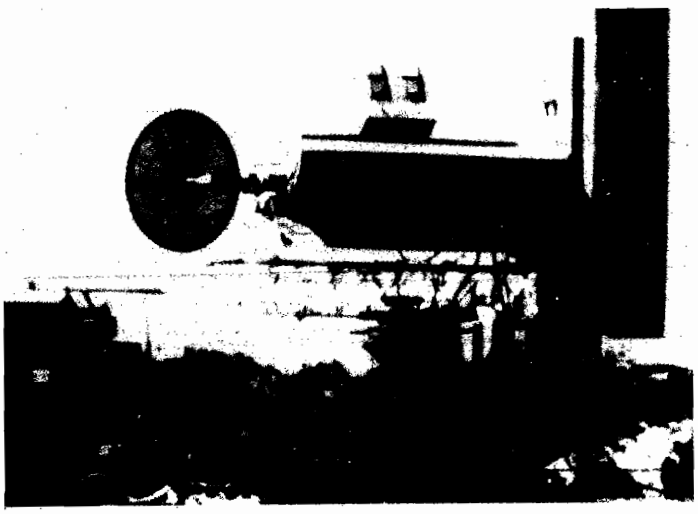


“扇歌”D/E型雷达外貌

“扇歌”E型雷达的主要技术指标为：

工作频率	4910～4990 MHz（方位角天线）		0.2～0.9 μs（跟踪状态）
	5010～5090 MHz（高低角天线）	波束宽度	1.5°×7.5°
峰值功率	1.5MW	探测距离	150km
脉冲重复频率	900 ～1020 Hz（搜索状态）	跟踪距离	75km
	1740～2070Hz（跟踪状态）	指令天线	工作在D波段（1000～2000 MHz）
脉冲宽度	0.4～1.2 μs（搜索状态）		

F型是该系列雷达中的新型号，1968年开始使用。在该型雷达的收发车上增加了一个光学瞄准舱，可用望远镜观测目标，以抗电子干扰。



“扇歌”F型雷达外貌

发射与指控　导弹从倾斜的发射架上发射。发射架是导轨式可移动（牵引式）的发射装置，发射前支撑导弹，发射时与制导站天线角度同步并发射导弹。发射架由起落部分、回转部分、基座与行驶部分和电气部分组成。发射架的主要技术指标为：

总重　行军状态	12.5t	高度	3.75m
战斗状态	9t	回转半径　战斗状态	5 m
外廓尺寸　行军状态		最小转弯半径	8.3m
长度	10m	允许发射的射角范围	10°～65°
宽度	2.64m		

指控系统包括：1．显示车上有关设备中的发射准备、发射架同步、发射指令电路以及发射、准备情况检查电路；2．发射控制车；3．发射架上的发控设备；4．加温设备。整个系统共有三个相同的波道，每个波道控制两个发射架和一部加温设备。

作战使用

武器系统组成与功能　整个武器系统由导弹、制导设备、发射设备等作战准备和技术保障设备组成。制导设备用于发现和跟踪目标，把导弹导向目标，并观察作战效果。它主要包括：收发车、显示车、坐标车、指令车、电源车、牵引车等。发射设备用于对导弹进行发射前准备并使其作好发射准备；发射导弹并使其射入制导雷达天线波束内。技术保障设备用来对导弹进行装配、测试、加注、充气；向发射阵地输送准备好的导弹。

火力配置　要地防空时，阵地通常配置在要地外围。机动作战时，通常配置在所保卫目标的附近。阵地由发射阵地和技术阵地组成。阵地配置一般分为环形配置和扇形配置两种。发射阵地的配置是以收发车为中心，

在半径为25米的场地上配置制导站、电源设备和发射控制车等。六部发射架配置在距离发射阵地中心75～100米的距离上，可以环形配置或扇形配置。其它设备按要求配置在规定的地方。技术阵地一般配置在发射阵地的侧后方一定距离上。

作战过程 当目标进到距制导站90千米时，导弹在发射架上作通电准备。目标进入65千米时，发射架与制导站天线同步。目标进入有效杀伤范围时，固体助推器点火，开始发射。导弹飞行 1.5～2.5 秒，液体发动机开始工作，飞行大约 3.5 秒，一级助推器脱落，二级发动机工作后经 2.5～3.5 秒，导弹进入无线电波束受地面制导站控制飞行。当导弹距离目标约 525 米时，地面制导站向导弹发出指令，解除无线电引信的第三级保险。当目标进入发射天线的有效作用范围内时，无线电引信起爆战斗部，导弹战斗部的飞散破片击毁目标。若导弹穿过目标而未爆炸，引信的时间机构在导弹发射后60秒发出自毁信号。

检测与维修 整个武器系统的检测与维修设备有综合测试车、机械修理车、无线电工程修理车以及其它装配、测试、化验设备等。这些设备分别配置在营、连两级。综合测试车用来对导弹进行综合测试，对无线电控制探测仪、无线电引信及自动驾驶仪等机构进行单元测试。制导站的维护检测设备用于战斗前的功能检查、定期工作和修理工作，它分为公用固定式的及单独式的两种。公用固定检测设备用于对制导站的视频系统进行统一的功能检查，单独式的用于对单独的功能系统进行单元检查。

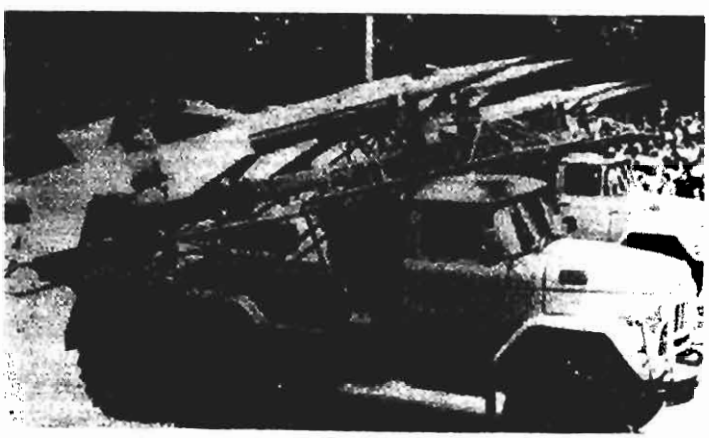
发展与改进

主要发展阶段 SA-2 武器系统本是针对五十年代的目标而设计的，随着目标攻击战术的变化，进行了多次改进，使其作战空域扩大（可对付1000米高度以下的目标），提高了机动性，增强了抗干扰能力。主要改进措施是：加长主发动机推进剂箱；目标探测支路采用两种频率；制导雷达增加了光学跟踪装置和动目标显示器；制导雷达由原来五辆车改为三辆车等等。此种武器在越南战争初期曾发挥很大威力，击落了数百架美国包括 B-52 在内的各种军用飞机，后来美国飞机装备了强功率电子干扰系统，使其作战威力大大降低。在中东战争中 SA-2 的作用不及 SA-6 和 SA-3。

优缺点与发展前景 优点是射程远、射高高、威力大；缺点是结构复杂、体积庞大、机动能力差、反应时间长、抗干扰能力差。SA-2 导弹自五十年代中装备部队以来，至今已有30年，目前仍在服役，但装备数量会愈来愈少。

（董其昌 李 伟）

果阿 (Goa) SA-3



SA-3 武器系统

概　述

“果阿” SA-3 是苏联在 SA-2 导弹武器系统的基础上研制的第二代地对空导弹系统，它是一种全天候、中程中低空导弹系统，主要用于拦击中低空和超低空入侵的各类飞机，进行要地防空和野战防空，也可用于射击地面和水面的目标。除射程略小之外，主要战术技术指标与美国“霍克”导弹系统相近。

SA-3 从五十年代初开始研制，五十年代末开始装备部队，首先装备苏联国土防空军和华约组织。1964年11月第一次公开展出，1971年起先后出售埃及、索马里、伊拉克、越南、利比亚、叙利亚等国家。现装备数量约为1400部发射架和16 000 枚导弹。1985年，苏联向朝鲜提供了30枚 SA-3，已部署在平壤周围，与 SA-2 配合增强防空力量。

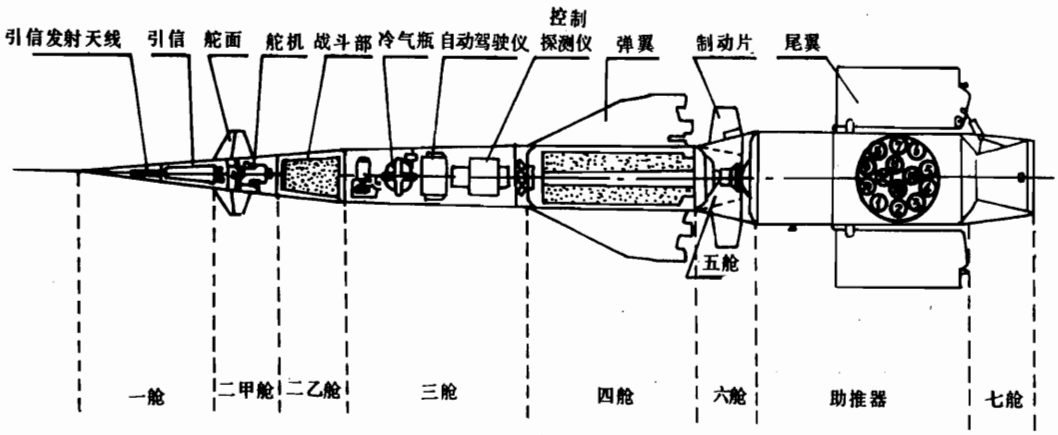
主要战术技术指标

对付目标	主要对付飞机目标，典型目标的雷达有效反射截面为 2 m^2。目标最大速度为 700 m/s
杀伤空域	
作战半径　最大	25km
最小	3 km
作战高度	20m～18km
高低角	73°
最大航路角	160°
最大航路捷径	16.5 km
杀伤概率　两发	＞95%
反应时间	30s
制导体制	全程无线电指令制导
发射方式	双联装或四联装发射架倾斜发射
抗干扰措施	采用变频、动目标显示、雷达/光学复合制导，抗干扰性能比 SA-2 有明显改进
弹长　全长	5.95m
Ⅰ级	4.13m
弹径　Ⅰ级	550mm
Ⅰ级	380mm
翼展	
稳定尾翼（折叠状态）	1.7m
（展开状态）	2.2m
主翼	1.19m
舵面	570mm
制动舵面	1.01m
发射重量	952kg
助推器	530kg
Ⅰ级导弹	422kg
最大速度	M= 2.5
战斗部与引信	采用破片杀伤式战斗部与无线电引信，杀伤半径50m
动力装置	固体助推器＋固体主发动机
助推器最大推力	约 303.8 kN
助推器工作时间	2.6～4.1s
主发动机最大推力	约9.31kN
主发动机工作时间	35s
作战使用环境	
温度	－40℃～＋50℃
相对湿度	温度＋25℃～5℃时，达95～98%
地面风速	≤20m/s
淋雨量	≤4mm/h

导　弹

SA-3 武器系统使用两种类型导弹，一种为基本型，另一种为近程型，两类导弹的外形相同，只是助推器内装药柱的数量不一。使用近程型可以缩短最低作战高度。

布局与结构　导弹由两级串联组成，Ⅰ级是助推器，在飞行中脱落。Ⅰ级导弹为鸭式布局，头部为细尖锥形。二级弹体包括五个舱段，一舱是导弹头部，呈尖锥形，分三段，一段用镁铝合金制成，二段用透明塑料制成，内装无线电引信发射天线，三段用铝蒙皮铆接而成，内装无线电引信；二舱也是用铝蒙皮铆接成的，分甲、乙两舱，二甲舱内装舵机，外装 4 个梯形舵面，二乙舱内装战斗部；三舱是仪器舱，内装自动驾驶仪、冷气瓶、无线电控制探测仪等，舱体两侧装无线电引信接收天线；四舱是主发动机壳体，壳体上装 4 个弹翼，其中两个对应的弹翼上装有副翼；五舱是主发动机喷管的整流罩，也是用铝蒙皮铆接而成。一级弹体包括六舱、七



SA-3 导弹总体布局图

舱和助推器壳体，六舱是用镁铝合金制成的连接锥体，套在二级的五舱上，外面装有两个制动片，用以加速一、二级分离，当一、二级分离前制动片被机械锁住，分离后开锁并转动30°，以增大一级阻力使其迅速脱离；在助推器壳体上安装四个矩形稳定尾翼；七舱是助推器尾喷管的整流锥，用硬铝蒙皮铆接而成。舵面、弹翼、尾翼三者均按X形配置，并处在同一平面上。稳定尾翼在离开发射架之前平放着（折叠状态），发射起飞后，稳定尾翼旋转90°，以增大翼展，增加助推段导弹的静稳定度。

动力装置 由固体助推器和主发动机组成。助推器装14根（或11根）火药柱，药柱内径34毫米；外径124毫米；长度1165毫米，每根重20千克，总冲约588千牛秒，工作时间为2.6～4.1秒。主发动机的燃烧室内装有一根尾部带槽缝的聚氨脂复合药柱，药柱内径80毫米，外径360毫米，长度941毫米，重153千克。主发动机工作时间35秒，总冲约308.7千牛秒。在Ⅰ、Ⅱ级连锥上装有Ⅱ级点火控制机构，当加速度达到14个g时，开始工作，当加速度下降到3个g时，接通Ⅱ级发动机点火电路，Ⅱ级开始工作，并推动Ⅰ级分离，此时制动舵面偏转至最大角度，Ⅰ级与Ⅱ级迅速分离。

稳定与控制 导弹飞行控制设备包括自动驾驶仪和无线电控制仪。驾驶仪是由一个控制组合，两类舵机组合（Ⅰ、Ⅱ回路用和Ⅲ回路用）组成。Ⅰ、Ⅱ两个回路结构相同，控制导弹的俯仰与偏航，Ⅲ回路负责稳定滚动。

在导弹的第一级脱落前，根据陀螺产生的角速度信号和经过积分电路产生的角度信号来进行导弹的俯仰、偏航稳定。当Ⅰ级脱落后，级转换继电器动作，积分电路被断开，Ⅰ、Ⅱ回路只根据角速度信号稳定导弹的俯仰、偏航运动，同时接收从控制仪来的指令操纵舵面偏转，来控制导弹的俯仰、偏航运动。

Ⅲ回路根据滚动角和滚动角速度信号进行导弹飞行段（包括Ⅰ级助推段和Ⅱ级飞行段）的滚动姿态稳定。滚动角信号及滚动角速度信号分别由自由陀螺和阻尼陀螺产生。舵面和副翼的最大舵偏角均为30°。

战斗部与引信 破片杀伤式战斗部，总重84千克，装烈性炸药70千克，破片数约为3670块，飞散角30°，杀伤半径50米。为了提高起爆可靠性，配备有用高灵敏炸药制成的扩爆药。为了保证战斗部在地面或飞行过程中的安全，设置了三级安全保险执行机构，其最后一级保险在发射阶段的终点（即助推器脱落的时候）解除。

引信为无线电引信，有五个频率。引信内装有选择器装置，当射击低空目标时，选择器被接到引信的相应组合上。在导弹接近目标时，地面无线电控制设备发送遥控解除保险指令，导弹收到此指令后，引信开始工作。

弹上电源 由压缩空气驱动的涡轮发电机提供电压为26伏的直流电，频率为1000赫、电压为115伏的交流电；以及频率为1000赫、电压为36伏的三相交流电等电源。

探测、发射与指控

探测与跟踪　由目标指示雷达对空搜索、探测目标、发现目标后，通知制导站工作，制导雷达开始搜索，截获目标，粗测目标方位，并适时将制导雷达转入跟踪状态。当目标进入杀伤区，制导雷达将目标的精确坐标通知发射车，发射导弹。制导雷达同时跟踪目标和导弹，不断测定导弹坐标，并按半前置点法或三点法导引规律产生指令，将导弹引向目标，直至引爆战斗部摧毁目标。

制导站工作体制　采用雷达、光学、光学雷达混合三种制导体制。雷达体制是主要工作体制，它有下列六种工作状态：

无动选状态——不使用动目标选择设备，用于射击中、低空飞行的没有干扰的目标。当地物反射、人工消极干扰和环境干扰不影响正常制导时也应采用无动选状态；

动选Ⅰ状态——当地物反射影响正常制导时采用；

动选Ⅱ状态——人工消极干扰、环境干扰影响正常制导时采用；

远距离状态——当消极干扰影响制导站正常工作，而且制导站距干扰源的距离大于37公里时采用；

小高度状态——当目标高低角小于1°时，制导站自动转入小高度状态，制导站天线停在1°高低角上；

地面状态——射击地面和水面目标时采用。

电视光学体制——当敌人使用强积极干扰，不能使用雷达体制时；当敌人使用雷达干扰时；或者射击集群目标时；以及雷达体制出现故障时，采用电视光学体制。

电视光学—雷达混合体制——一般用于射击高低角小于1°的目标。可以同时选用无动选，动选Ⅰ，动选Ⅱ，小高度或远距状态。

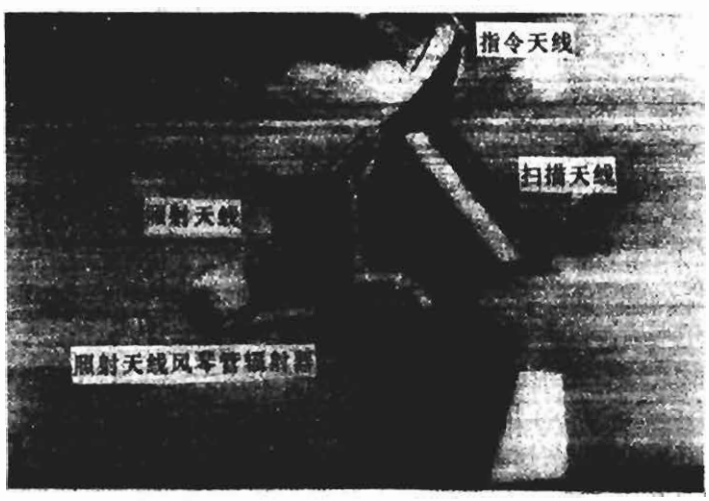
系统针对不同的情况采用如下五种制导方式：

半前置点法——是主要的制导方法。只要对目标距离坐标的跟踪能正常进行，在任何情况下都应采用半前置点法制导。

小高度半前置点法——当目标飞行高度$H < 3$千米，遭遇斜距$R \leqslant 12$千米时使用。在使用半前置点法制导时，半前置点法和小高度半前置点法可自动转换。

三点法——当对目标距离坐标的跟踪不能正常进行时使用。

小高度三点法——目标高低角小于2°时使用。在用三点法制导时，如果射击瞬间目标高低角小于2°，可自动转入小高度三点法。



“低吹”制导雷达示意图

地面法——用于射击地面、水面目标。

制导站组成　制导站是由一部“低吹”（Low Blow）制导雷达，与Π—12，Π—15目标指示雷达及敌我识别器等组成。雷达采用机电扫描，共有四个天线：一个收发天线（搜索状态时在高低上扫描），一对互成90°与地面成45°倾斜配置的接收天线，再一个是指令发射天线。

制导雷达性能：

探测目标距离	80 km	目标通道	9000 MHz
跟踪目标距离	37 km	指令通道波长	约 150 ～ 300 mm

工作频段

指令发射机有三个振荡器，发射三个载频。控制指令发两个载频信号，可以分别控制两发导弹攻击一个目标。制导站有五组载频可供选择，每个营选择不同的载频组。

探测脉冲重复频率			接收机灵敏度	
搜索时	80km档	1800周	目标支路	≧85～93db/mw
跟踪时	37km档	3600周	导弹支路	≧81db/mw

天线波束及扫描范围　照射收发天线为笔状波束，$2\theta=1.5°$，沿高低方向进行自动电扫描，扫描范围±5°，扫描频率25次/秒。高低方向机械转动：－1°～77°，因此高低方向总扫描范围为－6°～82°。沿方位方向可以扇扫，也可以圆周扫描。接收天线为扇形波束，波束宽度高低方向7°，水平方向1°，扫描范围±7.5°，扫描频率17次/秒。指令天线为笔状波束，波束宽度$2\theta=8°\sim12°$。

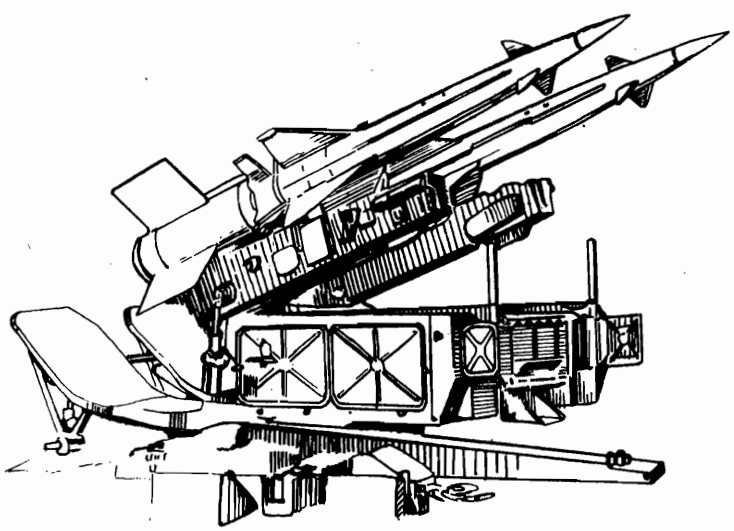
动目标选择系统的性能指标　是用铝合金超声延时线对消。对消因子是36分贝，磁控管频率稳定度为10^{-7}。

电视—光学跟踪系统的性能指标：

最大作用距离	约30km	镜头视场角	1°×1.5°

抗干扰措施　在目标通道设置电视—光学跟踪系统；在目标探测波道应用跳频技术；设置动目标选择装置（动选Ⅰ状态和动选Ⅱ状态）；控制指令采用多套调频时间编码。

发射装置　发射架能够装一枚或两枚导弹，根据制导站给出的指令信号，从双联装发射架发射导弹并导向目标。它亦能够对一个目标发射两枚导弹，发射架在发射方向的定位是通过与制导系统连接的随动装置来实现的。



处于战斗状态的发射架全貌

发射装置性能数据

行军状态

发射车总重	12.7t
最大行军速度	35km/h （沿公路）
	25km/h （沿土路）

战斗状态　发射装置从行军状态转为战斗状态的时间，不大于1小时30分；

战斗状态下发射架重量	9.7t
发射高低角	4.5°～64°
发射方位角	不限
最大方位角速度	
电气	13°/s
手动	0.7°/s
最大高低角速度	
电气	5°/s
手动	0.14°/s

作战使用

武器系统组成与功能　武器系统组成包括：导弹、制导站，由一辆天线车和一辆指挥车（坐标计算车）组成，另外还配有一台П－15或П－12目标指示雷达，与制导雷达配合使用；供电设备，包括两辆100千瓦电源车和一辆配电车；发射连设备包括四部双联装发射架和八辆运输装填车；另有技术保障设备。

这些设备分别配属火力营和技术保障营。一个技术保障营负责3—4个火力营的技术保障工作。一个火力营的设备由23辆车装载，一个火力营就是一个火力单位，同时只能射击一个目标。技术营行军车辆数约56辆。

火力配置　SA-3导弹通常与SA-2导弹配合使用，采用交叉部署，组成交叉火力，能对付高、中、低空目标。SA-3发射架在发射阵地上的配置有两种方式，即扇形配置和圆周配置。

扇形配置：用于数个营组成的圆形防御中，扇形配置的优点在于任何一个发射架都可以向正面入侵的目标进行射击。在扇形配置中，发射架与指挥车之间的距离为70米，发射架之间的距离为60米。

圆周配置：用于不知道目标入侵的防御中，圆周配置的优点在于不论目标从何方向进入，都能有2～3个发射架可以进行射击。在圆周配置中，发射架与指挥车之间的距离也是70米，四个发射架沿圆周等距离分布。

工作过程　与SA-2基本相同，其作战程序如下：

由行军状态转入战斗状态，首先架设天线固定发射架，标定方位，连接电缆，进行功能检查。

收到远方敌情通报，接通目标指示雷达，对空进行搜索，发现目标后，全营进入一等战备状态，并接通导弹系统电源，使机器预热。

当目标进入60千米时，制导雷达开始搜索目标，此时都用收发天线。发现目标后，导引技师可适时转入照射体制工作（跟踪状态），此时目标信息的获取主要通过收发天线照射、扫描接收天线接收来完成，但收发天线也接收目标信号，待跟踪稳定后转入目标自动跟踪状态。

当目标进入发射区，制导站导弹发射仪自动发射导弹或由引导技师根据营长命令发射导弹，导弹飞经2.4～4.1秒，助推器工作结束，导弹过载降到14～18g时，主发动机开始工作，Ⅰ级脱落，Ⅱ级继续飞行。此时制导雷达通过指令发射机和指令天线自动向导弹发出询问信号，一旦导弹进入等待波门，导弹就被截获。

制导站根据目标反射信号和导弹应答信号不断测定导弹位置，并按照所选定的制导方法产生控制指令，发射给导弹以控制其飞向目标。

在中空，当导弹距离目标270～300米时，制导雷达发出一次指令，使弹头上引信解除保险开始工作。在低空，当导弹距目标60米以内时，起爆战斗部摧毁目标。如果战斗部未起爆，在49秒后（从导弹起飞算起）弹上定时机构起爆战斗部使导弹自毁。

发展与改进

系统优缺点　优点：火力营装备比SA-2少，提高了地面机动能力。制导系统具有多种工作体制，多种工作状态和多种制导方法，因此实用性和适应性都比较好。在助推飞行段驾驶仪三个方向的稳定回路都进行工作，可减少射入误差，缩短了引入距离。系统反应时间比SA-2短，约为30秒。缺点：SA-3导弹系统与SA

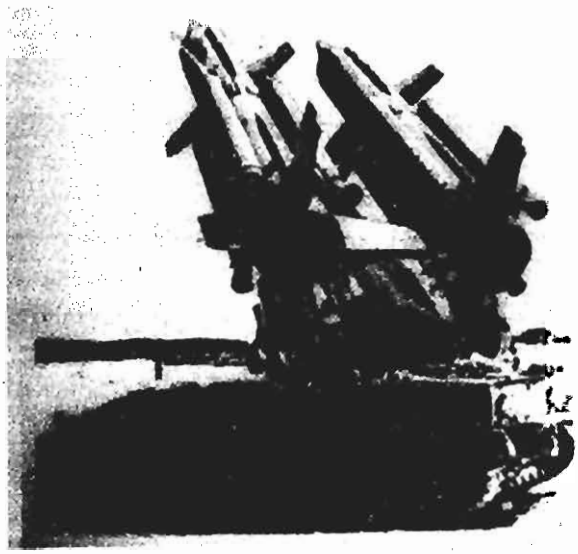
SA-3 导弹装在四联装发射架上

-2 相比，减少了车辆，降低了成本，但与西方国家同类型号比较仍然是车辆较多，设备笨重。整个系统的电子部件，仍属第一代电子管元件。射程也短些。杀伤目标群的能力较差，虽然强调了集群作战（旅、团指挥）是SA-3的主要作战方式，但集群的指挥仍然是相当落后的，没有自动分配目标的系统。该系统同一时间只能射击一个目标，这是一个很大缺陷。天线虽然减小了尺寸，但天线车体积仍然很大，其架设、维护仍较复杂。SA-3 导弹武器系统维修、检测繁杂（但比SA-2略有提高）。SA-3 系统迄今改进不大，只是发射架改为四联装了。

（廖黎荪）

加涅夫（Ganef）SA-4

SA-4 导弹在发射车上（长头型）



SA-4（短头型）处在作战状态

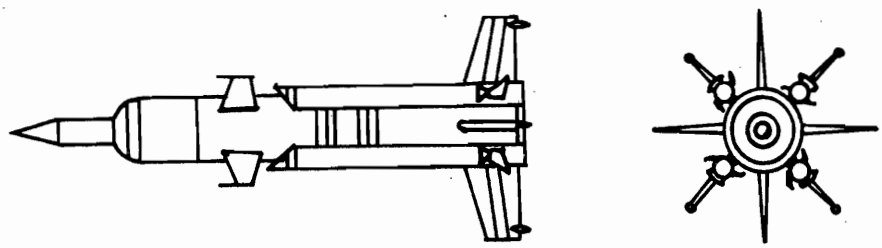
概　述

“加涅夫”（SA-4）是苏联最早采用的、也是世界上首先出现的自行式地对空导弹武器系统。它属于全天候型中程高空防空武器系统。主要用于要地和国土防空，也可用于野战防空。它是五十年代苏联为防御高空威胁和加强师的防空力量而发展的第一代高空防空武器，是在SA-2防空空域的基础上，扩展了作战空域，与SA-2一起构成高空防空体系。六十年代初装备部队，1964年5月首次参加检阅。近几年，不断增加了装备数量，有逐步取代SA-2的趋势。目前在保加利亚、捷克、民主德国、叙利亚以及埃及都有部署。导弹采用四种型号：3M8、3M8M、3M8MI（长头型）和3M8M2（短头型），苏联目前装备的是后两种。

主要战术技术指标

对付目标		高空侦察机和轰炸机	翼展	弹翼	2.3m
作战空域				尾翼	2.6m
作战半径	最大	74km	弹重		2500kg
	最小	8km	最大速度		M=2.5
作战高度	最高	24.4km	战斗部与引信		破片杀伤式，装烈性炸药100～135kg，无线电近炸引信
	最低	1.1km			
制导体制		无线电指令＋末段半主动雷达寻的制导	动力装置		一台液体冲压喷气发动机＋四台并联固体助推器
弹长		8.8m			
弹径		900mm			

导　弹



SA-4 导弹线条图

布局与结构　导弹的气动布局为全动翼式。弹翼为梯形，X型配置，安装在导弹的中段。尾翼也为梯形，翼展略大于弹翼翼展，十字型配置，固定在尾部。弹翼和尾翼不在同一平面上，相差45°角。导弹弹体呈圆柱

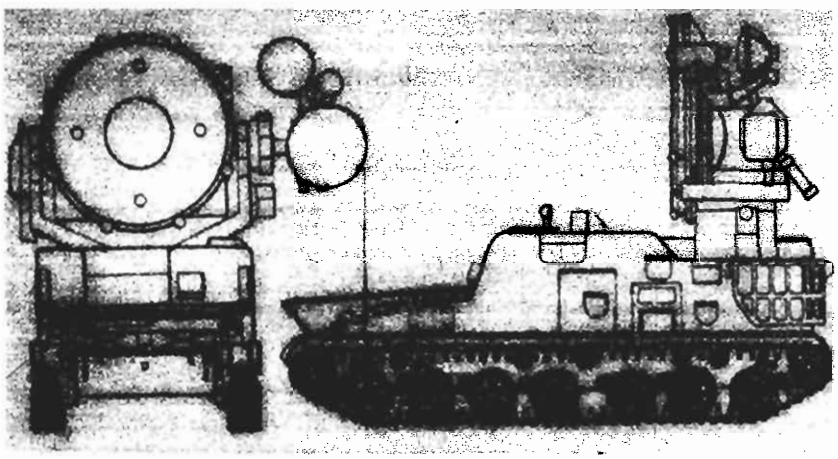
形；分前后两段，后段直径为0.9米，前段直径和长度都大大小于后段，其头部呈锥形。在弹体后段的前端是主发动机的环形进气口，四台助推器等距安装在主发动机周围。前部装有战斗部和导引头。

动力装置 该导弹主发动机采用液体冲压喷气发动机，助推器采用固体火药。由于级间采用并联配置，使导弹结构简单、紧凑。

战斗部与引信 破片杀伤式战斗部，装100～135千克的烈性炸药，由无线电近炸引信起爆。

探测、发射与指控

探测与跟踪 导弹飞行中段采用无线电指令制导，末段采用半主动雷达寻的制导。一部“拍手”（Pat Hand）雷达作为系统的跟踪制导雷达，工作在6.44～6.88千兆赫的H波段，用以截获、跟踪和照射所指示的目标，并通过弹上应答器跟踪导弹，同时向导弹发射中段制导指令和给弹上半主动雷达导引头提供照射能量，以实现导弹的末段寻的制导。该雷达的全部设备都装在一辆履带车上，地面机动能力较高，也可以用飞机整体空运。一部“拍手”制导雷达车可以配备三辆双联装SA-4导弹发射车。



“拍手”雷达两面示意图

“拍手”制导雷达与“长轨迹”（Long Track）预警雷达和“薄皮”（Thin Skin）测高雷达配合工作。“长轨迹”远程目标搜索雷达工作在E波段2000～3000兆赫频率，最大探测距离约150千米，最大探测高度约30千米，通常装在加宽的履带车底盘上，一旦发现并识别目标后，就将数据传递给“拍手”雷达。

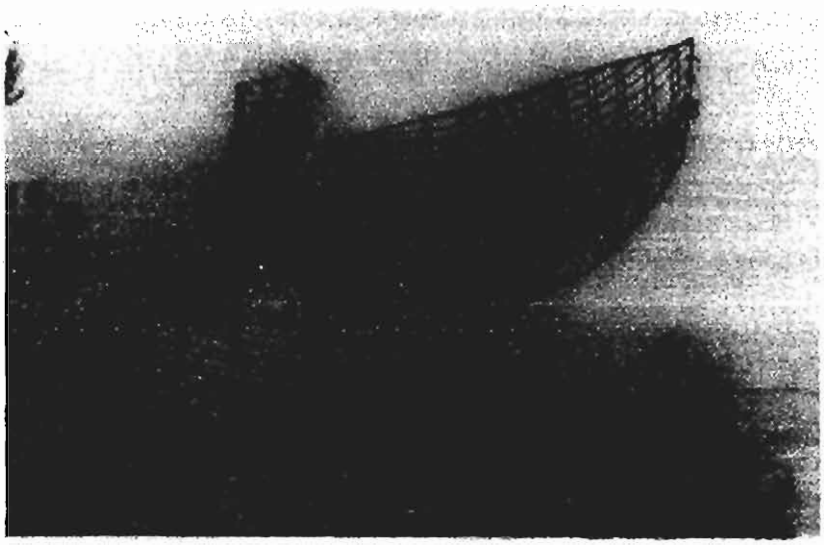
“薄皮”测高雷达工作在H波段，频率估计为7000～8000兆赫，作用距离约240千米，装在一辆载重卡车上。

发射装置 在发射车的车体中部有一个液压操纵的转塔，塔上安装双联装导弹发射架，可旋转360°，最大仰角为45°，行军时用框架式锁定装置固定成水平状态。驾驶员在车体左前方，其上方有一个出入舱口，舱口前方有两个潜望镜，在转塔两侧的车顶上还有一个舱口供操作人员出入。发动机装在车体的右侧，采用一台390千瓦的水冷柴油机，行驶部分采用扭力悬挂装置，每侧有七个双轮缘挂胶负重轮和四个拖带轮，主动轮在前。载车具有一定的三防能力。一辆发射车的乘员有三至五人，包括一名驾驶员，一名车长，一名无线电通讯员，一至二名导弹操纵手。发射车战斗全重为30吨，车体尺寸为9.46×3.20×4.47米^3（带弹时），最大速度45千米/小时（公路）和30千米/小时（土路）。

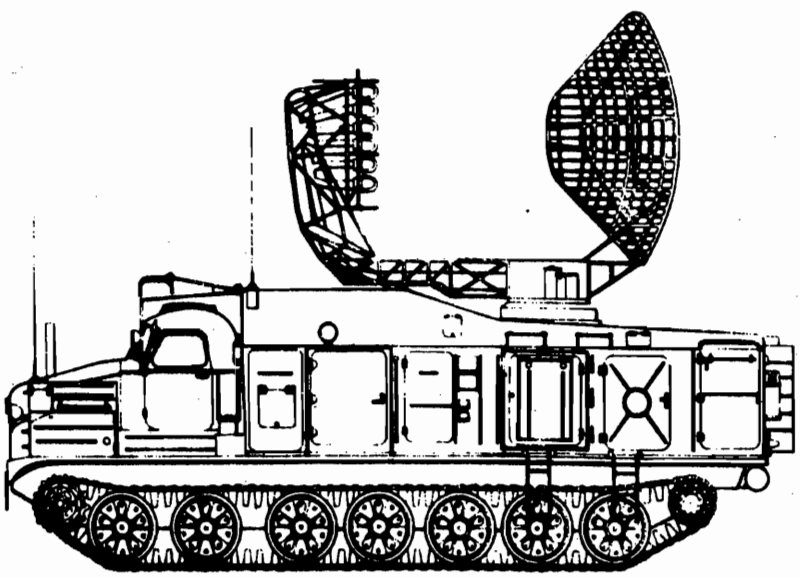
作战使用

武器系统组成 系统由五个基本部分组成：一部机动式俯仰测高雷达（“薄皮”），一部机动式搜索雷达（“长轨迹”），一部机动式发射车，运输装填车和雷达制导车（“拍手”雷达车）。

火力配置 该武器系统以旅为建制单位。每个SA-4地对空导弹旅下辖三个地对空导弹营和一个技术保



“长轨迹”雷达外貌图



“长轨迹”雷达侧视示意图

障营，共有27个 SA-4 导弹发射架和54枚待发导弹。一个营部署在前面，距战区前沿约10千米左右，另外两个营部署在后面35千米处。

发展与改进

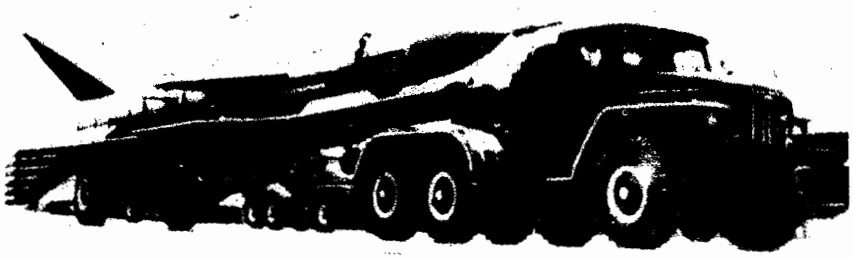
优缺点与发展前景　该系统属于第一代制导系统，采用电子管器件，易受干扰的影响；系统笨重，发射车

和雷达车都需要精确定位；系统没有行进间的发射能力，从行军状态转入发射状态的速度也很慢；在准备发射时需要大量的手工操纵。

SA-4 已装备的导弹是 3M8M1 和 3M8M2 两种，3M8M2 是1974年装备部队的，改进的目的是想通过改变导弹的头部和进气道布局来提高导弹系统的近界性能和减小发射区的死区。目前，苏联已装备新一代机动式中高空地对空导弹系统 SA-12，性能大大改进。

（陈曼琪　王毓兰）

甘蒙 (Gammon) SA-5



SA-5 导弹在运输状态

概　述

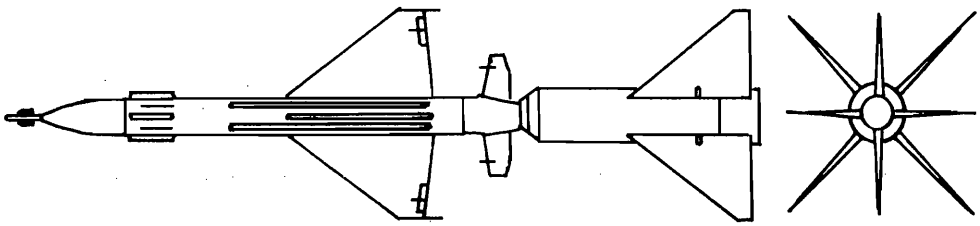
“甘蒙”（SA-5）是一种固定式全天候型远程高空导弹武器系统，是苏联迄今装备的最大一种地对空导弹，主要用以攻击高空高速飞机，并具有一定的反战术弹道导弹和飞航式空对地导弹的能力。五十年代初开始研制，五十年代末装备部队，1963年在莫斯科阅兵式上公开展出，它通常与 SA-3 中低空导弹武器系统配合使用，担负区域和战略要地防空。从七十年代以来，苏联不断增加装备数量，到八十年代初已增加到1900部发射架，还运到民主德国、捷克、匈牙利、蒙古、叙利亚、利比亚等国部署。1986年 3 月25～26日，美国和利比亚在锡德拉湾冲突中，利比亚使用了 SA-5 导弹，但战果很差，其原因一是对付不了美国飞机采用的电子干扰措施，二是 SA-5 机动性太差，追踪不上美国的轰炸机，暴露了 SA-5 的问题。

主要战术技术指标

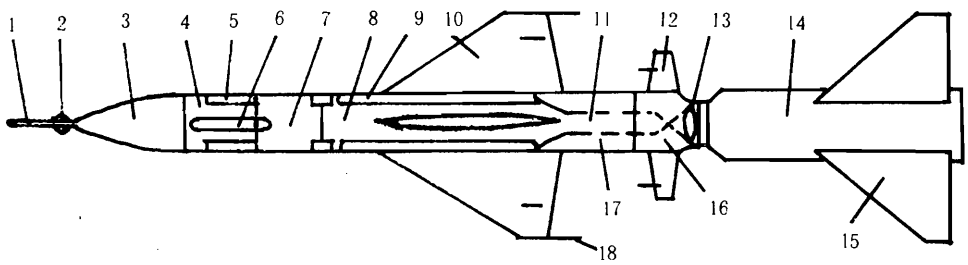
对付目标	高空高速飞机	弹径	850mm
杀伤空域		翼展	3.96m
作战半径	最大 300km	弹重	10 000kg
	最小 80km	最大速度	M＝3～5
作战高度	29km	战斗部与引信	破片杀伤式，装烈性炸药 70kg 或核装药，无线电近炸引信
制导体制	无线电指令＋末段主动雷达寻的制导	动力装置	一台固体火箭发动机＋一台固体助推器，弹头内还装一台小型固体火箭发动机。一级推力392kN（40t）
发射方式	发射架倾斜发射		
机动能力	发射架固定安装在混凝土阵地上，不能机动作战		
弹长（含空速管）	16.5m		

导　弹

布局与结构　导弹由两级串联组成，头部为尖卵形，一级尾部装有X形配置的大型稳定尾翼，二级尾部装有舵，呈正常式气动布局，舵与弹翼都按十字形配置，并处在同一平面上，但它们与稳定尾翼不在同一平面上，相差45°角，每个弹翼的后缘上都有一个副翼，用以控制导弹滚动。



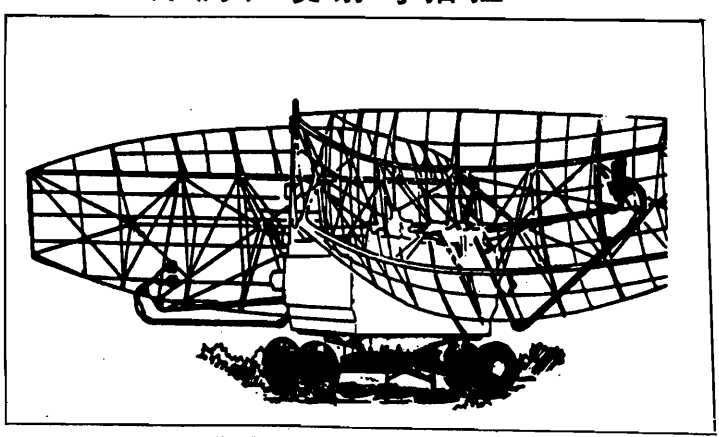
SA-5 导弹线条图



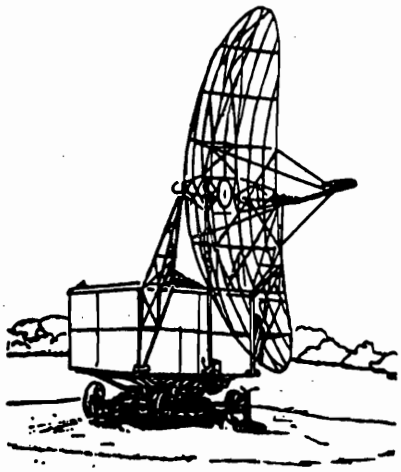
SA-5 导弹总体布局图

1．空速管　2．攻角及侧滑角传感器　3．雷达天线罩　4．无线电引信　5．引信接收天线　6．引信发射天线　7．战斗部　8．主航发动机　9　电缆管路通道　10．弹翼　11．燃气喷管　12．舵　13．主舵发动机喷口　14．助推器　15．稳定尾翼　16．舵机组合　17．仪器设备舱　18．指令接收天线

探测、发射与指控



“背网”预警雷达示意图



“边网”测高雷达示意图

探测与跟踪 地面采用一部“方偶”（Square pair）跟踪制导雷达，工作在H波段（6.62～6.94千兆赫）用以跟踪目标和对导弹实施中段制导。导弹分三段制导，第一段为程序制导，第二段为指令制导，第三段为雷达寻的制导。导弹发射后，先按固定程序飞到5～7千米，然后进入制导雷达波束，通过制导雷达发射控制指令，将导弹引向目标区，最后由弹上雷达导引头实行末段寻的制导。导引头作用距离约为15千米，其雷达天线装在弹体头部天线罩内，天线反射体的直径为0.6米。

“方偶”制导雷达通常与“背网”（Back Net）预警雷达和“边网”（Side Net）测高雷达配合工作。“背网”雷达工作在E波段（2000～3000兆赫）。它有两个背靠背安装的抛物面天线，每个天线有三个馈源，可垂直形成三个波束。“边网”雷达也工作在E波段（2560～2710兆赫），作用距离约177千米，有效探测高度大于33.5千米。

作战使用

武器系统组成 系统由六部可俯仰和转向的倾斜式发射架和一部“方偶”跟踪制导雷达组成。每部发射架只装一枚待发导弹，安装在固定的混凝土阵地上，导弹由乌拉尔—375S型卡车牵引的半拖车运到阵地上，再由起吊设备装到发射架上。

作战过程 “方偶”雷达根据“背网”雷达提供的远方目标数据，截获和跟踪目标，当目标距发射阵地一定距离时发射导弹，导弹先按预定程序爬升到五至七千米高度并进入制导雷达波束后，由“方偶”雷达不断向导弹发送控制指令，将导弹导向目标区，再由弹上雷达导引头实施末段制导，直至摧毁目标。

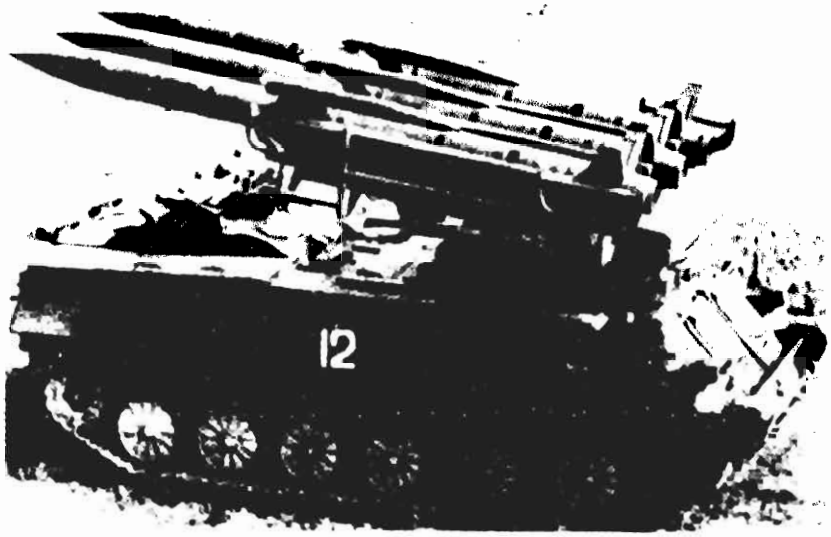
火力配置 以旅为制建单位，每旅辖四个连，每连装备一部“方偶”跟踪制导雷达和六部导弹发射架。每旅还装备两部“背网”预警雷达和两部“边网”测高雷达，全旅编制800余人。在作战部署上，通常以两个连结合在一起部署。

（陈曼琪）

根弗（Gainful）SA-6

概 述

“根弗”（SA-6）是一种机动式全天候型中近程、中低空导弹武器系统，是苏联目前比较先进的地对空导弹武器系统。系统分装在两辆相同的履带车上，一辆是三联装导弹发射车，乘员三人，一辆是制导雷达车，乘员四人，适于野战防空，能对付亚音速、超音速飞机。其特点是制导雷达采用多波段多种频率工作，抗干扰能力强；导弹采用固-冲组合发动机，比冲高，是世界上第一个使用新型发动机的导弹。从五十年代末开始研制，六十年代中装备部队，1967年第一次公开展出。在1973年第四次中东战争中，埃及和叙利亚曾用SA-6击落不少以色列飞机，发挥了很大威力。但是在第五次中东战争的贝卡谷地战斗中，由于以色列采用了新的对抗措施，仅以六分钟时间就摧毁了十几个以SA-6为主体的导弹防空网。目前正在逐步被SA-11取代。据1982年统计苏军装备了660辆SA-6运载车。捷克、民主德国、波兰、叙利亚都装备了上百辆车。此外，保加利亚、印度、伊拉克、利比亚、科威特等国也在使用。SA-6也可装舰使用，其舰用型代号为SA-N-3。



SA-6 外貌图

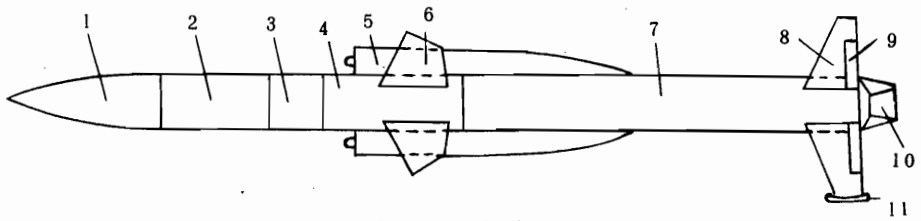
主要战术技术指标

对付目标		
目标类型		亚音速和超音速飞机
目标速度		M≈2
杀伤空域		
作战半径	最大	25 km
	最小	5 km
作战高度	最大	10 km
	最小	60m
杀伤概率	单发	80%
反应时间		30s
制导体制		全程半主动寻的制导，比例导引
发射方式		三联装定角倾斜发射
抗干扰措施		采用多波段、多种频率、动目标显示
弹长		5.85m
弹径		340mm
翼展	弹翼	950mm
	尾翼	1.22m
总重		604 kg
最大速度		M= 2.2
机动能力	展开时间	7 min
	撤收时间	5 min
战斗部与引信		破片杀伤式战斗部，重约57 kg，装烈性炸药40 kg。无线电近炸引信，杀伤半径18m
动力装置		固-冲组合发动机
一级推力		68.6～132.3kN
二级推力		12～15 kN
工作时间		21.7s

导　弹

布局与结构　整个导弹为一细长圆柱体，尖拱形头部，全动翼气动布局。在导弹中部安装两对全动式弹翼，尾部安装两对稳定尾翼，每个稳定尾翼后缘都有一个副翼。弹翼与尾翼都按“X”形配置，并处在同一平面上。在弹体中部周围、四个弹翼之间有冲压喷气发动机的四个进气道，进气道的结构设计与米格21飞机的进气道相似。弹体由四个舱组成，一舱是半主动雷达导引头；二舱是战斗部；三舱是仪器舱，有引信和自动驾驶仪；四舱是动力装置。外形与总体布局如下图。

动力装置　采用一台固-冲组合火箭发动机，这在导弹动力装置上是一个重大技术突破，首次在SA-6上使用。它把固体助推器与冲压发动机结合成一体，二者共用一个燃烧室，既能大大缩小导弹体积和提高比冲约4～5倍（SA-6由原先240秒提高到1200秒），又能使结构简单、造价低廉、工作可靠，不需要燃料控制系统、调节系统和稳焰器等，气体发生器自带氧化剂。



SA-6 导弹总体布局图

1．半主动雷达导引头　2．战斗部　3．无线电引信　4．自动驾驶仪与舵机　5．进气道
6．全动式弹翼　7．固-冲组合发动机　8．稳定尾翼　9．副翼　10．尾喷口　11．接收天线

第一级为助推发动机，安装在发动机后部，使火箭在弹道初始段加速。第二级为主发动机，装在发动机前部，用于保持火箭在主动段飞行所必需的速度。助推发动机由壳体、单根火药柱、弹簧减震器和壳体内的点火器以及喷管组合件与电爆管组成。主发动机由壳体、烟火燃料环形增燃器、两个电爆管和四个进气道组成。其工作过程是：当固体助推器的固体燃料燃尽后，燃烧室的工作压力下降到8～16千克/厘米^{2}时，冲压发动机的固体燃料开始点燃，产生贫氧富油燃气，温度高达1700℃，该燃气喷入燃烧室与进气道进来的高压空气混合，再进行第二次燃烧，产生足够大的推力，以提供导弹的续航能力。其性能为：

助推发动机		总冲	343 kNs
燃烧时间	2.6 ～ 5 s	主发动机	
燃烧室工作压力	35 kg /cm^2	燃烧时间	20～25s
起飞速度	580m/s	推力	11.96～15.19 kN
推力	68.5～132.3kN		

稳定与控制　利用全动弹翼进行稳定与控制。

战斗部与引信　采用破片杀伤式战斗部，破片数约为3000块有效杀伤半径可达18米。战斗部由壳体、炸药和传爆管组成。引信采用无线电近炸引信，由天线系统、高频组合、低频组合以及电源组成。

探测、发射与指控

探测与跟踪　制导方式为指令制导，采用一部“平流”（Straight Flush）制导雷达，其全部设备都装在一辆履带车上，是一部多功能综合雷达，能完成搜索、跟踪、照射、识别和制导等多种用途。当“平面”（Flat Face）目标指示雷达与测高雷达进行目标探测，并将粗略的目标方位信息传送到各火力单元的搜索制导车后，搜索制导车上的一部带敌我识别器的搜索雷达根据目标指向搜索空情、选择与识别目标、粗测被发现的目标坐标并送给搜索制导车上的跟踪照射雷达。照射雷达根据搜索雷达的指示数据，搜索与截获目标，并自动测出目标的距离和角坐标，把目标的实时坐标通过制导车的同步通讯系统送给四部导弹发射车，适时发射导弹，照射雷达一方面跟踪目标，另一方面把导弹引导到雷达波束中来，不断测量导弹与目标间的相对角偏差，形成控制指令，用比例导引法引导导弹飞向目标，直至命中目标。

搜索雷达　是双通道的圆周扫描脉冲雷达，天线以20转/分的速度沿方位旋转扫描，安装的是矩形抛物面探测天线，其尺寸为1.25×3.94米，用以搜索捕获中低空目标。采用前馈源多喇叭辐射器和两种不同发射频率，上辐射器是一个单喇叭，形成低仰角垂直极化波束，用以捕获低空目标，下辐射器由三个喇叭组成，共同形成高仰角垂直极化波束，用以捕获中空目标。为了在有地物干扰和消极干扰时能有效地工作，采用了动目标显示系统。搜索雷达主要性能指标为：

工作频率	4900～5000MHz（高仰角波束） 6450～6750MHz（低仰角波束）	低空探测距离	20～28k m（目标高度在200 m以下）
高空探测距离	40km（目标高度在3000以上）若不用动目标显示系统可达60 km	波束宽度	1°×20°
		峰值功率	200 ～ 300 kw

脉冲重复频率　2300Hz（65 km量程）　3300Hz（45 km量程）

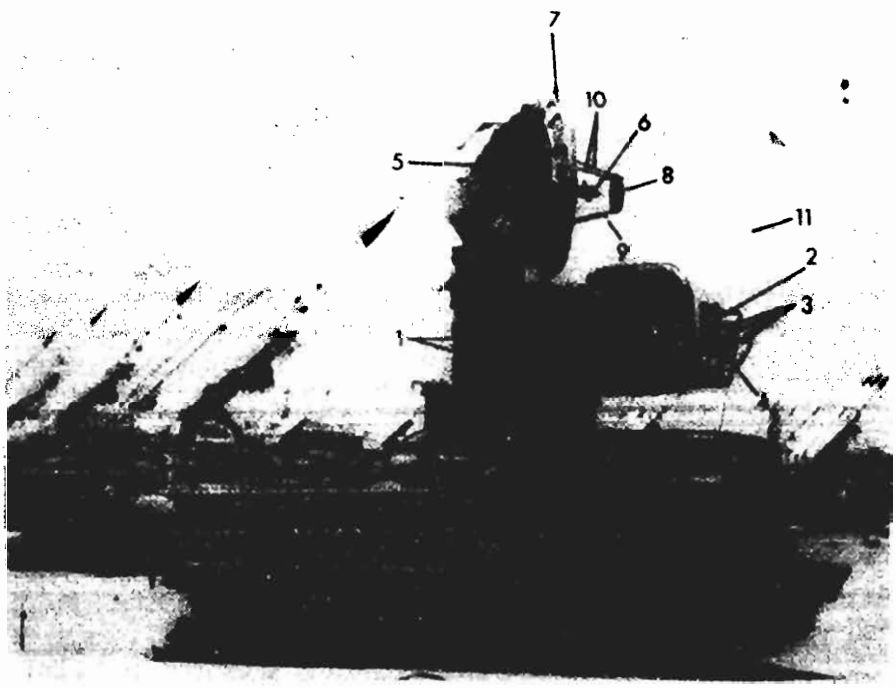
脉冲宽度　0.5μs

天线转速　20r/min

跟踪照射雷达　是一部脉冲雷达，并装有连续波发射机反馈系统。脉冲支路与连续波支路共用一个抛物面天线和一个三模辐射器。天线为准卡塞格伦式，反射面直径D＝2.1 米，焦距 f＝1 米，垂直极化。为了避免相互影响，两个支路工作在不同的频率上，但天线方向图重合；在脉冲支路对目标跟踪并瞄准时，照射能量最强，并用副瓣给弹的尾部接收机提供能量。

性能指标：

工作频率	7700～8000MHz
跟踪距离	16～25km（目标在200 m以下）约35km（目标在3000m以上）若不用动目标系统可达50 km
波束宽度	1°×1°
脉冲支路峰值功率	200kw
脉冲重复频率	3000Hz
脉冲宽度	0.5μs
照射支路平均功率	500w
天线转动范围　方位	360°
俯仰	－9°～＋87°
天线跟踪速度　方位	10°/s
俯仰	20°/s
波束自动扫描范围　方位	20′～50′
俯仰	4°～5°
扫描频率	10～12次/分
分辨率　角度	＜1°
距离	150m



“平流”雷达各组成部分位置图

1．搜索雷达天线　2．上馈源　3．下馈源　4．敌我识别器的偶极天线　5．跟踪照射雷达收发机柜　6．中央馈源　7．跟踪照射雷达抛物面反射体　8．跟踪照射雷达平面反射体　9．平面反射活动支撑杆　10．平面反射体的固定支撑杆　11．通信天线

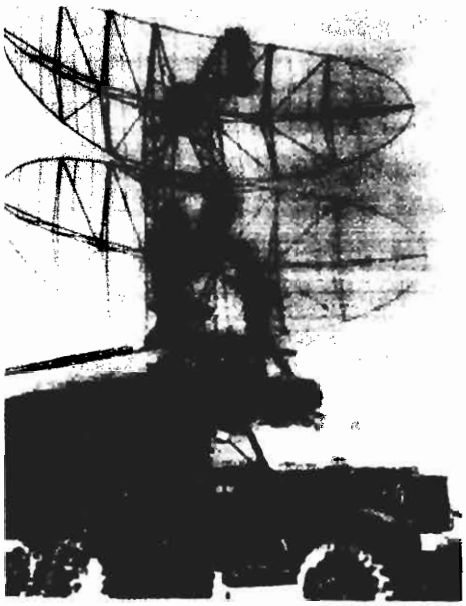
抗干扰措施

搜索雷达　对窄带积极干扰，采用跳频。对消极干扰，采用动目标显示。对非同步干扰，采用动选对消

加选择门。

跟踪雷达 对窄带积极干扰，采用跳频，对消极干扰，采用动目标显示。对调制式干扰，采用接收双通道工作。对积极噪声干扰，采用噪声自动截获机构。对应答式距离偷引采用半自动距离跟踪。

发射装置 采用三联装发射架，由三条相同的发射臂和前、后固定梁组成，固定在发射车前部的转台上，能与跟踪照射雷达天线随动，每条发射臂上都有两个导轨，后导轨高于前导轨0.12米，导轨长0.8米，各发射臂之间距离0.93米。发射架可旋转360°，俯仰范围为0°～48°，方位角速度为5°/秒，高低角加速度3°/秒，适用专用运输车装填导弹。装填三发弹时间不超过9分钟。



"平面"目标指示雷达

作战使用

火力配置 以旅为建制单位，下辖五个火力营和一个技术营，编制200余人。火力营为最小火力单位，能独立作战，每个火力营拥有一辆指挥车，一辆搜索制导车，四辆三联装履带式导弹发射车，以及两辆导弹运输装填车，一辆电源车和一辆运油车。人员编制：一名营长、一名参谋长、八名军官和26名战士。此外，每个旅还配备两部目标指示雷达、一部测高雷达和一辆旅指挥车。

SA-6火力营一般部署在离战斗地域前沿5～15千米地带，通常与SA-4、SA-7、SA-8、SA-2导弹武器系统和小口径高炮混合配置。

发展与改进

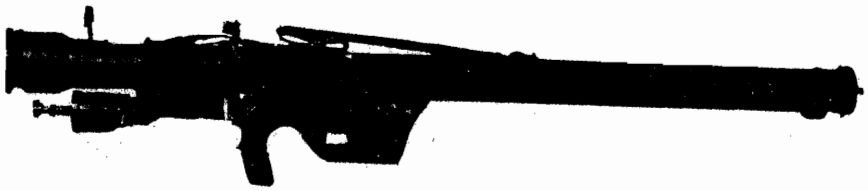
优缺点与发展前景 由于采用全程半主动寻的制导，因此对制导雷达精度要求不高，角坐标均方误差要求小于两密位，距离均方误差要求小于30米；具有一定的抗干扰能力，能抗消极干扰、积极干扰、调制式干扰以及非同步干扰；低空性能好，最低可到60米；制导站结构紧凑，全部设备装在一部履带车内，车辆之间不需铺设电缆，减少了搜索对跟踪的引导误差、标定误差、数据传输误差以及坐标转换误差；由于具有自动调平和升降机构，因此，天线不需要吊装，撤收展开时间短。采用编码的无线和有线两种数据传输方式，传输可靠保密；导弹采用固-冲组合发动机，使导弹总体比较先进，缺点是：制导系统技术状态不很先进，采用了大量电子管，造成组合体积大、耗电多、排列紧、散热难，维修不便；检查操作自动化程度低；动目标显示系统对消部分采用储能管，对消比不高，管子上要加一定的高压给使用带来不便，随着时间增加。管子性能降低，稳定性和可靠性也会下降；另外，制导车、发射车、电源车分开，车辆数较多，容易暴露。基于上述问题，目前正在逐步被较为先进的SA-11所代替。

（董其昌 王毓兰）

格雷尔 (Grail) SA-7

概 述

"格雷尔"（SA-7），苏联原名为箭2（Стрела-2），其改进型为箭2M，是苏联陆军单兵使用的一种便携式低空近程地对空导弹，用来杀伤低空和超低空慢速飞行目标，尤以对付武装直升飞机特别有效。它的装



SA-7 外貌图

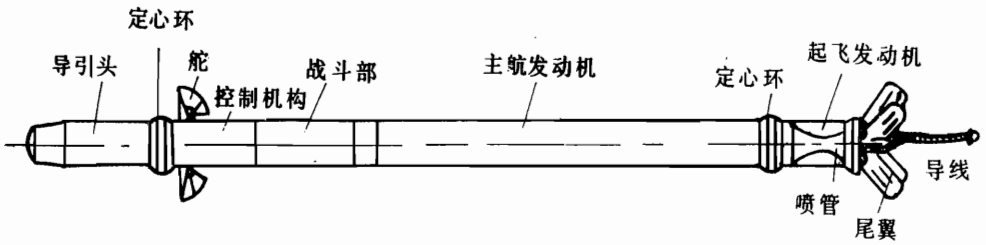
点是使用保管简单、机动性能好，既能由战士站着或跪着肩射，也能多联装在坦克、装甲车以及行驶速度不超过20千米/时的车辆上进行单射或齐射，其性能与美国“红眼睛”导弹相仿。SA-7分SA-7a和SA-7b两种导弹，SA-7a是从六十年代初开始研制，1966年起服役于苏军，1972年春使用在越南战场。起初，作战效果很好，后因美国飞机装上闪光弹，进行红外干扰，从而使作战效果大大降低。为此，苏联对SA-7a导弹加以改进，发展成SA-7b，后者提高了导引头的灵敏度，使截获目标的距离增加了40%，并在红外导引头上加装一个滤光片，把不同于飞机喷出的其它热能滤掉，因而提高了抗红外干扰的能力。另一措施是把武器装车使用，四发或八发齐射，因而使干扰困难。车上还装备一部目标指示雷达，用以控制发射筒指向目标。在1973年第四次中东战争中，阿拉伯、叙利亚军队曾大量使用了装在履带车上的SA-7，实战效果较好。苏联已装备了约3000发，并先后装备了20几个国家。

主要战术技术指标 (SA-7a/SA-7b)

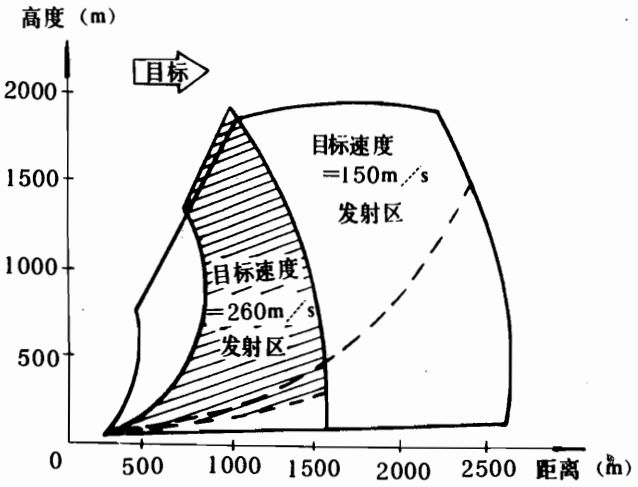
对付目标		抗干扰性能	加红外滤光片，能改善抗干扰能力
目标类型	喷气式飞机、螺旋桨飞机和直升飞机	弹长（带折叠的弹翼）	1.42/1.44m
目标最大速度	尾追时 220/260 m/s	筒长	1.49/1.50m
	迎击时 150m/s	弹径	72mm
杀伤空域		弹重（带装药）	9.15/9.8kg
作战半径 最大	3.4/4.2 km	带筒导弹重	14.75kg
最小	0.5/1.0 km	最大速度	M=1.3 /M=1.5
作战高度	0.05～1.5 /0.05～2.3 km	战斗部与引信	破片式战斗部，触发式引信
杀伤概率 单发	50%	动力装置	由一台固体起飞发动机和一台双推力固体主发动机组成
反应时间	≦5 s	作战使用环境	工作温度－40℃～＋50℃
制导体制	红外寻的制导，比例导引法		
发射方式	单兵肩射或车载发射		

导　弹

布局与结构　弹身为细长圆柱体，半球面钝头，气动外形采用鸭式布局。弹身前部装有一对舵面，后部装两对尾翼，呈X形配置。全弹分四个舱段：前舱、控制舱、战斗部舱、发动机舱。



SA-7 导弹总体布局图

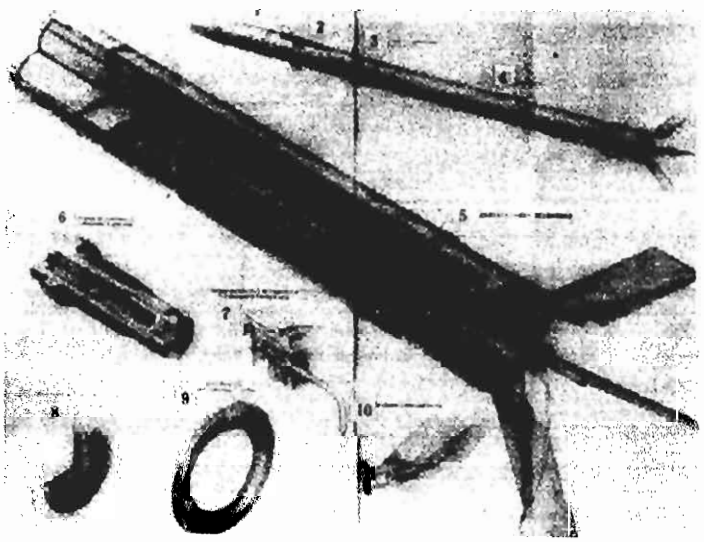


SA-7 导弹作战空域示意图

前舱装有红外导引头，由目标跟踪位标器和自动驾驶仪组成。控制舱装有导弹控制系统敏感元件、伺服器件和电源等，包括舵机、电源、火药蓄压器和角速度传感器。战斗部舱装有战斗部和引信装置。发动机舱装有发动机，包括起飞发动机和主发动机。尾部的后方装有四个翼，与导弹纵轴成 55′ 安装角，以保证弹体在飞行中旋转。导弹装筒时，舵面和翼面受发射筒内壁尺寸的限制，处于折叠状态。

SA-7b 导弹的前舱长度比**SA-7a**短，而发动机舱加长，因而增加了主发动机固体燃料的重量，提高了导弹最大飞行速度。

动力装置 包括一台起飞发动机和一台主发动机。起飞发动机的功能是用来发射导弹，使导弹具有30米/秒的离筒速度和20转/秒的旋转速度。它由一个装固体火药柱的圆筒、点火器和保证射手安全的尾喷管组组成，



SA-7 导弹及其动力装置

1．红外导引头 2．舵舱 3．战斗部和引信 4.5．动力装置 6．延迟作用引火剂 7．引

火剂与发射电路的连接　8．主航装药引火剂　9．起飞装药引火剂　10．弹翼锁定机构

起飞发动机在导弹离开发射筒前就结束工作。主发动机为单燃烧室双推力发动机，在第一级推力作用下，导弹加速到430米/秒，而在第二级推力时，保持这一速度飞行。它由一个燃烧室、一个装有两种装药的壳体和引火剂装置组成。

稳定与控制　弹体尾部装有四个尾翼与导弹纵轴成55′的安装角，保证导弹飞行中旋转，构成导弹旋转稳定。采用单通道的控制方式。利用导引头测量导弹—目标连线角速度，以形成控制信号，用来拦截目标。导引头是一种陀螺装置，不断接收目标的红外辐射能量，视场角2°，最大方位角±40°，最大跟踪角速度12°/秒。在导弹跟踪目标的过程中，导弹—目标连线的角速度不等于零，位标器即产生控制信号送入自动驾驶仪，驾驶仪将该控制信号转变成舵面的控制信号，使舵偏转。

引信与战斗部　采用触发引信装置，装有两级保险，以保证射手接触导弹时的安全。战斗部为破片杀伤式，炸药重0.37千克，当导弹与目标遭遇时，引信起爆战斗部，摧毁目标。

弹上电源　由涡轮发电机和稳压整流器组成。涡轮发电机是单相同步发电机，用永久磁铁激励和涡轮驱动。稳压整流器用以变换和稳定涡轮发电机的电压，输出电压有：供给弹上仪器40伏直流电压，供给光敏电阻80伏直流电压，供给角速度传感器和解调器交流电压。

发射筒　用玻璃钢制成，用作携带、运输、储存导弹，同时还用作瞄准和发射导弹。在发射导弹时，还可保护射手不受火药燃气的损害。发射筒由圆筒、旋转部件（给导引头的陀螺转子加速、旋转）、带环形准星的机械瞄准具、信号灯、弹上电源及插头插座组成。筒重3公斤。

探测、发射与指控

探测与跟踪　射手在行进中或在射击区域内用肉眼实施搜索，当搜索到目标并在导引头视界内出现目标时，目标的热辐射流进入位标器，当热功率大于位标器的灵敏度，射手就能听到音响信号，同时还能看到瞄准具支架上的光信号，射手将导引头陀螺开锁，导引头进入跟踪状态。当目标视线角速度值达到要求值时，就输出发射导弹的信号。导弹发射后，用比例导引法引导导弹拦截目标。为了区分真实目标与复杂背景的干扰信号，射手可通过音响信号和光信号辨别，当截获到真实目标时，光信号的强度不变，音响信号连续而稳定。如果截获的是干扰信号，音响信号就有断断续续的变化，光信号闪烁强度也有变化。

发射装置　用以实施导弹的发射准备和发射，发射仰角为20°～60°。主要部分是一个盒体，里面装有发射装置的全部组件。在盒体上有用以对接发射装置与发射筒的轴孔、扳机和固定销。盒体上方的窗孔上用固定销安装一个电插头，其接点与发射筒的电接头连接。在发射装置盖上装有受话器，用以传递导引头截获目标时的音响信号。壳体内装有电子组合，负责启动导引头陀螺、传递截获目标时的音响信号和光信号，并向发射筒和弹上馈电。在SA-7b发射装置的壳体内增加了自动截获与发射组合的电子组合，用以简化射手在向高速度目标，特别是在复杂背景下发射导弹的工作。它有两种工作状态：自动状态（射手用力将扳机压到底）和手控状态（射手逐档扣压扳机），在自动状态工作时，全部操作，诸如截获目标、截获信号判断、导引头开锁、发射导弹都是自动的。手控状态工作时，只是导引头的开锁过程是自动的。

作战使用

武器系统组成　由导弹、发射筒、电源和发射装置组成。导弹密封在发射筒内。

火力配置　发射阵地的选定应保证圆周观察，遮蔽角不得超过0.1°（10密位），射手要有避弹坑和避免敌人发现的掩体。发射阵地包括：射手的掩体、交通壕、战勤人员的掩蔽所和装备的壁坑。发射阵地可分为主发射阵地和备份发射阵地，都要绘制火力配置图。

作战过程　SA-7可采用立姿和跪姿两种状态射击，立姿时筒的仰角为20°～60°，跪射时为20°～40°。对飞行速度在150～260米/秒的目标只能尾追射击，对大于260米/秒的目标不能射击。对小于150米/秒的目标可以尾追或迎面射击。对视线角速度为1.5°～9°/秒的目标既可手控又可自动发射，对视线角速度小于1.5°/秒的目标只能采取手控方式发射。

SA-7 跪射状态

准备发射时，射手把兵器扛在肩上，用瞄准具瞄准所要攻击的目标，再将护盖取下接通电源，给导引头供电启动陀螺，启动时间不大于5秒。当搜索到目标并在导引头的视界内出现目标时，目标的热辐射流进入位标器，射手听到音响信号或光信号并辨明其为目标信号时，射手按选择好的发射方式（手动还是自动）扣下扳机发射导弹。导弹飞出发射筒先作惯性飞行，在惯性作用下，解除引信的第一级保险，飞离射手5.5米后，主发动机点火。飞离射手140 ～ 250米时，第二级保险中的药条全部燃烧完，解除第二级保险，引信开始工作。在主发动机双工作状态期间，导弹获得了平均速度430米/秒、旋转速度15转/秒，开始进行自导引。在飞行中，导引头位标器的轴始终对准目标，该轴与导弹纵轴之间的夹角可在0°～40°范围内变化。当导弹命中目标时，引信引爆战斗部。当导弹脱靶时，发射起飞后11～14秒（SA-7b 为14～17秒）导弹自毁。

发展与改进

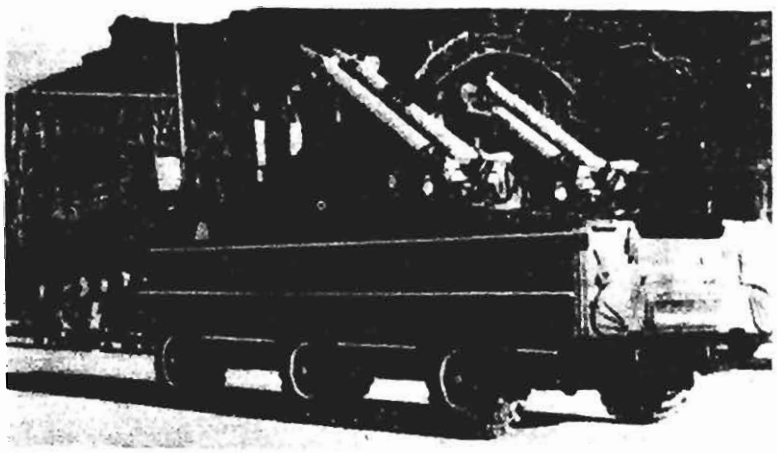
优缺点与发展前景 SA-7武器系统具有轻便、简单的优点，可采用单兵携带、肩扛发射，而且发射后不用管。所以，战斗使用方便、操作维护简单、成本低廉。其缺点是：战斗部威力小，导引头灵敏度不高，对高速目标只能尾追攻击，所以，杀伤概率低。而且，飞行速度低、机动性差。尽管如此，它还是较好的开发型的武器系统，比较容易改型。为了满足低空和超低空防空的需要，如能改变导引头的红外探测元件、提高灵敏度，并加大战斗部的威力，采用弹炮结合的部署方式，则能较好地对付九十年代的低空和超低空威胁。目前正在逐步被可与美国“尾刺”导弹系统相类比的SA-14系统取代。

（曲和连 王毓兰）

壁虎 (Gecko) SA-8

概 述

“壁虎”（SA-8）是苏联研制的陆上机动近程低空、全天候地对空导弹武器系统，能拦截低空和超低空飞机。SA-8是苏联SA-N-4舰对空导弹系统的变型。它沿用SA-N-4的导弹和雷达，但有所改进。苏联发



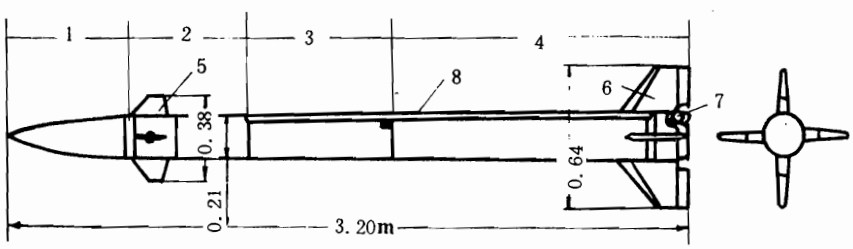
SA-8 武器系统外貌图

SA-8 是为了取代 S-60 57毫米反飞机高炮，填补肩射型 SA-7 导弹系统和 SA-2 中高空导弹系统之间的空隙。它的设计思想和用途与法国、联邦德国联合研制的“罗兰特”地对空导弹相似，但射程超过了后者。迄今 SA-8 共发展了两种型号：基本型 SA-8A 和改进型 SA-8B。两者先后于1975年和1982年11月7日的红场阅兵式上露面。SA-8A 参加了1982年6月爆发的黎巴嫩战争。在苏联的五个防空集团军各防空部队共装备 SA-8 发射架1928个。此外，SA-8 还出口给叙利亚、阿尔及利亚、约旦及伊拉克等国。

主要战术技术指标

对付目标	低空和超低空战斗机和武装直升飞机				
杀伤空域					
作战半径	最大	12km	弹长		3.20m
	最小	1.5km	弹径		210mm
作战高度	最大	6.1km	翼展		640mm
	最小	45m	弹重		180～200kg
制导体制	雷达或光学跟踪＋无线电指令复合制导		最大速度		M＝ 2.0
发射方式	四联装倾斜发射（A型）；六联装倾斜发射（B型）		机动过载		20g
抗干扰措施	采用光电复合制导体制、频率捷变。在有电子干扰和严重地物杂波干扰的情况下，用光学系统跟踪，从而增强了系统的抗干扰能力。		战斗部与引信		破片杀伤式，总重约 50kg，装烈性炸药，采用无线电近炸引信。
			动力装置		一台双推力固体火箭发动机

导　弹



SA-8 总体布局图

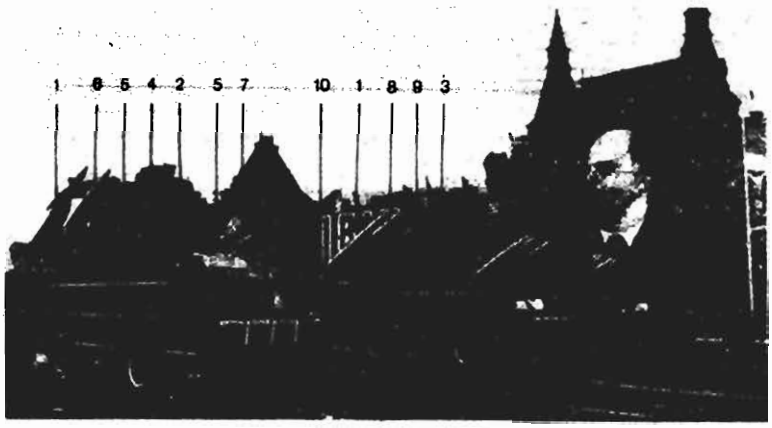
1. 无线电近炸引信传感器　2. 制导部分　3. 战斗部　4. 发动机　5. 控制舵　6. 稳定尾翼　7. 应

答器 8．电缆导管

布局与结构 导弹为一细长圆柱体，采用鸭式布局，弹体前部有四个小的梯形控制舵，四个稳定翼位于弹体尾部，其后缘与发动机喷口齐平。舵和尾翼均按X形配置，并处于同一平面上。SA-8B 导弹直径比 SA-8 A 的小，其尾翼是折叠式的。

稳定与控制 导弹由四个梯形鸭式控制面控制。在同一平面上，导弹尾部的四个稳定尾翼，与控制面一样，提供必需的升力。

探测、发射与指控



SA-8 地对空导弹系统图

1．搜索雷达天线（呈折叠状态） 2．目标跟踪雷达的卡塞格伦天线 3．跟踪雷达的第一、第二抛物面天线 4．光瞄具和微光电视摄像机 5．应答信号接收天线 6．指令发射天线 7．第二指令发射天线 8．搜索雷达发射机和接收机 9．发射机动力装置齿形架 10．弹上应答器

探测与跟踪 SA-8导弹系统采用能执行搜索、跟踪、制导及识别等多功能的雷达。采用比例导引法。

搜索雷达 其天线安装在车辆后部两发射架之间。天线呈折叠状态时，载车的高度不超过4.1米。天线展开后，可以作360°圆锥扫描。

目标跟踪雷达 这是一部单脉冲跟踪雷达，采用了频率捷变技术，有较好的抗角度欺骗干扰和抗瞄准式噪声干扰能力。天线安装在载车纵向中心线部位。馈电系统装在反射器的中心。卡塞格伦反射器（即副反射器）由10根定位螺栓固定在主反射器上。副反射器兼作天线罩，以防止导弹发射时其发动机喷焰烧毁天线。跟踪雷达还接收弹上应答器发回地面的应答信号。

指令发射机 共有四部指令发射机。每部发射机有一个矩形喇叭天线和一个管状天线。指令发射机采用频率分集，可以用不同的频率同时制导两枚导弹。在指令天线的正下方各有一圆形喇叭天线。据判断这是第二指令天线，用在导弹发射后的初始飞行段快速截获导弹，并将它引入制导雷达波束。在指令天线侧下方，还各有一白色矩形装置，可能是瞄准镜。

光学跟踪系统 SA-8的光学跟踪系统由微光电视摄像机和潜望镜光学瞄准具组成。光学瞄准具有三个潜望镜，分别安装在两个指令发射天线上方和跟踪雷达下方。潜望镜的物镜直径为100毫米，焦距特别长，通过电视摄像机将目标图象传送到车内。微光电视摄像机有三个：一个目标跟踪摄像机；两个导弹跟踪摄像机。前者安装在跟踪雷达顶罩上，后者安装在两个指令天线的侧下方。在有电子干扰的环境下，可用光学系统和第二指令天线跟踪目标和制导导弹。SA-8 沿用 SA-3 “果阿” 地对空导弹系统的微光电视摄像机，但有所改进。

制导站各组成部分的主要技术指标：

搜索雷达		作用距离	1～30k
频段	G/H波段（4～8GHz）	波束宽度	0°～

发射机功率	1～80kw	第二指令天线	
目标跟踪雷达		频段	J波段（13～15GHz）
频段	I /J 波段（8～10GHz）	天线直径	150mm
作用距离	20～25 km	波束宽度	0°～10°
天线直径	1.4m	天线增益	42dB
波束宽度		瞄准镜	
I 波段	1.5°	尺寸	120× 100mm
J 波段	1°	视场	0°～25°
天线增益	48dB（第一旁瓣约0.6°）		

发射装置 SA-8A 有两个双联装发射架，待发导弹四枚。SA-8B 有两个三联装发射架，待发导弹六枚。SA-8 不能在行进中发射导弹，但紧急情况下可以在停车后极短时间内作好发射准备。行军时，发射导轨与水平面呈30°角。发射导弹前，发射导轨必须向上、向前移动，直到导弹与搜索雷达和跟踪雷达天线几乎呈平齐状态。在车体两侧的弹舱内各存放有导弹四枚。因此，基本型的载弹量为12枚，改进型的载弹量为14枚。导弹重新装填的程序是，发射架先向后移一定距离，然后翻转120°，进行自动或者人工再装填。行军或运输时，发射架呈折叠状态。

SA-8B 导弹系统外貌图

作战使用

武器系统组成 SA-8 武器系统由导弹、搜索雷达、跟踪雷达、指令发射机、光学跟踪系统、发射架以及载车组成。

载车 SA-8 选用 TELAR 6×6轮式两栖载车，具有三防能力。载车的前四个轮子控制转向。车上还装有轮胎调节系统，通过调节轮胎压力以适应不同的路面。载车在水中行驶靠装在车体后部的两个喷水装置驱动。

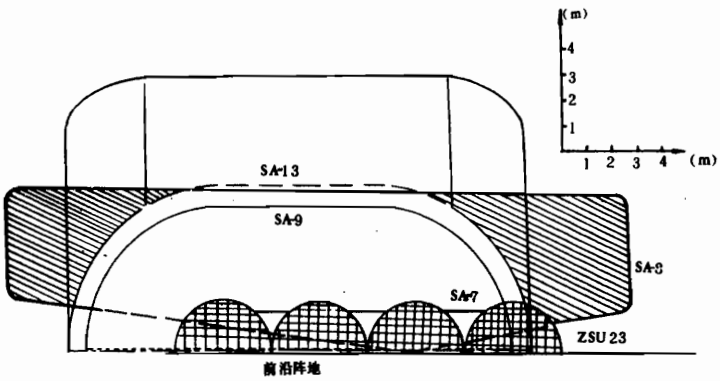
SA-8B 沿用基本型的载车，但在驾驶室内左侧加装有一圆筒形瞄准装置，在驾驶室顶部开有一呈矩形的大口。这是司机或是车长使用的潜望镜。

载车的性能数据：

车体尺寸（长×宽×高）	9.1×3.1 ×4.14m³	安装在车体后部。水用为双喷液发动机。	
车距	3.075＋2.788m		
发动机	陆用为两台135kw V-8 型柴油发动机，	最大行驶速度	80km/h

最大涉水速度	10～12km/h	运输方式	整个武器系统可用安-22或米格-12重
行驶距离	650km		型运输机运输
乘员	4名		

火力配置 SA-8配属在坦克或者摩托化步兵师一级。每个师有五个导弹连，每个连有四个火力单位。SA-8部署在ЗСУ—23—4高炮和SA-13导弹系统防线以外，但比SA-13更靠近战斗地域前沿。SA-8在师的前方和中心地域组成一带状防区。



SA-8防区示意图

作战过程 先由搜索雷达搜索目标，并向跟踪雷达提供目标粗略的方位、仰角和距离信息。接着敌我识别器进行询问并评定威胁等级。当车长在全景显示器上已选定某一目标，目标信号自动或手动传送给跟踪雷达或射手。与此同时，发射架转动对准目标。发射导弹前，发射架必须向上、向前滑动，使其仰角稍大于雷达与目标的瞄准线。当目标进入武器的火力范围时，便可发射导弹。当导弹接近目标时，近炸引信解锁，战斗部起爆。

发展与改进

改进情况 SA-8B改进的主要项目有：用三联装发射架取代原来的两联装发射架；导弹装在发射/包装筒内。这些改进使系统的射击能力提高了50%，大大方便了导弹的存贮和运输，缩短了导弹重新装填时间。

优缺点与发展前景 系统采用光电复合制导，有较强的抗地物杂波和抗电子干扰能力，并具备全天候作战能力；实现了自动装填，缩短了武器系统的反应时间；一辆车就是一个火力单位，能随装甲部队行军作战且便于空运；射程远界比同类武器（如“罗兰特”）远。SA-8的缺点有：技术要求高；工艺难度大。

SA-8填补了苏联近程低空防空的空白。由于它具备全天候作战能力、较强的抗干扰能力、高的机动能力以及自主或联网作战能力，所以有很强的生存能力。SA-8对八十年代及其以后从低空和超低空突防的来袭目标构成极大的威胁。 （姚膏云）

甘斯肯 (Gaskin) SA-9

概 述

“甘斯肯”（SA-9）是自行式晴天候型低空近程地对空导弹武器系统，主要用于对付低空亚音速飞行的飞机目标。1968年开始装备苏军，1974年7月22日在波兰国庆阅兵式上首次公展。SA-9系统的全部设备都装

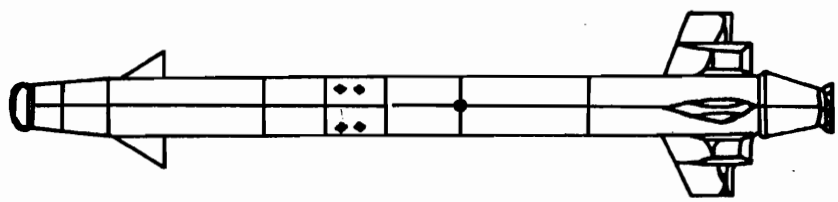
SA-9 导弹在发射车上

在一辆 BRDM-2 型水陆两用的轮式装甲车上，机动性较好，适于伴随机械化部队和摩托化部队作战，车上还配有夜视仪，以便夜间作战。行军和运输时可将装有导弹的发射架向后折，放在车体的后部。在黎巴嫩战斗和两伊战争中，SA-9 武器系统参加过防空作战，但是未曾有击落飞机的报道。1984年初，南非在安哥拉南部缴获了一辆 SA-9 发射车。SA-9 不仅装备了华约国家，而且还广泛销售给埃及、叙利亚、阿尔及利亚、利比亚、朝鲜、越南、也门、伊拉克、安哥拉等国家，现在苏联境内约装备2000枚导弹。

主要战术技术指标

对付目标		低空亚音速飞机	弹长		1.8m
杀伤空域			弹径		120mm
作战半径	最大	7km	翼展		300mm
	最小	600m	弹重		40～50kg
作战高度	最大	4.5km	最大速度		M≈2
	最小	15m	战斗部与引信		破片杀伤式战斗部，重约 5 kg，由近炸引信起爆，有效杀伤半径 1.5 m
制导体制		红外寻的制导			
发射方式		四联装倾斜发射			
抗干扰措施		光瞄	动力装置		一台固体火箭发动机

导　弹



SA-9 导弹线条图

布局与结构 导弹为单级，是一细长等直径圆柱体，采用鸭式气动布局，头部装有圆形玻璃罩，便于红外导引头捕捉目标，四个三角形舵面在弹体前部，无弹翼，在弹体尾部装有四个近似梯形的稳定尾翼。舵面与尾翼均按“X”形配置，并在同一平面上。制导与控制装置装在弹体前部舱内，约占弹长的1/3。

探测、发射与指控

探测与跟踪 由车上无线电探测仪探测发现目标，再由射手通过光学瞄准镜进行目视跟踪。导弹发射后，采用全程被动红外寻的单一制导体制，弹上装有红外导引头（灵敏度比SA-7的高）引导导弹进入目标杀伤区。

发射与指控 采用四联装导弹发射架倾斜发射，发射塔旋转范围为360°，旋转速度为22.5°/秒，发射架俯仰角范围－5°～＋80°。发射架装在BRDM-2型载车上，在运输状态，载车的外廓尺寸是5.75×2.35×2.31米，全重7吨，公路上行驶速度为100千米/时，水中行驶速度为10千米/时。车体装甲厚度14毫米，发射塔的装甲厚度7毫米。

SA-9导弹发射车外貌

作战使用

武器系统组成与功能 整个系统都装在一辆BRDM-2型水陆两用发射车上。该车右侧装有惯性导航装置，负责车辆的定位定向，即使在夜间也能作战。车体中间是导弹发射塔，塔顶是四联装发射架，带八枚筒装导弹（包装发射筒为矩形），四枚待发、四枚备份。车上还有被动无线电探测仪、光学瞄准具等，负责目标的探测与瞄准。该系统由三人操纵，车长坐在车的前舱右侧，司机在左侧，射手在发射塔内。

作战过程 先由车上的无线电探测仪不断探测无线电辐射源，一旦发现目标，便以音响形式向车长报警并指示出目标的大致方位，或由其他侦察设备（如地面观察所、警戒雷达等）发现目标后通过无线电指示给车长，车长命令射手射击所选定的目标，射手操纵发射塔迅速转向目标方向，并选择首发导弹和遥控打开该导弹发射筒的前盖，再通过光学瞄准具使导弹对准目标，一旦导弹锁定目标，便发出音响信号报知射手，射手启动导引头工作，并估算目标距离，当导弹进入射程后即可发射导弹，导弹一离开发射筒就依赖导引头自动飞向目标，距目标1.5米以内时，引信引爆战斗部摧毁目标。

火力配置 SA-9导弹通常与23毫米四管自行高炮混编为防空连，配属于摩托化步兵团和坦克团，防空连下辖一个导弹排、一个高炮排和一个后勤保障排。一个导弹排是一个火力单元，装备四辆发射车，各发射车间

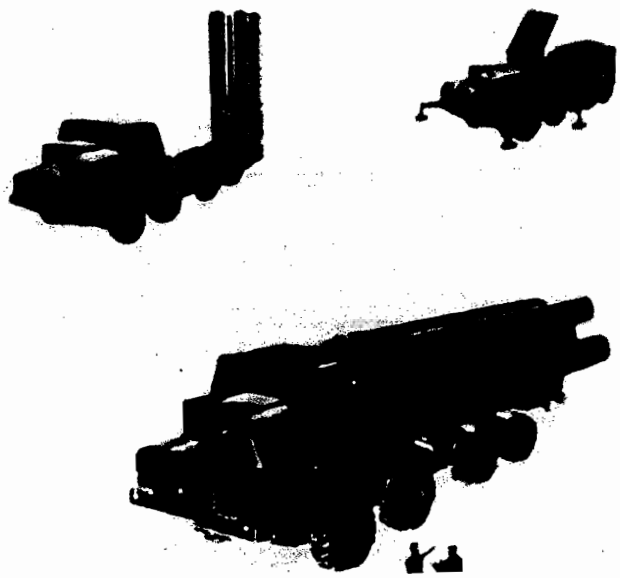
距在150～300米之间，每辆车可覆盖90°空域。SA-9导弹一般部署在靠近战斗地域前沿地带和摩托化步兵团或坦克团的一、二梯队之间，可按一字形或方形部署。

发展与改进

苏联境内现装备的SA-9有些已改装成全天候型，这是靠在发射塔前方加装一部“炮盘”雷达（工作在J波段），以对导弹进行火力控制。

目前能用SA-13系统发射SA-9，以后将被SA-13导弹取代。　　（刘玉成　王毓兰）

SA－10



美国分析家描绘的SA-10导弹武器系统

概　述

SA-10导弹是较新型的地对空导弹，迄今苏联尚未公开展出过。据西方分析，它是一种固定式全天候型中程地对空导弹武器系统。主要用以对付低空快速飞机目标和巡航导弹。作为国土和要地防空，保卫战略目标。估计从七十年代初开始研制，1979年投入使用，先在莫斯科、列宁格勒、敖德萨、基辅、中亚细亚、后贝加尔湖等军区开始少量部署，大约有350部发射架（约1400枚导弹）分布在40个阵地上。该系统于1983年初还运往叙利亚部署。据称，苏联又在把SA-10改装成机动式武器系统，大约在1985年底即已装备。

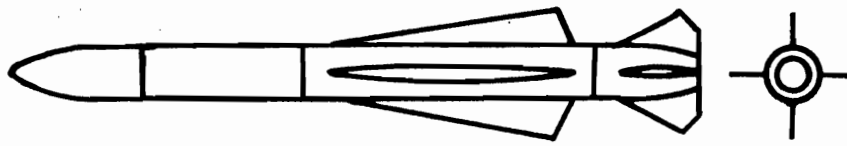
主要战术技术指标

对付目标		类似于巡航导弹的快速低空目标
杀伤空域		
作战半径	最大	50km（100 km）
作战高度	最大	4.5km（25km）
	最小	300m（300m）
制导体制		雷达跟踪、无线电指令＋末段主动雷达寻的制导
发射方式		固定式垂直发射
抗干扰措施		主动雷达寻的
弹长		7.01m（6.25m）
弹径		460mm（450 mm）
翼展		900mm（1.20m）
弹重		1500kg
最大速度		M＝6　（M＝5.6）
飞行加速度		100g

注：括号内的数据为另一种推测数据。

导　弹

布局与结构　导弹为一级，采用正常式气动布局，在弹体中部装有四个后掠角很大的脊鳍形弹翼，无前翼，在弹体尾部有四个梯形舵面，弹翼与舵面均按“十”字形配置，并处在相同平面上。



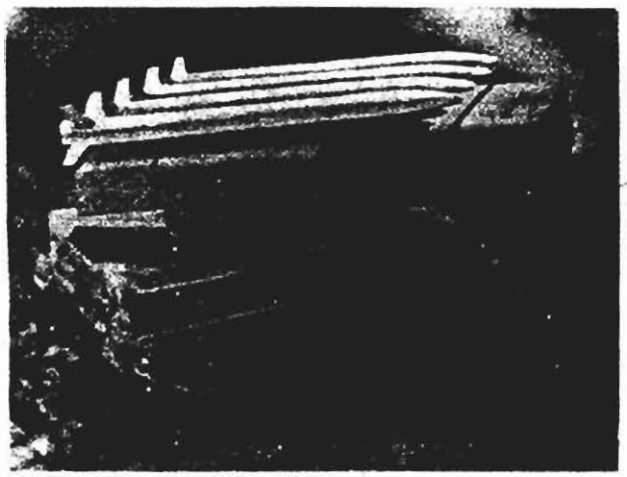
推测的SA-10导弹线条图

探测、发射与指控

探测与跟踪 SA-10系统配用一部"大鸟"（Big Bird）多功能电子扫描雷达，用以搜索、跟踪来袭目标和制导导弹。也有人推测是采用一部平面阵雷达。无论是哪种雷达都未披露过。

（刘玉成）

牛虻 (Gadfly) SA-11



SA-11 导弹发射车模型

概 述

"牛虻"（SA-11）在苏联尚未公开展出过。据西方推测，它是一种机动式全天候型近程地对空导弹武器系统，主要用于对付中低空高速飞机，适于野战防空，也可担负要地防空。SA-11系统可能与SA-10是同一时期发展的，1978～1979年间交付部队进行打靶试验，1979～1980年间开始装备部队，至今苏联境内装备有限，约有300枚导弹。据说，在1983年初还与SA-10导弹一起运往叙利亚部署。

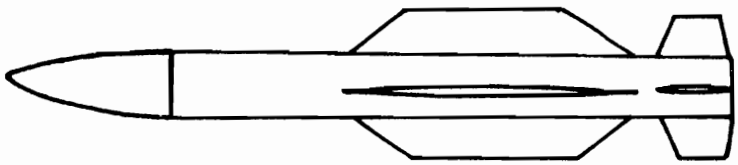
主要战术技术指标

对付目标		中低空高速飞机	发射方式		箱式四联装倾斜发射
杀伤空域			抗干扰措施		跟踪照射雷达采用多波段
作战半径	最大	28km	弹长		5.5m
	最小	3km	弹径		400mm
作战高度	最大	14km	翼展		800mm
	最小	300m	最大速度		M=3
制导体制		全程半主动雷达寻的制导	机动过载		23g

动力装置　　两台固体火箭发动机

导　弹

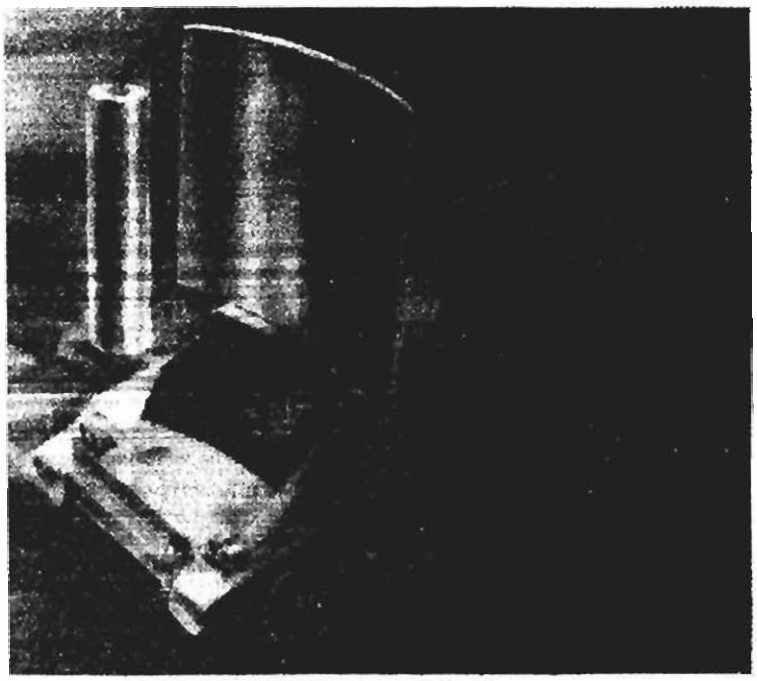
布局与结构　导弹为一细长圆柱体，头部为尖卵形，呈正常式气动布局。在导弹中后部有四个按“X”形配置的梯形弹翼，其展弦比很小，尾部有四个梯形舵面，也按“X”形配置，并与弹翼处在相同平面上，无前翼。



SA-11 导弹线条图

探测、发射与指控

探测与跟踪　导弹采用单一的半主动雷达寻的制导，在导弹头部装有半主动雷达导引头，靠接收地面跟踪照射雷达对目标照射的反射信号将导弹导向目标。导弹探测目标采用一部“蛤壳”（Clam Shell）三坐标搜索雷达，跟踪目标由“盖板”（Flap lid）跟踪照射雷达，两部雷达都装在一辆履带车上。“蛤壳”雷达采用环形喇叭馈源，用以搜索、探测空中目标。“盖板”雷达采用单脉冲跟踪和连续波照射体制，工作在D、G、H、I 等不同波段，类似于 SA-6 的“平流”雷达。必要时可用“平流”雷达代替“盖板”雷达制导 SA-11 导弹。



SA-11 雷达车模型

发射装置　是一个大箱子式的发射台，装在 ZSU-23-4 型高炮的载车上，能旋转 360°，发射台上可并排

安装四枚待发导弹。

作 战 使 用

武器系统组成 整个系统分装在两辆相同的履带车上，一辆是四联装导弹发射车，另一辆是搜索/跟踪雷达车。发射车上装有大箱式发射装置，其上并排装四发导弹。雷达车上装有一部“蛤壳”搜索雷达和一部“盖板”跟踪照射雷达。

SA-11 通常与 SA-6 导弹武器系统配合使用，也可以用 SA-6 的“平流”制导雷达车代替本系统的雷达车进行作战。

（刘玉成）

斗士 (Gladiator) SA-12

SA-12 防空武器系统

（美国分析家描绘的）

概 述

“斗士”（SA-12）是苏联目前最先进的全天候型地对空导弹武器系统。据悉，它是一种高性能的多用途全空域防空武器系统，类似于美国的“爱国者”，能攻击远、中、近程和高、中、低空目标，采用一部多功能相控阵雷达，抗饱和攻击能力强，可同时对付来自不同方向和不同高度的多种目标，包括高性能飞机和战术弹道导弹，如美国的“长矛”、“潘兴Ⅰ”中程弹道导弹和潜艇发射的“海神”弹道导弹。1984年中期完成了外场试验，估计现已投产，不久即可装备部队使用（有的认为1983年初已开始在苏联境内和苏联驻民主德国部队装备）。

SA-12 系统可能采用一部相控阵雷达，能同时搜索、跟踪、识别空中多批目标和制导多枚导弹分别攻击不同目标。据称，雷达孔径和功率与“爱国者”相似，其作用距离 278 千米。另外，据美国分析家推测，SA-12 系统采用两部搜索、探测雷达和两部制导雷达。两部搜索、探测雷达分装在两辆履带装甲车上，采用平面阵天线，用以搜索、探测和识别空中目标；两部制导雷达分装在两辆导弹发射车上，其天线安装在可伸缩的铁

上。

主要战术技术指标

对付目标		各种飞机和战术弹道导弹	抗干扰措施		采用相控阵雷达，类似美国“爱国者”
杀伤空域			弹长		7 m
作战半径	最大	100km	弹径		700mm
作战高度	最大	30km	翼展		1.3m
	最小	100m	最大速度		M= 5 ～6
制导体制		无线电指令＋末段主动雷达寻的制导	飞行加速度		50g
发射方式		机动式垂直发射	动力装置		固体火箭发动机

（刘玉成）

金花鼠(Gopher) SA-13

SA-13 发射车通过红场情景

概　述

“金花鼠”（SA-13）是苏联研制的机动式晴天候型近程地对空导弹武器系统，类似于美国的“小檞树”系统，主要用于对付低空亚音速飞机。它是在 SA-9 的基础上改进的，从外形看很象 SA-9，但是它们之间存在不少区别，如：SA-9 采用轮式载车，而 SA-13 采用履带车。SA-13 增加一部测距雷达，装在两对导弹发射箱之间，工作在J 波段。SA-13 导弹及其发射箱比 SA-9 长，发射架的底座增大了。SA-13 导弹采用较大的固体火箭发动机和双波段红外导引头，从而使 SA-13 的作战性能提高，如作战空域大了，越野性能好了，抗红外干扰能力强了。SA-13 系统可以发射 SA- 9 导弹。

SA-13 系统于七十年代初开始研制，1975年服役，1982年11月在莫斯科红场首次公展，现正在逐步以1：1取代部队装备的 SA-9 系统。据悉，1985年初苏联还向安哥拉、保加利亚、利比亚、捷克、叙利亚提供一批

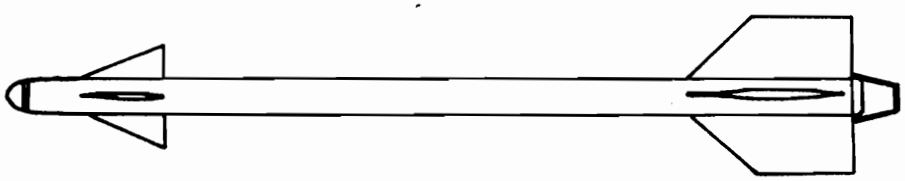
SA-13 地对空导弹武器系统。在八十年代，平均每年至少生产2800枚。

主要战术技术指标

对付目标		低空亚音速飞机	弹长		2.2m
杀伤空域			弹径		120mm
作战半径	最大	10km	翼展		400mm
	最小	500m	弹重		55kg
作战高度	最高	5 km	最大速度		M ⩾ 1.5
	最低	9 m	战斗部与引信	破片杀伤式，重约 6 kg，由近炸引信起爆	
制导体制		全程红外寻的制导			
发射方式		四联装筒装倾斜发射	动力装置		一台固体火箭发动机
抗干扰措施		双波段红外导引头			

导　　弹

布局与结构　与 SA-9 导弹相同，只是导弹舵面不是三角形，而近似梯形，总长度比 SA-9 长些，也是一级结构，采用鸭式气动布局。



SA-13 导弹线条图

探测、发射与指控

探测与跟踪　与SA-9 导弹相同，采用全程红外寻的制导，但是导引头采用的是不同工作波长的双波段被动红外寻的导引头，其灵敏度比 SA-9 的高，并且具有一定的抗红外干扰能力，导引头在测距雷达的配合下，在发射前就能锁定目标。

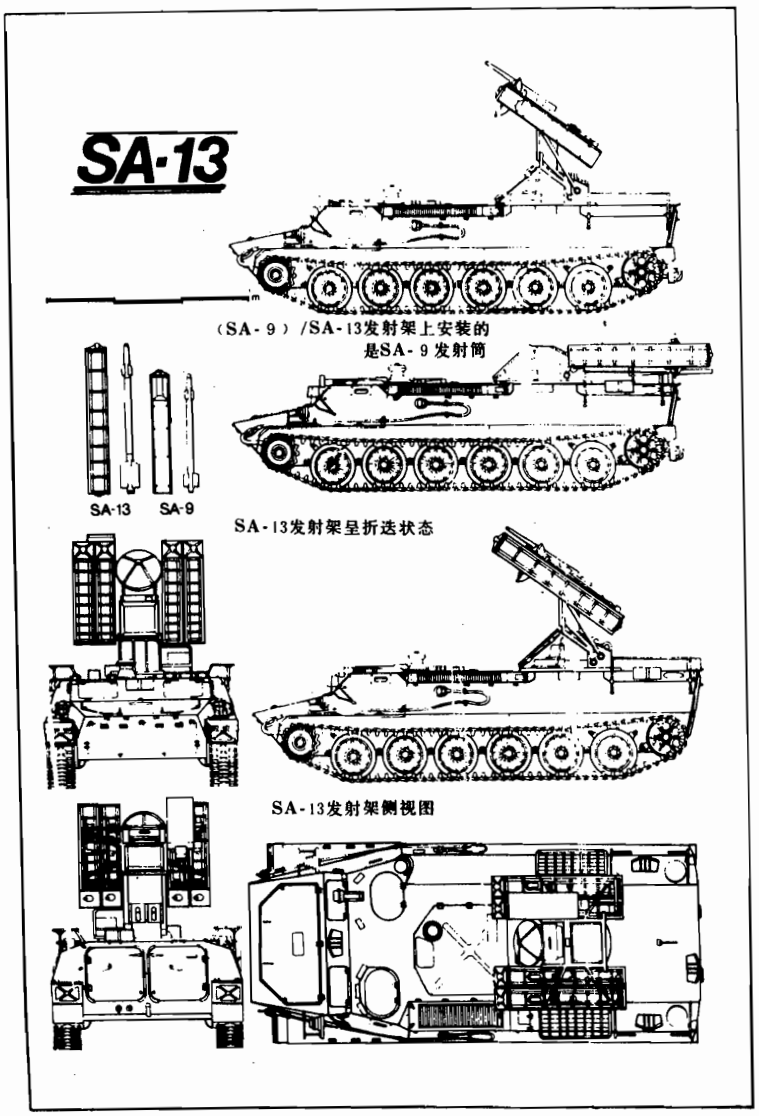
发射装置　导弹装在包装发射筒内，采用箱式倾斜发射，发射筒的外形与发射架均与 SA-9 相似，只是比 SA-9 大，其底座直径为 1.5 米，并在四联装发射架之间增加一部测距雷达。发射架与其他设备均装在一辆 MT-LB 型履带车上，该车装有与 PT-76 水陆两用坦克相同的悬挂装置，在车体中部装一台柴油发动机，车顶部和后部各有一个舱口，供乘员出入。该车越野性能好，对地面压力小，可通过沙地、沼泽地、雪地等，并具有三防能力，而且车体低矮，乘员不易受轻武器的袭击和弹片的杀伤。载车全重12.5吨，公路行驶的最大时速61.5千米，水中行驶的最大时速 5 ～ 6 公里。车体尺寸为 6.6×2.9 × 2.3米，储油量 450 升，最大行程500千米，载弹量12～16枚，爬坡度 31°，越壕宽 2.7 米，越墙高0.7米。

作战使用

武器系统组成　包括四联装导弹发射架（导弹包装发射筒为矩形）、光学瞄准具、搜索测距雷达（工作在 J 波段）和被动式射频探测器，均装在一辆履带运输车上。SA-13 系统有两种型号：TELAR 1 和 TELAR 2（TELAR 是代表运输车-起竖机-发射架-和-雷达几个词的英文词头），TELAR 1 装有 Hat Box 天线，固定在车身顶部周围的四个位置，而 TELAR 2 没有。

火力配置　与 SA-9 系统相同。通常与23毫米四管自行高炮混编成防空连，配属于摩托化步兵团和坦克

团。每个防空连装备四辆 SA-13 导弹发射车和四辆23毫米四管自行高炮车。作战部署与 SA-9 相同。每个坦克和摩托化步兵师配备16套 SA-13 导弹系统，每个步兵团配备一个导弹营，有四套这样的系统。



SA-13 发射车三面图和装不同导弹示意图

（刘玉成、王毓兰）

SA－14

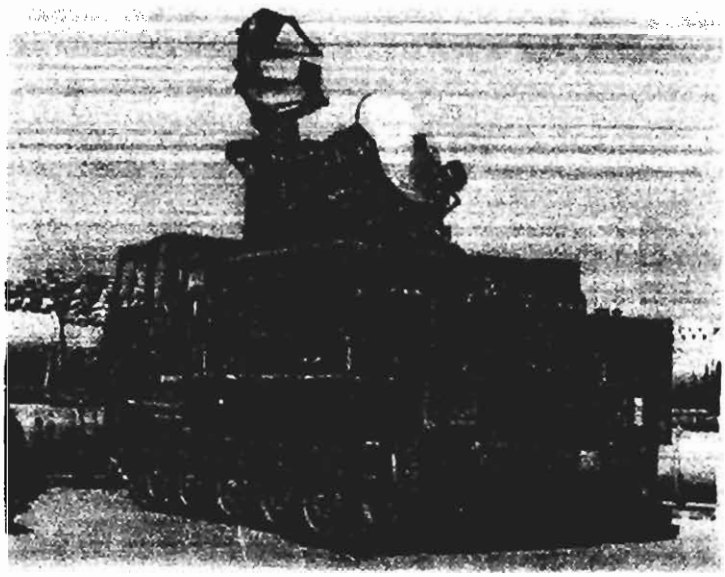
概　述 SA-14 是苏联 SA-7 便携式近程低空地对空导弹武器系统的后继型，与美国的“尾刺”导弹

系统相似。采用激光驾束制导（也有的说是被动光电红外制导），射程为6～7千米，战斗部装高效炸药，杀伤概率比SA-7大大提高。能全向攻击低空中速飞机，准备用以取代SA-7导弹。

SA-14系统于八十年代初开始研制，估计现已试验成功，开始装备部队，至少已装备到摩托化团一级。

（刘玉成）

靛青 (Indigo)



靛青 MEI 系统火控车

概　述

“靛青”是意大利西斯特尔（Sistel）和伽利略（Galileo）公司合作研制的机动式全天候近程低空导弹武器系统，主要用于对付跨音速飞机，担负要地和野战防空，可单发或两发齐射攻击一个目标。

“靛青”系统分牵引式和自行式两种，牵引式是基本型，1962年开始研制，1971年装备意大利陆军。自行式是改进型，称为“靛青”MEI系统，从1971年开始研制，在1978～1979年间进行了一系列飞行试验与“斯帕达”系统相竞争，结果被意大利陆军选中，直到1982年开始小批量生产，迄今只有意大利陆军少量装备。

主要战术技术指标

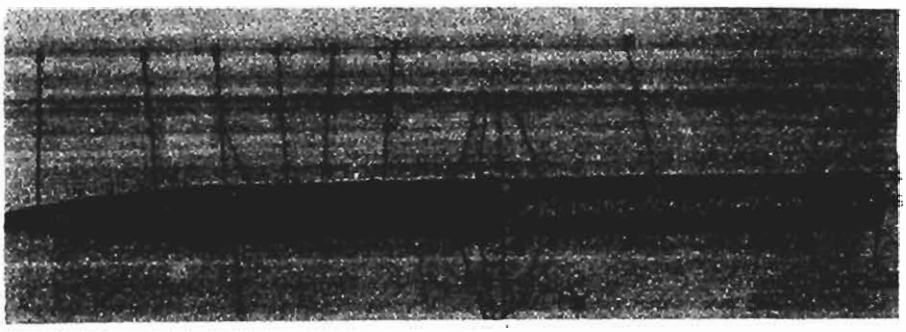
对付目标		跨音速飞机
杀伤空域		
作战半径	最大	10km
	最小	1km
作战高度	最大	5km
	最小	15m
杀伤概率	单发	50%（牵引式）
		80%（自行式）
	两发	96%（自行式）
反应时间		4.5～9s
制导体制		雷达或光学跟踪＋无线电指令制导
发射方式		箱式倾斜发射
抗干扰措施		采用雷达、红外复合制导，频率捷变和单脉冲雷达，能较好地抗电子干扰并具有全天候作战能力
机动能力		可进行铁路运输，也可用直升飞机和

C-130 飞机空运

弹长	3.3m
弹径	195mm
翼展	813mm
弹重	120 kg
最大速度	M= 2.5
战斗部与引信	破片杀伤式，总重21kg，由触发引信和红外近炸引信起爆
动力装置	1台固体火箭发动机，采用无烟双基推进剂，重约40kg，燃烧时间2.5s，总冲92.12kN·s，最大推力36.75kN

作战使用环境	
温度	－32℃～51℃
相对湿度	98%
雨量　最大	3 mm / h
风速　最大	3 m / s
能抗风沙、尘土、盐雾	
可靠性指标	
平均无故障时间	150h
平均修复时间	2 h

导　弹



“靛青”导弹部位安排

1．红外近炸引信　2．战斗部　3．电池　4．电子组件　5．定时机构及滚动陀螺　6．前部加速度计　7．油箱-伺服阀，执行机构和重心加速度计　8．控制翼　9．发动机　10．稳定尾翼　11．喷嘴

布局与结构　整个导弹为一细长的圆柱体，头部呈锥形，采取旋转弹翼式气动布局。斜切去尖端的三角形全动式弹翼安装在导弹重心附近，导弹尾部装有四个矩形稳定尾翼，弹翼与尾翼均按X形配置，并在相同平面上；在两对尾翼的翼尖上分别安装指令接收天线和应答发射天线；尾部装有曳光管，为地面红外跟踪器提供红外源。

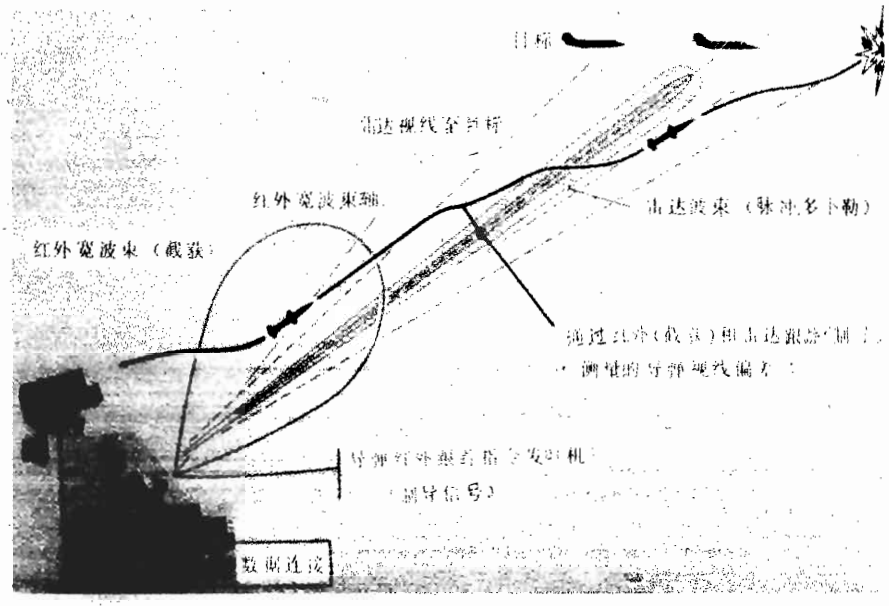
稳定与控制　根据接收的制导信号，由执行机构通过弹体中部的四个全动式翼面来控制导弹的俯仰和偏航。矩形尾翼稳定飞行。

探测、发射与指控

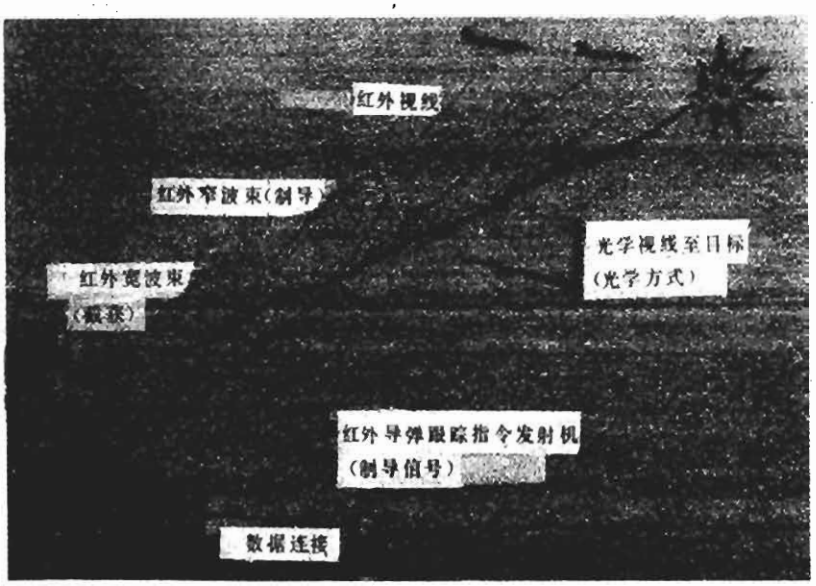
探测与跟踪　牵引式“靛青”系统配用CT40-GM火控系统，单独装在一辆拖车上，它包括“超蝙蝠”跟踪雷达、红外跟踪器、指令发射机和计算机等主要部分。如果跟踪雷达受到严重电子干扰，可采用光学瞄准具捕捉跟踪目标，并由红外跟踪器跟踪导弹，测出导弹相对于光学瞄准线的偏差量，经过计算机处理产生控制指令，再通过指令发射机将控制指令发送给导弹，实施光学跟踪和无线电指令制导。

牵引式用的“超蝙蝠”跟踪雷达通常与LPD-20脉冲多卜勒搜索雷达配合工作，由它提供目标指示，其作用距离约20千米，角分辨率为1.4°，距离分辨率为500米，配有敌我识别器。

自行式“靛青”MEI系统配用一套新型火控系统，包括跟踪雷达、搜索雷达、光学瞄准具、红外跟踪器、指令发射机、计算机等设备，这些都集中装在一辆履带车上。



雷达制导工作原理



光学制导工作原理

搜索雷达是一部相干脉冲多卜勒雷达，由法国汤姆逊-CSF 公司生产，叫做“米拉多”（Mirador），它工作在E/F 波段（2～4 千兆赫），采用边扫描边跟踪技术，能同时跟踪20多个目标并配有敌我识别器。

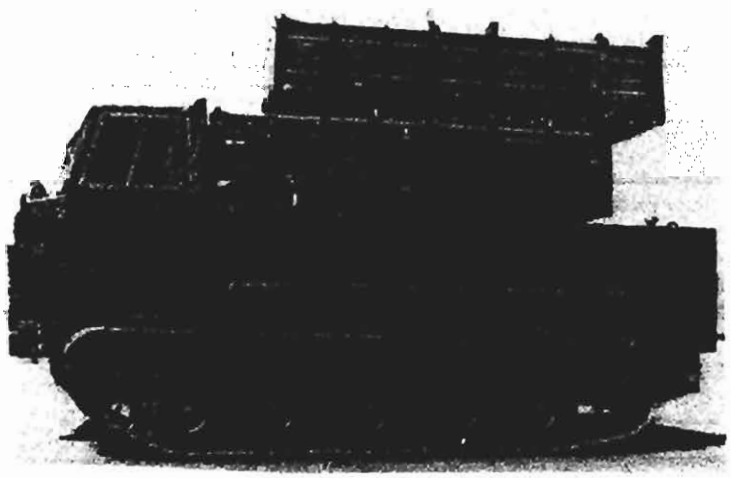
跟踪雷达是一部相干单脉冲雷达，叫做“爱尔多拉多”（Eldorodo），工作在 I/J 波段（8～12.5千兆赫），装有动目标显示装置，能较精确地跟踪低空目标。这两部雷达后来都由意大利塞列尼亚和康特拉维斯公司研制的同类雷达所代替。

红外跟踪器具有宽、窄两种视场，宽视场用来捕捉飞行起始段的导弹，并将其引入跟踪雷达波束中，窄视场用来跟踪导弹，其方位跟踪精度不超过 0.1 毫弧度，红外跟踪器与光学瞄准具配合工作，以实现光学跟踪和无线电指令制导。

指令发射机工作在J 波段，频率是可调的，采用编码形式发送指令。

光学瞄准具采用一个单物镜双筒潜望镜，由射手控制瞄准跟踪目标。

发射装置　牵引式和自行式的发射装置基本相同，均由六个包装发射箱，调平装置，旋转机构和俯仰机构等部分组成。六个发射箱按三个一组分上下两层前后错开排列。作战时车上无人操纵，而由火控车通过电缆遥控，可单发或两发齐射。发射装置需要借助运输装填车进行装填，装填六发导弹约需五分钟。



自行式发射装置

载车采用M548型履带车，它属M113装甲运输车系列。该载车无重型装甲，车体较轻，车身低，能水陆两用，并具有一定的三防能力，其主要性能如下：

车体尺寸	6.143×2.65×2.80m（天线折叠时）	最大行程	483km
战斗全重	12t （发射车和运输装填车）	爬坡度	31°
发动机功率	215kw	侧倾度	17°
最大时速　公路	61.2km	越壕宽	1.676m
水中	5.6km	越墙高	610mm

指控系统　装在M-548履带车上，与所有的设备协同动作。设备包括搜索雷达、跟踪雷达、天线支座、红外跟踪装置、计算机、操作板、多路通讯/无线电通讯设备和电源等。其功能是：探测和截获目标、威胁判断、对目标分类、跟踪目标、遥控发射机、处理制导数据和给导弹传输指令以及进行通讯等。

作战使用

武器系统组成与功能　牵引式系统由六联装导弹发射装置、CT40-GM火控系统、LPD-20搜索雷达和电源四大部分组成，它们分别装在不同的拖车上。自行式系统包括六联装导弹发射装置、搜索雷达、跟踪雷达和光学瞄准跟踪设备等，分装在两辆履带车上。还有一辆后勤保障车，车上装有液压起重机和6发或12发导弹，用以给发射装置装填导弹。

作战过程　全部作战过程由发射指挥系统控制，目标进入搜索雷达探测范围时，启动作战程序，向火控系统指示目标，系统转入跟踪状态。当目标进入预计的射程范围，开始发射导弹。导弹借助红外跟踪器的宽波束将导弹引入雷达波束，跟踪雷达在跟踪目标的同时，接收导弹的应答信号，测量导弹的空间位置参数。目标和导弹参数通过计算机处理产生控制指令控制导弹，使其与目标按导引规律逐渐接近，在导弹与目标间达到一定距离时，引信启动，引爆战斗部摧毁目标。

发 展 与 改 进

优缺点与发展前景 系统反应时间短，自动化程度高，能全天候作战。可与博福斯公司生产的40/70 毫米的自动高炮或奥利康公司生产的35/90 毫米口径的高炮联合使用，与高炮联合使用时，杀伤效率较高。

（邹积光 杜锦丽）

斯帕达(Spada)

“斯帕达”导弹系统发射状态

概 述

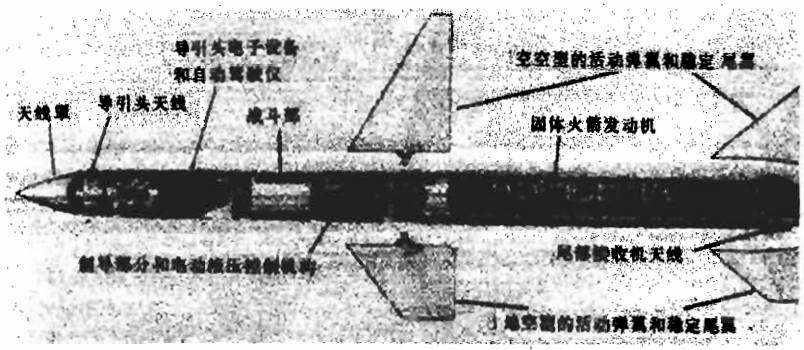
“斯帕达”是意大利塞列尼亚电子附件工业公司研制的全天候低空、近程地对空导弹武器系统，主要对付低空和超低空跨音速飞机和巡航导弹，用于要地防空，保卫机场、港口、桥梁和仓库等。“斯帕达”系统分牵引式和自行式两种，于1968年进行方案设想，1969年开始研制，1974年样机飞行试验，1975年作战鉴定，1977年小批量生产，1978年批量生产。牵引式“斯帕达”系统于1978年装备意大利空军，自行式“斯帕达”系统于1983年交付意大利空军使用。系统最初采用美国的 AIM-7E “麻雀”导弹，为使导弹国有化，改用三军通用的“阿斯派德”导弹。该导弹总研制费用约为5 千万美元，每枚导弹价格约为15万美元（1982财年）。预计到1987年将生产 907 枚导弹。“斯帕达”系统主要满足意大利空军的需要，也将销售国外。

主 要 战 术 技 术 指 标

对付目标		机动过载为 3 g 的飞机和巡航导弹	杀伤概率	单发	80%
杀伤空域			反应时间		10s
作战半径	最大	15km	制导体制		半主动雷达寻的或被动式电子干扰寻的
	最小	1 km	发射方式		箱式倾斜发射
作战高度	最大	6 km	抗干扰措施		导引头采用单脉冲体制，可抗角欺骗
	最小	20m			干扰，有一条跟踪目标干扰源的通
方位角		360°			道，可抗电子干扰，并采用了频率

	捷变和动目标显示技术
机动能力	导弹连可用14部卡车转移，装箱后可由C-130 或 G222 飞机运输，也可用CH-47 直升飞机吊挂或由铁路运输
弹长	3.7m
弹径	203mm
发射箱尺寸	3.7×0.64×0.71m³
翼展　前翼	800mm
后翼	640mm
弹重	220 kg
最大速度	M＞2
横向过载	30g
战斗部与引信	战斗部为破片杀伤式，重约34kg，采用无线电近炸引信和触发引信，杀伤半径为10m
动力装置	单级固体火箭发动机，总冲为132.3 kN·s，工作时间为3.5s

导　弹



“斯帕达”导弹布局

布局与结构　弹体呈细长圆柱形，头部为尖卵形。采用旋转弹翼式气动布局，弹翼和尾翼为X形配置。除天线整流罩为可熔氧化硅高频陶瓷，战斗部外壳为钢材外，弹体大都为轻型金属合金。

动力装置　单级固体火箭发动机，总重102.5千克。装药为聚丁乙烯复合推进剂，重约54千克，燃烧时间约为3.5秒，总冲为132.3千牛·秒。

稳定与控制　导弹的姿态稳定由自动驾驶仪通过电动液压控制机构实现，信号由弹上导引头提供。

导引头为半主动式雷达导引头，工作在I波段（8～10千兆赫），前接收机采用单脉冲跟踪和中频窄带技术(带宽为1千赫)，天线转动范围为±50°,跟踪误差为±0.3毫弧度，后接收机灵敏度约为90瓦分贝，动态范围约为80分贝。导引头有一条跟踪干扰通道，与前接收机通道并行，带宽较宽，用以跟踪目标干扰源，当地面跟踪照射雷达受到目标机的电子干扰时，可通过接收目标施放的电子干扰信号而得到制导指令，一旦目标停止干扰，则重新恢复半主动雷达寻的制导。导引头的天线罩采用消融硅（SiO_2）浇铸成型。

战斗部与引信　战斗部为预制破片杀伤式，重约33千克，其中炸药重八千克，预制破片共有一万块，每块破片平均重约两克，破片飞散角40°，采用触发引信和脉冲多卜勒近炸引信，工作在J波段,用开槽波导天线，装在弹体前部相对的两个外侧。

探测、发射与指控

探测与跟踪　采用比例导航法，半主动雷达寻的，由地面制导雷达跟踪并照射目标，弹上导引头接受目标的反射信号，使导弹飞向目标。地面制导站由搜索雷达、跟踪照射雷达和指挥控制中心组成。

搜索雷达为改进的“冥王星”（Pluto）相干脉冲雷达，用末级行波管放大的相干脉冲压缩发射机，发射编码脉冲，脉冲宽度和重复频率是可变的，重复频率可预先装订或进行六档的随机变换，还采用了频率捷变技术，以提高抗干扰能力。用超外差/双通道式恒虚警接收机,噪声小于三分贝,动目标显示通道采用线性放大电路，其改善因子大于45分贝。雷达采用喇叭馈源的双曲面天线。信号处理机配有输入/输出相位检测器、数字

匹配滤波器、幅度检测器及方位相干器（活动窗口和图象识别）。雷达主要性能如下：

工作频率		E/F 波段
峰值功率		135kw
波束宽度		1.5°（水平）
		4°（垂直）
作用距离		＞50k m（$\delta = 2m^2$）
目标分辨率	方位	1.5°
	距离	140m
发现概率		80%
探测精度	方位	0.15°
	距离	40m
天线	转速	30r/min
	转动范围 方位	360°
	俯仰	－2°～＋5°
	极化方式	水平或圆极化
	增益	＞33 dB
雷达总重		6.5t

跟踪照射雷达为“弗尔康”（FALCO）双波道雷达，为舰载 RTN-30X 雷达的派生型，主要用来跟踪、照射目标，也能搜索目标。若搜索雷达发生故障或遭到干扰，照射波道接通后10秒钟内仍得不到目标指示信息，就自动转入搜索状态。采用末级行波管放大的链式相干发射机，并采用频率捷变、动目标显示及杂波抑制等抗干扰措施，主要性能为：

工作频率		I 波段（跟踪），J 波段
波束宽度	水平	2.5°（跟踪）
	垂直	3°（跟踪）
作用距离		＞30 k m
天线	转速	15r/min
	最大仰角	＞70°
总重		3.5t

跟踪照射雷达天线

发射与指控 指控中心功能包括数据相关处理、威胁判断、火力分配、计算杀伤概率及与各级指挥机关和友邻部队进行通信联络。装备有两台ADC-160型计算机、无线电收发机及三个控制台等。计算机性能参数：

字长	18bt
指令组合	84种
输入/输出通道	62路
输入/输出数据率	800K/s
存贮容量	32K（内存）4 K（外存）
存贮周期	0.8μs

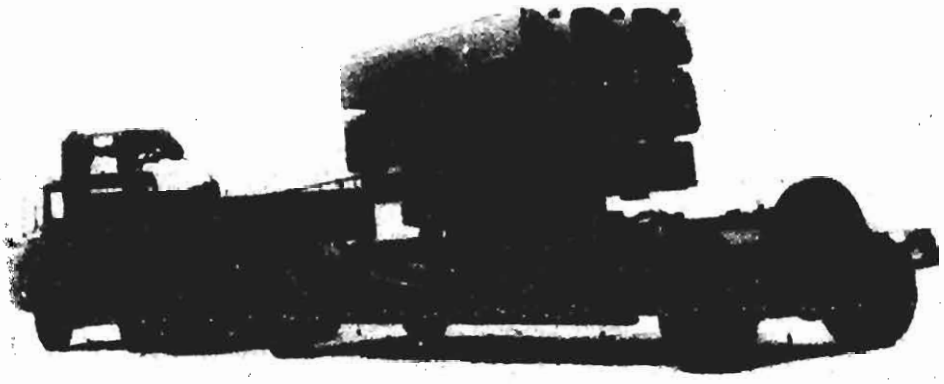
发射装置 采用四联、六联或八联装发射架，导弹封装在各自发射箱中。作战时发射架与跟踪照射雷达天线同步旋转，可旋转 360°，以 30° 固定仰角发射导弹。发射架需要借助吊车再装填，装填时间为5～15分钟。

作战使用

武器系统组成 “斯帕达”导弹系统主要由搜索雷达、跟踪照射雷达、发射装置及指挥控制中心和导弹等五部分组成。

作战过程 搜索雷达搜索、截获目标，对目标进行敌我识别、威胁等级分类、选择火控单元、向火控单元指示目标、火控单元的跟踪照射雷达截获并跟踪目标，发射架指向目标。火控单元计算拦截时机，指控中心下达发射命令。发动机点火，导弹离开发射架。弹上半主动雷达导引头截获目标，引导导弹飞向目标。整个作战

过程基本上是自动的。



牵引式六联装导弹发射车

发展与改进

优缺点与发展前景　“斯帕达”导弹系统具有较大的覆盖范围，可用于战场和战略要地的点/面防御。火力较强，可在复杂地形，严重电子干扰和恶劣天气条件下作战，具有较高的单发命中概率。自动化程度较高，检测维护简单。现主要为意大利空军生产，南美和某些中东国家也很感兴趣，准备进一步改进弹上导引头，使之具有“发射后不管”能力，对地面设备也准备进行改进，使导弹系统小型化，提高机动性。

（傅敬民　苏　峥）

警犬 (Bloodhound)

“警犬”导弹外貌图

概　述

“警犬”是英国布列斯托公司研制的地对空导弹武器系统，用来对付来袭的高空高速飞机，作为固定阵地的面防御防空导弹系统。它分为“警犬1”型和“警犬2”型，“1型”于1949年开始研制，1958年装备英国空军。“2型”是针对“1型”存在的射程不足、低空性能差、命中精度低和杀伤威力小等缺点，从1958年开始进行改进型“警犬2”的研制工作，1964年8月装备部队。

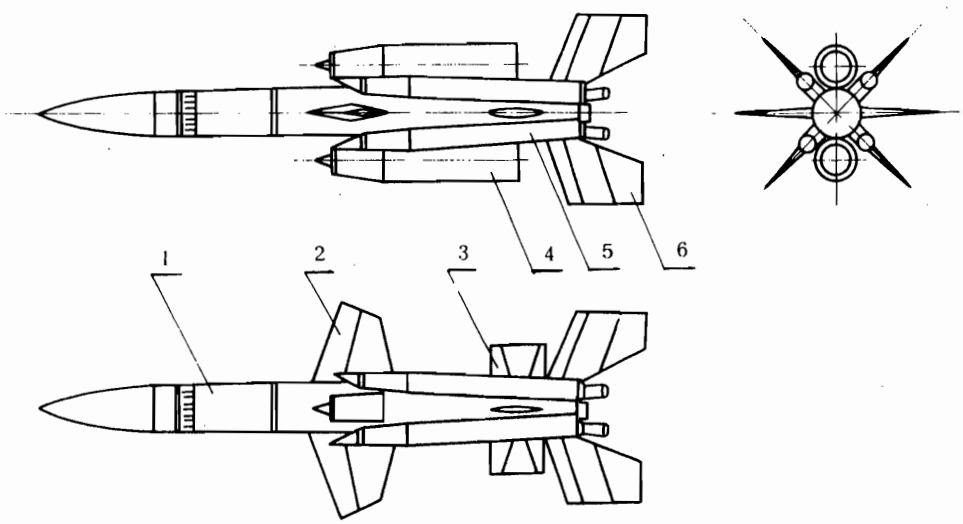
“警犬2”型采用 BRJ-801 型冲压发动机，取代“警犬1”型使用的“雷神”冲压发动机，推力增加近一倍；半主动雷达寻的导引头由脉冲体制改为连续波体制，从而提高了命中精度并改善了低空性能；由原来只能使用烈性炸药的战斗部改为烈性炸药战斗部与核装药战斗部能互换使用，从而增强了对目标的杀伤威力。

六十年代中，“警犬1”型已全部退役，完全由“警犬2”型代替。除部署在英国本土外，“警犬2”型还出售并部署在澳大利亚、马来西亚、新加坡、瑞典和瑞士等国。

主要战术技术指标 (1/2型)

对付目标		高空高速飞机	弹径		530/550 mm
杀伤空域			翼展		2.83/2.82m
作战半径	最大	60/84 km	发射重量		2000/＞2000 kg
作战高度		24/ 0.3～27 km	最大速度		M＝2 /M＝ 2.5
制导体制	全程脉冲式 / 全程连续波半主动雷达寻的制导		战斗部与引信	烈性炸药 / 烈性炸药或核装药近炸引信	
发射方式		支撑式倾斜发射	动力装置	两台冲压发动机，四台固体助推器，主发动机推力22.2～26.7/49千牛	
机动能力		固定阵地防御			
弹长		7.7/8.46m			

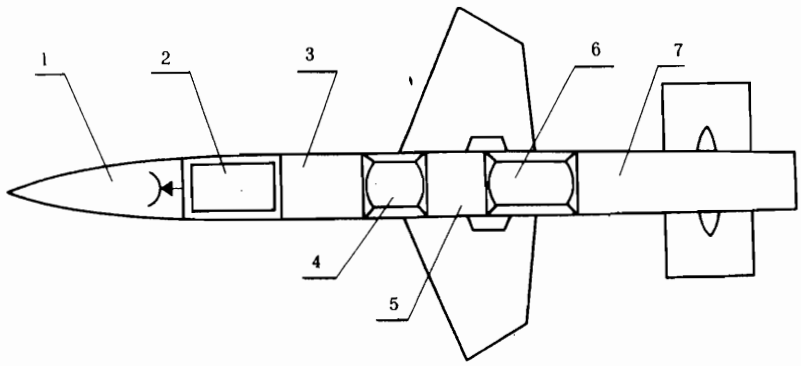
导　弹



“警犬”导弹外形图

1．弹体　2．弹翼　3．尾翼　4．冲压发动机　5．固体助推器　6．稳定翼

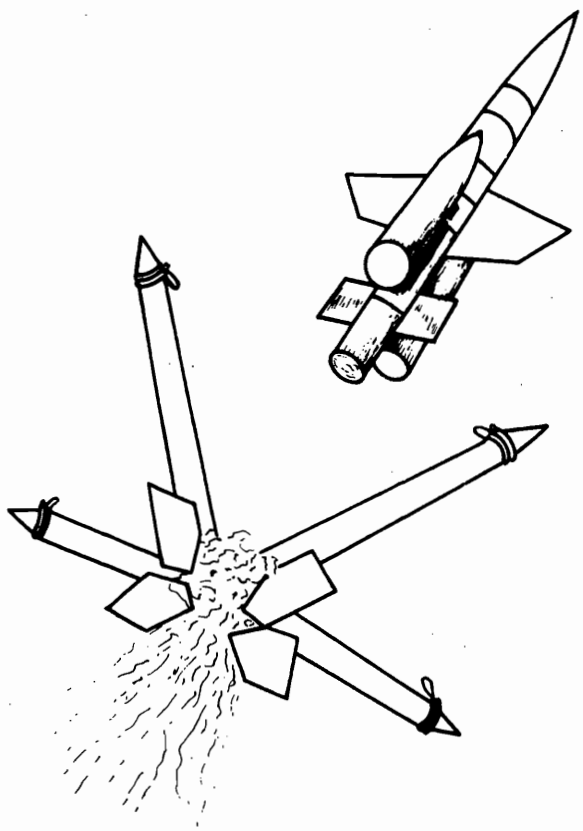
布局与结构　“警犬”导弹采用飞机式平面布置的气动布局，按倾斜转弯式进行机动，弹体为圆柱形，头部呈尖拱形。在弹体中部安装有一对水平旋转弹翼，当旋转翼进行同向偏转，导弹作俯仰机动，当进行反向偏



“警犬”导弹部位安排

1. 雷达导引头　2. 导引系统设备　3. 战斗部　4. 前贮箱　5. 操纵机构　6. 后贮箱　7. 尾舱

转时，导弹作侧向机动。弹翼平面为马赫锥内翼尖部分被切去的梯形，前缘后掠角 5°，弹翼剖面为前后缘很尖锐的菱形。弹翼采用夹心结构，弹体尾部安装有一对水平稳定尾翼，与弹翼处在同一平面上，尾翼的平面形状为矩形，剖面为修正菱形，最大厚度为25毫米。



助推器脱落的情况

弹身后部的上下方各安装一台冲压发动机，弹身后部周围捆绑了四台固体助推器，每台助推器的尾部都安装一个大的稳定尾翼，与弹翼成45°角。弹体前段由两部分组成，前一部分是由玻璃钢制成的接收天线整流罩，后一部分为制导设备舱，两个舱段均由镁合金制成，整个弹体前段是气密的。弹体后段是采用一般硬壳式结构，两台发动机的前端固定在隔框支座上，四个助推器前端通过接头与弹身连接。弹身后段安装着尾翼和发动机后支座。

动力装置　“警犬1”型采用英国布列斯托公司生产的“雷神”冲压发动机两台，作为主发动机。发动机总长2.54米，最大直径406毫米，使用速度M＝2～2.5，使用高度20千米，耗油率28.3毫克/牛·秒。“警犬2”型采用 **BRJ-801** 型冲压发动机两台，推力比“雷神”约大一倍。

“警犬”导弹安装有四个固体燃料助推器，用电点火，壳体由铬钼合金钢制成，壳壁厚1.6毫米，能承受119千克/厘米^{2}的燃烧压力。喷管是向外倾斜的，但四个助推器的推力轴线均通过导弹的重心。这样安装是为了以防万一有一台助推器发生故障，就能减少俯仰或偏航方向的不对称力矩。每个助推器上的稳定尾翼都安装在各自的推力环上，每个助推器的头部装有一个锥形帽和一个倾斜的面积为13厘米^{2}的小叶片。当助推器工作将结束时，四个助推器的推力小于它们

所受的空气阻力，于是助推器便向后滑动，在滑动距离为50毫米时，其前端的固定器脱开，四个助推器的头部向四面散开，它们便迅速地从弹体上脱落下来。

稳定与控制 采用全程半主动雷达寻的制导，导引方法为比例导引。“警犬1”型为脉冲工作体制，“警犬2”型为连续波工作体制。地面设有一部目标照射雷达，不断向目标发出无线电波，目标反射回来的电波被弹上导引头所接收，通过弹上计算装置计算出控制信号，通过伺服机构来控制导弹飞行。

战斗部与引信 采用近炸引信，“警犬1”型战斗部采用烈性炸药，“警犬2”型可采用烈性炸药或核装药。

探测、发射与指控

地面制导站采用一部“火光”（Firelight）或“蝎子”（Scorpion）目标照射雷达，用以自动跟踪和照射目标，“火光”和“蝎子”都是连续波多卜勒自动跟踪雷达，都工作在I 波段（8000～10 000 兆赫），主天线直径约2.1米。

导弹发射架为零长发射架，它的前端托在助推器的前固定处，后部托住助推器的固定环。有一条电缆和三条软管从发射架通入导弹，一条管通液油，一条管通高压空气。导弹以45° 定角发射，发射架靠液压带动，在水平方向360° 角转动。

作战使用

武器系统组成 由导弹、发射装置、目标指示雷达、目标照射雷达和通讯、发控、指挥车等组成。

火力配置 “警犬”导弹部队以营为建制单位，每个营由两个连组成，连是最小火力单位，能独立作战，每连有八个发射架和一部目标照射雷达。每个营设有一个发射控制站和一部目标指示雷达。

工作过程 远程搜索雷达发现敌方目标后便开始跟踪目标，同时把目标运动的信号自动传给跟踪雷达。跟踪雷达立即捕获目标的方位、高度、速度和航向。并将全部数据迅速传给中央控制站，该站设有两个雷达指示器，其中一个指示器接收远程搜索雷达信息，而另一个则接收来自跟踪雷达的数据，当目标照射雷达（“火光”或“蝎子”雷达）开始捕获到目标时，目标信号就被选通，整个系统就自动指向目标；与此同时，目标信号传至分配装置，将这些数据输入计算装置贮存器内，并在屏幕上显示。被选定发射的导弹，在发射架上自动与目标照射雷达同步转动，发射后，弹上接收机开始工作，不断接收目标反射回来的信号，通过比例导引修正导弹位置，直至击中目标。

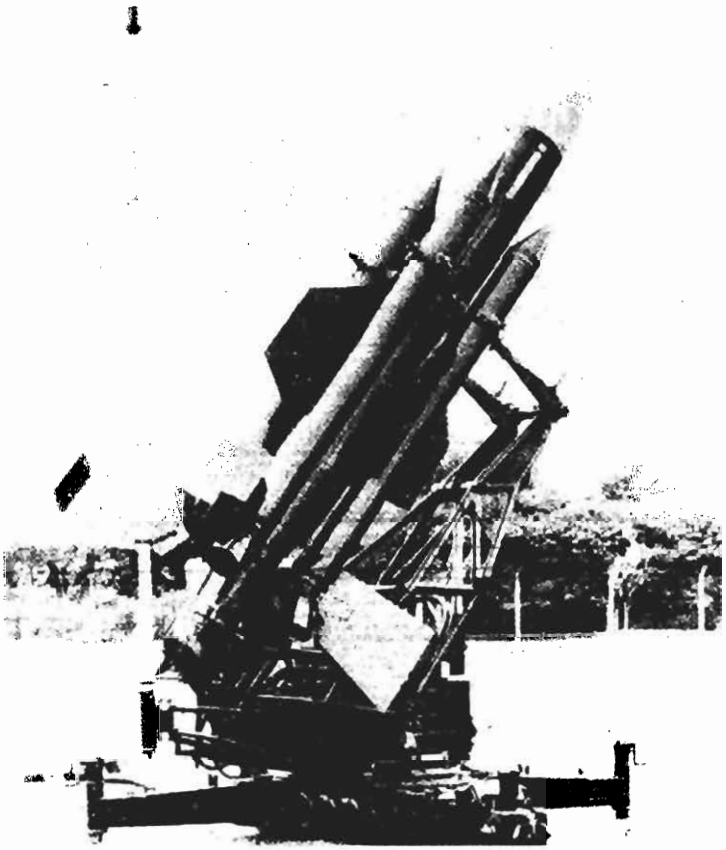
发展与改进

“警犬2”型在性能及威力上比“警犬1”型有所改进，但作为第一代防空导弹系统仍然存在着致命弱点，如在高空拦截时，易被目标机动摆脱，而雷达对3千米以下的目标又不易发现；而且发射准备工作复杂，一个发射单元（八个发射架）一次只能拦截一个目标。 （郭振华）

雷鸟(Thunderbird)

概 述

“雷鸟”导弹是英国早期研制的中程中、高空地对空导弹武器系统。它有1型与2型两种，“雷鸟1”型由英国电气公司为主承包商，于1950年开始研制，控制系统由费兰迪（Ferranti）公司负责研制，主发动机和助推器则由纳皮尔（Napier）和帝国化学工业（Imperial Chemical Industries）公司负责研制。1955年前，“雷鸟1”型在云雀试验场共进行了153次飞行试验，于1957年装备部队。由于“雷鸟1”型的射程与杀伤威力较小，脉冲制导雷达精度不高，易受干扰，且不能对付低空目标，因此，在“雷鸟1”型的基础上进行改进，



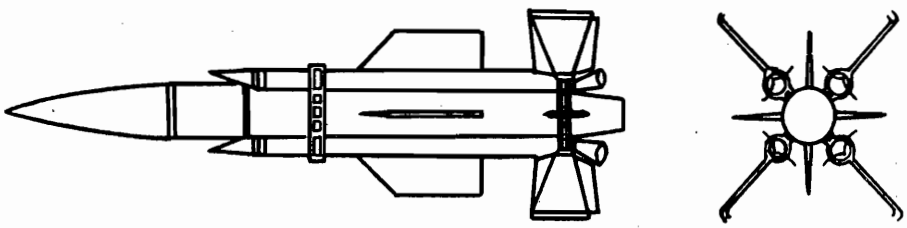
“雷鸟”导弹外貌图

采用了性能较好，比冲较大的固体燃料，从而增大了射程；改用了连续波制导雷达，改善了低空和抗干扰性能，发展成“雷鸟2”型。它于1965年开始装备部队，取代了“雷鸟1”型，目前仍在英国服役。

主要战术技术指标（1/2型）

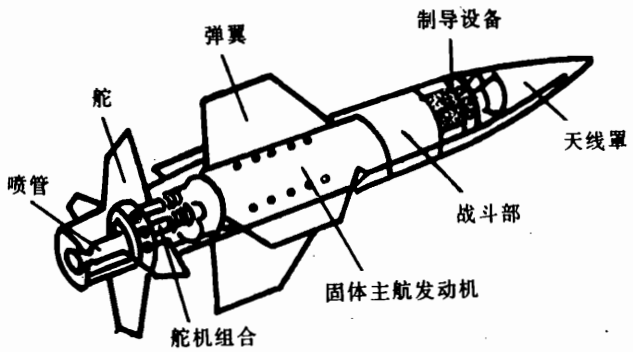
对付目标	主要对付20km以下的各类跨音速飞机	
杀伤空域		
作战半径	最大	56/75 km
作战高度	最大	20/20 km
制导体制	全程单脉冲式半主动雷达寻的/全程连续波半主动雷达寻的	
发射方式		支撑式倾斜发射
抗干扰措施	具有较好的抗地面杂波与抗电子干扰的能力	
机动能力	整个设备可装在车上进行运输，也可越野运输与空运	
弹长		6.4/6.35m
弹径		530/530 mm
翼展	弹翼	1.7/1.63m
	稳定尾翼	2.4/2.4m
弹重	含助推器	1800/1800kg
	不含助推器	1000/1000 kg
最大速度		M=2.3 /M=3
战斗部与引信	破片式战斗部，无线电近炸引信	
动力装置	一台固体主发动机＋四台固体助推器	
可靠性指标	导弹在专用贮存箱内至少可存放二年	

导　弹



“雷鸟”导弹线条图

布局与结构　“雷鸟”导弹采用正常式气动布局。弹体头部为尖拱形整流罩，罩内装有导引头天线及液压传动装置。整流罩长约 1.5 米，由夹层玻璃纤维材料制成，用三排埋头铆钉铆接在联结环上。整流罩后面是电子仪器舱，舱外装有四根接收天线，舱内安装导引头接收机和控制系统组合。然后是战斗部舱，内装战斗部装药及引信。弹体中部是固体主发动机舱。发动机尾部有一根很长的延伸喷管，穿过导弹的尾舱。尾舱中装有控制尾翼的液压传动装置和弹上电源。弹体尾部有一个安装控制尾翼的环，环上设有助推器的后安装座。四个助推器安装在弹体后半部的四周，每个助推器尾部都安装一个稳定尾翼，它与弹翼和舵成 45° 夹角。弹翼呈梯形，翼根的弦长大约为翼展的二倍。弹翼前缘的后掠角约 45°，最大相对厚度为 5 %（在40%处）。翼蒙皮用点焊或铆接在翼梁与前后翼肋上。弹翼用特种锁扣固定在弹体中部的五个圆环上。控制尾翼由镁合金整体制成，翼尖被截成马赫角。



“雷鸟”导弹总体布局图（未示助推器）

动力装置　“雷鸟”导弹采用一台固体主发动机和四台固体助推器。四个助推器捆绑在弹体上，当助推器经三秒钟工作完毕、推力消失时，由于它们的外壳与稳定尾翼受到空气阻力而向后滑动，它们的前端联结装置就被打开。每个助推器的头部斜锥体在空气阻力作用下，都产生一个向外的作用力，使四个助推器向四周张开，于是尾部安装铰链被剪断，助推器就呈花瓣状飞离弹体。主发动机的工作时间为60～65秒。

稳定与控制　“雷鸟”导弹由安装在尾舱内的气动液压伺服机构来操纵十字形控制尾翼。四个控制尾翼根据指令信号不同进行各种不同的偏转，以控制导弹飞向目标。采用气动液压伺服机构，其工作过程为：燃气由燃气发生器经导管进入作动筒（作动筒外套有隔热套），再经活门去推动涡轮机，后者带动液压泵，油即通过高压油筒压入舵机，使舵机动作，控制尾翼偏转。

战斗部与引信　战斗部为烈性炸药破片杀伤式。当导弹接近目标时，若目标进入引信的感应范围内，则近炸引信引爆战斗部，摧毁目标。

探测、发射与指控

探测与跟踪　“雷鸟”导弹采用全程半主动雷达寻的和比例导引法。弹上制导系统由半主动雷达导引头、自动驾驶仪和伺服机构组成。目标反射面积为10平方米时，半主动雷达导引头的作用距离约90千米。导引头通过弹体头部的盘状天线接收从地面照射雷达发射的、从目标反射回来的信号，再将其变换为两个平面的误差信号，使陀螺进动，用以产生修正弹体轴线与盘状接收天线轴线之间的角偏差的信号，通过驾驶仪和伺服机构控制导弹飞行。地面制导站有一部目标指示雷达与一部目标照射雷达，它们与远程搜索雷达系统配合探测与照射目标。“雷鸟2”型采用的“火光”（Firelight）照射雷达是一种连续波多卜勒雷达，工作在Ⅰ波段（8000～10 000兆赫）。它的优点是在地面杂波和电子干扰的情况下具有良好的工作性能。

发射与指控　“雷鸟”导弹使用支撑式发射装置，它主要由一台液压千斤顶、底座和用钢管焊接成的活动升降架（安装在旋转台上）三部分组成。另有一种可机动转移的发射装置安装在四轮拖车上。进入发射阵地后，先将轮子及轴拆下，再用地桩把整个装置固定住，然后用四个手动千斤顶将底座调平，发射装置的操纵全部自动化，可使导弹根据目标照射雷达通过计算机发来的信号随时转向正确的发射方向。发射装置上的液压千斤顶可以将活动升降架调整到任何俯仰角，直至90°，但导弹一般是以55°俯仰角发射。发射一枚导弹之后，再装填一枚导弹，共需六分钟。

作战使用

武器系统组成与功能　“雷鸟”导弹武器系统由导弹及其发射装置、目标指示雷达、目标照射雷达、无线电通讯车、连指挥车、发控车，及技术保障设备测试车、导弹装配车、导弹运输车、移动式起重机与发电机等组成。整个系统的所有装备均可装在车上以正常的速度在公路上运输，也能越野运输与空运。弹体可分成几部分分别进行包装和运输。熟练的后勤分队在一刻钟左右即可将导弹（弹体、弹翼、控制尾翼、助推器、战斗部及头部整流罩）装配好。弹体也可装在专用贮存器内进行运输。导弹在这种有防震和空调装置的贮存器内最少可以存放两年。

火力配置　以导弹连为建制单位，配属于英国陆军防空炮兵团。每团辖两个连，连是基本火力单位，能独立作战。它一般由发射分队和后勤分队组成。发射分队配备四部发射架，均由连指挥车控制。

作战过程　连指挥车内设有一部目标指示雷达指示器，通过敌我识别器把目标纳入目标照射雷达，后者把目标位置数据输入发控车内的计算机，由此输出的信号控制一部或数部发射架指向目标。这些程序全部是遥控和自动进行。“雷鸟”防空导弹系统的发射阵地有两种形式：固定式和移动式。固定式发射阵地的发射控制站大都设在地下，用钢筋混凝土构筑；移动式发射阵地的发射控制为三吨的卡车和一吨的拖车。内部设有一台弹道计算机，一台或数台操作员控制台和一台发射军官使用的控制台，以及发电机。发控车通过电缆与发射架、目标照射雷达及连指挥车通讯联系。发射导弹的命令和数目由连指挥官决定和下达，而发射时刻则由发射军官决定。

检测与维修　作战单位接收导弹后，先将它送往测试站进行导弹性能的全面测试。采用通过/不通过测试方式，按自动程序进行。发现有故障的组合件，用新组合件更换。测试合格后，装上战斗部、头部整流罩、弹翼、控制尾翼和四个助推器，并进行最后测试。准备好的导弹即可装到发射架上待发。

发展与改进

“雷鸟2”型在作战性能、抗干扰性能方面均比“雷鸟1”型有明显的改进，至今仍是英国比较有效的中、高空防空导弹之一。但这种导弹结构笨重，反应时间长，机动性与有效性均较低，有待进一步改进。

（笪祖发、杨存谨）

山猫 (Tigercat)

“山猫”导弹武器系统外貌图

概　述

“山猫”是英国肖特兄弟有限公司研制的一种机动式近程低空地对空导弹武器系统，主要用于点防御，为前沿阵地、机场、桥梁等提供防空，能对付低空高速飞行的飞机。“山猫”是从“海猫”舰对空导弹改装而成，1967年第一次试射，1970年开始装备英国皇家空军。目前，“山猫”除在英国皇家空军中服役外，还在伊朗、阿根廷、印度、阿联酋、南非、卡塔尔、赞比亚等国家的军队中服役。

主要战术技术指标

对付目标	低空高速飞机	弹径	190mm
杀伤空域	同“海猫”导弹	翼展	650mm
反应时间	≥6s	弹重（起飞重量）	63kg
制导体制	光学跟踪或雷达跟踪+无线电指令制导	最大速度	M=0.9
发射方式	采用三联装发射架倾斜发射	战斗部与引信	连杆式，装烈性炸药，总重15kg，由近炸或触发引信起爆
抗干扰措施	同“海猫”导弹		
弹长	1.4m	动力装置	1台固体主发动机和1台固体助推器

导　弹

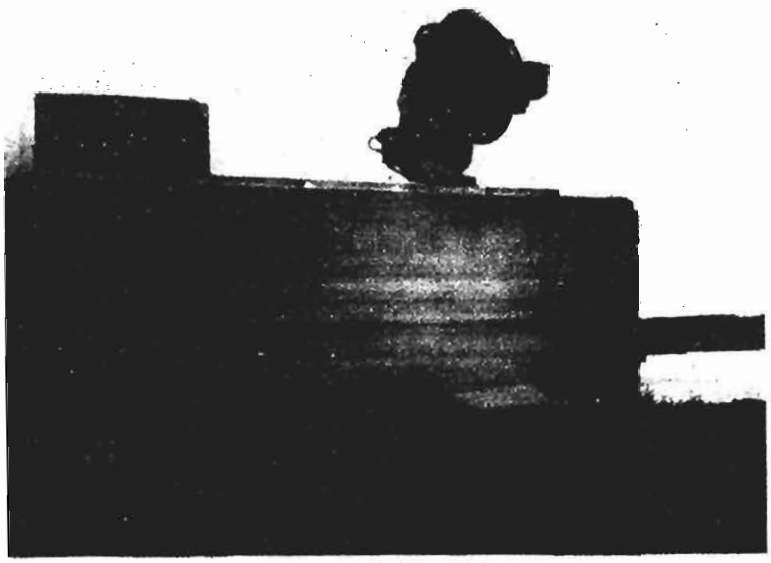
布局与结构　同“海猫”导弹

探测、发射与指控

探测与跟踪　“山猫”导弹采用光学或雷达跟踪和无线电指令制导。其地面探测制导设备是一辆指挥拖车，此外还可配备一部ST850型目标跟踪雷达和一套电视跟踪系统，必要时还可配备一部S860型搜索雷达。

跟踪雷达、搜索雷达和电视跟踪系统装在一辆拖车上。

指挥拖车装有双目光学瞄准具、计算机、指令发射机和控制台等。双目光学瞄准具装在一个支架上，固定在指挥拖车车厢前部的顶棚上。光学瞄准具的两侧装有操纵手柄，用以操纵瞄准具俯仰和转动。瞄准具能在 -30° ～ $+60^{\circ}$ 范围内俯仰和在 $\pm 170^{\circ}$ 方位范围内转动，以搜索和瞄准目标。控制台位于拖车车厢的后部，车厢内还装有计算机、指令发射机、通讯设备以及监视和测试设备等。指挥拖车能独立发现和瞄准目标，并制导导弹攻击目标。但由于它采用光学跟踪，只能在白天和天气晴朗的条件下使用。



“山猫” ST850 型跟踪雷达

ST850 型目标跟踪雷达装在一个由拖车运载的车厢里，天线在车厢顶上，采用卡塞格伦天线，直径约一米，能以40转/分的速度进行圆周扫描，俯仰扫描范围为 -5° ～ $+85^{\circ}$。辐射器由四个喇叭组成，属单脉冲馈源，辐射器和旁边的比较器能输出三个不同的射频信号，经中频接收机接收处理后，形成目标显示和自动跟踪数据。发射机为脉冲调制式，采用Ⅰ波段磁控管，其工作频率由人工调整，调整范围在8600～9500兆赫内，可抗瞄准式干扰。发射机的平均功率为 160 瓦，峰值功率为 180 千瓦。信号处理装置有两个通道，一个用于处理目标信息，另一个用于处理导弹信息，由主程序装置控制自动完成信号处理，主程序装置还能根据操纵手控制台发出的指令和来自雷达分系统的信号编制雷达的作战程序。该雷达由于采用了单脉冲信号处理技术和笔形波束，所以跟踪精度较高。电视摄像机与跟踪雷达天线装在一起，始终对准雷达瞄准线，在雷达跟踪目标时，可用以提供目标的光学信息。

发射装置 “山猫”导弹采用三联装发射架，发射架装在一辆两轮拖车上，展开时，发射架拖车的护板和车轮均拆下，由三个柱脚调平，发射架拖车与指挥拖车之间用电缆连接。作战时，发射架接收指挥拖车上瞄准具传来的同步信号，并随瞄准具作俯仰和方位转动，以瞄准目标。发射架的火焰挡板为圆盘形，导弹尾部插在火焰档板上。发射导轨在发射架上方，因此导弹是吊挂在发射导轨上的。

作战使用

武器系统组成与功能 整个系统由一辆三联装导弹发射架拖车和一辆指挥拖车组成，编制五人。行军时，指挥拖车和发射拖车分别用卡车或“陆游者”吉普车牵引。指挥拖车上装有光学瞄准具和火控设备。为具备全天候作战能力，可配备一部跟踪雷达。“山猫”也可与40毫米以下的中小口径高炮结合使用，组成一个弹炮结合的系统，由一个火控系统统一指挥控制。据实际使用证明，一个“山猫”系统的火力相当于六门40毫米高炮

“山猫”导弹发射架

“山猫”武器系统展开状态

的火力，而且还可节省70%的人力。

作战过程 射手通过双目瞄准具捕获到目标后即可发射导弹，导弹飞入瞄准具的视界内。射手操纵瞄准具的操纵手柄，将目标保持在瞄准具的十字线内并通过拇指飞行控制器和指令发射机向导弹发出上、下、左、右指令，以控制导弹沿着瞄准线飞向目标。射手跟踪导弹时可借助其尾部的曳光管光源。在夜间作战时，可采用雷达跟踪目标，射手既可通过电视荧光屏手控制导导弹，也可由电视自动制导导弹。在恶劣气候条件下，需要采用雷达跟踪目标，射手通过雷达荧光屏手控制导导弹，或由雷达自动制导导弹。

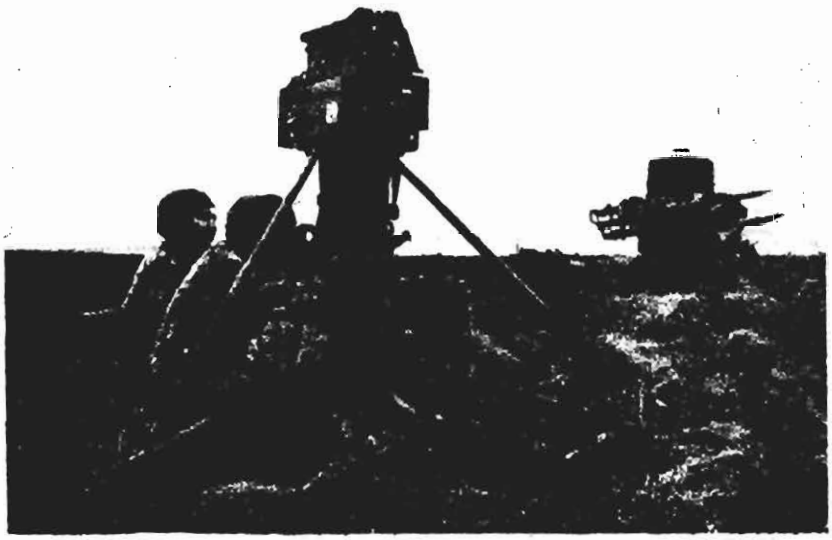
系统特点 结构简单，使用维护方便，成本低廉，反应时间较短，命中精度较高，但自动化程度较低。

发展与改进

“山猫”整个武器系统分装在两辆牵引车和两辆拖车上，既可水运，又可空运。武器系统具有全天候作战能力，能与高炮配合使用，威力较大。制导精度较高，只是自动化程度稍低。

（赵观仁　杜锦丽）

长剑 (Rapier)



光学型“长剑”组成图

概　述

“长剑”是英国航空航天公司和马可尼空间和防御系统公司共同研制的近程低空地对空导弹武器系统，作为野战防空点防御武器，用来拦截各类低空、超低空攻击的飞机。

六十年代初，为了对付日益增长的低空威胁，英国陆军迫切需要一种防空导弹，以填补防空武器的空白，促使英国开始研制一种简易、造价便宜的防空导弹。最初武器代号为 ET-316，后来改名为“长剑”。军方对“长剑”的设计要求是：反应迅速，易于操作，机动性强，便于空运，杀伤空域尽可能大，命中率尽可能高等。经过分析，认为实战中约有95%的飞机，是在白天能见度良好的条件下，实施低空攻击的；仅有 5 % 的飞机，是在夜间借助各种机载仪表进行攻击的。而在能见度良好的情况下，光学系统比雷达跟踪精度高，也不易受到干扰，且造价便宜，易于操作维护。因此，英国决定首先发展光学跟踪的“长剑Ⅰ”型导弹系统，然后再解决全天候使用的雷达跟踪的“长剑Ⅱ”型导弹系统。

“长剑Ⅰ”型于1963年开始研制，1967年打靶试验成功，转入小批量生产，1972年起装备英国陆军，是“长剑”的基本型。“长剑Ⅱ”型又称盲射型，于1967年开始研制，1972年打靶试验成功，1978年起装备英国陆军。“长剑”是一种价格便宜，生产销售量很大的地对空导弹，到1985年 1 月，已生产近 19 000 枚导弹及 500 多部发射架，总销售额已达20亿美元以上。澳大利亚、伊朗、瑞士、土耳其、新加坡、赞比亚、阿曼、卡塔尔、阿布扎比、文莱、美国和英国等10多个国家都装备了“长剑”。据1985年报道，“长剑”导弹每枚价格为18.7万美元。

主要战术技术指标

对付目标	能对付各类飞机，最大目标速度为M＝1.2
杀伤空域	
作战半径 最大	6.2 km
最小	800m
作战高度	15m～3.5 km
杀伤概率 单发	60%
反应时间	6～8 s
火力转移时间	3 s
发弹间隔时间	3 s
制导体制	
Ⅰ型	光学跟踪目标/电视跟踪导弹＋无线电指令
Ⅱ型	光学跟踪目标/电视跟踪导弹或雷达跟踪目标和导弹＋无线电指令
发射方式	吊挂式倾斜发射
抗干扰性能	光学型能抗地物杂波及窄带干扰；盲射型采用了光电复合制导，增加了抗杂波、调制干扰的能力
机动能力	用越野车装载牵引，具有良好的机动性，并能用中型直升机和C-130飞机等空运。系统展开时间为15min
弹长	2.33m
弹径	133mm
翼展	381mm
弹重	42.6 kg
最大速度	M＞2
最大机动过载	25g
战斗部与引信	半穿甲型战斗部，重4.2kg。装烈性炸药1.34k g。压电式触发引信，直接命中目标，也可用电磁近炸引信
动力装置	单级双推力固体火箭发动机
作战使用环境	
温度	－30～＋52℃
风速	不大于20m /s
可靠性指标	导弹贮存寿命为5～10年

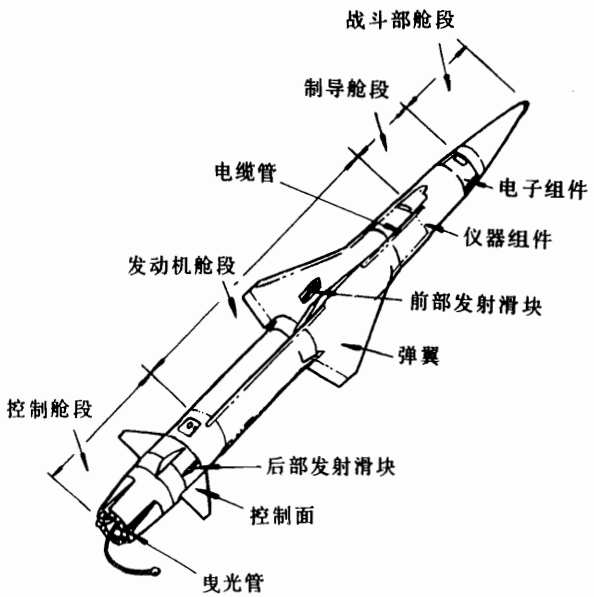
导　弹

布局与结构　“长剑”采用正常式气动布局，弹翼与尾翼为X—X型配置，弹体由战斗部舱、制导舱、发动机舱和控制舱等四个舱段和两组翼面组成。战斗部舱头部是易碎的塑料鼻锥，压电式引信的安全保险执行机构装在战斗部后部，以保证弹头穿入目标后触发引信。

动力装置　采用由英帝国金属工业公司生产的单级双推力固体火箭发动机，双基推进剂。

稳定与控制　弹上控制设备分装在制导舱和控制舱内，控制舱内装所有电子控制组合及敏感仪表组合，其中包括通过可伸缩天线接收地面控制指令，来控制导弹飞行的J波段接收机，以及装有电子控制组合和一个横滚位置陀螺，两个速率陀螺，两个加速度表等组成的自动驾驶仪。三个陀螺均由燃气发生器产生的燃气驱动。控制舱内装有燃气发生器和由燃气舵机驱动的伺服机构。

引信与战斗部　采用压电式触发引信，当导弹头部穿入飞机壳体内，战斗部再行爆炸，这样就可以得到最大的杀伤力，为此国外有人



“长剑”导弹部位安排图

称“长剑”为“爆破手”。战斗部重量4.2千克，炸药重量1.34千克。

弹上电源　采用化学热电池。

探测、发射与指控

探测与跟踪　“长剑Ⅰ”型的探测与跟踪系统由装在发射架上的搜索雷达、敌我识别器、遥控指令接收机、计算机，以及光学跟踪装置和作战区域选择器组成。“长剑Ⅰ”型增加了一部盲射雷达。

搜索雷达为英国台卡（DECCA）公司研制的脉冲多卜勒雷达，天线安装在发射架圆筒形顶部的天线罩内，发射机/接收机装在发射架底部，其主要指标为：

雷达体制	相干脉冲多卜勒	峰值功率	2.5k w
工作频率	F 波段	波束宽度	8°
探测距离	11.5k m（探测概率 0.9）	天线	平方余割天线，仰角为40°，每秒转动一周
脉冲重复频率	11.75KHz（标称值）		

敌我识别器装在天线转塔内，其天线装在搜索雷达天线阵内。遥控指令发射天线在天线转塔前部，指令发射/接收机装在发射架底部，其主要指标为：

发射机体制	脉位调制	仰角	－5°～＋60°
频率	J 波段	波束宽度	从12°宽波束变到2.5°窄波束
输出功率	30k w（峰值）	天线极化	圆极化

光学跟踪装置　光学跟踪装置安装在一个三脚架上，可以在360°方位上跟踪，俯仰角视界为－10°～＋60°，它由两套光学系统组成。一套是射击手捕获、跟踪目标形成瞄准线的双目镜光学瞄准系统，其倍率可由人工或自动控制转换，搜索目标时为4.8倍，跟踪目标时为10倍，视场4.8°；另一套是自动引入跟踪导弹的电视系统。两套光学系统光轴是平行的，一旦导弹偏离瞄准线，就可测出偏差角。光学跟踪装置下部是控制台，上有发射按钮与操纵手柄等。

作战区域选择器　是调整作战空域的装置，它把360°方位等分为32个扇形区，通过操纵选择开关，确定非攻击区，为己方确定安全通道及确定重点攻击区；通过发射缄默开关，防止雷达向非攻击区发射波束；通过高度限制开关，可在300～3000米之间，按300米间隔来选择高度，超出选定高度区域为不攻击范围，也为己方提供空中通道。

盲射雷达　“长剑Ⅱ”型在光学型基础上，增加了一部马可尼公司生产的跟踪雷达，使系统具有全天候作战能力。盲射雷达装在与发射架类似的底座上，上部方位转塔上装主反射器、副反射器、电视引入装置、射频组合等；下部装有角跟踪接收机和液压装置等。当一个目标被盲射雷达捕获并发射导弹后，通过装在雷达跟踪器上的电视装置将导弹引入雷达波束。雷达的主要指标为：

雷达体制	单脉冲频率分集	方位角	±290°
工作频率	K 波段	仰角	－5°～＋60°
跟踪距离	15k m		

抗干扰措施　采用光学跟踪，能改善低空性能，抗地物杂波；盲射雷达用单脉冲、窄波束，提高抗杂波、调制干扰能力；采用频率分集，减少目标闪烁影响及抗窄带干扰等。

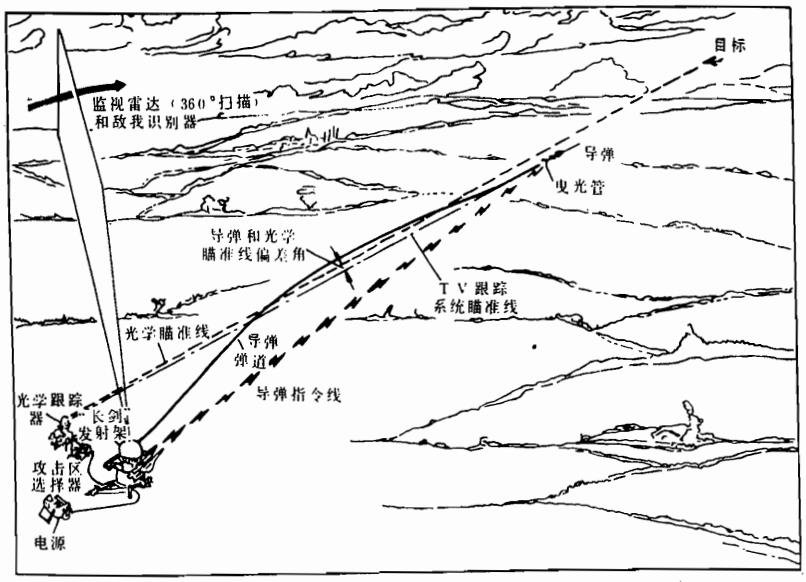
发射装置　发射架转塔可进行360°跟踪，其上装有四发导弹，采用倾斜发射。行军状态发射架装于拖车上，兵器展开后，发射架上拖轮和挡泥板都被拆掉，通过四个角上的千斤顶调整水平。

作战使用

武器系统组成　“长剑Ⅰ”型由发射架、光学装置、导弹发电机组和作战区域选择器等五个部分组成。全部设备装于一辆“陆地流浪者”吉普车和一辆轻型拖车上，车上乘员两名；第二辆同样型号吉普车装载设备备件，其拖车上装九枚放于包装箱内的备份导弹，乘员三人；“长剑Ⅱ”型再加上一辆同样车辆牵引的盲射雷达。

火力配置 “长剑”导弹系统与“博弗斯”L 70型40毫米高炮配合使用，组成完整的防空火力系统，以导弹对付远距离目标，以高炮对付近距离目标。“长剑”每个火力单元可独立作战，也可由多个火力单位组成导弹连，每个连辖两个排，每个排辖六个火力单元，每个火力单元有一部四联装的发射架。“长剑Ⅰ”型导弹分队（火力单元）由五人组成，“长剑Ⅱ”型由七人组成。

作战过程 光学型“长剑”系统作战使用比较简便，系统展开后，搜索雷达在方位上作360°连续扫瞄，发现目标后敌我识别器立即自动进行询问，若接到己方的应答信号，则没有进一步动作，雷达继续搜索目标。若没有收到己方的应答信号，操作手就会在耳机内听到警报信号，发射架转塔及光学跟踪装置就自动对准目标方位，操作手开始进行高低搜索，当捕获到目标后，就转换成跟踪方式并开始用操纵手柄跟踪目标。当目标进入射击区内，操作手瞄准装置视野内就出现灯光信号，就可立即按发射按钮发射导弹。发射后，电视跟踪系统将导弹自动引入制导波束，并自动跟踪导弹尾部曳光器。根据导弹跟踪线与目标瞄准线间偏差角信号形成的控制指令来修正弹道，直至与目标碰撞。在导弹飞行过程中操作手唯一任务就是通过光学瞄准装置跟踪目标。拦截结束后三秒钟，操作手可对同一目标或视场内的另一目标，发射第二发导弹。光学型“长剑”作战过程示意图如下：



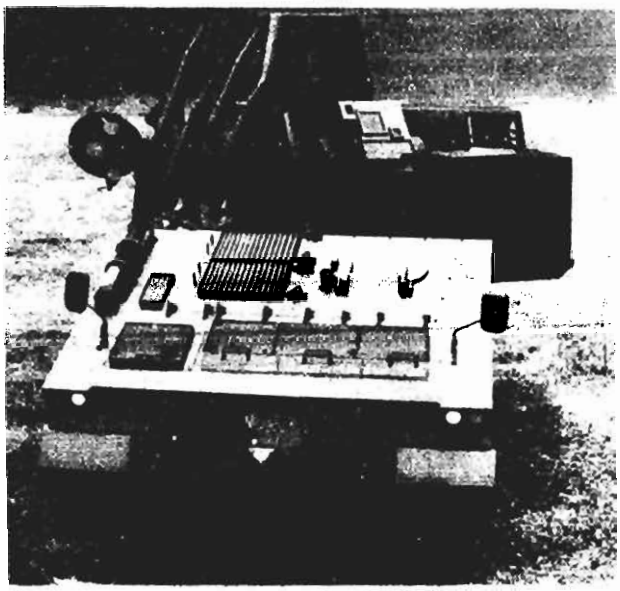
光学型“长剑”作战程序图

盲射型“长剑”作战过程与光学型相似，只是当发现目标后，不但要使光学跟踪头和发射架转塔自动对准目标方位，同时也要使盲射雷达对准目标方位，然后盲射雷达开始自动搜索和截获目标，光学跟踪系统随动雷达在方位和高低上继续跟踪目标，如能见度允许，操作手仍可选用光学跟踪方式。如选定雷达方式，则发射架转塔就立即向雷达方向转动，使导弹向雷达波束方向发射。导弹发射后，电视引入装置把导弹引入雷达波束，制导系统将导弹向目标瞄准线方向导引，直至与目标碰撞。

检测与维护 “长剑”的维护与修理是以快速故障诊断和更换备件的办法为基础。操作手只进行日常维护与调整测试，做好发射前的准备，而整个武器的维护分四级进行：一级维护由检修分队级维修，配备两名技师，由三辆带拖车的汽车组成，装备有人工检修设备、工具和备件等，主要完成日常的程序检修和性能检测，发现故障后，更换备件；二级维护由野战修理排级维修，配备电子维修车、光学与液压维修车和备件车等三辆专车，每辆车上有两名技师，他的任务是对检修分队送来的故障部件进行测试、分解、更换备件，直至测试合格满足指标要求；三级维护为基地级维修，在基地车间进行，维修野战修理排更换下来不能修复的印刷线路等，并对事故造成的故障进行修复和装配导弹战斗部等；四级维护是工厂级维修，在制造厂进行。

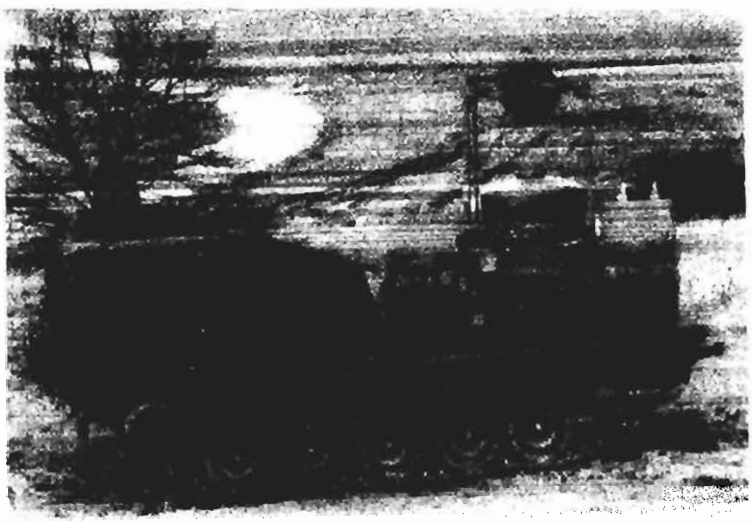
发展与改进

主要发展阶段　“长剑Ⅰ”型于1963年开始研制，1965年进行飞行试验，1967年打靶试验成功，1968年投产并开始鉴定试验，1970年首次输往国外，1972年开始批生产并装备英国陆军；“长剑Ⅱ”型于1967年签署发展合同，1970年进行系统试验，1972年打靶试验成功，1973年开始批生产并进行鉴定试验，1974年国外开始订货，1978年1月装备英国空军。



激光式“长剑”系统

为了增强“长剑Ⅰ”、“长剑Ⅱ”型机动能力，以实现区域防空和配属装甲部队野战防空，于1974年开始发展自行履带式“长剑”计划，1978年3月英国开始进行部署。履带式“长剑”把牵引式“长剑”全部设备分装在两辆履带车上，一辆为导弹发射车，一辆为跟踪雷达车，这样大大提高了机动性能，由行军到进入作战状态仅需30秒钟。且由四联装改成八联装导弹，加强了防御威力。改进了初始段引导，把最小作战半径由800米减小到400米，从而扩大了空域，单发平均杀伤概率也提高到0.8。履带型“长剑”发展为无搜索雷达型“长剑”，这是自行式“长剑”的一项重大改进，操作手可通过头盔式快速瞄准具来搜索，截获目标，从而取消了搜索雷达和敌我识别器等装备。在通常情况下，操作手可在一秒钟内截获目标，并把光学瞄准装置随动到头盔式瞄准具所指示方向，但它只适用于能见度良好的条件；自行式“长剑”还发展为激光型“长剑”，它是一种新的改型，采用了新型的毫米波搜索雷达，用激光跟踪器取代了光学跟踪器和盲射雷达。全部



履带式“长剑”系统

设备装在一个转动平台上，而转动平台可装于一辆卡车式拖车上，采用激光跟踪器后，整个作战过程可自动化。

优缺点与发展前景 “长剑”系统是一种已经过实战考验的武器系统，两伊战争、英阿战争都证实武器的有效性。“长剑”的主要特点是体积小、重量轻，便于运输和部署，易于操纵使用，价格便宜，且有多种形式，可供不同需要选用。系统采用了头盔式瞄准具、触发引信等技术，系统设计上也有独到之处。基本型“长剑”主要缺点是机动性差，作战准备时间长等，为此，近年来，英国国防部进行投资，对“长剑”进行一系列重大改进，以便在九十年代，甚至2000年后，成为英国有效的低空防空导弹。其主要改进项目有采用微处理机，把模拟运算改为数字运算，从而提高搜索与跟踪信息的处理能力，并通过数据传输与上级指挥系统建立联系；在光学瞄准具内增设热成像器，使光学型“长剑”能有夜战能力；研制配有二氧化碳激光测距仪的被动红外探测系统，实现被动式测量体制。 （安 博 杨存富）

吹管 (Blowpipe)

“吹管”导弹系统作战状态

概 述

“吹管”是一种便携式单兵肩射的近程、低空地对空导弹武器系统。采用光学跟踪和无线电指令制导，既能迎面射击，也能尾追射击。可从各种车辆、船上和直升飞机上发射。主要用以对付低空慢速飞机和直升飞机。此外，还可用来对付小型舰艇和地面车辆。

六十年代初，由于飞机突防方式由高空、高速向低空、超低空突防发展，因而，英国开始研制单兵携带和发射的防空导弹“吹管”。1966年英国皇家雷达研究所（**Royal Radar Establishment**）根据英国陆军和海军的需要，委托肖特兄弟有限公司研制，一年后完成了方案论证，根据公司提出的技术要求制成试验弹，经陆军肩射试验成功。到1972年5月，对系统进行最后鉴定试验。同年9月，肖特公司宣布完成了研制阶段，开始批生产。于1973年装备英国陆军。后来，海军又发展为多联装舰空和潜空导弹。

该导弹出口价格为6500英镑，英国国内每一备份导弹价格为3000英镑。目前已出口到加拿大等七国装备。

主要战术技术指标

对付目标	低空慢速飞机和直升飞机、小型舰艇		弹重		11kg
拦截空域			发射筒重		3kg
作战半径	最大	4.8km	最大速度		M＝1.5
	最小	300m	战斗部与引信	破片式战斗部，总重2.2～3.6kg，装烈性炸药1.45kg，由近炸引信或触发引信起爆。对付地面或水面目标时，采用空心装药战斗部。	
作战高度	最高	1.8km			
制导体制	光学跟踪＋无线电指令制导				
弹长	1.35m				
发射筒长	1.4m		动力装置	一台固体主发动机＋一台固体助推器	
弹径	76mm				
翼展	274mm				

导　弹

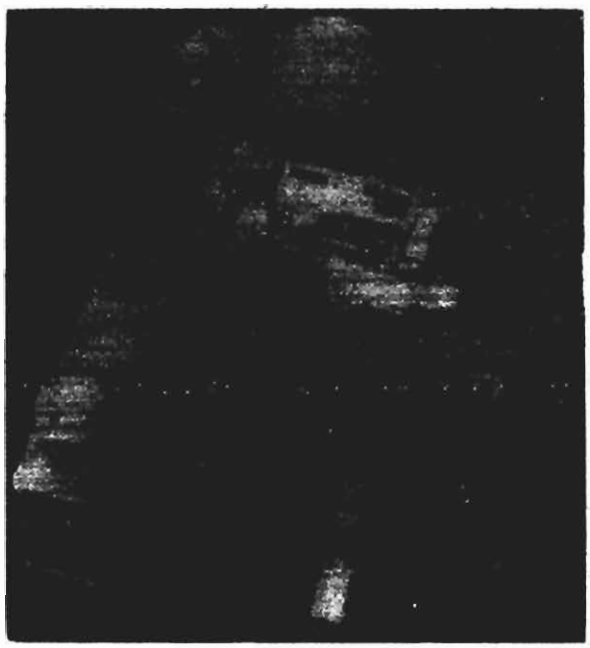
布局与结构　导弹为一细长圆柱体，头部呈尖锥形。采用鸭式气动布局，在弹体头部的鼻锥部分装有“十”字形配置的三角形控制舵。弹体尾部装有可以折叠的“十”字形配置的三角形稳定尾翼，当导弹飞离发射筒后，尾翼便自动张开。发动机喷口倾斜，以保证导弹滚转飞行。导弹尾部装有曳光管，为瞄准和自动跟踪提供光源。整个导弹共分三部分，即弹头、战斗部和发动机，在圆锥形的弹头内装有引信制导系统和控制系统。

“吹管”导弹及其发射筒

稳定与控制　导弹尾部的两对三角形尾翼在飞行中起稳定作用，鼻锥部分的两对弹翼是控制翼，导弹通过对这两对前翼的扭转，控制导弹飞行，即弹头与后段弹体是活动连接，头部可以绕其纵轴自由转动，惯性力矩很小，这样，鼻锥部分可充分利用其扭转控制力，而不受助推发动机的惯性影响。发射时，以一对控制翼作为基准，并在发射中保持在一垂直面上。导弹根据控制指令使弹头旋转，使一对控制翼对准目标平面，另一对控制翼偏转，产生必要的控制力矩。

战斗部与引信　导弹可采用两种战斗部，当对付空中目标时，可安装破片杀伤式战斗部。装烈性炸药，总重2.2～3.6千克，由红外近炸引信或触发引信起爆，当对付地面或水面目标时可安装空心装药战斗部，由触发引信起爆。

动力装置　采用两台固体发动机，一台作为助推发动机，采用“柯达”固体燃料，燃烧时间只有几分之一秒。在导弹飞离发射筒之前即已燃烧完毕。助推发动机熄灭0.7秒后（导弹飞离发射筒六米），主发动机开始点燃，燃烧完毕时导弹的飞行速度约为M＝1.5。此外，有一个点火和安全保险装置，既能防止主发动机提前点火，也能防止炸药过早或意外爆炸。



“吹管”导弹瞄准与控制装置

发射筒 导弹的贮存运输容器在战时就作为发射筒用。筒内装一枚导弹，由前后两盖板密封，以保护导弹不受外界影响。筒内除装一枚导弹外，还装有环形遥控天线、敌我识别装置的天线和电池等。敌我识别装置的天线被一条小绳与发射筒的前盖板相连接，当前盖板被气体压力冲开时，拉出敌我识别装置的天线。后盖板由四个保险螺栓与发射筒连接，在发射导弹时，后盖板被发动机喷出的气流吹掉，使发射筒后端敞开，这样就不致产生后坐力。

探测、发射与指控

探测与跟踪 “吹管”采用光学跟踪和无线电指令制导。弹上制导设备有指令接收天线、指令接收机、译码器和传动机构。地面制导设备是瞄准控制装置，可多次使用，作战时把它装在发射筒上。瞄准控制装置有两种，一种带敌我识别器，一种不带敌我识别器，另外还包括一个单目瞄准望远镜、一个红外跟踪器（用于将导弹引入瞄准线）、一台微型计算机和一台无线电指令发射机。控制装置包括一个射击手柄、一个拇指控制操纵杆和多个开关，如系统总开关、引信选择开关、自动/手控制导开关、发射机频率选择开关。总重约五千克，加上电池和敌我识别器共重七千克。

导弹开始飞行的制导阶段，红外跟踪器接收导弹的曳光信号，并测出导弹飞行位置与瞄准镜瞄准线之间的误差角，再将这一误差信号输送给计算机变成控制指令，通过发射筒内的环形天线发射给导弹，使导弹始终沿着瞄准线飞行。当导弹接近或直接命中目标时，由弹上红外近炸引信或触发引信起爆战斗部摧毁目标。在导弹命中目标之前，只要射手使目标保持在瞄准镜的视界之内就可以自动制导直至摧毁目标。该制导装置只能工作几秒，如果目标距离较远，经 2 ～ 3 秒制导后，导弹若还未到达目标，射手就需用拇指操纵开关，控制指令发射机发射修正指令，将导弹导向目标。自动制导距离取决于曳光亮度和红外探测器的灵敏度。

作战使用

系统组成 由瞄准控制装置和装有导弹的发射筒两大部件组成。

作战使用过程 射手首先作发射前准备，取出瞄准控制装置和发射筒，将瞄准控制装置装到发射筒上。安装好后，根据所要射击的目标种类，将引信选择开关扳到相应的位置，如要攻击地面或低空飞行目标，则将引信选择开关扳到“I ”触发引信的位置，然后把自动/手控制导（A /M）开关放置“A ”的位置，若是战场环境太复杂，红外光源太多，就置于“M”的位置。准备工作完成后，射手右握发射手柄，将发射筒扛在右肩上左手托住发射筒的前端，用右眼通过单目瞄准镜搜索瞄准目标，并打开系统总开关。当识别出是敌机后，扣动扳机，发射导弹。导弹飞出发射筒 0.7 秒后，主发动机开始工作，使导弹加速飞行。这时，射手只要把目标保持在单目瞄准镜的视界内即可，不需精确瞄准，“吹管”导弹就能依靠自动制导装置（红外跟踪器）自动导向目标。

火力配置 “吹管”导弹以连为建制单位，一个连下辖两个排，每排有两个分排，一个分排有四个火力单元。一个火力单元为一个基本作战单位，能独立作战。每个火力单元有 3 名成员：一名射手、一名副射手和一名驾驶员兼无线电通信联络员，配有一辆吉普车、一部无线电台和10枚导弹。

发展与改进

现代防空作战中，对便携式防空导弹提出了更高的要求，要求其具有全向攻击、全天候和昼夜作战、空情报警与敌我识别自动化、机动性高、抗干扰能力强、战斗部威力大，重量轻、体积小，成本低等特点。但是，“吹管”存在以下不足和缺点：

命中率低　“吹管”是唯一采用无线电指令制导的便携式防空导弹，但它的单发命中率只有40%，在目标速度为250米/秒、航路捷径大时，其射程小于800米，对低空目标的射高也只有800米左右；

抗干扰能力差　无线电指令在电子干扰的条件下更容易失效；

重量大而不易便携　虽然可以单兵便携，但全重21.46千克，射击时，射手跟踪目标较费力。

操作与训练困难　采用光学跟踪、无线电指令制导方式，射手在发射之前和之后，都要精确跟踪目标，为此，射手平时要进行较长时间的训练和多次实弹射击演习，才能掌握跟踪与制导技术。

鉴于以上缺点，英国肖特兄弟公司于1983年开始研制“吹管Ⅱ”型，即改进型“标枪”，于1984年已装备部队，其中最大的一项改进是加装了电视跟踪系统，实现了半自动指令制导，作战空域增大，也简化了射手的操作。

早在1968年，英国海军将“吹管”移植到潜艇和舰艇上，取名“斯拉姆”（SLAM）导弹武器系统。

（殷文华　王毓兰）

标枪 (Javelin)

“标枪”导弹系统外貌

概　述

“标枪”是英国肖特兄弟有限公司研制的一种单兵肩射近程防空导弹，它是在“吹管”导弹的基础上发展起来的。主要用于前沿战斗部队的低空近程防御，以对付飞机和武装直升飞机的袭击。“标枪”研制工作起始于1979年，1983年开始生产，1985年初装备部队。

“标枪”基本上保留了“吹管”的外形和总体布局，改进了发射装置，改善了发射条件；也改进了固体火箭主发动机；从而增大了推力，提高了飞行速度和射程；同时改进后的引信可以进行遥控解除动作。这样便可以使导弹在没有引爆时，避开要袭击的错误目标。但是最主要的改进还在于“标枪”导弹能自动制导，代替了“吹管”导弹的手控制导，提高了射击精度，也使射手的训练时间比“吹管”缩短了三分之二。

“标枪”有三种不同的发射方式。第一种是三脚支架式，三联装发射架；第二种是装甲车载四联装发射

架：第三种是直升机载空对空发射架。同时还在进一步考虑发展四种新的多联装发射架装置，即带有三脚支架和射手座的三联装便携式发射架；带有三脚支架的三联装便携式发射架；“流浪者”轮式汽车装载式；装甲车装载式等。英军计划今后在师一级组成独立的防空炮兵分队，装备一种新研制的高射炮与“标枪”导弹，组合成弹炮结合的武器系统。

主要战术技术指标

对付目标		战斗机及武装直升机	弹长		1.35m
杀伤空域			弹径		76mm
作战半径	最大	6km	翼展		270mm
	最小	300m	发射重量		＞11kg
作战高度		1.8km	最大速度		M＞1.6
制导体制	光学跟踪＋无线电指令及电视自动跟踪制导		战斗部与引信	破片杀伤式，近炸和触发引信	
			动力装置	一台固体起飞发动机＋一台固体主火箭发动机	
发射方式		单兵肩射			

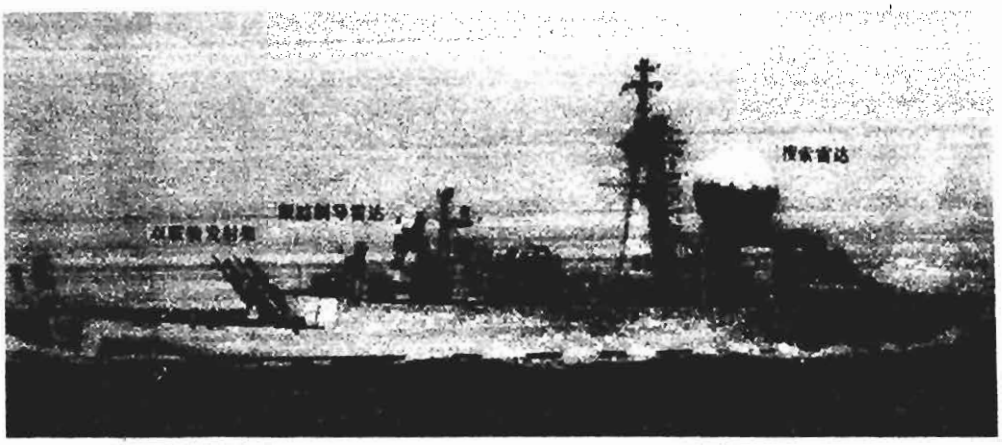
作战使用

“标枪”导弹采用光学跟踪和无线电指令制导，地面制导设备是一个多次使用的瞄准控制装置，与“吹管”基本相同。但该装置比“吹管”多了一个电视摄像机，可实现导弹的自动跟踪和制导。在制导过程中，由多个微处理机构成的计算机根据电视摄像机获取的导弹和目标信息，计算出二者的相对位置，产生控制指令，再通过无线电指令发射机和天线，发送给导弹，使导弹沿着摄像机的瞄准线飞向目标。整个制导过程自动进行，无需精确瞄准，只要射手在导弹命中目标之前，把目标保持在单目瞄准镜的视界内即可。

（傅静华　杨存富）

舰 对 空 导 弹

玛舒卡 (Masurca)



在驱逐舰上的“玛舒卡”

概　述

“玛舒卡”是一种中程舰对空导弹系统，主要装备法国海军大型舰只，用来对付中高空飞行的各类超音速飞机的攻击，和美国的“小猎犬”舰对空导弹相似，属于法国海军第一代舰用防空导弹系统。法国吕艾尔海军军工厂为系统主承包商，负责总体设计及导弹弹体和发射装置、维护设备等的研制。汤姆逊公司制造雷达、导引头及近炸引信。固体火箭推进剂为国营火药与炸药公司生产。马特拉公司提供测试设备。

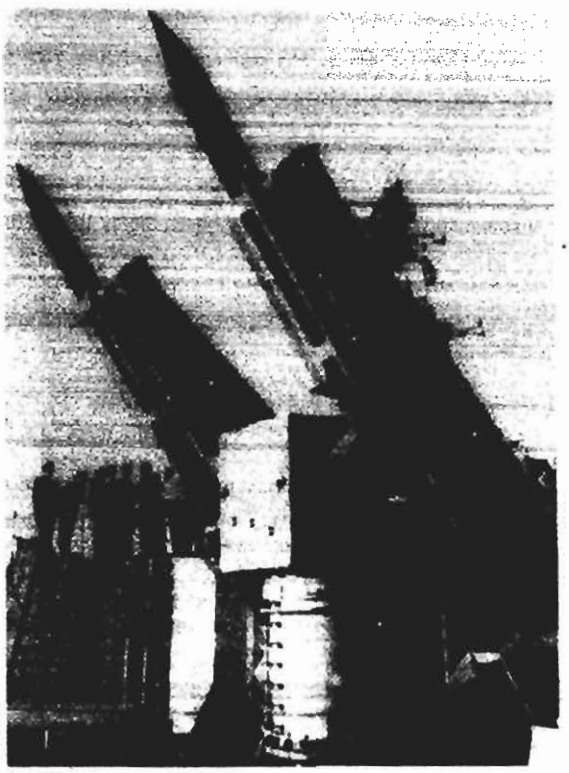
“玛舒卡”导弹系统自五十年代初开始研制，最初的原型是无线电控制的 MK1型导弹，后来在此基础上研制出了分别采用无线电指令制导和半主动雷达寻的的 MK2-2 型和 MK2-3 型导弹。经靶场和“奥列龙岛”号试验舰上发射试验后，分别于1968年和1970年开始在法国海军服役。“玛舒卡”导弹系统只供法国海军使用，不供出口。1975年 MK2-2 型导弹退役；1978年 MK2-3 型导弹停止生产，两种导弹总共生产了将近 200 枚，单价约为 400 万法郎（1982年值）。到目前为止，MK2-3 型导弹仍在服役，不久将被“海响尾蛇”导弹系统取代。

主要战术技术指标

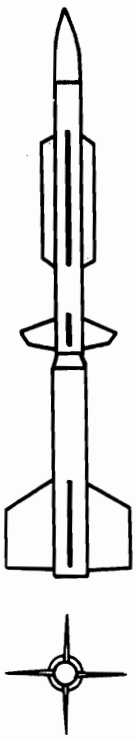
对付目标	各类中高空飞行的超音速及亚音速飞机	动雷达寻的	
杀伤空域		抗干扰措施	多波段、电视辅助跟踪
作战半径	最大 45k m	弹长　含助推器	8.6m
作战高度	最大 23k m	不含助推器	5.29m
制导体制	2型为无线电指令制导，3型采用半主	弹径	0.41m

翼展 弹翼	0.77m	最大速度	M＝2.5
助推器尾翼	1.5m	战斗部与引信	连杆式烈性炸药战斗部，无线电近炸引信
弹重	1850 kg （2型）		
	2080 kg （3型）	动力装置	一台固体主发动机＋一台固体助推器

导　弹



装在发射架上的导弹



导弹线条图

布局与结构 导弹由二级串联而成，圆柱形弹体，卵形头部，采用正常式气动布局。二级导弹中部装有X形配置的小展弦比的条状弹翼，尾部装有切去马赫角翼尖的三角形舵面。助推器尾部装有X形配置的梯形稳定尾翼。弹翼、舵面、稳定尾翼同处一个平面上。2型与3型导弹外形基本相同。

稳定与控制 自动驾驶仪通过液压舵机操纵舵面来实现导弹的稳定和控制。2型导弹由弹上遥控应答机接收来自地面雷达的遥控指令对导弹进行控制，而3型导弹通过弹上雷达导引头跟踪目标而形成的指令来控制导弹。

动力装置 主发动机和助推器均采用固体火箭发动机。主发动机和助推器的推进剂由国营火药与炸药公司生产。助推器重1150千克，推力为333.2千牛顿，工作时间为4.8秒，3型导弹主发动机重930千克，推力21.26千牛顿，工作时间30秒（2型推力20.384千牛顿，工作时间25秒），可使导弹加速到M＞2.5。

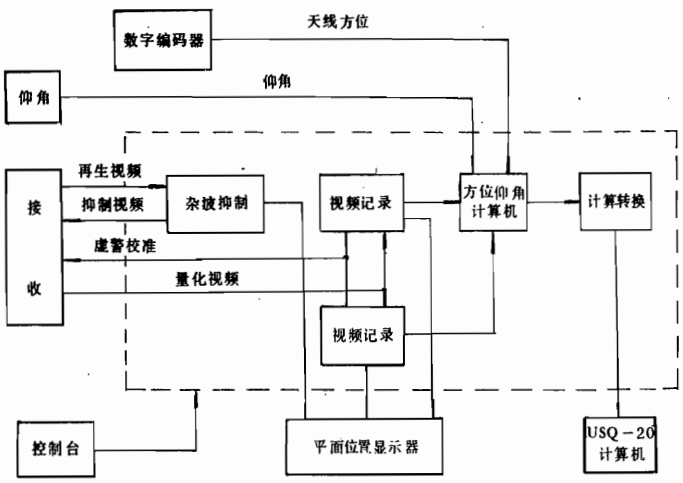
战斗部与引信 采用由无线电近炸引信引爆的连杆式战斗部，总重120千克，装烈性炸药48千克。

探测、发射与指控

探测与跟踪 探测与跟踪制导系统由舰上DRBI-23型搜索雷达、两部DRBI-51型跟踪制导雷达和电视跟踪系统组成。

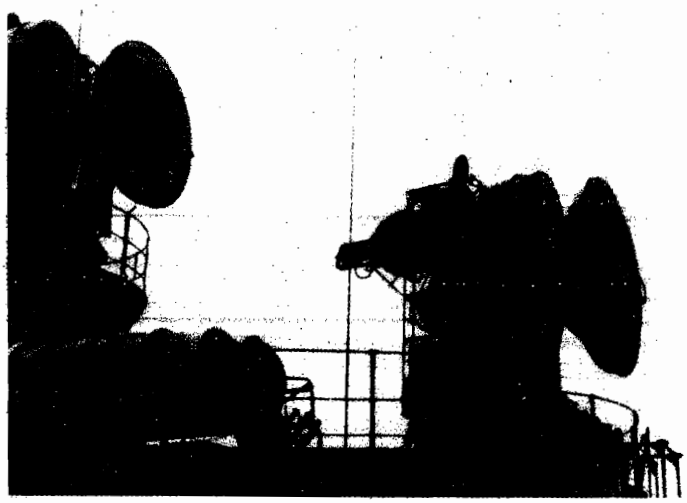
DRBI-23 型三坐标雷达

DRBI-23 型雷达是汤姆逊公司制造的D波段对空搜索和目标指示用的三坐标雷达，能够探测远距离的高、低空目标及海上目标。雷达的主要组成部分有发射、接收机、天线、高度计算机、天线液压传动系统和记录器等。发射机峰值功率高达几个兆瓦，可抗有源电子干扰。接收机是单脉冲式，前置放大器安装在天线基座上，天线接收的回波信号经波导传至同轴线，经二极管限幅器和滤波器加到前置放大器上。接收机的输出信号有两个，一个是视频信号，给平面位置显示器。另一个加于高度计算机用来求出三个坐标数据。接收机的视频处理有人工处理电路和自动处理电路。天线是多馈源倒置卡塞格伦天线，具有较高增益，它安装在一个液压稳定平台上，外盖一个大球形护罩。天线有三个旋转关节，并装有功率分配器，定向耦合器等超高频元件及敌我识别天线等。DRBI-23 型雷达还配有一个 VEDI/VCS-1 型雷达数据记录器，由回波信号记录器、视频信号



VEDI/VCS-1 原理框图

记录器及计算机和控制台组成。它用来接收并处理雷达接收机和天线送来的数据，以求出目标的位置（方位、仰角、距离），同时对接收的回波信号进行判断。处理好的数据除了加于平面位置显示器外，还可进行贮存，便于对信号作进一步分析。高度计算机由场强电路和视频电路组成，采用比幅测高原理。



DRBR-51 型跟踪制导雷达

跟踪制导雷达为两部汤姆逊公司制造的 DRBR-51 型综合性雷达，每部雷达实际是由具有两种功能的雷达（跟踪和照射）和一个指令发射机组成。跟踪时工作在 G/H 波段，采用单脉冲体制，有宽波束和窄波束两个跟踪通道，均采用H波段，每个通道可跟踪一枚导弹。照射时工作在I 波段，采用连续波体制。发射 3 型导弹时，用来跟踪照射目标。雷达有三个天线：一个主天线，一个宽波束跟踪天线和一个指令发射天线。主天线为窄波束天线，用来搜索、跟踪和照射目标。发射 2 型导弹时，采用单脉冲跟踪目标和测量导弹偏离目标线的偏差量并发射指令，跟踪精度为0.5′～2′，测角精度小于0.5′。发射 3 型导弹时，改为连续波照射目标。宽波束天线用来在导弹发射后进行跟踪制导使导弹进入制导波束，指令发射机系—G 波段发射机，能将计算机算出的制导指令通过指令发射天线发送给导弹。

电视跟踪系统作为辅助跟踪制导系统，在雷达受到干扰或跟踪低空目标时使用。

发射装置 采用双联装发射架，倾斜发射方式。导弹通过助推器上的两个滑块，悬挂安装在发射臂的导轨上。

指控系统 由一台 IBM 发射计算机和两部指挥仪构成，每部指挥仪连接一部 DRBR-51 型跟踪雷达。

作战使用

武器系统组成 由一部舰用 DRBI-23 型搜索和目标指示雷达，两部 DRBR-51 型跟踪制导雷达和双联装发射架以及导弹组成。每艘舰上载有48枚“玛舒卡”导弹。

作战过程 首先由 DRBR-23 型雷达向 DRBR-51 型雷达提供目标指示，DRBR-51 型雷达捕获、跟踪上目标后，指控系统即发出射击指令。

导弹采用两种制导方式，一种是半主动雷达寻的，一种是无线电指令方式。当发射 2 型导弹时，DRBR-51 型雷达采用无线电指令方式制导导弹。主天线跟踪目标并测量导弹与目标间的角误差；宽波束跟踪天线对导弹进行初始制导，使导弹进入制导波束；窄波束天线（主天线）跟踪制导导弹，直至命中目标。发射 3 型导弹时，采用半主动雷达寻的制导方式，DRBR-51 型雷达工作在I 波段，用连续波跟踪照射目标。3 型导弹上的接收机有两个天线系统，一个装在导弹头部，用于接收目标反射信号，一个装在导弹尾部，用于接收直接照

射信号（基准信号），此两个信号进行比较，得出多卜勒分量，根据这个分量，按比例导航法计算出控制指令使导弹接近目标，直至击中目标。

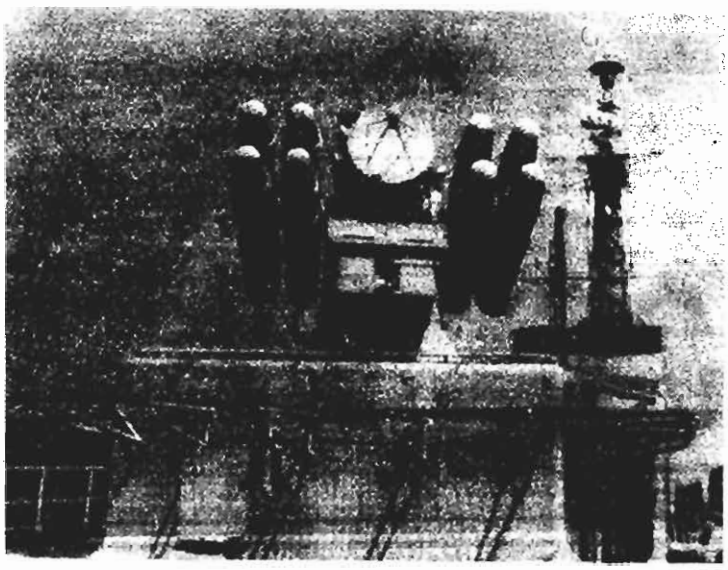
发展与改进

主要发展阶段　五十年代初期开始 MK1 型导弹研制；1955年进行飞行试验；1958年进行 MK1 型全系统发射试验；1960年在“奥列龙岛”号试验舰上进行验证飞行试验，1968年 MK2-2 型导弹开始服役；1970年半主动雷达寻的的 MK2-3 型导弹开始服役；1973年经过现代化改进的“玛舒卡”系统装备“高尔贝”号导弹巡洋舰；1975年 MK2-2 型导弹退役；1978年 MK2-3 型导弹停止生产。

系统的现代化改进主要包括：DRBR-51 型跟踪雷达的晶体管化，采用新的15M/125F 型计算机和改进 MK2-3 型导弹。

优缺点及发展前景　在对付中高空目标方面，本系统具有较强的作战能力，可以同时攻击两个不同的目标。DRBI -23 型雷达功率大，灵敏度高，能够精确测定远程快速目标，但难以对付低空掠海目标及全向饱和攻击，且抗干扰能力较差。　　（李惠增　杨存富）

海响尾蛇 (Naval Crotale) TSE 5500



“海响尾蛇”武器系统

概　述

“海响尾蛇”是法国汤姆逊-CSF 和马特拉公司联合研制的全天候近程舰对空导弹系统。可作为单舰点防卫武器，用来对付低空、超低空战斗机和直升飞机的攻击，也可以与其它舰艇联合进行区域防御。其改进型具有反掠海导弹能力。

1972年底，法国为装备新型驱逐舰和护卫舰，开始研究舰对空导弹，经过对几种型号的分析对比，1973年海军确定把陆用型“响尾蛇”移植为海用型，称为基本型 8 B 。1974年选定汤姆逊公司为总承包商，签订了第一个合同开始工程研制。1977年底交付第一套发射装置并装舰试验。1979年完成性能鉴定，1980 年正式服役。

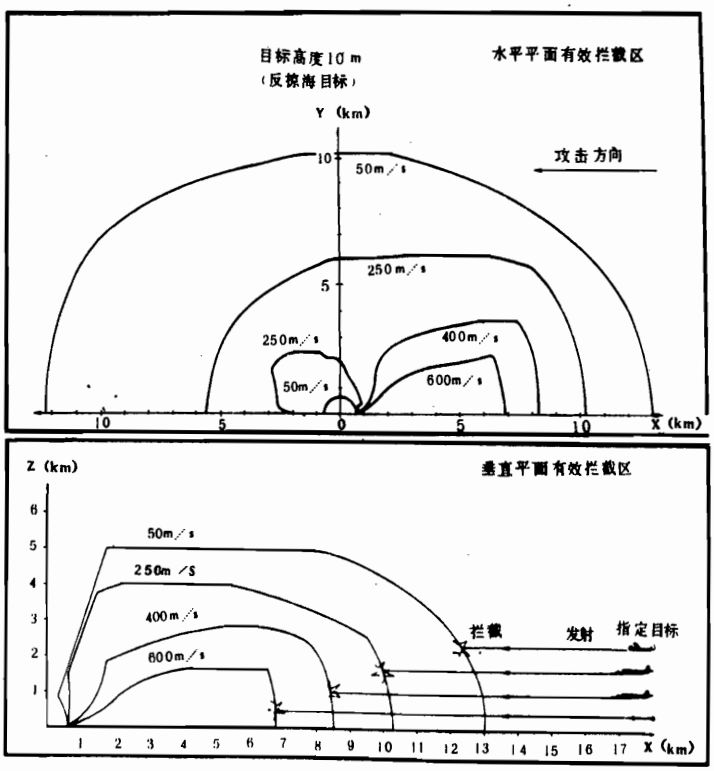
到1981年为止，法国海军与汤姆逊公司共签订了生产14套8B型“海响尾蛇”的合同，至1984年共交付了9套，其中除一套供作战训练用外，其余8套装备了四艘C70型护卫舰、三艘F 67型驱逐舰和一艘试验舰。

1980年汤姆逊和马特拉公司与沙特阿拉伯达成了为沙特阿拉伯四艘F 2000吨级驱逐舰研制、装备具有反导弹能力的整体式“海响尾蛇”导弹系统的协议，称为8S型。1984年底交付第一套发射装置。随后法国海军也选中了8S型，要求将尚未交付的5套8B型改为8S型，此外又增订了10套8S型，用于更新已装备的8套8B型和装备两艘航空母舰。1986年第一套8S反导型“海响尾蛇”装舰。

1982年开始，汤姆逊公司在8B和8S整体式“海响尾蛇”的基础上，研制了一种发射装置与指向器分开配置的模块式结构。这种模块式结构的发射装置又分为装载八枚导弹的8MS型和装载四枚导弹的4MS型。它们可装备在200吨级以上的轻型护卫舰上。至1984年止共生产各类导弹1114枚。

主要战术技术指标（8S）

对付目标		作战半径	最大	13 km（直升机）
飞机	雷达有效反射截面 1 m^2（起伏）			8.5～10.5 km（飞机）
机动能力	2 g			6.5～10 km（导弹）
速度	M＝1.2		最小	700m
高度	15～5000m	作战高度	最大	5 km（飞机）
反舰导弹	雷达有效反射截面 0.1～0.5 m^2			3 km（导弹）
机动能力	4 g		最小	15m（飞机）
速度	M＝1.8			4 m（导弹）
高度	4～3000m	高低角		－15°～＋70°
杀伤空域		方位角		360°



作战空域图

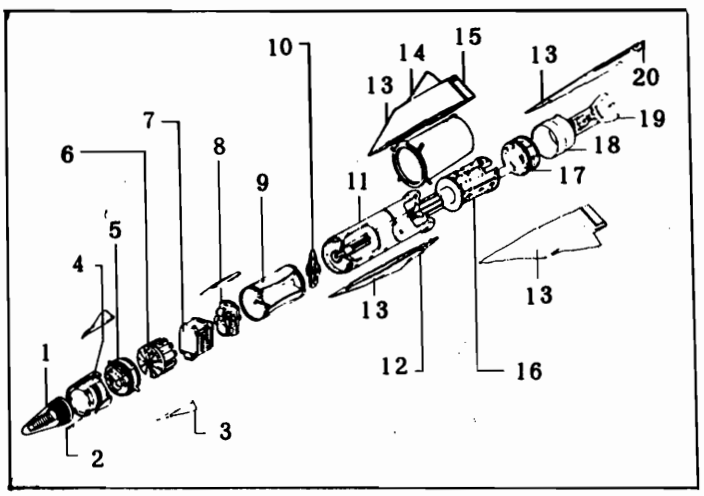
杀伤概率　单发　80%
　　双发　96%
反应时间　6～7s
制导体制　光或电跟踪＋无线电指令
发射方式　筒式倾斜发射
抗干扰措施　采用光电复合制导、频率分集、单脉冲跟踪、雷达/红外跟踪器、电磁近炸引信
弹长　2.94m
发射筒长　3m
弹径　156mm
发射筒直径　最大　520mm
翼展　540mm
弹重　87kg
带筒导弹重　144kg
最大速度　约 750m/s
机动过载　翼面最大过载　25g
战斗部与引信　破片聚焦式战斗部，重约14kg，杀伤半径6～8m。8B型用红外近炸引信，8S、8MS型用电磁近炸引信
动力装置　单级固体火箭发动机
作战使用环境
最大温度　导弹　－25℃～＋65℃
　　其它设备　0℃～＋45℃
湿度　能经受雨和浪花的考验
舰船运动条件

	幅度		周期	
	8S	8MS	8S	8MS
横摇	±15°	±20°	10s	6s
纵摇	±4°	±5°	5s	4.5s
首摇	±2°	±5°	5s	6s
升沉	±1.7m	±1.7m	3s	3s

可靠性指标　导弹在舰上可存放 0.5～1年

导　弹

8B型采用与陆“响尾蛇”相同的R.460导弹。8S、8MS型采用改进后的海型R.460-V5S导弹。为了对付掠海导弹目标，海型R.460-V5S导弹采用了电磁近炸引信，在弹体尾部增加了与地面红外跟踪器相配合使用的红外曳光环。



海型 R.460 导弹部位安排

1. 电磁近炸引信　2. 俯仰控制翼　3. 偏航控制翼　4. 换流器　5. 俯仰偏航执行机构　6. 电池　7. 自动驾驶仪组合　8. 自动驾驶仪敏感元件组合　9. 战斗部　10. 安全引爆装置　11. 发动机　12. 发射天线　13. 弹翼　14. 可伸缩外翼　15. 滚动控制面　16. 遥控应答机　17. 滚动执行机构　18. 红

外曳光环 19. 喷管 20. 接收天线

布局与结构 与“响尾蛇”导弹系统所选用的 R.440 导弹相同，详见“响尾蛇”对应部分。

动力装置 同 R.440 导弹，详见“响尾蛇”对应部分。

稳定与控制 基本同 R.440 导弹，只是控制电动舵机的伺服机构由继电器式改为半导体可控硅式，舵面最大角速度可达50°/秒。

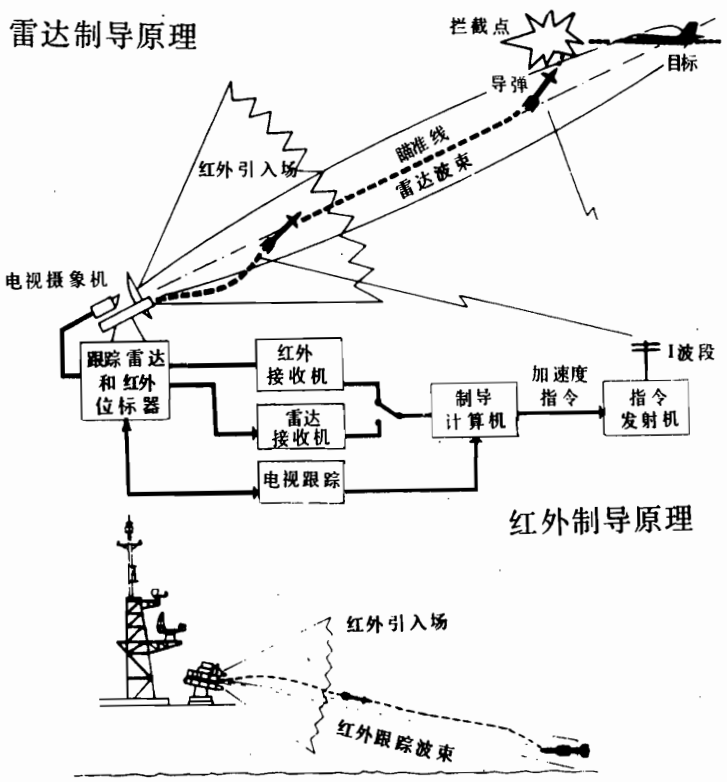
战斗部与引信 战斗部与 R.440 导弹相同。8B 型用与“响尾蛇”R.460 导弹一致的红外近炸引信。为了有效地拦击掠海导弹，8S、8MS 型改用电磁近炸引信。该引信有三个成120°圆周分布的天线，其中一个天线指向下方，在超低空飞行时起高度表作用，可利用回波信号使导弹与海面保持一定距离。为了消除海上杂波干扰的影响，引信采用了相关技术。

弹上电源 同 R.440 导弹。

导弹发射筒 基本同 R.440 导弹。只是局部采用了加固措施，以适应海上工作条件。

探测、发射与指控

探测与跟踪 舰上警戒、探测雷达提供目标指示后，由指向器完成对目标的跟踪和对导弹的跟踪制导。8S、8MS 型除了采用 8B 型的雷达和电视半自动跟踪方式外，还用红外跟踪对付掠海导弹。采用三点导引法，但在接近目标时，8S、8MS 改为比例导引，以提高对付机动目标的导引精度。



8S 型制导工作原理

雷达制导工作状态 指向器收到目标指示信号后，跟踪雷达开始搜索、截获并跟踪目标。计算机进行发射可能性计算。导弹发射后，先由惯性射入段进入预制导段，此时红外位标器提供导弹角位置信息并形成指令，将导弹引入雷达波束。导弹进入雷达波束后，满足交班条件时，开始进入雷达制导段。雷达测量导弹与目标间的相对角偏差，形成控制指令，引导导弹飞向目标。在导弹与目标遭遇前，将三点法导引转换成比例导引，直至

击中目标。

红外制导工作状态　对仰角小于20毫弧度的超低空飞行目标，为避免镜象效应的影响，8S、8MS 型增加了红外制导工作状态。首先由红外跟踪器（SEID）捕获目标，把目标锁定在一个小窗口内（位于视场的最下部，保留大部分视场供对导弹跟踪和导引用）。导弹发射后，预制导段用红外位标器（宽视场）把导弹引入红外跟踪器的窄视场，锁定在跟踪器的窗口内。测量导弹与瞄准线间的角偏差值，形成指令，把位于瞄准线上方的导弹逐步向下引导，直至击中目标。

电视半自动制导工作状态　由计算机控制全过程，操作手进行人工跟踪修正。

8S型制导站主要组成、功能及技术指标

跟踪制导雷达　为频率分集J 波段单脉冲雷达，有两部发射机和一部接收机，可同时跟踪一个目标和制导两枚导弹。

工作频率	J 波段	工作频率	I 波段
跟踪距离	18km（概率90%）	脉冲宽度	0.5μs
跟踪精度	0.3mrd	天线增益	23dB
导弹～目标测量精度	0.1mrd	波束宽度	10°（3dB处）
脉冲宽度	0.5μs	红外跟踪器	共有两个通道，分别跟踪目标和导弹
脉冲重复频率	2000Hz	工作频段	10μ
峰值功率	50kw	视场　俯仰	30mrd
天线		方位	20mrd
极化方式	圆极化或水平极化	角偏差测量精度	0.1mrd
和通道增益	42dB	角分辨力	≤ 0.5mrd
旁瓣	−20dB	最大探测距离	18k m（标准天气）
波束宽度	1.15°（3 dB处）	电视	近距离低空晴天候用做辅助跟踪
电源　400v/60Hz；115 v /60Hz；115v/400Hz		摄像管	硅靶管
遥控发射机	采用二进制编码指令传输	工作频段	0.7～1.1 μ

红外位标器　在导弹初始飞行段，利用发动机火焰中的红外辐射能量，进行导弹的角偏差测量，用以形成控制指令，将导弹引入雷达（或红外）波束，以完成导弹的预制导任务。

工作频段	3～5μ	视场	10°×10°

抗干扰措施　采用频率分集抗连续波干扰、脉冲调频干扰和杂波干扰；单脉冲体制抗回答式干扰；圆极化天线抗杂波干扰、气象干扰；红外跟踪抗一切电子干扰。

发射与指控　发射架转塔由三台电动机驱动，塔上装有八联发射架（每个发射架上装一枚带发射筒的导弹）、红外位标器和两个控制导弹点火装置的定序器。通过舰船作战信息中心的计算机系统，完成导弹系统发射单元与舰船其它有关设备的作战联系。

作战使用

武器系统组成与功能　从布局上看 8B 与 8S 型基本相同，主要包括两大部分。

甲板上：为一带八枚待发导弹的转塔，每枚导弹均密封在充气加压的发射筒内。8B型总重约为6.5吨，8S型重约 5.3 吨。转塔又由射击指向器转塔和发射架转塔组成。射击指向器转塔基座由两台电动机驱动，可在俯仰和方位上转动瞄向目标。发射架转塔由三台电动机驱动，一台用于俯仰运动，两台用于方位运动，可使发射架按照发射单元计算的位置与射击指向器随动。

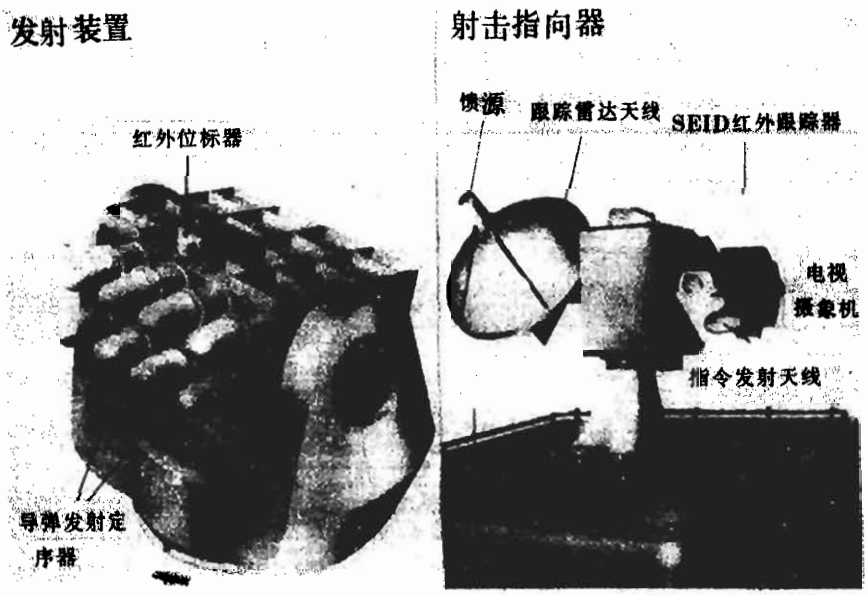
模块式 8MS 型甲板上射击指向器转塔与发射架转塔分开放置，发射装置（带导弹）重约 4.2 吨，射击指向器重约 0.8 吨。

甲板下：装有与“海响尾蛇”有关的全部电子设备和备用导弹。设备总重 8B 型约 3.5 吨，8S 型约2.72

8S型舰面设备

1．发射架　2．跟踪雷达天线　3．指令天线　4．红外位标器　5．红外跟踪器　6．电视摄像机

吨。控制室分两部分，前部放置雷达机柜·发射机机柜和红外处理机机柜；后部为备用导弹库，存放8～12枚导弹，可自动或人工进行装填。操作控制台位于舰船的作战信息中心。



8MS型舰面设备

作战过程　全部作战过程由计算机自动控制。在接到目标指示信号后，就自动进入下述作战程序：射击指向器及发射架转向指定方位；启动导弹陀螺；射击指向器在指定目标范围搜索目标；发射架转向要求的射击位置；射击指向器截获或跟踪目标；计算机进行拦截可能性计算；操作员按“发射”按钮；执行不可逆发射程序；

根据测量的偏差信号向导弹发出控制指令；发出引信解除保险指令；导弹摧毁目标。

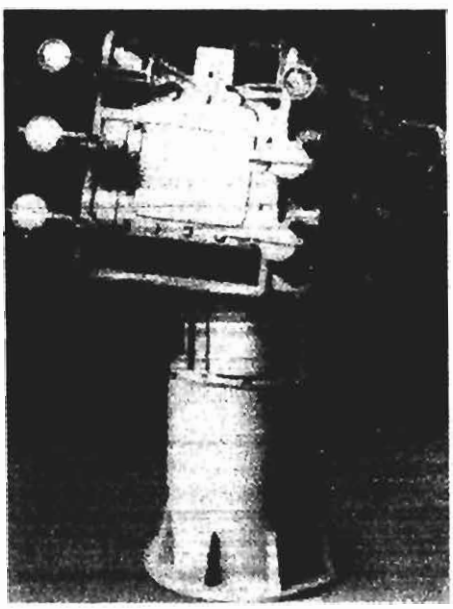
检测与维修　共分五级，一至三级在舰上进行。一级用测试程序对设备进行简单校准，更换指示灯、保险丝等。二级用测试程序定期检查全部功能，确定故障组件并进行更换。三级用伺服控制测试盒和导弹模拟器，通过测试程序彻底检测全部设备功能，确定故障插板并更换。四级在海军基地进行，用导弹测试台、雷达、电视和红外校准用的信号源等检测设备，检测校准各分系统工作性能。五级在生产厂进行，由生产厂负责检修和更换一切故障件。

发展与改进

主要发展阶段　1974年法国海军与汤姆逊公司签订了第一个合同开始研制；1977年交付第一套发射装置，装在“奥列龙岛”号试验舰上；1978年在“奥列龙岛”号上进行首次发射试验；1979年圆满结束了验证试验；1980年装备在F 67型驱逐舰和C 70护卫舰上开始服役；1980年10月沙特阿拉伯为F 2000型驱逐舰定购“海响尾蛇”；1982年10月开始模块式8MS型的研制工作；1983年6月8S型首次发射试验；1984年底向沙特阿拉伯交付第一套8S型；1986年法国军舰首次装备8S型“海响尾蛇”。

优缺点与发展前景　该导弹系统的作战空域较大，反应时间较短，系统作战能力较强，8S、8MS型采用了光—电复合制导大大提高了系统的抗干扰能力。由于红外跟踪器与电磁近炸引信配合使用，较好地解决了对付掠海导弹的问题，使其成为具有反导弹能力的先进武器。由于采用倾斜式发射，不易对付全向攻击，对付掠海反舰导弹的能力尚需进一步在实战中验证。　（侯廷丽）

萨德拉尔 (SADRAL)



舰载“西北风”导弹的发射装置

SADRAL是法国马特拉公司超近程地对空导弹SATCP系列的舰载型，1981年开始研制，可装在小型护卫舰上，用以填补近程火炮与“海响尾蛇”低空导弹系统之间的防御空隙，亦可做小型舰艇和后勤支援运输舰的自卫防空武器，用来对付低空飞机、直升飞机和掠海反舰导弹的攻击。

舰载型包括六联装发射架、随动系统和控制台。总重约1.5吨。系统仍用与基本型相同的“西北风”导弹。发射部分由三角发射架改为可载6枚待发导弹的活动发射架，其方位可转360°，俯仰为－15°～＋85°，俯仰和方位角加速度均为1.5弧度/秒^2，重约900千克。发射架有稳定装置，不受舰船倾斜的影响。

由舰上设备提供目标指示信息。截获目标时，需先由发射架上的闭路电视摄像机录取图象，并对发射架预先定位。射手通过控制台控制发射架瞄向目标。由于导弹射击距离较火炮远，故可对同一目标发射数枚导弹，也可对付多个目标，效能大大高于火炮系统。

（侯廷丽）

萨玛特 (SAMAT)

“萨玛特”（SAMAT: Sol-Air Matral）是法国马特拉公司正在研制的防空导弹系统，共有三种型号。

“萨玛特1”为近程舰对空导弹系统，具有反导弹能力。法国海军打算与“海响尾蛇”结合使用，以补充“海响尾蛇”导弹的战斗火力。导弹用马特拉公司生产的 MICA 空对空导弹的弹体和发动机，采用“西北风”导弹的红外导引头，射程为10千米。预计九十年代初服役，1983年法国政府批准了研制计划。

“萨玛特2”为全天候近程舰对空导弹武器系统，具有反飞机和反导弹能力，准备九十年代取代“海响尾蛇”导弹系统。该导弹用 MICA 空对空导弹的弹体和发动机，采用主动雷达导引头，能在飞行中锁住目标，具有很高的抗干扰能力，可对付多目标。用固体火箭发动机，采取两种方式控制导弹飞行。在起始段由发动机喷气流致偏系统控制导弹飞行方向，末段由导弹的气动控制面控制导弹的飞行。可以垂直发射导弹。发射重量约100千克，拦截低空飞行目标的有效距离为10～11千米，对付来袭掠海导弹的标准拦截距离约为6千米，能在5千米高度拦截从高空作末端俯冲的来袭导弹并摧毁之。其机动能力可达45g 。

“萨玛特3”为车载式中程地对空导弹武器系统，准备在九十年代取代现役的“响尾蛇”、“罗兰特”和“霍克”等导弹系统。弹体比“萨玛特1”和“萨玛特2”均大，重量较重（约300千克）。采用固—冲组合发动机，最大速度可达M＝2.5 ，最大射程为35千米。末段为主动雷达寻的制导。选用“萨玛特2”的导引头，能对付多目标。预计九十年代末可装备部队。 （侯廷丽）

SAN－90

SAN-90 是法国 SA-90 地对空导弹系统的舰载型号，与 SA-90 同属于一个研制计划，同时开始研制（详见 SA-90 ）。该系统用作舰艇的自卫防空武器，主要对付九十年代的反舰导弹，高速俯冲导弹和超音速飞机。1984年批准详细设计方案，预计八十年代后期（1987年后）进行飞行试验，海军希望1992年使用，但计划预定至九十年代中期初具作战能力。

SAN-90 所用火控系统与 SA-90 相同，要求雷达天线安装高度至少要高出吃水线25米以上。导弹除采用固体火箭发动机与 SA-90 用冲压发动机不同外，其余与 SA-90 完全相同。最大作战半径可达15千米。

海军还要求为 SAN-90 系统设计一新的导弹，用作舰船的点防御系统。其最大作战半径为5～7千米，最大速度 M＝2.5 ，机动能力达15g ，采用垂直发射。

（武光林　侯廷丽）

黄铜骑士 (Talos) RIM-8

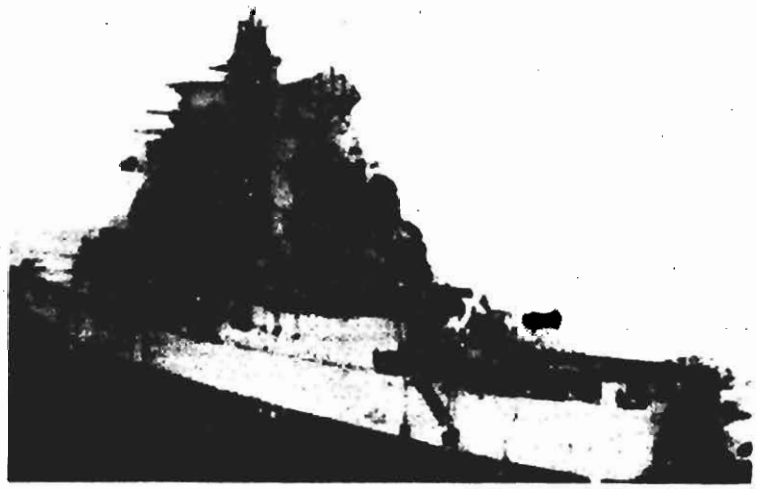
概　述

“黄铜骑士”是美国海军最早研制的、威力较大的远程、中高空舰载防空导弹系统，主要用于舰队防空，以对付各类飞机的攻击。原代号为 SAM-N-6 ，后改为 RIM-8 。它和“小猎犬”、“鞑靼人”一起，组成美国第一代面防御舰对空导弹系统，由于三个型号英文名字第一个字母都是“T”开头，故国外称之为“三T”舰对空导弹系统。

二次世界大战末期，美国海军为了对付日本“神风”特别攻击机的袭击，由海军军械局提出，约翰·霍普金斯大学应用物理研究所秘密进行一项“大黄蜂”计划，拟研制一种以超音速冲压发动机为动力的舰对空导弹

系统。于1944年开始论证，1954年研制阶段结束，并先后在白沙靶场和 AVM-1 “诺顿海峡”号舰上进行多次击上和舰上发射试验，1956年2月开始将“黄铜骑士”安装在“加尔维斯顿”号巡洋舰上，1958年5月完成，959年2月在大西洋上进行首次实弹打靶试验，1959年服役，先后装备了九艘导弹巡洋舰。在服役的二十多年中曾进行多次改进，共有 RIM-8A,RIM-8B,RIM-8C, RIM-8D, RIM-8E, RIM-8F, RIM-8G, RIM-8H 和RIM-8J 型，目前保留使用的有 RIM-8G, RIM-8H 和 RIM-8J，并逐步用“宙斯盾”系统取代。

“黄铜骑士”主承包商是本迪克斯航空公司，并负责冲压发动机等研制；麦克唐纳·道格拉斯公司负责弹体生产；阿勒格尼弹道学研究所负责助推器研制；制导装置由本迪克斯公司和斯佩里陀螺仪公司研制。



“黄铜骑士”导弹武器系统

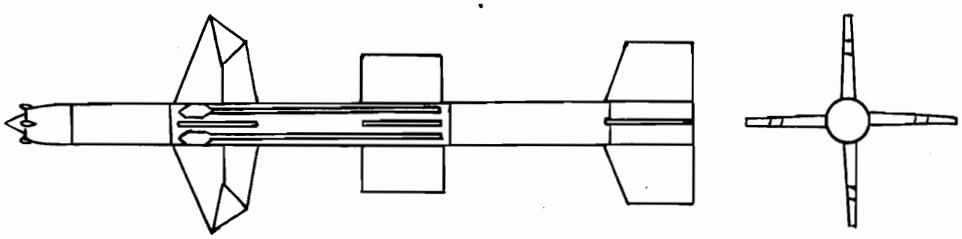
主要战术技术指标

对付目标	各类中、高空飞行的飞机	弹径	0.76m
杀伤空域		翼展	2.74m
作战半径　最大	120km	发射重量	3175kg
作战高度　最大	26.5km	最大速度	M=2.5
最小	3 km	战斗部与引信	采用连杆杀伤式战斗部，装药重158 kg，亦可为核装药。用无线电近炸引信
制导体制	驾束制导+半主动雷达寻的		
发射方式	双联装零长发射架		
弹长　含助推器	9.53m	动力装置	一台固体火箭助推发动机，一台液体冲压式主发动机
不含助推器	6.40m		

导　弹

布局与结构　弹体由二级串联而成，发动机头部进气。Ⅰ级弹体采用全动翼式气动布局，十字形全动翼装在弹体中部，尾部装有固定的十字尾翼，助推器上装有十字形稳定尾翼，三组翼面按X字形配置。冲压发动机与导弹构成一个整体，引信与战斗部、制导设备及燃料均安装在发动机前部的环形结构舱和冲压发动机进气道中心锥体内。

动力装置　“黄铜骑士”主航发动机为冲压式，长为0.71米，推力为89千牛，用煤油与挥发油混合的液体燃料，在冲压喷气发动机研制过程中，发现由于这种发动机结构过于简单，要设计出推力大、效率高的结构非常困难，其中特别难以解决的问题是发生在前部进气口处的正冲波。为此，海军军械局于1949年决定先开展采



“黄铜骑士”线条图

用固体燃料火箭发动机的“小猎犬”导弹的研制，直到冲压发动机关键技术解决，才于1954年完成“黄铜骑士”的研制工作。

稳定与控制 弹上装有自动驾驶仪系统以保持飞行中导弹的滚动稳定。在导弹尾部装有波束制导用的指向后方的固定接收天线、接收机、坐标分解装置和伺服机构；为满足末段半主动雷达寻的的要求，弹上装有半主动雷达导引头及安装在导弹头部的天线装置。

战斗部与引信 采用两种不同的战斗部，一种是连杆式烈性装药战斗部，一种是核装药战斗部。连杆式战斗部的炸药可以辐射状的展开连杆，使之形成一个高速扩展的金属圈，以其切削能力来破坏并摧毁目标。核战斗部利用核裂变时产生的巨大能量，有较大的杀伤半径，故在采用核战斗部时，只用雷达驾束制导，即能满足摧毁目标要求，而不必再用半主动寻的来制导。采用无线电近炸引信起爆战斗部。

探测、发射与指控

探测与跟踪 用中段波束制导加半主动雷达寻的末制导，以满足远距离拦截时制导精度要求。

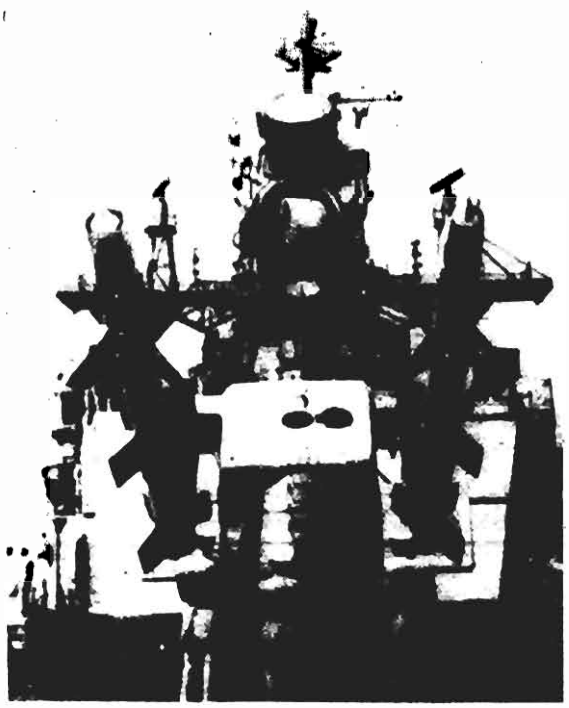
探测跟踪系统由一部 AN/SPG-49 型目标照射雷达和一部 AN/SPG-56 型导弹跟踪制导雷达等组成。AN/SPG-49 型雷达采用单脉冲体制，用以照射目标，使导弹实现自导引，其主要性能指标为：

工作频率	5400～5900MHz
脉冲宽度	0.3～0.9μs
脉冲重复频率	450Hz，600Hz，900Hz
作用距离	＞100 km

AN/SPG-56 型雷达用来提供中段波束制导，工作频率为4000～8000兆赫，作用距离为100千米左右。

发射与指控 “黄铜骑士”零长式双联装发射架，用水平装填方式，在“长滩”号核动力导弹巡洋舰上安装有可以根据战斗情况、目标种类和数量来自动选择和自动装填两种不同战斗部导弹的装填和发射系统，该装置称为遥控自动选择装置，它由通用电气公司研制。“黄铜骑士”的制导控制雷达由 MK-111 计算机控制。

“黄铜骑士”的两部雷达



“黄铜骑士”导弹在发射架上

作战使用

“黄铜骑士”由目标照射雷达、跟踪制导雷达、双联发射装置、控制计算机和导弹等组成。其作战过程与“小猎犬”舰对空导弹系统完全一致。

发展与改进

1944年开始进行探索，1954年完成研制阶段工作，1955年投入小批量生产并进行飞行试验，1956年2月开始在“加尔维斯顿”号巡洋舰上进行装舰工作，1958年5月改装完成开始使用，1959年2月“加尔维斯顿”号巡洋舰首次进行海上实弹打靶试验。1960—1962年装备在“小石城”号、“俄克拉何马城”号、“长滩”号和“奥尔巴尼”号导弹巡洋舰上，1971年停止生产，目前RIM-8G、RIM-8H、RIM-8J三种仍在使用，并拟逐步用“宙斯盾”取代。

（张彩安）

小猎犬 (Terrier) RIM-2

概　述

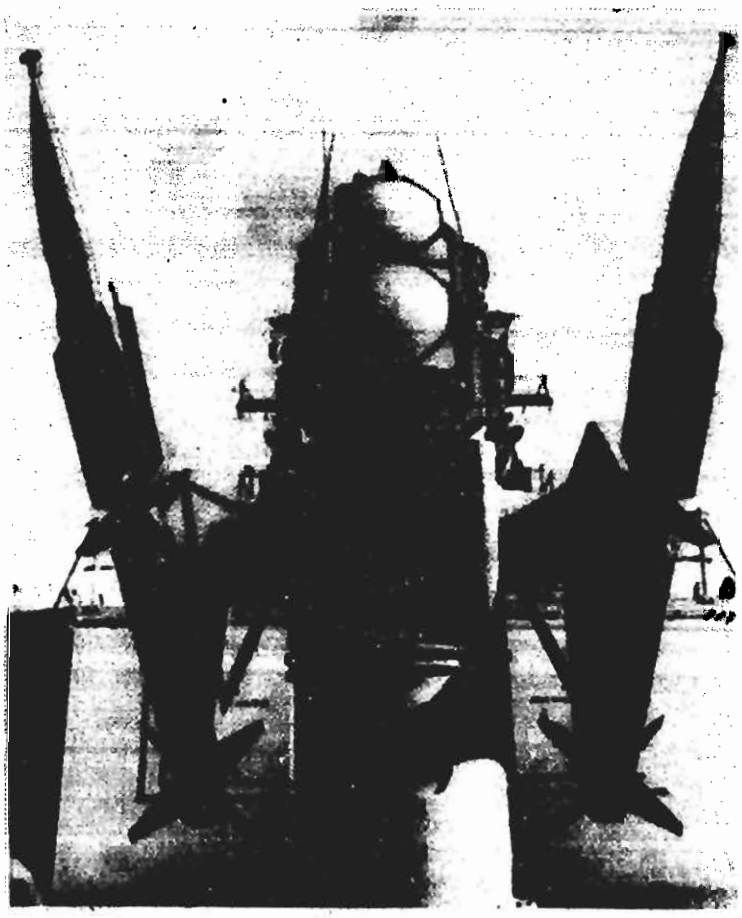
“小猎犬”是美国海军第一个装备的，具有全天候、中程、中低空防空能力的舰对空导弹系统，原用代号为SAM-N-7，后改为RIM-2，它与“黄铜骑士”、“鞑靼人”一起合称美国的“三T”导弹系统。

“小猎犬”导弹是美国海军于1947年开始的“大黄蜂”计划的一个副产品，“大黄蜂”计划的最终目标是研制出以超音速冲压发动机为动力的“黄铜骑士”远程舰对空导弹系统，但由于研制大推力冲压发动机工作进展缓慢，美国海军于1949年决定研制采用固体燃料火箭发动机的、射程较短的“小猎犬”舰对空导弹。整个研制工作进展迅速，1949年开始研制，1950年完成地面发射试验，1951年9月在“诺顿海峡”号导弹实验舰上成功的进行首次海上发射试验，1952年开始批生产，1955年11月和1956年6月，“波士顿”号和“坎培拉”号相继服役，诞生了世界上最早的实战用导弹巡洋舰队。以后又经过六次改型，即RIM-2A、RIM-2B、RIM-2C、RIM-2D、RIM-2E

位于发射架上的“小猎犬”导弹

和RIM-2F型，目前除RIM-2F型仍在服役外，其余均已退出现役，编号在RIM-2D以前的通称“小猎犬”基本型，RIM-2F型为“高级小猎犬”。

“小猎犬”研制工作与“黄铜骑士”一样，是在约翰·霍普金斯大学应用物理研究所指导下进行的，弹体由通用动力公司康维尔分公司生产，火箭发动机由阿勒格尼弹道学研究所生产，雷锡恩公司和斯佩里公司负责探测制导装置，科罗纳兵器研究所负责研制近炸引信。“高级小猎犬”导弹先后装备了美国海军39艘大型舰只，并装备了意大利和荷兰导弹巡洋舰，从1986年开始，美国又着手改进“高级小猎犬”导弹系统，用加大射程的“标准Ⅰ”导弹取代“高级小猎犬”导弹，并改用新型的目标指示、发控系统和指控系统等来改善和提高实战性能。



“高级小猎犬”导弹系统

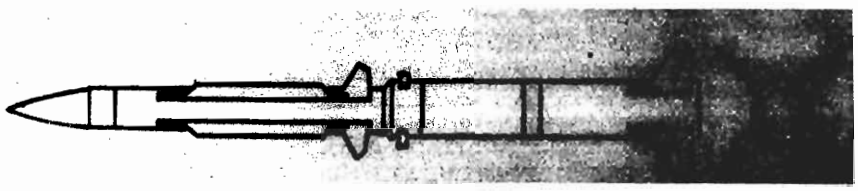
主要战术技术指标

对付目标		对付中低空攻击的各类战斗机		寻的末制导	
杀伤空域			发射方式		双联装倾斜发射
作战半径	最大	16km（37km）	弹长	含助推器	8.23m（8.05m）
作战高度	最大	12km（20km）		不含助推器	4.6m
	最小	—（0.6km）	弹径	助推器	406mm
制导体制		雷达波束制导/雷达波束＋半主动雷达		二级导弹	340mm

翼展	1.25m（0.52m）		“高级小猎犬”并可采用核装药
弹重	1360kg（1393kg）		战斗部，均采用无线电近炸引信
最大速度	M＝2.5	动力装置	均为一台固体助推器＋一台固体火箭主发动机
战斗部与引信	连杆杀伤式战斗部，装烈性炸药，		

注：（　）内为“高级小猎犬”数据。

导　弹



“高级小猎犬”线条图

布局与结构　导弹由两级串联而成，采用全动翼气动布局，整个弹体呈炮弹形，中部有＋字形全动弹翼，尾部有＋字形尾翼，在助推器上，有一组＋字形安定面，三组翼面处在一个平面上。改进后的“高级小猎犬”与基本型弹体尺寸基本相同，但在气动外形和内部设备与安排上，有了较大改变，气动布局由全动翼改为正常式，主翼改用展弦比很小的长脊鳍形翼，尾部＋字形舵面外形与基本型全动弹翼相似，保持了较好的稳定性和机动性。

动力装置　导弹均采用两级固体火箭发动机，但“高级小猎犬”采用高能固体推进剂。助推器工作时间约3秒。

战斗部与引信　基本型采用连杆杀伤式战斗部，装烈性炸药，改进型也可采用核装药的战斗部。两种导弹均采用无线电近炸引信。

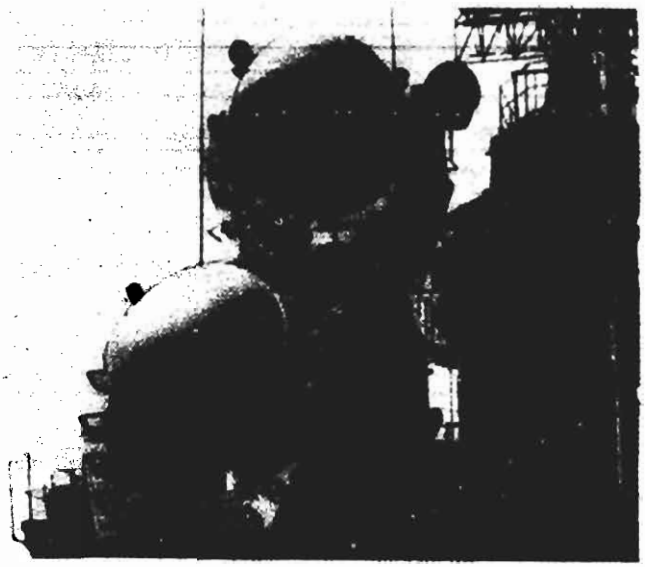
探测、发射与指控

探测与跟踪　基本型采用雷达波束制导，舰上配有二部 AN/SPQ-5 型远程跟踪制导雷达，它是一种单脉

AN/SPQ-5 型制导雷达

冲雷达，其工作频率为10千兆赫，脉冲重复频率为450赫、600赫和900赫，脉冲宽度0.3～0.9微秒，水平波束宽度为7°，垂直为16°。

“高级小猎犬”采用雷达波束加半主动雷达寻的末制导，为此舰上配有AN/SPG-49型目标照射雷达和AN/SPG-55型制导雷达。AN/SPG-49型目标照射雷达也用于“黄铜骑士”舰对空导弹系统。AN/SPG-55型制导雷达采用连续波工作体制时，工作频率为5.2～10.9千兆赫；采用脉冲工作体制时，工作频率为3.89～7.792千兆赫。峰值功率为50千瓦，作用距离为50千米。



AN/SPG-55型制导雷达

作战使用

武器系统组成 两部制导雷达、一部双联装发射架和两台导弹计算机及相应的控制台组成一个基本型“小猎犬”导弹武器系统。

作战过程 当舰上作战情报中心探测发现目标后，进行威胁判断，然后把目标信息指示给导弹发射控制系统。由于“小猎犬”导弹采用二部一组的导弹跟踪制导系统，因而能够对方位、距离、高度不同的二个目标，同时发射、制导导弹。

发展与改进

1949年末美海军决定研制采用固体火箭发动机的“小猎犬”舰空导弹系统；1950年在白沙靶场进行陆上发射试验，并取得成功；1951年为进行海上试验，除在导弹实验舰“诺顿海峡”号AVM-1上装备实用“小猎犬”系统外，还决定把“密西西比”号EAG-128改装为战术用标准型“小猎犬”导弹实验舰；1951年9月，在“诺顿海峡”号上首次海上发射试验成功，并在改装后的“密西西比”号标准实验舰上先后发射四百多发“小猎犬”导弹，对该系统战术使用性能与实战效果进行全面验证，取得了第一手设计资料；1952年开始批生产，并对“波士顿”号和“坎培拉”号导弹巡洋舰进行改装；1955～1956年在“波士顿”号和“坎培拉”号相继服役，诞生了世界上最早的导弹巡洋舰队；同年“基阿特”号（DDG-1）改装成世界上第一艘导弹驱逐舰。1957年开始着手对“小猎犬”导弹进行改进；1961年开始装备“普罗维登斯”号（DLG-6）和“小鹰”号航空母舰（CVA

33）；1962年8月装备十艘“孔雀”级九艘新型导弹驱逐舰和核动力驱逐舰“班布里奇”号（DLGN-25）；1968年“高级小猎犬”停产；1983年开始改进“高级小猎犬”导弹系统，改进后的导弹系统将包括：加大射程的标准2”（RIM-67B）导弹，新型WDSMK14型目标指示系统，FCS MK76 MOD9型发控系统，GMLS IK10型发射装置和新型AN/SYR-1型数据传输处理系统。　　（张彩安）

鞑靼人 (Tartar) RIM-24

位于发射架上的“鞑靼人”导弹

概　述

“鞑靼人”是美国海军装备的、全天候、中近程、中低空舰对空导弹武器系统，代号为RIM-24，它是“三T”导弹系统中体积最小，距离最短的舰对空导弹，它与“小猎犬”、“黄铜骑士”一起，共同担负舰队的防空任务。

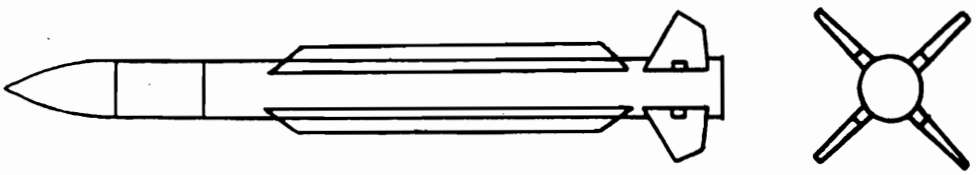
“鞑靼人”导弹是美国海军于1944年开始“大黄蜂”计划的一个副产品。1956年装备“小猎犬”导弹的“基阿特”号，作为第一艘导弹驱逐舰开始服役，通过对它的实战性能鉴定表明，“小猎犬”导弹系统装在标准排水量为1600～3000吨级的驱逐舰上，不能充分发挥导弹性能。因此有必要为“小猎犬”建造比驱逐舰大的新舰艇；同时也提出为驱逐舰等小型舰艇研制具有和“小猎犬”同等性能的，但要小型的，操作简便的新型舰对空导弹系统，这就是海军发展“鞑靼人”导弹的历史背景。

1958年3月美国海军军械局在承担“大黄蜂”计划的霍普金斯大学应用物理研究所技术指导下，向通用动力公司康维尔分公司下达了试制“鞑靼人”导弹的任务，1959年完成试制工作，并先后在加利福尼亚海军试验靶场进行陆上发射试验和在“诺顿海峡”号实验舰上，进行海上发射试验，经全面性能鉴定，于1960年开始批生产和装舰工程，1961年服役，主要装备在美国海军的驱逐舰和护卫舰上；也装备在一些巡洋舰上，作为辅助防空导弹系统。“鞑靼人”在服役的20多年中，经过多次改进，其改进型号有RIM-24A、RIM-24B、RIM-24C、RIM-24D等型号，1968年停产，到目前大部分已为“标准”中程导弹所取代，而在一些国家，如澳大利亚、法国、意大利、伊朗、日本、联邦德国等国家，仍在继续服役。

主要战术技术指标

对付目标		对付中低空攻击的超音速战斗机	弹长		4.57m
杀伤空域			弹径		340mm
作战半径	最大	19km	翼展		520mm
作战高度	最大	12km	弹重		680kg
	最小	0.3km	最大速度		M=2.5
制导体制		全程半主动雷达寻的	战斗部与引信		战斗部装烈性炸药，采用无线电近炸引信或触发引信
发射方式		双联装或单联装倾斜发射			
抗干扰措施		单脉冲跟踪照射雷达	动力装置		单级双推力固体火箭发动机

导　弹



“鞑靼人”导弹线条图

布局与结构　整个导弹外形与“高级小猎犬”完全相同，采用正常式气动布局，弹翼与舵面按X形配置。为了便于包装、运输和存放，舵面设计成可折叠的。由于外形、结构和舱内设备基本相同，两种导弹85%的零部件可以通用。导弹由雷达天线罩、战斗部舱、制导舱、固体发动机和发动机喷管四周的伺服系统舱组成。

动力装置　采用新式双推力复合固体燃料火箭发动机，推力为13.33千牛。

战斗部与引信　采用烈性炸药战斗部，总重52千克，装药25千克，由触发引信或无线电近炸引信起爆。

AN/SPG-51型跟踪照射雷达

探测、发射与指控

由于“鞑靼人”导弹能在较近距离内拦击中低空入侵的飞机，所以在制导方式上与“小猎犬”和“黄铜骑士”不同，它采用全程半主动雷达寻的制导体制。与“霍克”导弹一样，制导装置也由雷锡恩公司研制生产。舰上配置有一部目标指示雷达、一部AN/SPG-51型跟踪照射雷达和一部计算机。AN/SPG-51 型跟踪照射雷达采用单脉冲体制，能自动跟踪目标和制导导弹，其工作频段为Ⅰ波段，天线可在方位360°、俯仰－30°～＋83°范围内扫描。

最初“鞑靼人”导弹发射架和“小猎犬”及“黄铜骑士”一样，是零长式双联装发射架，可同时垂直装填二发导弹。这种双联装发射架发射完二发导弹后，需要旋转到装填口的装填位置上，而且要垂直地伸直导轨臂才能装填，这给再次装填带来很多麻烦，特别对拦击近程目标，装填时间太长，这是一个致命的弱点。为此研制了象反潜导弹发射器 MK-108 那样的单联装发射架，这样就不用每次预转到装填位置，而只要从它的发射方位垂直伸直导轨臂，就能装填下一发导弹，大大提高了发射速度，从而提高了武器作战能力，这种单联装发射架也称速射发射架。“伯克利”号导弹驱逐舰就采用了这种速射单联装发射架。

“鞑靼人”导弹发射情况

（张彩安）

海麻雀（Sea Sparrow）RIM-7

改进型“海麻雀”武器系统外貌图

概　述

“海麻雀”是美国海军的全天候、近程、低空点防御舰对空导弹系统，用来对付低空飞机、反舰导弹及巡航导弹。美国海军海上系统司令部主管“海麻雀”导弹计划，海军武器系统中心负责武器系统的技术方向和试验工作，雷锡恩公司为主承包商。

“海麻雀”导弹系统发展了三种型号：1.基本型　五十年代中到六十年代初，美国海军相继部署了“黄铜骑士”、“小猎犬”和“鞑靼人”面防御舰对空导弹系统。但这些导弹的低空性能较差。为了加强低空防御能力，海军从1964年开始执行一项应急计划，将AIM-7E空对空“麻雀”导弹移植成舰载型（RIM-7E）。基本型于1969年服役，1972年以后逐渐被后继型号取代。2．改进型　六十年代末，为了对付飞机和巡航导弹，特别是掠海反舰导弹的威胁，美国与北约国家于1968年开始联合研制改进型，代号RIM-7H。3．轻型　轻型又叫“先进点防御海麻雀”导弹系统。这是美国、加拿大和丹麦三国的海军于1977年联合进行的一项研制计划，采用RIM-7M导弹和垂直发射技术。本系统可装备150吨级的小型舰艇。

从研制开始到1984年为止，共生产各种型号导弹6345枚。预计，在1985～1994年间还将生产4743枚。按1985财年的币值计算，每套导弹系统的价格为19.188万美元。到目前为止，美国已经或正在用本系统装备的舰艇有：30艘“斯普鲁斯”（Spruance）级驱逐舰、46艘“诺克斯”（Knox）级护卫舰以及14艘其它舰艇。目前，“海麻雀”导弹已行销世界上九个国家：比利时、丹麦、联邦德国、荷兰、挪威、意大利、日本、泰国及摩洛哥。这些国家用该系统装备了各种舰艇33艘，计划中要装备的舰艇至少还有20余艘。

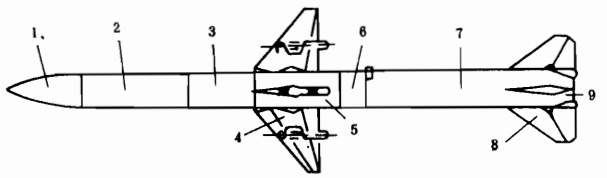
主要战术技术指标（RIM-7E）

对付目标	飞机、改进型还可对付超音速反舰巡航导弹	
杀伤空域		
作战半径	最大	22.23km
	最小	1km
作战高度	最大	3km
	最小	150m
反应时间		14s（改进型）
制导体制		半主动雷达寻的
发射方式		倾斜发射
抗干扰措施	改进型采用雷达/红外复合制导，能较有效的抗电子干扰	

弹长	3.66m
弹径	204mm
翼展	1m
弹重	228kg
最大速度	M＝2.5
机动过载	22g
战斗部与引信	RIM-7E/H采用连杆杀伤式战斗部，重30kg，装烈性炸药，有效杀伤半径15m。采用近炸引信和触发引信引爆。
动力装置	RIM-7E导弹采用MK 38型单级固体火箭发动机，工作时间3.2s。

导　弹

布局与结构　导弹为一细长圆柱体，由锥形头部、圆柱段及截锥形收缩尾段组成。导弹采用全动翼式气动布局，两对弹翼配置在弹体中部；起舵和副翼双重作用，产生升力和控制力；两对固定式尾翼起稳定作用。弹



导弹总体布局图

1．天线罩　2．导引头舱　3．飞行控制舱　4．弹翼　5．舵机舱　6．战斗部舱　7.发动机舱　8．尾翼　9．尾锥

翼和尾翼均呈X 形配置。基本型沿用 AIM-7E 空对空“麻雀”导弹的结构，但尾翼翼尖切去了一点，弹上加装了高度表和敌我识别器。改进型的弹体几何尺寸和内部结构与基本型不同之处在于：弹翼改成了折叠式，折叠后的翼展缩小到0.54米；弹上采用了快速预热自动驾驶仪，缩短了反应时间。轻型的导弹是由 AIM-7M 空对空“麻雀”导弹改装的，分标准型和垂直发射型。垂直发射型的特点是，在固体火箭发动机的尾喷口处加装了燃气舵控制系统．控制导弹在发射后0.75秒按程序转弯90°对着来袭目标飞行，再过0.75秒导弹抛掉燃气舵，由弹上单脉冲雷达导引头截获目标。

动力装置　RIM-7E 导弹采用 MK38 型单级固体火箭发动机，比冲 233.1 秒，推力3.05×10^4 牛顿，推进剂为聚丁二烯加过氯酸铵。RIM-7M 导弹采用 MK582 型双推力固体火箭发动机，长1.33米，直径 0.203 米，重 68.18 千克，比冲 212.5 秒，推力：一级20.8千牛顿；二级 8.7 千牛顿。推进剂为端羧基聚丁二烯。

稳定与控制　导弹的姿态稳定由自动驾驶仪控制弹翼转动来实现。两对弹翼控制导弹的俯仰和偏航，其中一对弹翼可以差动偏转，控制导弹的滚动。

基本型连续波导引头的截获距离：5.8 千米（$\sigma=1$ 平方米）；8.6 千米（$\sigma=5$ 平方米）；11千米（$\sigma=15$平方米）。角度跟踪范围：方位±45°；俯仰±49°，速度鉴别力为60米/秒。

战斗部与引信　战斗部为圆柱形，有两层壳体，外壳由钢板卷焊而成，内壳由两层预制连杆组成。预制连杆交错排列焊接在战斗部底部和法兰盘上。内壳镶有一镁合金曲面衬筒，内装炸药。

RIM-7E/H 采用雷达多卜勒近炸引信和压电晶体触发引信。RIM-7M 战斗部装烈性炸药，采用主动雷达引信。

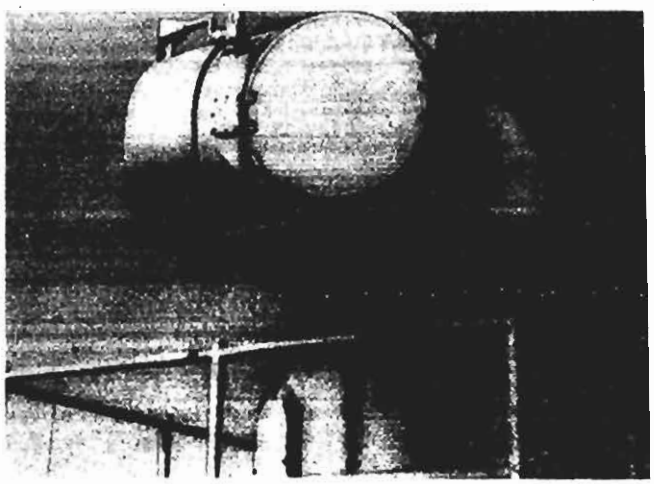
探测、发射与指控

探测与跟踪　本系统采用比例导引法。当制导体制为全程连续波半主动雷达寻的时，目标的照射能量由地面站提供。导弹发射前，将导引头接收机调谐到目标照射雷达的工作频率上。导弹发射后，导引头通过天线扫描获得与目标间的角偏差信息，形成控制指令，控制导弹对所选定的目标进行连续跟踪；利用多卜勒效应获得目标与导弹之间相对速度信息，实现对目标的速度跟踪，并将形成的控制信号送往自动驾驶仪，控制导弹飞向目标。当导弹飞近目标一定距离时，解除引信保险，导弹进入杀伤距离时引爆战斗部。

制导雷达　基本型采用 MK51 跟踪/照射雷达。雷达天线座上装有光学瞄准具。MK 51有两个天线：一个是抛物面圆盘天线，用来照射目标；一个是平面盘形天线，用来接收目标反射回波信号并跟踪导弹。雷达的方位和高低角瞄准靠手动控制。

改进型使用 MK 95 型跟踪 / 照射雷达。该雷达为连续波体制，使用I /J 波段，抛物面天线的直径约 1 米，接收机有杂波滤除、抗干扰、信号变换与放大等功能。改进型的地面制导设备与基本型不同之处在于，加

装了目标捕获系统（TAS）。该系统由脉冲多卜勒雷达、数字计算机、敌我识别器和显示器组成。这是一种全自动（也可人工干预）的目标探测、指示、识别和跟踪系统，能探测来自低空或高空俯冲攻击的飞机或巡



跟踪/照射雷达

航导弹。TAS 系统的雷达为脉冲多卜勒体制，使用L 波段，作用距离为37～160 千米，天线转速 0.5转/秒，仰角范围 0°～75°。它有远程、近程、混合式及辐射控制四种工作方式，可同时跟踪54个目标。

轻型保留了改进型的MK 95跟踪/照射雷达（舰上只配备一部），但用C 波段轻型截获雷达取代了 TAS 系统。轻型截获雷达也采用脉冲多卜勒体制，可以边跟踪边扫描，天线转速为 1 转/秒。两个天线按程序分别进行低一高、低一低及其他任一组合形式的扇面搜索。反应时间为 4 秒（从发现目标到发射架开始瞄准目标）。可探测50个不同的目标，跟踪20个目标。

发射装置 基本型采用 R308 型发射架。这是由反潜导弹“阿斯洛克”的 MK 112 八管发射架改装的，

轻型“海麻雀”垂直发射试验

采用 AIM-7E 的发射导轨。发射系统全重（包括火控系统）17.69 吨。转动范围：方位 360°；俯仰－16°～+85°。俯仰速度20°/秒，发射间隔 2 秒。改进型用MK 29型八联装发射架，两组发射箱装在一个可旋转的轴架上。系统重（包括八枚导弹）6.18吨，旋转范围360°，发射间隔 2 秒。轻型采用垂直发射架，分两排，共八室，装导弹八枚。每排四室有一直接向上的鼓风偏转进气管。发射架总重 2.9 吨，占用甲板面积比改进型减少60%，重量减少53%。

指控系统　基本型采用 MK115 型火控系统。该系统采用 MK 51 跟踪/照射雷达并配备有光学瞄准具。改进型采用 MK91 型火控系统，其组成部分有：MK 95 跟踪/照射雷达、微光电视系统和数字计算机。

作战使用

武器系统组成与功能　基本型由 RIM-7E 导弹、R308 型导弹发射架及 MK115 火控系统组成。改进型由 RIM-7H 导弹、MK 29发射架及 MK 91 火控系统组成。轻型由 RIM-7M 导弹、垂直发射架及火控系统组成。轻型由于采用了垂直发射技术，使系统具备反应快、全方位射击、可对高速来袭目标进行连续射击以及重量轻、占用甲板面积小等优点。

作战过程　目标捕获系统给火控系统指示目标；雷达操纵手调转天线对准目标方位；制导雷达截获目标后转入跟踪/照射状态；根据目标数据，火控计算机计算出拦截点；产生控制发射架和导弹的指令；同时导弹发动机点火；按预编程序或人工干预发射导弹；雷达操纵手收听目标的多卜勒信号或通过微光电视摄像机判断拦截效果。

发展与改进

主要发展阶段　基本型于1964年开始发展，1969年开始服役。改进型是美国于1968年与丹麦、意大利和挪威四国联合研制的型号。荷兰和比利时于1970年先后加入这个计划，1973年首次舰上实弹打靶成功。1975财年开始执行改进计划：第一阶段，改进 RIM-7H 导弹，使之具有低空制导和引信低空引爆能力，以便拦截15米以下的目标。本阶段计划于1977年12月完成；第二阶段为 RIM-7M 导弹研制新型单脉冲雷达导引头。本阶段计划于1978年 6 月开始。1977年联邦德国和希腊先后加入本计划。系统改进计划于1977年完成。目前本系统继续进行改进与生产。轻型于1977年开始发展，1981年舰上垂直发射试验获得成功。同年 2 月试验双基地雷达探测技术。目前轻型处于继续研制和试验阶段。

优缺点与发展前景　本系统是一种比较先进的现代舰载防空系统。它不仅能对付低空来袭的现代飞机，也能对付掠海反舰导弹。基本型和改进型由于受制导体制和发射技术的限制，不具备对付多目标和全方位射击能力。轻型克服了这些缺点。可以预料，“海麻雀”导弹系统在现有双基地雷达探测和垂直发射等技术的基础上，若能再引入其它先进技术，则该系统将成为命中精度高、反应时间短、抗干扰能力强、使用范围广的全天候、全方位、多目标的先进点防御系统。　　（傅敬民　姚青云）

标准 (Standard) RIM - 66/67

概　述

“标准”是美国通用动力公司波莫纳分公司研制生产的全天候、中远程舰载防空导弹武器系统。分为中程和增程两种，能有效地对付中高空飞机、反舰导弹、巡航导弹，也能攻击水面舰艇。“标准”导弹是在“鞑靼人”、“小猎犬”导弹的基础上演变而来的，到目前为止已发展了三代。1964年开始研制“标准 1 ”中程和增程导弹，1969年开始服役，前者用来取代“鞑靼人”导弹，后者取代“小猎犬”导弹。目前正在美国的驱逐舰、巡洋舰和护卫舰上服役，并向伊朗、联邦德国、意大利和希腊等国销售。1975年已停产。RIM-66B 型的销售价为 27 万多美元。1972 年开始在“标准 1 ”的基础上研制“标准 2”导弹。1981年初具作战能力。“标

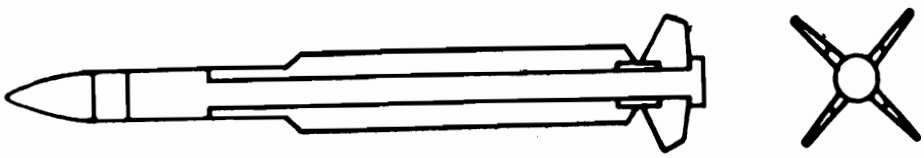
“标准”中程导弹

“标准”增程导弹

准2”中程导弹（RIM-66C）用于“宙斯盾”防空系统，“标准2”增程导弹（RIM-67B）用来取代RIM-67A。1978年对RIM-66C进行改进，生产性能类似的RIM-66D导弹，用来取代“鞑靼人”舰上的“标准1”中程导弹。“标准3”导弹（SM-3）也叫先进的面对空导弹或外围防空导弹，是正在研制中的一种新型远程防空导弹，用来对付九十年代的轰炸机和电子干扰机。预计在1990年可装备海军。

在整个发展过程中，“标准”导弹系统采用了模式化设计和通用性概念，每个型号的设计都具有一定冗余度，使导弹的改进和演变对支援设备和舰上其他分系统影响不大。“标准”本身不是一个武器系统，“标准”导弹总是与某个舰载武器系统一起使用（RIM-66B/D用于“鞑靼人”系统，RIM-66C用于“宙斯盾”系统，RIM-67A/B用于“小猎犬”系统），有关探测、发射与指控及作战使用部分则是“鞑靼人”、“宙斯盾”和“小猎犬”武器系统的相应部分。

标准1（中程）RIM-66B



“标准1”（中程）导弹线条图

主要战术技术指标

对付目标	高性能飞机和反舰导弹	弹长	4.47m
杀伤空域		弹径	340mm
作战半径 最大	46km	翼展	1.07m
作战高度 最大	15km	弹重	610kg
制导体制	全程半主动雷达寻的	最大速度	M=2.5

战斗部与引信	为MK-90型烈性炸药破片杀伤式战斗部，用触发引信和无线电近炸引信引爆	动力装置	单级双推力固体火箭发动机

导　弹

布局与结构　“标准1”（中程）导弹的外形和气动布局与“鞑靼人”导弹相似。采用正常式气动布局。弹翼在弹体的中后部，为小展弦比的长脊鲭形弹翼。其后是切尖的三角形控制舵面，弹翼和舵面按X形配置并处于同一平面内。

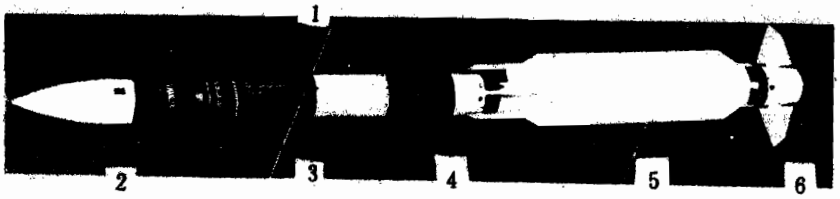
动力装置　RIM-66A导弹使用MK27-0型双推力发动机。RIM-66B导弹换装了美国航空喷气通用公司和赫克里斯公司研制的MK56-0型双推力固体火箭发动机，长3.6米，直径0.3米，重411千克。使用聚丁二烯、聚氨酯和高氯酸铵复合推进剂。

稳定与控制　采用自适应自动驾驶仪通过一个自由陀螺和一个速率陀螺进行滚动稳定；速率陀螺和加速度表进行俯仰和偏航的稳定和控制。采用电驱动器驱动导弹控制面，与液压气动系统相比，大大提高了可靠性。

战斗部与引信　采用MK 90型烈性炸药破片杀伤战斗部，破片飞行速度M＞6。击中目标后有助燃作用。采用触发引信和MK 45近炸引信。

弹上电源　采用一次性使用的干储存银锌电池组，在发射前才激活电池，以保证导弹长期存放后电源仍能可靠工作。

标准2（中程）RIM-66C/D



“标准2”（中程）导弹弹体结构

1．惯性指令制导　2．单脉冲接收机　3．战斗部　4．自动驾驶仪　5．双推力发动机　6．控制舱

主要战术技术指标

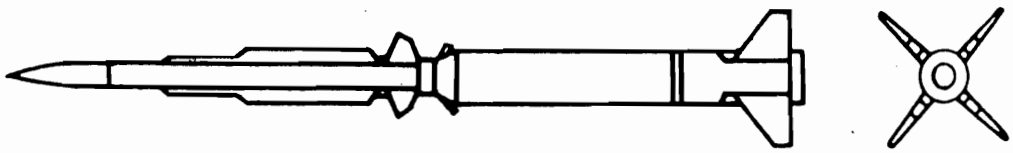
对付目标	高、中、低、超低空的飞机和导弹、掠海导弹	翼展	1.07m
杀伤空域		弹重	610kg
作战半径	最大 74km	最大速度	M＝3
作战高度	最大 24km	战斗部与引信	MK-90型烈性炸药破片杀伤式战斗部，用MK 45型主动式雷达近炸引信和触发引信引爆
制导体制	惯性/无线电指令＋半主动寻的		
弹长	4.47m	动力装置	MK 56型双推力固体火箭发动机
弹径	340mm		

导　弹

“标准2”（中程）导弹的各组成部分与“标准1”（中程）导弹基本相同，改进之处在于“标准2”（中程）导弹弹上装有惯性参考系统和双向数字传输组件，用于导弹飞行中段的惯性/指令制导。并采用了一

部先进的单脉冲导引头完成末段寻的。

标准 1 （增程）RIM-67A



“标准 1”（增程）导弹线条图

主要战术技术指标

对付目标	高性能飞机和反舰导弹，舰对舰导弹	翼展	1.58m
杀伤空域		弹重	1360kg
作战半径 最大	64km	最大速度	M＝2.5
作战高度 最大	20km	战斗部与引信	MK-90 型烈性炸药破片杀伤式战斗部，采用近炸引信和触发引信
制导体制	全程半主动雷达寻的		
弹长	8.23m	动力装置	两级固体火箭发动机
弹径	340mm		

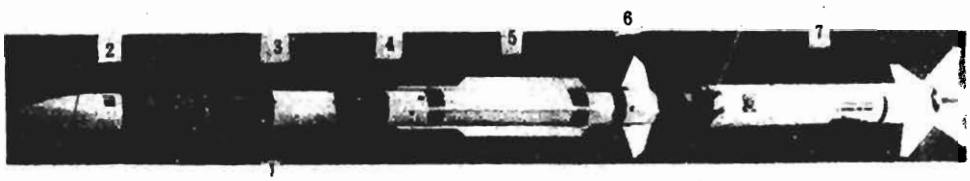
导　弹

布局与结构　整个导弹由两级串联而成，圆柱形弹体，头部呈锥形，为正常式气动布局，采用小展弦比的长脊鳍形弹翼，在助推器尾部装有梯形尾翼。舱、弹翼、尾翼都按X 形配置并处于同一平台上。

动力装置　采用两级发动机，一台固体主发动机（MK30 Mod1 ），一台固体助推器（MK12 Mod1）。

稳定与控制、战斗部与引信、弹上电源等均与“标准 1”（中程）导弹相同。

标准 2 （增程）RIM-67B



“标准 2”（增程）导弹弹体结构

1．惯性指令制导　2．单脉冲接收机　3．战斗部　4．自动驾驶仪　5．主发动机　6．控制舱　7．可分离助推器

主要战术技术指标

对付目标	高、中、低空的飞机和导弹，舰对舰导弹

杀伤空域		翼展	1.58m
作战半径　最大	104k m	重量	1360kg
作战高度　最大	24k m	最大速度	M＝3
制导体制	惯性／无线电指令＋半主动寻的	战斗部与引信	MK-90 型烈性炸药破片杀伤式战斗部，采用触发引信和近炸引信
弹长	8.23m		
弹径	340m m	动力装置	两级固体火箭发动机

导　弹

“标准 2”（增程）导弹的布局与结构、动力装置、控制与稳定系统、战斗部与引信等部分均与“标准1”（增程）导弹相同。不同之处为“标准 2”弹上装有惯性导航系统和指令接收机，并采用了先进的导引头。在导弹飞行前段和中段用惯性导航，加无线电指令修正，末段为半主动雷达寻的。

发展与改进

主要发展阶段　1964年12月开始研制“标准 1”（RIM-66A、RIM-67A），1965年 2 月进行首次飞行试验，同年 7 月投产，1968年具备初步作战能力，1969年开始服役，1972年完成研制。1975年停止生产。1977年开始对 RIM-66A 改进，改进型 RIM-66B 于1979年投产并逐步取代 RIM-66A。目前 RIM-66A 已退役，RIM-66B 和 RIM-67A仍在海军服役。“标准 2”导弹（RIM-66C，RIM-67B）是在“标准 1”的基础上于1972年 6 月开始改进，1972年11月进行首次飞行试验，1980年开始生产，1982年初具作战能力。目前正批量生产并逐步取代“标准 1”导弹。1981年开始研制“标准 3”导弹，1983年完成了方案研究，1984年开始关键部件的研究，1985年进行全面工程研制，预计九十年代初可装备。

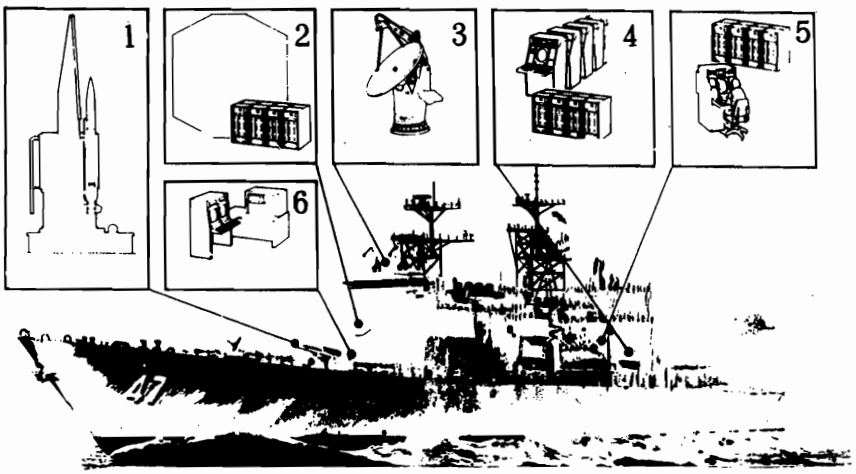
优缺点与发展前景　与第一代舰对空导弹相比，“标准 1”导弹采用了固体电子线路和自适应自动驾驶仪，具有体积小，成本低，可靠性高等优点。但由于采用全程半主动雷达寻的的制导方式，导弹的射程和抗干扰性能受到限制。“标准 2”导弹改用了惯性/指令＋半主动寻的的复合制导体制，并采用了先进的单脉冲导引头和数字计算机控制，有效地克服了“标准 1”导弹的缺点，具有射程远、精度高、抗干扰能力强等特点。1983年美国开始拨款改进“标准 2”导弹，改进项目包括采用全数字制导、新型双推力固体火箭发动机，进一步提高导弹速度，增加射程，增强系统火力，以对付八十年代末先进的反舰导弹。此外，还准备为“标准 2”导弹安装核弹头，用来取代“小猎犬”核导弹。下一代的“标准 3”导弹将充分利用“宙斯盾”系统的先进设备，采用垂直发射，红外和半主动寻的的双模制导，以及适应于高空制导的线性自动驾驶仪。使导弹具有高速度、高精度、高机动性、大杀伤半径，能有效地对付饱和攻击。

（石茜蓉　编写）

宙斯盾 (Aegis)

概　述

“宙斯盾”是美国无线电公司为海军研制的全天候、全空域舰载防空武器系统，用来保卫航空母舰，或进行舰队的区域防御，是美国八十年代及以后的主要防空系统，被列为第三代舰空导弹系统。1964年美国海军为了克服“三T”导弹系统反应时间长，抗干扰性能差，作战范围有限和火力不足等弱点，设想把“三T”导弹系统功能结合到一个型号上，提出研制“先进海面导弹系统”（ASMS）的要求。1969年12月选择美国无线电公司为主承包商并正式命名为“宙斯盾”。同年开始工程研制。1977年研制工作结束，1978年海军订购第一套系统，1983年装备“提康德罗加”号巡洋舰（CG-47）。目前已有五套系统服役。九十年代初将装备24艘巡洋舰。并从第六艘开始，逐步用改进型的发射系统、雷达、计算机替代原有装备。同时海军在1985财政年度，为



“宙斯盾”防空系统组成

1．导弹发射系统　2．雷达系统　3．火控系统　4．武器控制系统　5．指挥决策系统
6．战备状态检测系统

第一艘 DDG-51 级驱逐舰订购改进的轻型“宙斯盾”系统，预计1989年开始服役。海军计划采购60艘 DDG-51 级驱逐舰，来替换目前正在服役的一些驱逐舰和巡洋舰。估计“宙斯盾”系统的研制经费约为 6 亿美元。

主要战术技术指标

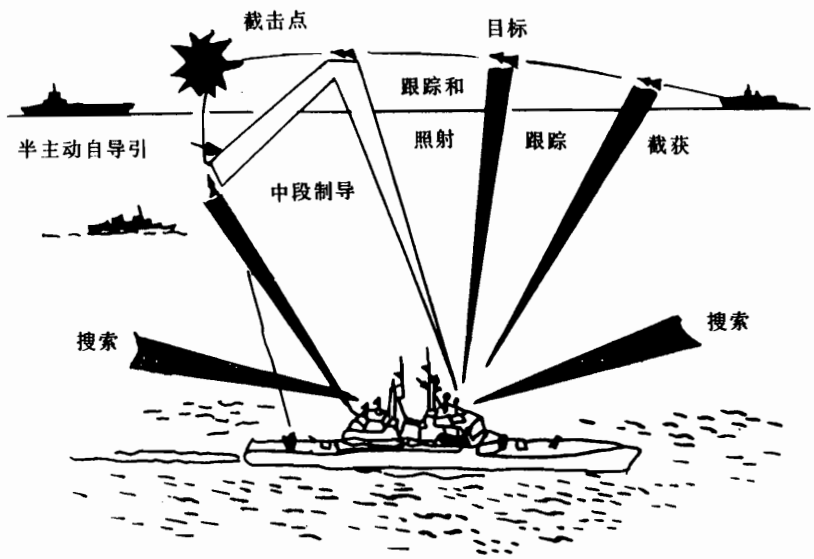
对付目标	高性能飞机、导弹及掠海导弹	翼展	1.1m
杀伤空域		弹重	640kg
作战半径 最大	74km	最大速度	M＝3.0
作战高度 最大	24km	战斗部与引信	为MK 90型高能炸药破片杀伤式战斗部，采用MK 45型主动式雷达近炸引信与触发式引信
制导体制	惯性/指令 + 末段半主动寻的		
抗干扰措施	可以抗多种电子干扰、海杂波干扰和气象干扰	动力装置	MK 56型双推力固体火箭发动机
弹长	4.5m	可靠性指标	在无后勤支援的情况下，能可靠地持续工作40～60天。大修周期为 4 年
弹径	340mm		

导　弹

采用“标准 2”（中程）RIM-66C 导弹。详见“标准 2”（中程）导弹。

探测与跟踪　“宙斯盾”系统采用惯性/指令加末段半主动寻的的复合制导。它的舰上探测、制导系统功能由一部 AN/SPY-1A 雷达、MK1 武器控制系统和MK 99火控系统来完成。AN/SPY-1A 是一部多功能相控阵雷达，它对以载舰为中心的半球空域进行连续扫描，一旦某波束发现目标，就立即控制更多的波束照射该目标并自动转入跟踪，同时把目标数据送给指挥决策中心进行敌我识别、威胁估算和目标分配，并将数据结果送给 MK1 武器控制系统，由它编制拦截程序，通过 MK26 导弹发射系统给待发导弹装定。在导弹飞行前段和中段，采用惯性加指令制导。武器控制系统通过 AN/SPY-1A 雷达给惯性制导的导弹发送航向修正指令。末段采用雷达半主动寻的。AN/SPY-1A 采用边跟踪边搜索方式工作，始终对全空域扫描以发现新目标，扫描波束则根据战术环境和威胁情况由计算机控制，考虑到反舰导弹低空突防不易被发现，所以在低空区采用多波束高数据率搜索，而在其它空域则采用较少的波束和低数据率进行搜索，必要时也可将波束集中在某个预估的扇形威胁区内进行搜索。为了对付反辐射导弹，雷达可以在瞬时进行临时关机（零点几秒钟），开机后

一秒钟又可进入跟踪状态。



“宙斯盾”系统的制导过程

AN/SPY-1A 雷达　为固定式 E/F 波段电扫描相控阵雷达，具有搜索、探测、跟踪多目标及制导等多种功能，探测距离可达 320 km 。由于采用了数字计算机控制、高功率发射机及先进的信号处理技术，雷达能在严重的杂波干扰和电子干扰环境下进行自适应搜索和跟踪，并能有效地对付具有宽带特性的目标。雷达的反应速度快、数据率高、工作可靠。它由天线、信号处理机、发射机、接收机和雷达控制部分组成。

AN/SPY-1A 雷达天线

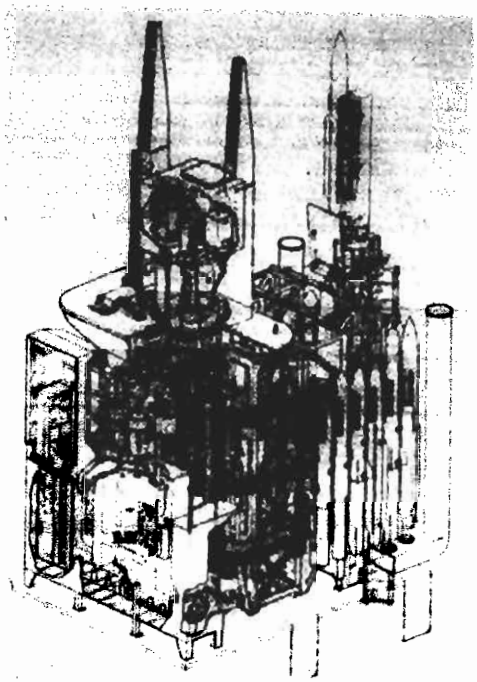
天线由四个 8 边形阵面组成。每个阵面有4480个移相器和1120个方形驱动器，全部排列在 140 个阵列模件内，其中 128 个用于发射和接收，8 个用于接收，4 个用于保密的电子对抗。舰首、尾各有一台接收机、波控机和一套电源装置。每台接收机有11个通道，包括用于跟踪的 3 个单脉冲通道（Σ 、α 、β），1 个通道用于旁瓣消隐，6 个为抗电子干扰的旁瓣抑制通道，1 个备用的辅助通道。

信号处理机包括中频处理、动目标显示、脉冲压缩处理、探测跟踪处理、波形产生、模/数转换等11 个机柜。主要用于为发射机产生波形，处理来自接收机的回波信号，和将AN/SPY-1A的图象传送给舰上情报中心。

发射机系统采用前后两部发射机，共用 8 个集中高压电源。每部发射机由监视器、3 个驱动机柜和2个末级功放机柜组成。

雷达控制系统包括一台 AN/UYK-7 数字计算机、输入/输出控制台、一个数字磁带机和接口等。

MK1武器控制系统　该系统由一组 AN/UYK-7 计算机和 UYA-4 显示台组成，处理来自指挥决策中心的火力分配指令和威胁判断结果及 AN/SPY-1A 雷达提供的跟踪数据、决定拦截方式、指定发射系统和导弹并给



MK-26 发射系统

出发射命令，对飞行中的导弹进行控制，同时将情况报告给指挥决策中心。

MK99K 火控系统 由四部Ⅰ波段连续波多普勒照射雷达和相应的射击指挥仪以及数据变换设备组成。照射雷达根据武器控制系统的指令与AN/SPY-1A雷达协同工作，为“标准2”导弹提供目标照射。

发射装置 MK-26 是自动化发射装置由范斯提耳冶金公司北方装备部生产。它是一种计算机控制的双导轨式多功能装置。可全自动地完成装弹、转向和发射任务。并具有高速发射能力，能对付多批来自不同方向的目标。它既能发射“标准2”导弹，也能发射“捕鲸叉”舰对舰导弹和“阿斯洛克”反潜导弹，可贮备44枚待发“标准2”导弹或24枚“标准2”，20发“阿斯洛克”导弹。

指控系统 MK1 指挥决策中心和武器控制系统分别采用了一组斯佩里公司尤尼瓦克分公司研制的 AN/UYK-7 计算机，每个计算机组包括4台 AN/UYK-7 处理机和一个4接口共用的存贮器，并配有 AN/UYA-4 显示台，AN/UYK-7 处理机是目前美国新型战术导弹系统使用的中规模计算机，“宙斯盾”系统共用12台这种计算机（另一组4台用于控制 AN/SPY-1 相控阵雷达）。火控系统采用了4台 AN/UYK-20 计算机，它是一种标准的小型计算机，分别对每台指向器进行精确控制（第5台用于控制战备状态检测系统）。整个“宙斯盾”舰上作战系统共用计算机22台。其中17台用于防空系统。

作战使用

武器系统组成与功能 整个系统由七个部分组成。指挥决策中心负责协调和控制整个武器系统工作；AN/SPY-1A 多功能相控阵雷达进行全空域搜索、探测、跟踪和制导；武器控制系统决定拦截方式、指令发射架和导弹，控制发射并对发射后的导弹进行控制；火控系统为导弹末段寻的提供目标照射波；战备状态检测系统完成整个系统的监视、检测和维护；“标准2”（中程）导弹为舰上主要防空武器。

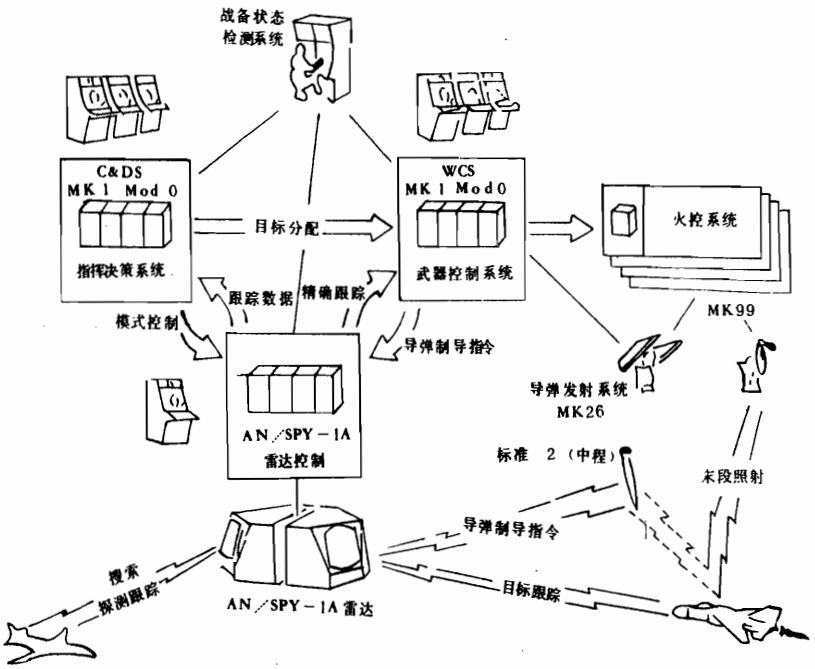
火力配置 舰首、舰尾各装一套 MK-26 发射装置，舰首发射装置装有24枚“标准2”导弹和20枚“阿斯洛克”反潜导弹，舰尾发射装置内装有44枚“标准2”导弹。AN/SPY-1A 雷达的四个天线阵面分别安装在战舰上层建筑的正前面、前右舷、后面和后左舷的壁面上，四部照射雷达分别位于四个阵面的上方。

作战过程 作战时首先 AN/SPY-1A 雷达对全空域进行搜索，发现目标后自动转入跟踪。同时，指挥决策中心进行敌我识别、威胁估算和目标分配。武器控制系统根据命令编制拦截程序，指定发射架和导弹。发射系统根据命令自动发射，并进行再装填。导弹起飞后，按预装程序飞行，同时以低数据率的指令信号修正飞行弹道，保持导弹指向目标。末段导弹根据照射波自动寻的。引炸后，AN/SPY-1A 雷达立即做出杀伤效果判段，决定是否需要再次拦截。

由AN/SPY-1A 雷达、指挥决策中心和武器控制系统组成的探测和控制回路有四种工作方式，自动、半自动、故障和特殊自动方式。前三种需要人工参与控制，后一种不需要人工控制，整个探测拦截过程全部自动进行，操作员可通过 AN/UYA-4 数据图象显示器监视和控制系统的工作。

检测与维修 MK1 战备状态检测系统与“宙斯盾”导弹系统中的其它各主要分系统相联，完成整个系统的监视、自动检测和维护。在不影响系统工作的情况下，对系统的几百个测试点按操作程序进行测试，一旦发

现故障就分区检查，确定故障点，进行更换和维修。



“宙斯盾”系统工作过程

发展与改进

主要发展阶段　1963年提出总体方案；1967年国防部批准研制计划；1969年12月选定美国无线电公司为主承包商。1970年10月通过初步设计方案，1972年2月系统设计阶段结束；1973年3月～10月进行样机陆上试验；1974年5月～1977年1月进行样机的海上试验；1977年完成“标准—2”导弹的飞行试验；1978年中海军采购第一套“宙斯盾”系统；1983年1月第一艘“宙斯盾”级巡洋舰“提康德罗加”号服役。1985财年起采购改进的轻型“宙斯盾”系统。

优缺点与发展前景　“宙斯盾”防空系统具有反应时间短、抗干扰能力强、可靠性高、火力强、能对付多目标及全空域作战等特点。在技术上，采用了惯性/指令＋末段半主动寻的复合制导体制及相控阵雷达、数字计算机等新技术。并尽量做到标准化、模式化，以适应通用性和改进发展的需要。为提高系统的实战性能，在生产装备的同时，还对系统进行不断的改进。首先从第6艘“宙斯盾”级巡洋舰CG-52号开始，将用马丁·玛丽埃塔公司生产的MK41垂直发射系统取代MK26导弹发射系统，增加两套MK41弹库分别配置在舰首、尾，每个弹库装弹61枚，并采用新的导弹发射控制系统，此系统反应时间极短，发射速度快，能同时发射多枚导弹；其次从第11艘CG-57号开始，采用改进型AN/SPY-1B雷达，此雷达采用双功能调整器、先进信号处理机等技术措施进一步提高雷达的性能指标。又如从第17艘CG-63号开始，采用新一代的AN/UYK计算机，还将使用新的RIM-66H导弹取代RIM-66C导弹，此导弹采用新型的双推力火箭发动机，将进一步提高射程和飞行速度。1985财政年度海军又为DDG-51级驱逐舰订购改进的轻型“宙斯盾”系统。该系统采用AN/SPY-1D轻型雷达，将原来的两部发射机合并，减少一部照射雷达，采用新型AN/UYK-43计算机和MK-41垂直发射系统。大大减少了系统的体积和重量，预计将于1989年服役。海军计划建造60艘DDG-51型驱逐舰，来替换DDG-2、DDG-37驱逐舰和CG-16、CG-26巡洋舰。

（石茜蓉）

海小檞树 (Sea Chaparral) RIM-72

“海小檞树”导弹

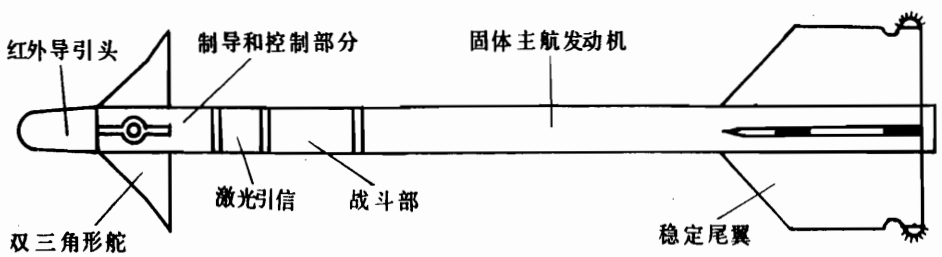
概　述

“海小檞树”是美国海军在陆用“小檞树”地对空导弹基础上移植的晴天候近程、低空舰对空导弹系统，可装在轻型舰艇上作为单舰防御武器。1971～1972年装备部队，但它没发展为美国标准的武器系统。1980年2月美国国防部同意向台湾省出售284枚导弹和必要的支援设备及有关的备件。1983年7月又提出供给台湾120枚 RIM-72F 导弹。系统承包商为美国福特航空航天和通信公司。

主要战术技术指标

对付目标	各种低空飞机	翼展	619mm
作战半径　最大	18km	弹重	86.1kg
制导体制	光学瞄准＋红外寻的	最大速度	M＝2.5
发射方式	倾斜发射	战斗部与引信	连杆杀伤式战斗部，采用主动式激光近炸引信
抗干扰措施	前视红外探测及主动式激光引信都具有很好的抗干扰能力	动力装置	固体火箭发动机
弹长	2.87m	作战使用环境	白天晴天使用
弹径	127mm		

导　弹



“海小檞树”导弹布局

布局与结构　采用美国“超响尾蛇”（AIM-9L）空对空导弹。其外形和气动布局除用双三角形鸭舵与陆型用三角形鸭舵不同外，其余均与陆用“小檞树”相同，详见“小檞树”导弹。

战斗部与引信　采用连杆杀伤式战斗部，由预制杆状件环绕中心对称地排成两层，借点火电路把引信的点

火脉冲分配到装药的两边同时起爆，爆炸时呈球形传播，杆件飞散时除了它本身的平移速度外，还受到一个超速分量的作用，此分量产生一种使杆件翻滚的运动。因此大大削弱了杀伤效果对杆件与目标遭遇角的依赖性。弹上装有主动式激光近炸引信，它能精确地控制爆炸点。引信基本上为一收发机，发射机用砷化镓（GaAs）激光二级管做辐射元件，接收机采用硅（Si）光电二级管。此引信抗干扰性能非常好，即使知道了红外辐射的脉冲重复频率和宽度也不能对其干扰。

探测、发射与指控

探测与跟踪　导弹系统由一部 G/H 波段相干多卜勒雷达提供目标指示。也可由舰船其它雷达或光学探测系统指示目标。系统采用光学瞄准和红外寻的制导。为了提高导弹系统在低能见度或夜间条件下截获目标的能力，增加了前视红外探测系统（FLIR）和一台激光测距仪。

发射装置　为陆“小槲树”四联装发射架的改进型。新发射架也可以由座舱里的射手、舰艇指挥室和其它火控设备的射手操纵。　　（张殿枯　侯廷丽）

西埃姆（SIAM）

“西埃姆”（SIAM: Self-Initiated Antiaircraft Missile）是美国为海军潜艇研制的一种自卫式近程、低空防空导弹系统，主要用于对付固定翼飞机和直升飞机等反潜飞机。

七十年代初，美国考虑到苏联反潜战飞机日益增长的威胁，打算研制一种能够从深水发射的潜空导弹，用以保卫潜艇，使其战略攻击潜艇继续保持领先地位和占领海上优势。

1974年提出“西埃姆”方案设想，最初由国防高级研究计划局负责计划管理，福特航空航天与通信公司为总承包商，并拨出预研款进行大量深水发射试验。1977年正式开始研制，同年海军也参加了计划管理工作并拨款，1979年全部正式转交海军负责研制计划，1980年成功地进行了首次发射试验，1985年开始小批量生产，预计1986年完成研制开始批量生产，八十年代末将陆续装备美军攻击型潜艇。

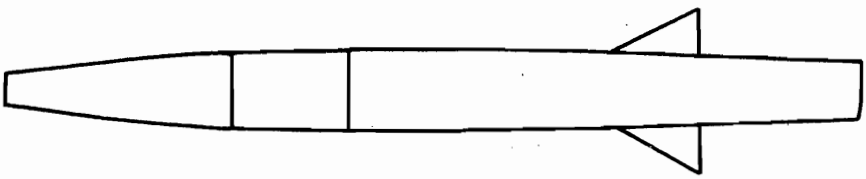
“西埃姆”导弹垂直发射试验

主要战术技术指标

对付目标　　反潜飞机　　制导体制　　雷达/红外双模寻的

发射方式	垂直发射	弹重	67.5kg
抗干扰措施	采用雷达/红外双模式导引头具有较好的抗干扰能力	最大速度	超音速
		战斗部与引信	破片杀伤式战斗部，近炸引信引爆
弹长	2.54m	动力装置	二级固体发动机
弹径	145mm		

导　弹



“西埃姆”导弹线条图

“西埃姆”是一种尺寸小，结构简单的导弹，由双模导引头，装高能炸药的破片杀伤式战斗部，近炸引信，固体火箭发动机和折叠翼组成。利用喷气流控制导弹飞行。

探测、发射与指控

导弹系统采用雷达主动和红外被动寻的的复合制导体制，导引头可用雷达/红外双模式工作，末段只用红外一种工作方式，具有较好的抗干扰能力。敌我识别器与“尾刺”导弹的相同。

在潜艇上垂直发射，发射前导引头即可发现目标，导弹飞出水面后，由导引头测得目标—导弹间的角偏差信号，形成控制指令，通过控制喷气流引导导弹飞向目标。

作战使用

“西埃姆”导弹系统接收到潜艇探测装置的目标指示信号后，经敌我识别器区分敌友。导弹加电，导引头以雷达方式搜索目标。发现目标后，点燃助推发动机，以低速将导弹从发射筒内垂直射出水面。导弹飞出后，在导引头指引下转向目标。飞行数米后，主发动机点火，助推发动机脱落，导弹加速。与此同时，导引头跟踪并锁定目标。在接近目标时，由雷达工作转向红外被动寻的，直至摧毁目标。如果在导弹发射前没捕捉到目标，则在导弹飞至一定高度（约150米左右）时，借助反作用力旋转，全方位搜索目标。发现目标后，导引头捕捉目标，导弹自动停止旋转。当导引头锁定目标后仍按上述步骤进行。

发展与改进

1977年国防高级研究计划局开始研制，1978年完成风洞试验，1979年完成双模导引头研制，1980～1981年进行第二阶段飞行试验，1985年小批量生产并进行作战鉴定，预计1986年批量生产，1989年开始装备。到目前为止，美国的潜射反飞机系统只有“斯拉姆”（SLAM）一种，且需潜艇接近或浮出水面才能发射导弹。而“西埃姆”可在一定深度下的潜艇上发射。这将大大提高攻击型潜艇的机动性和作战的有效性。美国陆军和空军对这种导弹的战略、战术意义很重视，对它具有“打了不管”并能在飞行中搜索、跟踪和攻击目标的特性也很感兴趣。国防高级研究计划局准备进一步改进，使它成为能从陆地、海面和水下发射的、用于对付飞机和直升飞机的防空导弹系统。

（笪祖发　侯廷丽）

拉姆 (RAM) RIM-116A

RAM 导弹外貌

概　述

“拉姆”（RAM：Rolling Airframe Missile）为近程、低空、快速反应的单舰防空导弹系统，用以拦击掠海飞行的反舰导弹和高速飞机，它由美国、联邦德国和丹麦联合研制，主承包商为美国通用动力公司。早在六十年代中东战争时，以色列驱逐舰 Eilat 号被苏制两枚 SS-N-2 “冥河”反舰导弹击沉后，美国就想为小型舰艇寻求一种廉价的点防御系统和为较大舰船提供辅助性防御，以对付反舰导弹的饱和攻击而开始提出了 RAM 计划（原名 ASMD—Anti-Ship Missile Defence 反舰导弹防御）。1972年开始方案探讨，1979财年开始工程研制，1980年进行首次发射试验，预计到1986年底具备初步作战能力。每发 RAM 导弹生产费为10～20万美元。经费分配除丹麦占 2 % 外，其余美国、联邦德国均摊。预计在九十年代中期前，RAM 在美国将加快生产速度，以 240 发/月的速度进行生产，预定美国批生产12～18个月后，欧洲将以17～20发/月的速度进行生产。

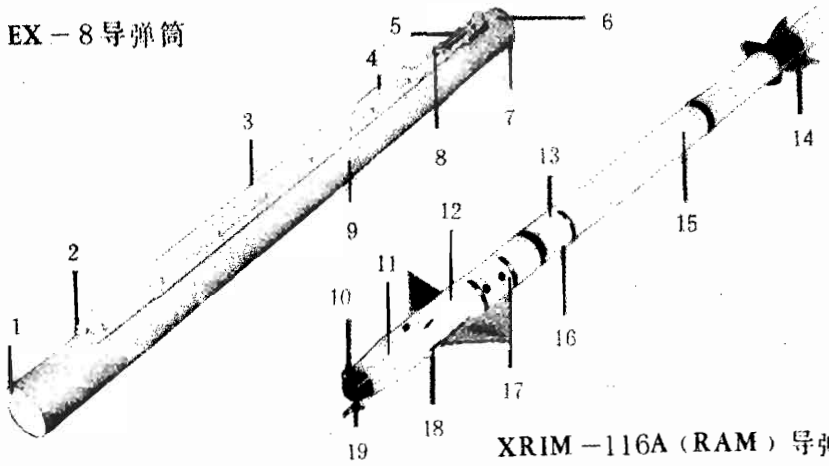
主要战术技术指标

对付目标	从水面、水下、空中发射的反舰导弹和巡航导弹，以及高速飞机	弹径	127mm
作战半径	9.1km	翼展	420mm
制导体制	被动雷达寻的/红外寻的或全程被动雷达寻的	弹重	70.7kg
		导弹速度	M＞2
		机动过载	＞20g.
发射方式	箱式倾斜发射	战斗部与引信	连杆式战斗部，采用近炸或触发引信
抗干扰措施	双模导引头		
可靠性指标	平均无故障时间 188 h	动力装置	MK 36-8 单级固体火箭发动机
弹长	2.79m		

导　弹

布局与结构　RAM 导弹是在美国“超响尾蛇”（AIM-9L）空对空导弹的基础上改进的，导弹外形基本相同，内部改动较大。整个导弹为圆柱形弹体，锥球形头部，采用鸭式气动布局，弹体前部装一对三角形控制翼和一对矩形固定翼，尾部装两对梯形稳定尾翼。尾翼前缘后掠角为60°，后缘与弹体轴线垂直。导弹结构配置是：头部装有红外导引头，鼻锥两旁设两根笔形波束天线（前视天线和后视天线），其后按次序分别装有无线电接收机、鸭翼舵、引信、战斗部、火箭发动机和X 形尾翼。其中导引头、控制系统和弹体都是最重要的新部件。

动力装置　采用“响尾蛇”空对空导弹的固体发动机，重45千克，长约1.83米，装 27.27 千克重的弗莱克塞戴恩（Flexadyne）公司生产的推进剂。



RAM 导弹与筒的结构布局图

1．端盖　2．自动连接器　3．电缆护盖　4．干燥剂　5．导弹筒限制闩　6．装填器环　7．端盖　8．前限制器　9．发射筒　10．红外导引头　11．被动无线电接收机　12．触发引信　13．安全保险装置　14．折叠尾翼组合　15．火箭发动机　16．战斗部　17．引信　18．控制部分　19．天线

稳定与控制　RAM 在发射时，发射筒中的来复线使弹体产生旋转运动。导弹飞行期间，由三角形控制翼根据指令控制导弹的俯仰或偏航，尾翼上的调整片使导弹保持滚动飞行。飞行控制指令是通过自动驾驶仪把导引信号进行放大和变换后通过伺服机构来控制舵面。由于 RAM 有滚转弹体的特点和采用新的自动驾驶仪，因此可使导弹具有大于20g 的机动性，且只需两个控制面、一个信号处理通道、一套敏感器件和一对控制伺服机构。

战斗部与引信　选用“响尾蛇”空对空导弹的 WDU-17B 弹头和 DSU-15B 引信。总长约0.54米，重约10千克，装烈性炸药2.74千克。

导引头　采用与“尾刺”相同的 FIM-92 导引头。

“密集阵”发射架

探测、发射与指控

探测与跟踪　采用比例导引，被动雷达寻的/红外寻的或全程被动雷达寻的的制导方式，具有打了不管的特征。利用舰上已有的目标探测设备（如“海麻雀”的MK23TAS 搜索雷达和 AN/SLQ-32(V)ESM/ECM系统等）搜索目标，RAM 导弹得到目标指示信号后，根据目标辐射的雷达或红外能量捕获目标。一般情况下，中段用被动雷达寻的，并指引红外导引头对准目标，当红外信号强时，由导弹控制逻辑电路把被动雷达转换为被动红外寻的。也可用全程被动雷达寻的，精度满足战术要求。

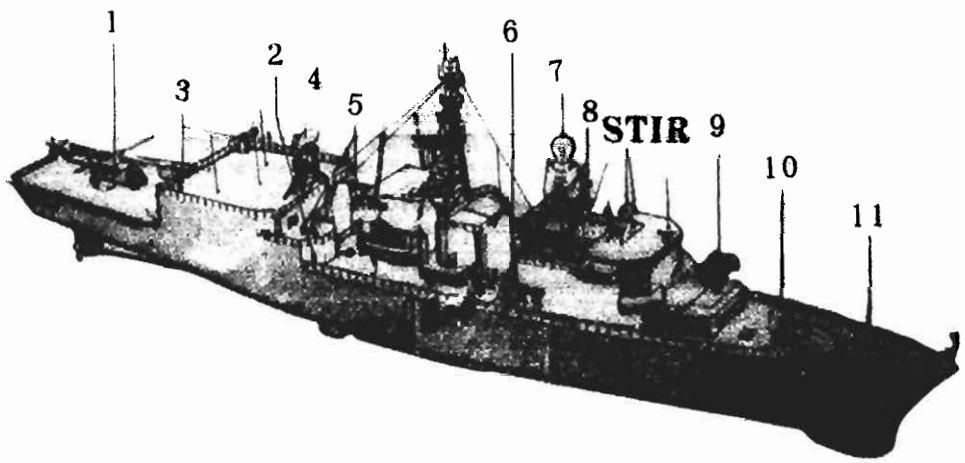
发射与指控　导弹为箱式倾斜发射（发射箱采用能承受高温和强压力的玻璃纤维制成），可单射，也可齐射。发射系统有三种：第一种是“密集阵”式，含有24格的 EX-31 发射架，其中除三格用来装发控部件外，其余每格装一发。其俯仰范围为＋80°～－25°，方位为360°；反应时间小于2秒；发射架总重为5307千克（甲板上4536千克，甲板下771千克）；平均无故障时间188小时。第二种是“海麻雀”导弹系统所用的 Ordalt发射装置，共8格，其中两格

装 RAM 导弹，每格装 5 发，其余每格装一发“海麻雀”导弹。第三种是 8 格的轻型发射架，每格中装一发。RAM 为自主式发控。发控系统除发射架外，还有发控接口设备和舰上作战指挥系统。每发导弹装填时间约需10分钟，用 EX-31 发射架装21发弹需三个半小时。

作战使用

武器系统组成　由 RAM 导弹、发控系统两大部分组成。

火力配置　用 EX-31 装配联邦德国的 F122 Bremen 级护卫舰，每艘可装两套，143 A 级快速攻击艇装一套，对美国的航空母舰，可以每个角上装一套，共配四套。



RAM (ASMD) 在舰船上配置示意图

1．直升飞机　2．MK 32双鱼雷管　3．RAM 导弹系统　4．DA08 警戒雷达　5．MK 36 箔条分配器　6．“捕鲸叉”导弹系统　7．WM25火控雷达　8．电子支援措施 / 电子对抗系统　9．“海麻雀”系统　10．76/62火炮　11．DSOS 21 BZ 声纳系统

作战过程　RAM 导弹利用舰船上的探测设备提供目标的方位、距离和高度等。当导弹系统接收到目标信息后传送给指定的发射装置，第一批导弹应在发射前几秒钟作好准备（启动导引头的陀螺，红外探测器致冷）。导弹一经离开发射筒，弹上被动雷达自动跟踪目标，当红外信号足够强时，导弹控制由被动雷达工作方式转到红外工作方式，由红外导引头作精确跟踪，直至把导弹引向目标。

发展与改进

主要发展阶段　1972年，美国海军开始探索直径为 0.127 米的旋转弹体导弹的可行性，1973年论证被动雷达寻的和红外寻的双模制导的效能，1974年交给霍普金斯大学应用物理实验室进行预研，1977年 2 月合同转给波莫纳公司，同年 4 月至1978年 7 月进行发射和飞行原理试验，1979财年批准进行全面工程研制并改名为 RAM 导弹，1980～1982年进行样机飞行试验，1982年第一批导弹投入小批量生产，1982～1984年进行全系统飞行试验，计划1985财年第二批导弹投入生产，1986年初开始交付给美国海军，预计1986年底开始装备北约国家。

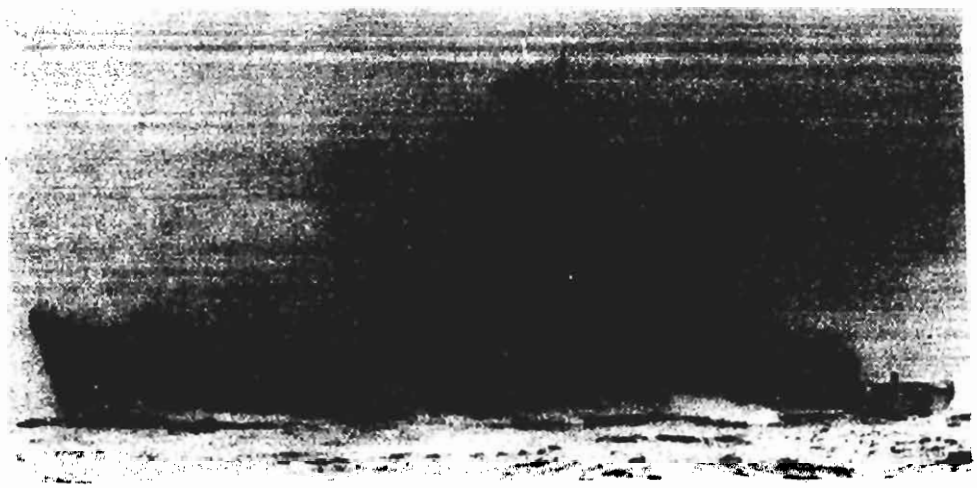
优缺点　RAM 导弹综合了各种型号的先进技术，具有“发射后不管”的能力。导弹采用新的自动驾驶仪与旋转弹体相结合，使导弹在飞行末段机动能力大于20g，同时，由于大量采用微电子和微处理机组合装置，

装配紧凑，使电子控制组件减少一半，系统重量也因而减至最小，费用相对大大降低。

发展前景 RAM 将来可能发展成为一种陆基型的防空系统。作为一种机动反飞机导弹系统，陆军对RAM很感兴趣。预计，RAM 在几年之后很可能装备一些世界商船，而且将会变成本世纪末世界舰船防御的主要装备。RAM 联合计划目前主要由美国、联邦德国和丹麦承担，将来可能要吸收更多的北约国家参加，或把该项计划与北约国家的最新超音速反舰导弹防御系统合并。

（张俊涵）

果阿 (Goa) SA-N-1



“克列斯塔I”级的“德罗兹德海军中将”号
导弹驱逐舰上的两套 SA-N-1 系统

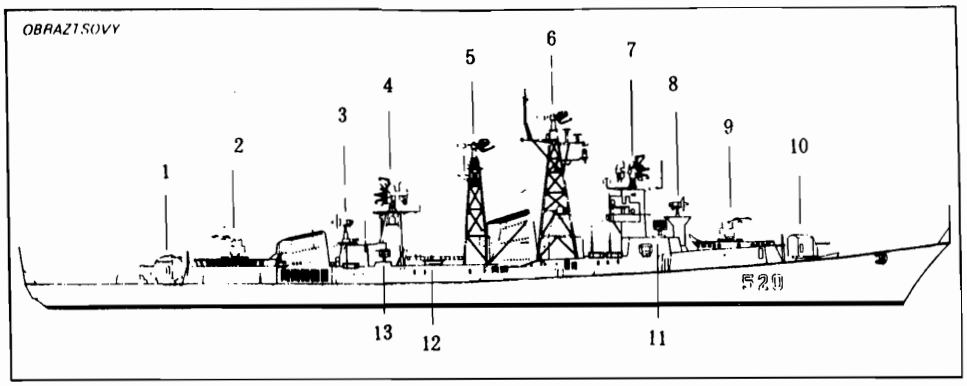
概　述

果阿(Goa)SA-N-1,是苏联全天候型近程舰对空导弹武器系统，主要用于舰队防空，以对付中低空亚音速和超音速入侵的各种飞机。它是由陆用的 SA-3 地对空导弹移植而来，所采用的导弹与陆用的相同，而制导雷达和发射架与陆用的不同，配套的是“桔皮群”跟踪制导雷达和横摇稳定的标准式双联装导弹发射架。

SA-N-1 武器系统是苏联海军六十年代大中型舰只的标准装备，从六十年代初开始至七十年代中先后共装备43艘军舰（共用66套系统），是苏联装舰比较多的一种舰对空导弹武器系统。其中包括四艘“克列斯塔I”级和四艘“肯达”级导弹轻巡洋舰、13艘“卡辛”级、六艘改进型“卡辛”级、八艘“卡宁”级和八艘“萨姆—科特林”级导弹驱逐舰，其中除“卡辛”级的“伶俐”号驱逐舰于七十年代初把 SA-N-1 系统拆除已改装成武器试验船外，其余迄今均在服役。但是，从七十年代中以来再未扩大装备。“克列斯塔I”级巡洋舰和“卡辛”级、改进型“卡辛”级驱逐舰上均装两套 SA-N-1 系统，而其余级别的军舰各装一套。SA-N-1 系统的双联发射架和“桔皮群”雷达的安装位置如图。

主要战术技术指标

与 SA-3 相同。



“卡辛”级的“模范”号导弹驱逐舰上武器装备的位置示意图

1．和10．76毫米火炮　2．和9．SA-N-1发射架　3．和 8．“枭声”雷达　4．和7．“桔皮群”雷达　5．和6．“顶网”A型雷达　11．RBU 6000反潜火箭发射器　12．533毫米鱼雷发射管　13．RBU 1000反潜火箭发射器

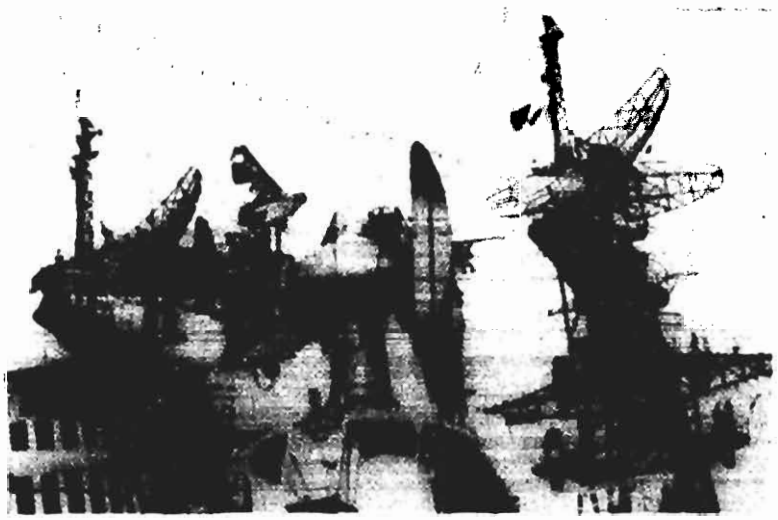
导　弹

与SA-3相同。

探测、发射与指控

探测与跟踪　SA-N-1系统采用“桔皮群”（Peel Group）跟踪制导雷达和“顶网”（Head Net）对空监视雷达，对空中目标进行搜索、探测、识别和跟踪，对导弹进行制导。

“桔皮群”雷达采用单脉冲跟踪体制，工作在H/I波段，有两对大小不同的实心椭圆形抛物面天线，形



“桔皮群”（中）和“顶网”C型雷达天线

似桔皮，故西方取名“桔皮群”雷达。四个天线不对称地安装在一个共用的旋转基座上，其中一对大天线分别按垂直和水平方向安装，相应地进行垂直和水平扫描，采用不偏置的1/4波长平板馈源，工作在H波段（6～8千兆赫），波束宽度为1.5°×5°，用来捕获和粗跟踪远方高空目标，可以边搜索边跟踪，最大作用距离

为55～75千米；另一对小天线在旋转基座一边，也是分别按垂直和水平方向安装的，采用偏置的多喇叭馈源，工作在I 波段（8～10千兆赫），用于对近程低空目标精密跟踪。导弹发射后，便转为跟踪导弹。此外，在旋转基座上、小水平天线的下方还有一个小型圆抛物面天线，可能工作在E 波段（2～3千兆赫），用于向导弹发送控制指令。

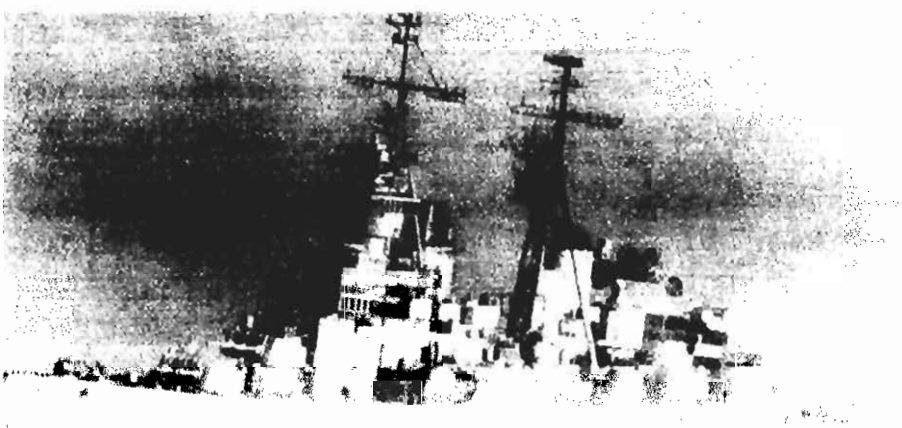
“顶网”雷达，是苏联海军大、中型军舰上的标准雷达设备，用于搜索、探测和识别远方空中目标，并为舰上导弹和火炮的指挥控制系统提供目标指示。该雷达工作在 E/F 波段（2～4千兆赫），最大作用距离 110～130千米，它采用大型空心网状椭圆形抛物面天线（6×1.5米）和喇叭馈源。“顶网”雷达有三种型别：“顶网”A 型只采用两个天线，其中一个天线与水平面成15°角；“顶网”C 型也采用两个背靠背安装的天线，但是，其中一个天线与水平面成30°角，以形成V 形波束，用于测高，“顶网”C 型雷达采用的比较多。

发射装置 采用横摇稳定的标准式双联装发射架，导弹装在发射架支臂的下面，发射架安装在弹舱顶部，装填导弹时需使发射架竖起，导弹通过弹舱口垂直装填。

SA-N-1 导弹发射情景

（刘玉成）

盖德莱 (Guideline) SA-N-2



“捷尔任斯基”号导弹巡洋舰上的 SA-N-2

盖德莱（Guideline）SA-N-2 是苏联海军比较大的全天候型中高空舰对空导弹武器系统，是由陆用 SA-2 移植到“捷尔任斯基”号巡洋舰上的。导弹本身和制导雷达（“扇歌”E 型）与 SA-2 完全相同，只是发射架不同。SA-N-2 采用双联装导弹发射架，导弹挂在发射架支臂下面，倾斜发射。“捷尔任斯基”（Dzer-zhinsky）号原属“斯维尔德洛夫”（Sverdlov）级普通巡洋舰，1951年下水，1952年开始服役，1961年改装成导弹巡洋舰，把原舰尾部的其中一座 152 毫米三联装火炮炮塔拆除，改装一部 SA-N-2 双联装发射架。其前边的射击指挥仪亦拆除，而安装一部“扇歌”E 型制导雷达，在发射架后面新建一个导弹库，同时还对船体结构，特别是电子设备又作了一些改变。苏联海军原打算在“捷尔任斯基”号巡洋舰改装后再陆续将“斯维尔德洛夫”级的其它巡洋舰改装成导弹巡洋舰，可是由于 SA-N-2 系统的设备庞大笨重，舰上难于为制导雷达提供适宜的稳定平台，不易精确制导导弹，所以只改装了一艘“捷尔任斯基”号巡洋舰，此后再未改装和新装备其它舰只。

“捷尔任斯基”导弹巡洋舰两面示意图

关于导弹和制导雷达的性能数据可参阅 SA-2 系统。

SA-N-2 发射架

（刘玉成）

高脚杯 (Goblet) SA-N-3

“卡拉”级“奥恰科夫” 巡洋舰上的 SA-N-3

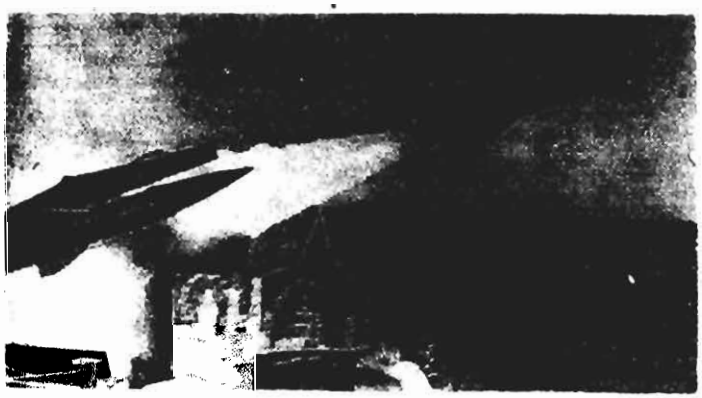
概　述

高脚杯（Goblet) SA-N-3，是一种全天候型高、中、低空舰对空导弹武器系统。主要用于对付高速飞机，也具有一定的反舰能力。该系统主要由导弹、双联装发射架和“前灯”跟踪制导雷达组成。SA-N-3 从1967年开始服役，迄今已装备苏联大型军舰22艘，包括三艘“基辅”级航空母舰、两艘“莫斯科”级直升飞机母舰，七艘“卡拉”级导弹巡洋舰和10艘“克列斯塔” Ⅰ级导弹巡洋舰。每只舰上均装两套 SA-N-3 系统，主要作为军舰自卫防空，也可用于舰队防空。

主要战术技术指标

对付目标		高速飞机	制导体制	无线电指令制导
杀伤空域			弹长	≈ 6 m
作战半径	最大	30～55 km	弹重	540 kg
作战高度	最大	25 km	最大速度	M＝ 3
	最小	0. 15 km	战斗部	破片杀伤式，装烈性炸药40 kg

导　弹

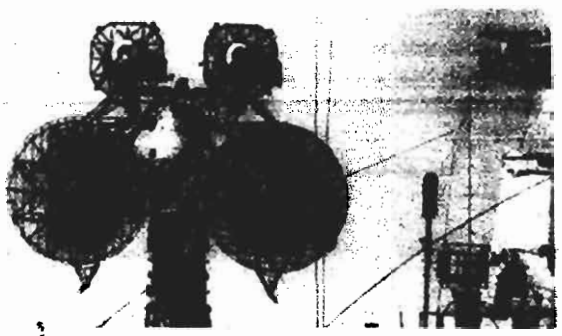


SA-N-3 导弹发射情景

弹体呈圆柱形，头部为尖卵形，无前翼，采用正常式气动布局。后掠角很大的梯形弹翼位于弹体中后部，紧接在弹翼垂直后缘的是四个舵面。四个梯形尾翼安装在弹体尾部，弹翼与尾翼均按X形配置，并处在同一平面上。

探测、发射与指控

探测与跟踪　SA-N-3系统采用“前灯”（Head Light）跟踪制导雷达，一部雷达配备一部双联装导弹发射架。该雷达具有目标分辨力高、低空性能好等优点，它共有五部天线：两个大抛物面天线、两个小抛物面天线和一个指令天线（或用以敌我识别），五部天线不对称地安装在一个共用基座上，它们的安装位置（见下图）从前面看好像汽车前灯，故西方取名“前灯”雷达。两个大天线直径为3.8米，工作在G波段，用于搜索和跟踪目标，可边搜索边跟踪，并能采用隐蔽接收方式跟踪目标，即当捕获到目标后，便停止辐射能量，只接收两个小天线照射目标的回波信号，以防敌人实施欺骗干扰，雷达作用距离为72～144千米。两个小天线直径为1.8米，工作在H/I波段，用以跟踪照射目标，两个小天线在方位和俯仰上除能与大天线一致转动外，还可以单独进行有限的转动。指令天线（或敌我识别天线）可能工作在D波段。



“前灯”制导雷达天线

发射架　采用双联装两用发射架，除能发射SA-N-3地对空导弹外，还能发射SS-N-14反潜导弹，采取倾斜方式发射导弹，装填导弹时必须使发射架竖起，导弹通过甲板上的舱口进行装填。

发射架处于装弹状态

（刘玉成）

SA－N－4

概　述

SA-N-4是苏联六十年代发展的全天候型近程低空舰对空导弹武器系统，主要用于对付直升飞机，也可以

攻击逼近的敌人舰艇。该系统采用陆用型 SA-8 导弹，与导弹配套的主要设备有一部双联装发射架和一部“突现群”综合制导雷达。发射架平时缩进甲板下的发射井内，井上有护盖，以防敌人侦察。作战时发射架靠升降机迅速升出。该系统的设备结构比较紧凑，不需要占地很大，所以适合装在不同的舰只上。从七十年代初开始装备以来，至今已装备12种级别的 121 艘舰艇，共有3080枚导弹，是苏联海军目前装舰最多的一种舰对空导弹，即有一艘“蝗虫”（Sarancha）级导弹巡逻水翼艇、一艘“别列津河”（Berezina）级运输舰、46 艘“格里莎”（Grisha）级轻型护卫舰、23艘“纳奴契卡”（Nanuchka）级轻型护卫舰（以上舰艇均装一部双联装发射架）、两艘“伊万·罗戈夫”（Ivan Rogov）级登陆舰、七艘“卡拉”（Kara）级导弹巡洋舰、两艘“基洛夫”（Kirov）级核动力导弹巡洋舰、一艘“科尼”（Koni）级护卫舰、32 艘“克里瓦克”（Krivak）级导弹驱逐舰、两艘“斯维尔德洛夫”（Sverdlov）级重型巡洋舰、一艘“光荣”（Slava）级导弹巡洋舰（以上舰船均装两部双联装发射架）、三艘“基辅”（Kiev）级航空母舰（每艘舰装四部双联装发射架），每部发射架配备20枚导弹。

“克列瓦克”级驱逐舰上的 SA-N-4

主要战术技术指标

对付目标		直升飞机与逼近的舰艇	制导体制		雷达或光学跟踪＋无线电指令制导
杀伤空域			导弹参数		与 SA-8 导弹同
作战半径	最大	12k m	战斗部与引信		破片杀伤式，总重约30k g，装烈性炸药
	最小	1.3k m			
作战高度	最大	6.1k m	动力装置		一台双推力固体火箭发动机
	最小	45m			

导　弹

与 SA-8 导弹相同。

探测、发射与指控

探测与跟踪　采用“突现群”（Pop Group）综合制导雷达，此名是北约组织根据 SA-N-4 系统的发射架在作战时突然出现（从甲板下突然升起）而命名。一部雷达配备一部双联装发射架。该雷达与陆用 SA-8

SA-N-4 导弹发射

系统的“地滚”（Land Roll）雷达相似，但是外形有些不同，天线少一些，它由三部天线和一个边长约 2.2 米的立方容器组成，可执行搜索、识别、跟踪和制导等多种功能。立方容器内装有收发装置、电源和传动装置等设备，立方容器上部装三部天线，顶端是长椭圆形抛物面探测天线，长约 2 米，可单独旋转搜索目标，探测天线前下方是两个直径不同的圆盘天线，大的是跟踪天线，小的是指令天线，它们与“地滚”雷达的相应天线相同，只不过不是垂直切边的，而且只有一个指令天线（“地滚”雷达有两个），雷达的主要性能可参阅下面的“地滚”雷达：

探测天线	
工作频率	4000～8000MHz （G/H 波段）
水平波束宽度	≈ 3°
作用距离	≈30km
跟踪天线	
工作频率	8000～ 10000 MHz （I 波段）
垂直波束宽度	≈1.1°
天线增益	48 dB
作用距离	≈25km
指令天线	
工作频率	13000 ～ 15000MHz （J 波段）
天线增益	42 dB

“突现群”综合制导雷达外貌

发射架　采用双联装发射架，平时缩进甲板下的发射井内，从外部看不到，作战时借助升降机升起；发射架在发射井内进行装填和采取倾斜方式发射导弹。此外，还有一个能容纳20枚导弹的导弹库和装弹机构。

发展前景　苏联正在研制一种代号为 SA-N-X 的新型导弹系统以取代 SA-N-4，装备在较新型的驱逐舰上。

SA-N-4 发射架升起状态

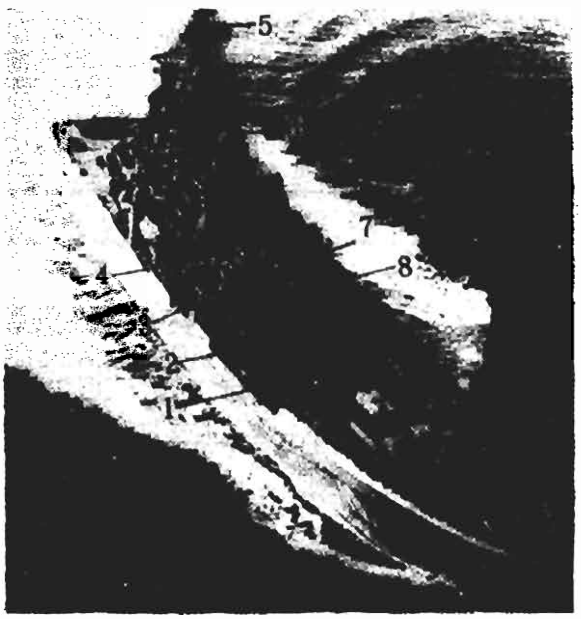
（刘玉成）

SA－N－5

SA-N-5 是晴天候型、近程、低空舰对空导弹武器系统，主要用来对付空中慢速目标，保护舰船自身免受空中攻击。该系统是由陆用的便携式 SA-7 系统移植而来，发展成海射型系统，只是把单兵肩扛发射改为转动式四联装发射架发射，四个装弹的发射筒并排装在一个发射架上，由射手转动发射架目视瞄准射击。其它情况均与陆用 SA-7 相同。

目前苏联约有 170 艘舰艇装备了这种导弹，如“黄蜂”（Osa）级导弹巡逻快艇、“毒蜘蛛”（Tarantul）级轻型护卫舰、“伊万·罗戈夫”（Ivan Rogov）两栖作战舰以及一些情报搜集舰等都装备了 SA-N-5。另外，在民主德国也装备了五艘小型护卫舰。

（王毓兰）



“基洛夫”级巡洋舰上的SA-N-4和SA-N-6系统

1. 12个 SA-N-6 导弹发射井 2. 20个SS-N-19 舰对舰导弹发射井 3.8.“突现群”雷达 4.7.SA-N-4 导弹发射井 5.“预告”雷达 6.“顶罩”雷达

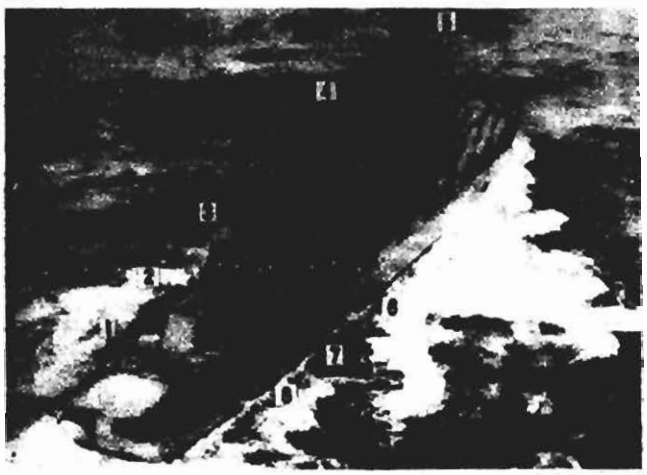
SA－N－6

概　述

SA-N-6 是苏联研制的全天候型中程高、中低空舰对空导弹武器系统，由陆基 SA-10 系统派生而来，可同时攻击来自不同方向和不同高度的多种空中目标，包括各种飞机和空对面反舰导弹。类似于美国的“宙斯盾”舰对空导弹武器系统，主要用于舰队防空。该系统于1979年开始服役，首先装备了苏联海军两艘“基洛夫”级核动力导弹巡洋舰，1983年又装备了一艘“光荣”级导弹巡洋舰。

SA-N-6 武器系统主要由“顶罩”跟踪制导雷达和多部发射架组成，如在“基洛夫”级巡洋舰上装两部“顶罩”雷达和12部发射架，发射架装在前甲板下的发射井内，采取垂直发射，每个井内有一个可旋转的八联装导弹发射架，待发导弹对准井口，发射后，发射架便自动旋转使下一枚导弹对准井口。井口平时是盖着的。

在“光荣”（Slava）级巡洋舰上有一部“顶罩”雷达和八个 SA-N-6 发射井，“顶罩”雷达在舰尾部，发射井在舰船后部甲板下，分两行排列，每行四个井，每个井内也有一个可旋转的八联装发射架，共携带64枚 SA-N-6 导弹，此外也有两个 SA-N-4 导弹发射井和两部“突现群”综合制导雷达。



1.8. SA-N-4 导弹发射井
2.7. “突现群”雷达
3.“顶罩”雷达
4.“顶对”雷达
5.“顶告”雷达
6. SA-N-6 导弹发射井

“光荣”级舰上的 SA-N-4 和 SA-N-6

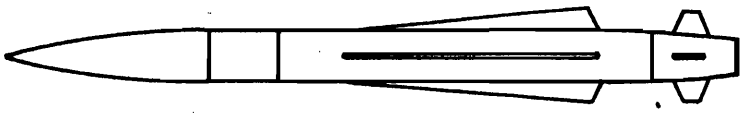
“顶罩”（Top Dome）跟踪制导雷达，具有多种功能，既能制导 SA-N-6 舰对空导弹，也能制导 SS-N-19 舰对舰导弹，可同时制导八枚导弹分别攻击八个不同的空中目标。在“基洛夫”巡洋舰中部天线塔前后各装一部“顶罩”雷达，而在“光荣”级巡洋舰上只在后部装一部“顶罩”雷达。“顶罩”雷达共有五部天线，组装成一个整体，大圆罩天线安装在五部天线的最上方，用以跟踪目标和导弹，其下方是三个并排安装的柱形天线，其抗干扰能力较强，用以对抗电子干扰。在大天线与三个柱形天线之间是一个小型指令天线，与“顶对”（Top Pair）和“顶告”（Top Steer）警戒雷达配合工作，由这两部雷达为其提供预警和目标指示数据。“顶对”雷达是远程对空监视雷达，工作在 D/E 波段，作用距离数百千米，并具有敌我识别能力。“顶告”雷达是三坐标对空搜索雷达，工作在 E/F 波段。

主要战术技术指标

对付目标		飞机和空对地反舰导弹
杀伤空域		
作战半径	最大	65km
	最小	10km
作战高度	最大	30km
	最小	300m
制导体制		中段指令＋末段 TVM 寻的制导
发射方式		井内垂直发射
弹长		≈7m
弹径		350mm
翼展		900mm
发射重量		≈1500kg
最大速度		M＝6
飞行加速度		100g

“基洛夫”舰尾部的“顶罩”雷达

战斗部	破片杀伤式，总重约90 kg	动力装置	一台固体火箭发动机



SA-N-6 导弹线条图

（王毓兰）

SA－N－7

装在“现代”级驱逐舰上的 SA-N-7 系统

概　述

SA-N-7是一种全天候型近程中低空舰对空导弹武器系统，主要用于舰队防空，可同时对付多批目标。它是由陆用型 SA-11 系统移植到舰上的。苏联于七十年代中和八十年代初先后将 SA-N-7 装备在一艘改进型“卡辛”（Kashin）级和两艘“现代”（Sovremenny）级导弹驱逐舰上。

SA-N-7 是由多部“前罩”（Front Dome）跟踪照射雷达和一部或两部发射架组成。每部发射架只装一枚待发导弹。但是，发射架可以自动快速再装填导弹，因此，能连续发射导弹，分别攻击空中不同目标。导弹采用全程半主动雷达寻的制导。

舰上制导系统由多部“前罩”跟踪照射雷达组成，该雷达需要成对安装使用，并配有数字计算机，能完成目标测定、识别、威胁判断、照射雷达分配、发射架指向和导弹快速再装填等多种功能，可以同时处理多批目标和制导多枚导弹。

SA-N-7 的主要战术技术指标和 SA-N-7 导弹与 SA-11 相同。

（王毓兰）

SA－N－8

SA-N-8 是一种垂直发射的全天候型中近程舰对空导弹武器系统，迄今苏联已装备两艘“勇士”（Udaloy）

“勇士”级驱逐舰上的 SA-N-8

级驱逐舰，正在装备尚未服役的还有四艘。“勇士”级驱逐舰上共有八个 SA-N-8 导弹发射井：在舰首箔条弹发射器与 100 毫米单管炮塔之间有四个，在舰尾部，左右舷鱼雷发射管之间有两个，在RBU-6000 反潜火箭发射器之间有两个，每个发射井上都有护盖，护盖直径约 2 米。导弹可能采用先进的主动或半主动式雷达加红外双模寻的制导。有关导弹的性能和制导雷达情况不详。

“勇士”级驱逐舰长 162 米、宽19.3米、吃水深 6.2 米，排水量为 850×10^3 千克（满载），航速34节，可携带两架“蜗牛”（Helix）直升飞机，乘员 300 人。

1984年在“基洛夫”巡洋舰上装备了 SA-N-8 导弹系统，作为点防御系统，其他详情尚未得知。

（王毓兰）

海靛青 (Sea Indigo)

“海靛青”是意大利研制的一种全天候近程舰对空导弹武器系统，主要用于军舰自身防空，也可协同作

“海上猎手”火控系统与搜索雷达天线

战用于舰队防空。主要对付低空飞机和直升飞机。它是从陆基型“靛青”导弹系统移植而来，除导弹与陆基型相同外，其余分系统均不同于陆基型。

“海靛青”导弹系统1964年开始研制，1969年进行了多次发射试验，并装备了几艘军舰，现已停止使用。

“海靛青”系统的主要战术技术性能与“靛青”地对空导弹系统相同。详见“靛青”导弹系统。

“海靛青”舰对空导弹与“海上凶手”舰对舰导弹共用的发射装置示意图

“海靛青”采用“海上猎手”（Sea Hunter）多功能火控系统，是专为“海上凶手”舰对舰导弹配用的，也可控制“海靛青”导弹、“飞鱼”导弹和火炮。它包括跟踪雷达、电视跟踪装置、指令发射机和计算机等主要部分，这些设备均装在一起，结构十分紧凑。此外，还配备一部搜索雷达，与火控系统装在一起，其天线安装在一个稳定平台上，但是与跟踪雷达天线分别装在各自的转轴上，可以单独转动。作战时，可根据当时环境选用雷达跟踪或光学跟踪，对飞行的导弹则通过无线电编码指令进行控制。

跟踪雷达工作在I/J波段（8～12.5千兆赫），采用圆抛物面天线，直径约一米，以螺旋形和水平扫描捕捉目标，捕获目标后转入自动跟踪，接收机采用一些抗干扰技术。

搜索雷达也工作在I/J波段，但工作频率与跟踪雷达不同，用以搜索空中和海面目标，为跟踪雷达指示目标，还可观测弹着点。雷达发射机的峰值功率为180千瓦。脉冲宽度和脉冲重复频率是可调的。天线由长约二米的圆柱形反射体和从一端馈电的缝隙波导辐射器组成，横向安装在跟踪天线的下方，形成余割平方辐射图。

“海靛青”系统在大型舰只上采用四联装多用途发射装置，既能发射舰对空导弹，又能发射舰对舰导弹，并配有自动装弹机构，能迅速装填导弹，在500吨以下的小型舰艇上还可安装小型发射装置。通过人工装填导弹。

（邹积光　杜锦丽）

信天翁 (Albatros)

概　述

“信天翁”是意大利塞列尼亚电子工业公司研制的全天候舰用近程点防御系统。用来对付低空飞机和掠海反舰导弹，也可攻击水面目标，还能与舰上火炮结合起来，构成弹炮结合武器系统。这时通常采用一座四联装或八联装导弹发射装置和一门或几门不同口径的火炮，两种武器可以交替使用，也可以同时使用，但都由舰上统一火控系统进行控制。使用时，既可集中攻击一个目标，又可分别攻击不同目标。

该系统从1968年开始研制，1972年投产，1981年装备意大利海军。在1981—1982年期间，意大利海军共装备8艘“西北风”（Saestrale）级导弹护卫舰。它开始采用美国的“麻雀Ⅲ”（AIM-7E）导弹，1979年改用“阿斯派德”导弹。从研制开始到1981年为止，已生产了1397枚导弹，预计到1987年总共将生产2597枚导弹。“信天翁”/“阿斯派德”是Lupo级护卫舰上的标准装备，埃及、秘鲁等国将定购这种护卫舰。

主要战术技术指标

对付目标

飞机　　$\sigma = 2 \sim 5\ m^2$

机动能力　海平面　　7 g

高空（21000m）　　0.7g

速度　超低空　　M＝1.2

飞行高度 10000 m　　M＝ 3

反舰导弹　　$\sigma = 0.1 \sim 1\ m^2$

速度　　M＝2.2

杀伤空域

作战半径　最大　　13 km（15 km）

最小　　0.3 km（0.5km）

作战高度　最大　　3 km（6km）

最小　　——（0.03 km）

杀伤概率　单发　　80%

双发　　96%

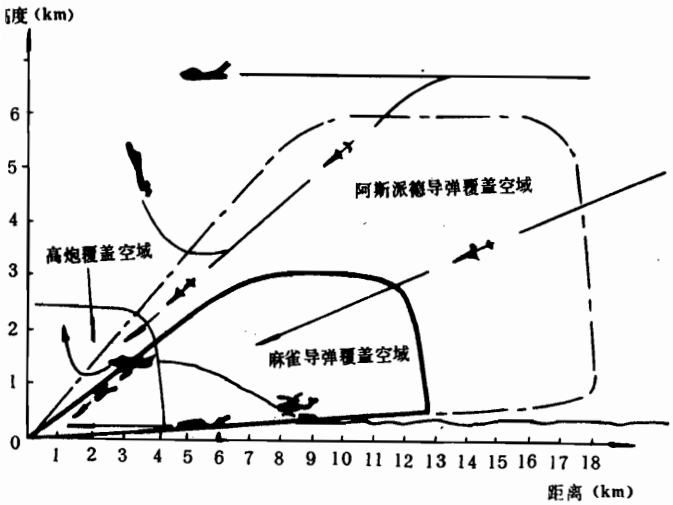
反应时间　　＜8 s

制导体制　　全程半主动雷达寻的

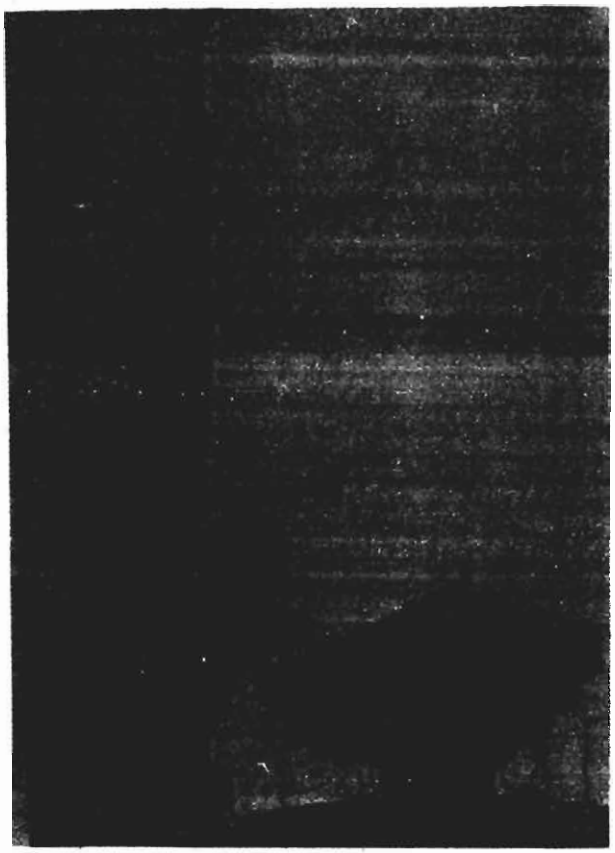
发射方式　　箱式倾斜发射

抗干扰措施　采用电视跟踪系统可提高低空跟踪和抗干扰能力。跟踪照射雷达采用频率捷变技术及动目标显示，具有抑制地物杂波和抗瞄准式干扰的能力。

弹长　　3.66m（3.70m）



作战空域



“信天翁”武器系统

弹径　　203mm（203 mm）

翼展　　1.02m（0.80）（弹翼）

（0.64）（尾翼）

弹重　　204 kg（220 kg）

最大速度　　M＝2.5（M＞2.5）

战斗部与引信　均为破片杀伤式，总重27kg（34 kg），由触发和近炸引信起爆

动力装置　　1台固体火箭发动机

作战使用环境

温度　　－10°～＋70℃（甲板上）

0°～＋50℃（甲板下）

湿度　持续50℃高温　　95%

舰船运动　横摇　　±15°

纵摇　　± 5°

首摇　　± 4°

可靠性指标　导弹在包装箱内保存1年，完好率＞90%。保存6个月，

完好率＞95％

注：（ ）内为“阿斯派德”导弹指标，（ ）外为“麻雀”导弹指标。

导 弹

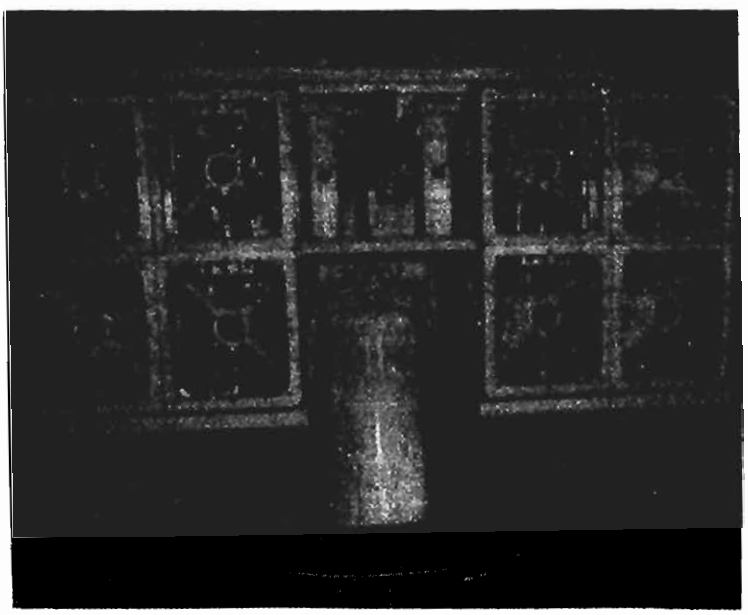
用“麻雀Ⅲ”导弹和“阿斯派德”导弹。详见空对空导弹篇“麻雀Ⅲ”AIM-7E 和阿斯派德”导弹。

导弹发射箱 由玻璃钢制成，导弹可在箱内长期存放，箱的前后均有护盖，发射时易被导弹穿破。

探测、发射与指控

探测与跟踪 舰上装有跟踪和照射雷达，它有两个通道，一个脉冲通道，一个连续波通道。脉冲通道采用一部 RTN-10X 型“猎户座”雷达，工作在 I/J 波段，峰值功率为 200 千瓦，用以搜索、捕获和跟踪目标，作用距离约40千米，采用圆抛物面天线，直径约 1.4 米（波束宽度为 3°× 3°），可作高速圆锥扫描，天线俯仰范围为－30°～＋85°，可自动进行扇形搜索和圆周搜索。捕获目标后自动跟踪，并将目标数据输入计算机进行处理，然后显示在平面位置显示器上，操作员根据所显示的目标信号确定出自动作战程序。连续波通道采用一部 RTN-12X 型连续波多卜勒跟踪照射雷达，工作在 I 波段，功率为 2 千瓦，作用距离大于 12 千米，通过“猎户座”天线照射目标，为导弹提供半主动寻的的照射信号。连续波发射机包括一个产生调制连续波的速调管功率放大器。有两种不同功率的发射机，由液冷装置冷却，典型的连续波发射机从待命到准备完毕不到 2 秒。此外舰上还设有辅助电视跟踪系统，其摄像机装在天线转塔上。

发射与指控 有两种不同类型的发射装置，一种是八联装发射装置，另一种是轻型的四联装发射装置。八联装发射装置是一个独立的整体，由八个方形箱组成。每四个一组安装在旋转轴架上，每个箱内都有发射导轨，导弹与发射装置之间有机械和电气连接，通过电缆和射频波导管给导弹供电，输入发射数据和供导弹调谐频率用的射频信号。发射装置通过装填设备可自动或人工装弹，自动装填八枚导弹需要 1.5 分钟。发射装置由电动传动机构驱动，旋转范围为± 165°，俯仰范围为－ 5°～＋65°，方位转动速率为45°/秒，俯仰转动速率为25°/秒，方位和俯仰转动加速度均为30°/秒^2。四联装发射装置由四个独立的发射箱组成，其外形结构与八联装相似，方位转动范围为360°，俯仰范围为 0°～50°。



八联装导弹发射装置

“信天翁”通常由舰上指挥控制系统统一指挥，也可以独立作战。与火炮结合使用时，由舰上统一火控系统进行控制。

作战使用

武器系统组成与功能　由一座八联装导弹发射装置、一部跟踪照射雷达、电视光学跟踪系统、火控系统及弹舱和装填设备等组成。导弹发射装置用来跟踪瞄准目标并发射导弹；跟踪照射雷达用来搜索、截获和跟踪目标，并给导弹提供目标反射信号；电视光学跟踪系统是雷达的辅助设备，用以提高雷达的低空跟踪能力和抗干扰能力；火控系统用来控制火炮射击和导弹发射；弹舱和装填设备由弹舱和液压系统组成，弹舱是一个结构紧凑的可储存16枚导弹的储存箱，紧靠着发射装置安装，可以转动，以便于向发射装置装填导弹。导弹悬挂在储存箱内的双股滑轨上，可借助液压系统进行自动或人工装填，每四发导弹为一组进行装填。自动装弹时，只需按一下电钮，即按预定程序自动完成全部装填工作，装填四发导弹只需40秒；人工装填时，通过相应的控制阀完成装填工作，装填四发导弹约需5分钟。

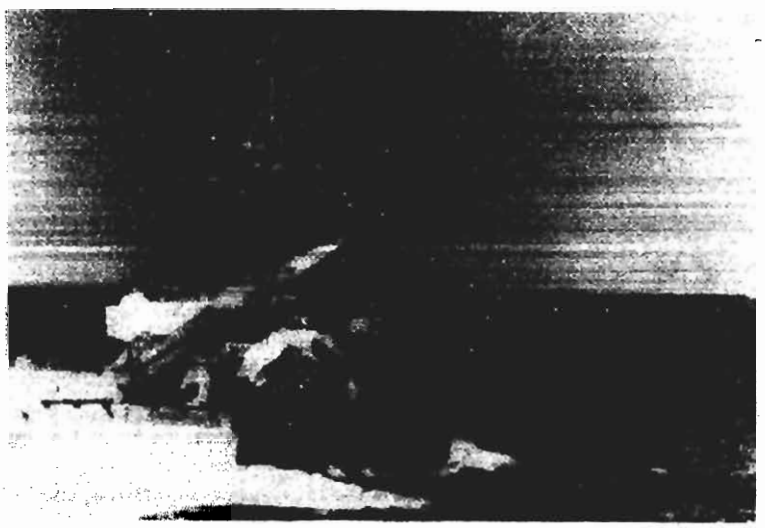
发展与改进

主要发展阶段　1968年意大利塞列尼亚公司与意大利海军签订合同，开始研制“信天翁”舰对空导弹系统，并在意海军的赞助下，第一套“信天翁”系统在Aviere驱逐舰上进行了一系列飞行试验，于1972年投产，在1981～1982年期间，意海军共装备八艘“西北风”级导弹护卫舰。“信天翁”系统原用美国“麻雀Ⅲ”导弹，从1979年起改用“阿斯派德”导弹。

优缺点与发展前景　“信天翁”导弹武器系统是一种有效的舰用防空武器，它具有十分广泛的适应性，可以和现有的火炮系统混合部署，其杀伤概率较高，覆盖空域较大，但有待进一步向小型化、模块化和高度自动化的方向发展。还要改善和提高对付各种战术导弹的能力。

（邹积光　杜锦丽）

巴拉克 (Barak)



“巴拉克”武器系统发射状态

概　述

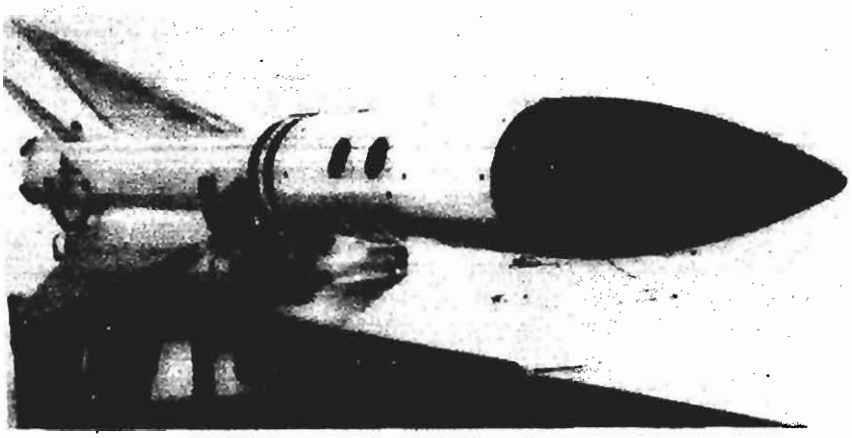
“巴拉克”是以色列飞机工业公司为350～400吨级巡逻艇设计的近程点防御导弹武器系统。分原型和改进型两种，具有全天候、昼夜间作战能力。能对付飞机、直升飞机、空对地导弹、掠海反舰导弹、灵巧炸弹及普通炸弹等。

“巴拉克”导弹系统是针对以色列舰艇所面临的空中威胁而设计的。1981年6月首次在巴黎国际航空展览会上展出。当时处于研制和发动机试验阶段。1983年在巴黎国际展览会上展出改进型。英、阿马岛战争之后，加快了研制进程。1984年装备以色列部队。

主要战术技术指标

对付目标	飞机、直升飞机、空对地导弹和掠海反舰导弹等	弹长	2.17m
作战半径	最大 10km	弹径	150mm
	最小 0.3km	翼展	700mm
反应时间	<6s	弹重	约90kg
制导体制	半主动雷达寻的	最大速度	M=1.6
发射方式	箱式倾斜发射，改进型垂直发射	机动过载	23g
抗干扰措施	雷达、光电复合制导，能抗各种电子干扰，并采用双波段单脉冲跟踪	战斗部与引信	高能破片杀伤式战斗部，重22kg，配激光近炸或触发引信
		动力装置	一台双推力固体火箭发动机

导　弹



“巴拉克”导弹外形

布局与结构　导弹头部为尖卵形，正常式气动布局，弹翼位于弹体中后部，舵面位于尾部。二者均为梯形，呈＋字形配置，处于同一平面上。改进型为垂直发射，在导弹发动机排气口加装了由四个燃气舵片组成的推力矢量控制装置，控制导弹在初始飞行段低速时能迅速转向目标。

动力装置　改进型“巴拉克”导弹采用一台双推力固体火箭发动机，起飞推力较低，以减小对舰艇的冲击力。起飞约0.6秒后，燃气舵控制导弹转向目标。导弹飞行速度达200米/秒时，抛掉燃气舵，由气动舵面控制飞行，使导弹加速到1.6马赫的巡航速度。

探测、发射与指控

探测与跟踪　舰上配有搜索/跟踪/照射雷达。原型“巴拉克”系统的雷达天线装在发射装置上，与发射装置一起旋转。改进型“巴拉克”的雷达天线装在舰艇顶部桅杆上。该雷达是Elta EL/M-2021机载雷达的舰载型，它采用卡塞格伦天线，除为发射装置指示目标外，还可单独快速扫描。雷达工作在两个波段，一个用于单脉冲跟踪目标，一个用于照射目标。其抗电子干扰能力较强，并能进行数字信号处理。主要性能如下：

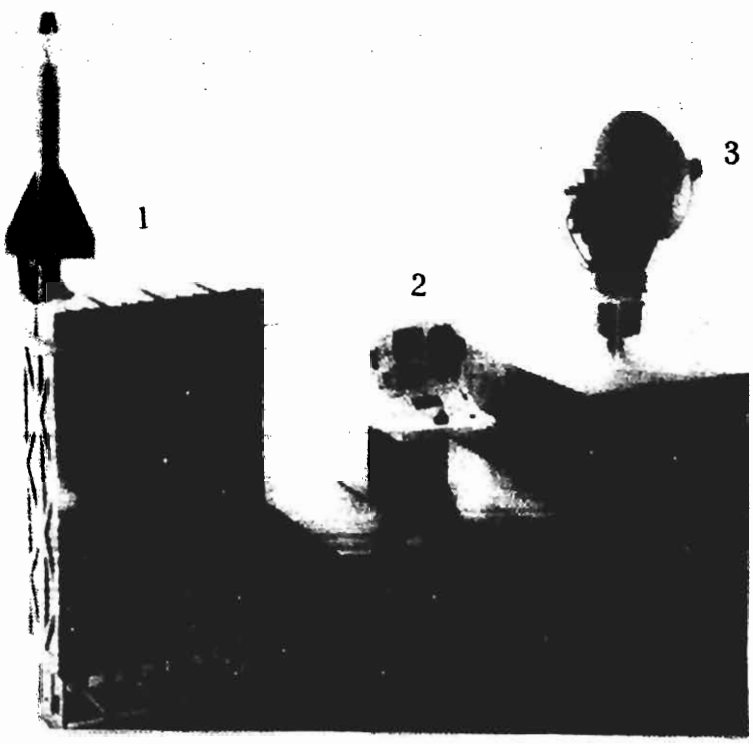
工作频率	I/J 波段（8～20MHz）	平均功率	200W
带宽	500KHz	跟踪精度	10m ±10%（距离）
峰值功率	3 kW	接收机噪音系数	− 5 dB

发射装置　发射架是在30毫米双管 TCM-30 炮座的基础上发展而成。一套发射装置由八个方形的发射箱组成。高低转动－25°～85°，方位转360°。可自动、半自动和手动操纵。改进型采用垂直发射装置。

指控系统　舰上作战信息中心配有火力控制台、数据处理装置，可使导弹系统以全自动方式工作，从搜索、识别、跟踪目标到发射导弹无需人工干预。

作战使用

武器系统组成　“巴拉克”武器系统由八联装导弹发射装置、搜索/跟踪/照射雷达、发射控制台和数据处理机等主要部分组成，重2.6吨，为模块式结构，可靠性高，维护简单。



“巴拉克”系统组成模型

1．八联装垂直发射装置　2．控制台　3．雷达

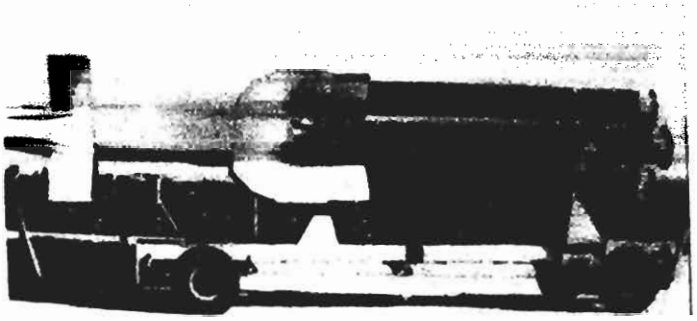
作战过程　从搜索、识别、跟踪到发射导弹和命中目标，完全按照半主动雷达寻的的工作过程自动化进行，并具有较高的抗干扰能力。作战过程也可由人工操作。

优缺点与发展前景　该导弹系统反应时间短，自动化程度高，采用模块式结构，可靠性高，维护简单。具

有较强的抗干扰能力和全天候作战能力，可对付各种类型的低空超低空目标。特别是采用先进的触发/近炸引信，可对付掠海飞行的目标。改装容易，可装在小型军舰上，也可装备 Divora 级快速攻击舰。

（张殿枯　杜锦丽）

海蛇 (Seaslug)



停放架上的“海蛇”导弹

概　述

“海蛇”导弹是英国海军第一代全天候、中程中低空舰对空导弹。它是一种面防御系统，主要用于舰队防空以对付轰炸机的攻击，也能对付水面目标。“海蛇”导弹分Ⅰ型和Ⅱ型两种，其外形基本相同，但“海蛇Ⅱ”型比“海蛇Ⅰ”型射程远，对付低空飞机的性能更好。两种型号的导弹都具有反舰能力，但“海蛇Ⅱ”型的反舰性能比“海蛇Ⅰ”型好。它们都采用雷达波束加半主动寻的制导。

英国航空航天公司动力集团是“海蛇”导弹的主承包商。阿姆斯特朗·惠特瓦尔斯*（Armstron Whitworth）航空公司负责设计研制，通用电气动力公司提供制导装置附件，斯伯瑞陀螺仪公司负责控制系统部件，化学公司负责发动机，马可尼公司负责制导系统。二次大战末期，英国开始着手为其皇家海军研制舰空导弹，但直到1948年9月，阿姆斯特朗·惠特瓦尔斯航空公司才正式开始对“海蛇”导弹进行研制。1951年完成弹体结构设计，第一枚“海蛇”试验器试飞成功。1957年完成“海蛇”导弹系统样机；1958年投入批量生产；1961年开始陆续装备皇家海军的七艘“郡”级驱逐舰。

主要战术技术指标

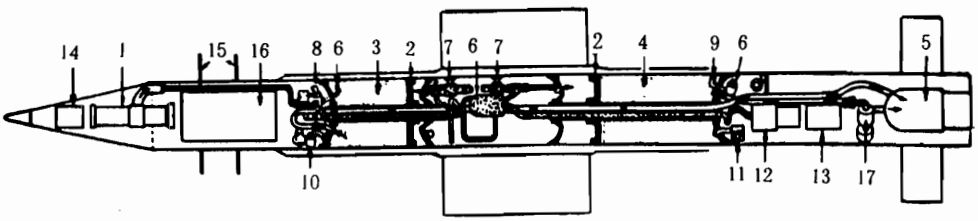
对付目标		各类飞机及水面舰只	助推器长		3.65m
杀伤空域			翼展		~1.6m
作战半径	最大	32~40km（45~58km）	弹重	含助推器	1100kg（1815kg）
作战高度		~15km		不含助推器	900kg
制导体制		雷达波束制导+末段半主动寻的制导	最大速度		M=3
发射方式		双联装发射架倾斜发射	战斗部与引信		破片杀伤式战斗部，总重90kg，装烈性炸药，采用无线电近炸引信
弹长		6m（6.1m）			
弹径		410mm			

* 该公司早先并入英国飞机公司。

动力装置	一台固体（原为液体）火箭主发动机＋	四台固体助推器

注：括弧内为“海蛇Ⅰ”型数据。

导　弹



导弹部位安排图（原型）

1．燃气发生器　2．推进剂箱的游动活塞　3．燃烧剂（甲醇）4．氧化剂（硝酸）　5．燃烧室　6．燃气过滤器　7．燃气保险活门　8．冷却室气活门　9．冷却室气活门出口　10．甲醇注入口　11．硝酸注入口　12．涡轮传动的交流发电机　13．控制机构　14．加速度表组　15．天线　16．弹上制导设备　17．燃料过滤器

布局与结构　导弹采用正常式布局，弹体呈圆柱形，头部呈尖锥形，四个按“十”字形配置的长方形弹翼位于弹体中部，四个长方形舵面按“十”字配置在弹尾。由于助推器没有稳定翼，所以这种布局既减少了空间尺寸，也有利于导弹气动力设计，特别是助推器不用稳定尾翼，从而大大简化了结构，减轻了重量。弹体为蒙皮隔框式结构，头部装烈性炸药战斗部。弹体又是主发动机壳体，材料为铬钼钢。

动力装置　由主发动机、助推器等组成。“海蛇”导弹主发动机最初使用液体燃料（甲醇和硝酸），后改用固体发动机，助推器最初使用12台固体助推器分成四束，每束三台环布在弹翼之间，后用四台功率较大的固体燃料助推器，助推器为平头以增加阻力，便于燃尽后脱落。助推器安装特殊，它不是安装在弹体尾部，而在前部并超出导弹头部，且喷口向外倾斜，相对于导弹纵轴成15°倾斜角，使尾翼不受喷气流的影响。而且当任何一台助推器的推力发生偏差时，均使导弹绕飞行路线发生旋转，从而减小航向误差，助推器工作结束后即向四个方向张开自行脱落。

战斗部与引信　战斗部为破片杀伤式，重90千克，装高能烈性炸药，由无线电近炸引信引爆。

稳定与控制　弹上控制系统环绕在弹体后部的主发动机喷管上，它由滚动稳定陀螺、前加速度表，计算机、伺服装置等组成。

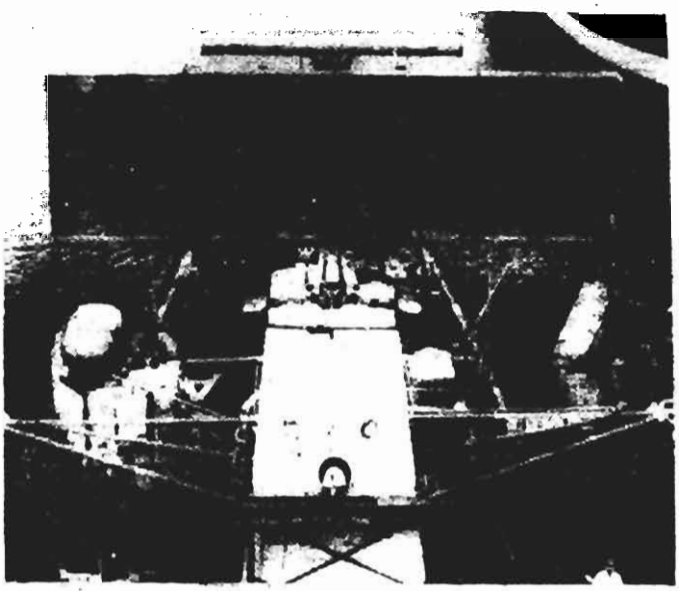
滚动稳定陀螺用来测量导弹的滚动误差；前加速度表用来测量俯仰、偏航误差；后加速度表则帮助前加速度表测量导弹绕其重心的角加速度。这些误差送入计算机计算，变成电信号后，通过伺服机构来控制舵面。

弹上电源　导弹起飞前的电源是靠舰上的电气系统供给的，起飞后的电源是靠弹上的一燃气涡轮发电机供给，通过一个转动的螺线管式转换开关，把舰上电源转到弹上电源，而弹上电源是依靠辅助动力装置——TP-1燃气发生器使用异丙基硝酸盐（单组元推进剂）来产生燃气。用燃气驱动涡轮和交流发动机（以供应弹上电子设备所需的电源）也驱动油压泵，以操纵尾翼，从而对导弹进行控制。

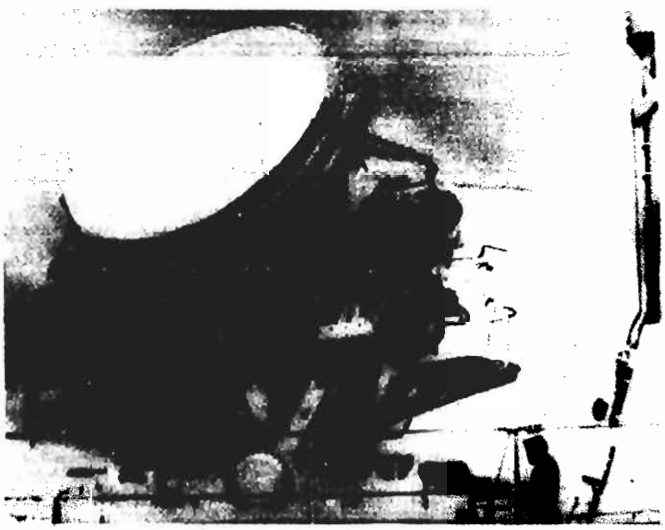
探测、发射与指控

探测与跟踪　“海蛇”系统采用雷达波束加末段半主动寻的制导。探测跟踪装置由舰上一部RN965型远程对空搜索雷达、一部277型测高雷达和一部RN901型跟踪照射雷达组成。RN965型雷达用于搜索远方空中目标，工作在A波段，频率为216～224兆赫。它配有动目标显示装置和MK-10型敌我识别器。RN901型跟踪照射雷达用于跟踪目标和制导导弹，工作在G/H波段，频率为4000～8000兆赫。它由舰上搜索雷达进

行远距离搜索，发现目标后进行跟踪，计算出目标的距离、航向、速度，确定发射时机。发射后，跟踪照射雷达跟踪目标，通过弹上半主动寻的末制导头将导弹引向目标。



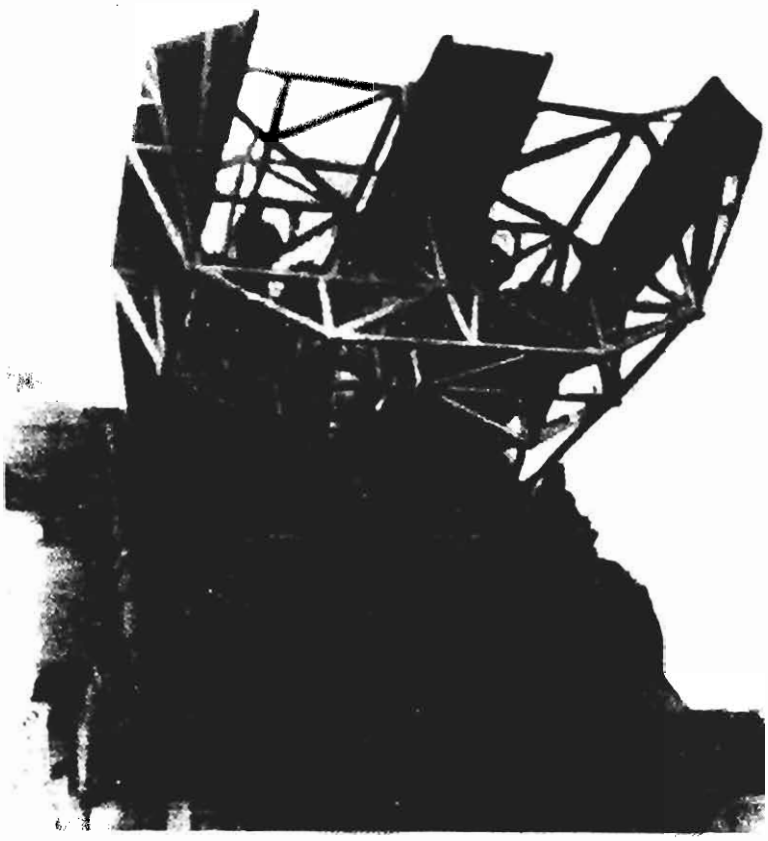
RN965 型搜索雷达天线阵



RN901型跟踪制导雷达

发射装置 “海蛇”导弹平时成战斗状态储备在特殊的弹舱内，每枚导弹都带有助推火箭，并处在作战状态。导弹平装在弹舱的轨架上，架上的轨道上下相叠，使用时由运载车沿库内的横向轨道送出弹舱，然后由升降机将导弹升至甲板上，装上运输车，再把它送到装弹机上，接着装弹机由水平位置转到与发射装置成直线的

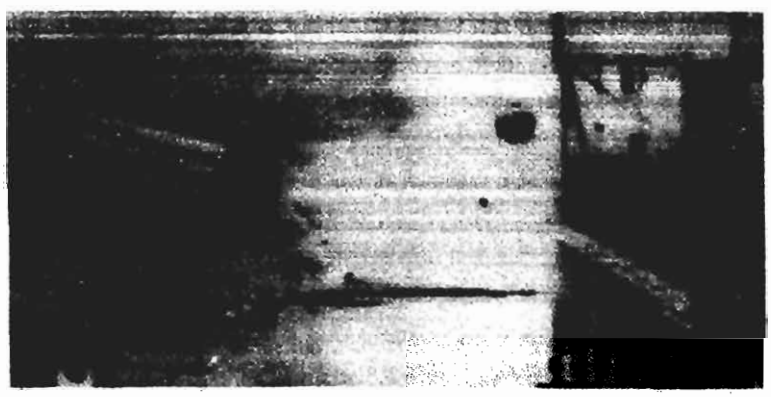
位置上，通过液压推送器将导弹推送到发射装置上。“海蛇”导弹的发射装置是一种能同时发射二枚导弹的桁架式发射装置，发射装置上设有自动校正系统，用来校正舰艇纵向和横向摆动所引起的误差。



桁架式双联装发射架

作战使用

系统组成　海蛇导弹武器系统由 RN965 警戒雷达、RN 901 跟踪照射雷达、一部测高雷达以及桁架式

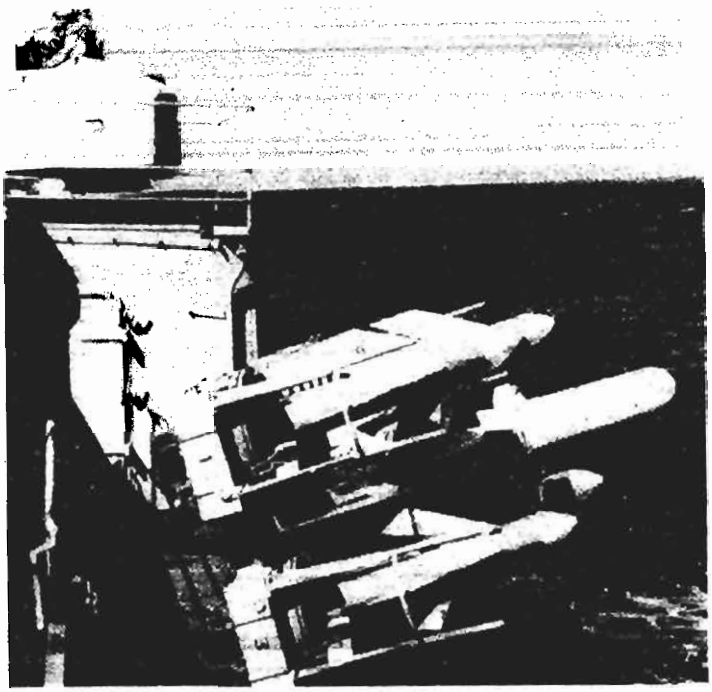


“海蛇”导弹发射情景

发射装置和导弹组成。并配有弹库、送弹和装弹机构等技术保障设备。

（钟景福　杨存富）

海猫 (Seacat)



“海猫”武器系统外貌图

概　述

“海猫”是英国肖特兄弟公司研制的一种近程低空舰对空导弹武器系统。主要用于点防御，对付接近舰只的低空飞机。1958年开始为皇家海军研制。1959年2月英国海军部和供应部将它正式命名为“海猫”。同年在法兰克福航空展览会上首次展出该导弹的样品。1960年进行制导发射。1961年在英国皇家海军舰队“引诱”（Decoy）号驱逐舰上完成了验收试验。1962年开始陆续装舰使用。分基本型和改进型两种。先后有英国、瑞典、澳大利亚、联邦德国、荷兰、印度、伊朗、巴西和智利等十多个国家购买，装备巡洋舰、驱逐舰和一些小型舰艇。

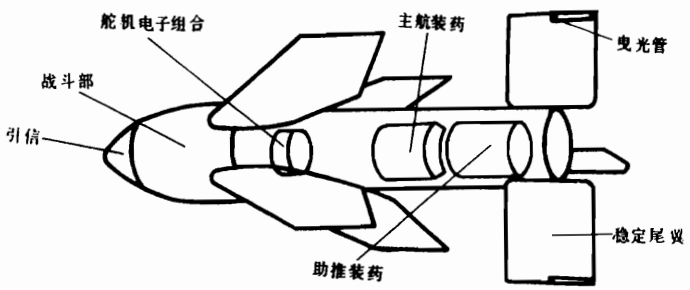
标准“海猫”导弹价格为2.3万英镑；带有高度控制装置的“海猫”导弹价格为2.8万英镑（1979年币值）；一个带两枚导弹的双联装发射架，价格为20万英镑。加装高度控制装置所需的测试设备总费用为9万英镑。

主要战术技术指标

对付目标	亚音速、超音速飞机，直升飞机	杀伤空域

作战半径	最大	5.5km	弹长		1.48m
作战高度	最大	3.5km	弹径		190 mm
	最小	2 m	翼展		650 mm
反应时间		≧ 6 s	弹重		86kg
制导体制	光学跟踪＋无线电指令制导；雷达跟踪＋无线电指令制导；闭路电视跟踪＋无线电指令制导		最大速度		M＝ 0.9
发射方式	采用四联或三联装发射架倾斜发射		战斗部与引信	连杆式，总重15 kg，装烈性炸药，由近炸或触发引信起爆。杀伤半径≈ 5 m	
抗干扰措施	采用光学跟踪和无线电指令、雷达（电视）跟踪和无线电指令等多种制导方式，能抗各种电子干扰。为了抗海杂波干扰，“海猫”导弹加装了高度控制装置		动力装置	一台固体火箭主发动机和一台固体火箭助推器	
			可靠性指标	导弹通常装在玻璃纤维包装箱内，使用时从箱内取出并套上密封塑料套，发射前无需进行测试	

导　弹



“海猫”导弹外形图

布局与结构　弹体的横截面略呈方形，前部稍粗，头部呈锥形。气动布局为全动弹翼式，四个全动式弹翼在弹体中部靠前些，按“＋”字形配置，其前缘后掠角为60°；四个矩形稳定尾翼装在弹体尾部，按“X”形配置，与全动式弹翼相差45°角，其中两个尾翼的翼梢装有曳光管。在每片弹翼前缘的第一层蒙皮下装有触发引信，在一对用以控制偏航的翼内装有指令接收天线。为了组装，各舱段采用弹翼销钉连接，整个弹体除发动机壳体采用焊接式高抗拉强度钢外，均由轻合金制成。弹翼采用树脂浸渍玻璃纤维材料，翼内充填刚性触变泡沫塑料，稳定尾翼采用增强塑料。

动力装置　一台固体火箭主发动机和一台固体火箭助推器串联配置，工作时间为35秒。

稳定与控制　由无线电指令通过可动翼控制导弹的俯仰和偏航。由旋转弹翼的差动来实现弹体的滚动稳定。

战斗部与引信　为连杆式，重15千克，装高能炸药，由近炸引信和触发引信起爆，标准的近炸引信的有效作用半径不小于15米。

探测、发射与指控

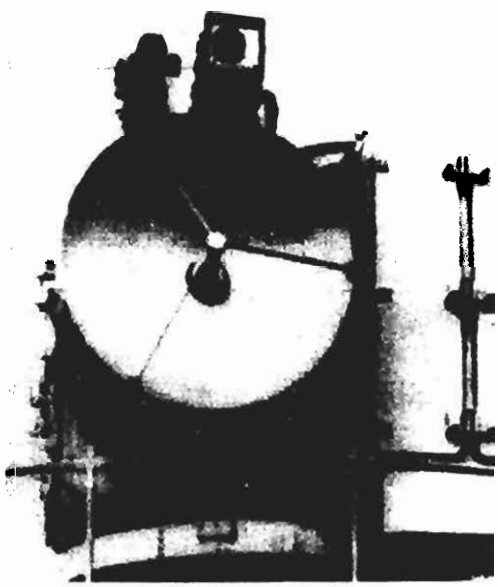
探测与跟踪　采用三点法导引。基本型“海猫”导弹采用光学跟踪和无线电指令制导。其舰上火控系统为GWS-20型，由一个双目光学瞄准具、控制台、无线电指令发射机和指令天线等组成。双目光学瞄准具和控制台装在一起，位于露天甲板上。改进的“海猫”导弹采用雷达（或光学）跟踪和无线电指令制导。舰上的火控系统分为GWS-21、GWS-22、GWS-23和GWS-24型，GWS-21，GWS-22和GWS-23型是在GWS-20

基础上增加了一部 ST801 型自动跟踪雷达，可分别用于不同舰艇。其中 GWS-22型使用较多。它由 ST801 型跟踪雷达、双目光学瞄准具、控制台、无线电指令发射机和指令天线等组成。ST801 型雷达与双目光学瞄准具装在同一底座上，能带着双目光学瞄准具一起跟踪目标。该雷达是一种单脉冲跟踪雷达，工作在Ⅰ波段，有两个接收波道，一个用于跟踪目标，另一个用于跟踪导弹，其天线为卡塞格伦式，直径 1 米，波束为笔形。ST801 型雷达的主要特点是采用可调磁控管、单脉冲信号处理技术、动目标显示技术和恒虚警技术，能进行无源目标跟踪，以降低干扰效率。雷达的主要战术技术性能：

工作频率	8600～9500MHz	波束宽度	2.4°×2.4°
脉冲宽度	0.3μs	天线转速	20r/min
脉冲重复频率	3000或4000Hz（用于动目标显示）	天线重量	500kg
峰值功率	187kw	作用距离	25km（对 4m² 目标）
平均功率	160w		30km（对快艇）
天线增益	35.5dB	测距精度	12m
极化方式	垂直极化	测角精度	＜0.87mrad（～13km时）
天线俯仰范围	－30°～＋85°	雷达总重	＞1t

GWS-22 型火控系统虽实现了自动搜索和跟踪，并具备在夜间和恶劣气候条件下作战的能力，但其制导仍靠手控。GWS-24 型火控系统是在 GWS-22 型的基础上改进的，它用一套闭路电视系统代替了光学瞄准具，实现了自动制导。GWS-24 型火控系统由 ST801 型跟踪雷达、323 系列闭路电视系统和无线电指令发射机、指令发射天线组成。323 系列闭路电视系统是专门为“海猫”导弹武器系统研制的，用来跟踪和制导导弹，它由 V323 摄像装置、显示装置和遥控装置等基本组件组成。其摄像机和跟踪雷达的天线装在一个支座上并与雷达天线同轴校平，可随雷达天线的转动自动跟踪目标。摄像机的视界在导弹飞行的初始段很宽，足以将导弹捕获，而当导弹接近目标时，其视界随之变窄，从而保证了制导的精度。为了保证在摄像机的视界内尽

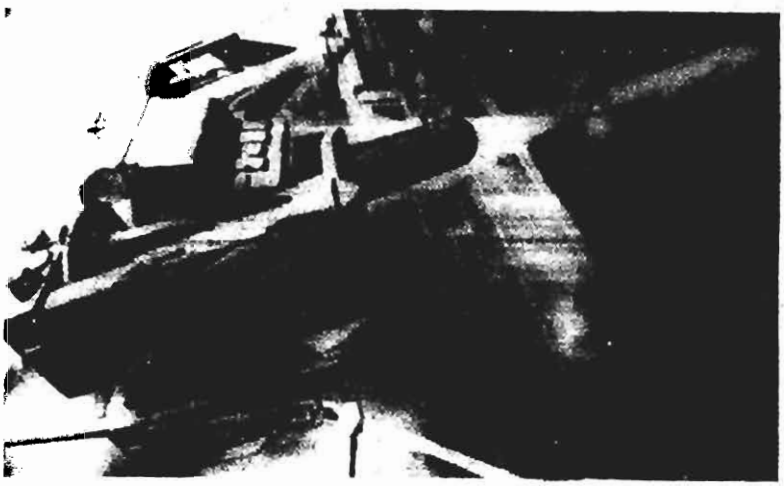
基本型“海猫”光学瞄准具和控制台
（GWS-20 型火控系统）



GWS-24火控系统跟踪雷达
和电视摄像机

可能不出现其它发光物体，采用了选通方法，即把摄像机的视界限定在导弹最可能出现的那一小部分图象中。与使用光学瞄准具相比，电视系统反应时间很短（6秒以下），可使导弹迅速准确地进入制导状态，而且在整个制导过程中，还能提供平滑的控制信号，尤其在近距离使用时，捕获导弹的概率很高，散布度接近最低极限。闭路电视系统可作为雷达跟踪低空目标的辅助设备，当雷达因某种原因（如干扰太大等）不能工作时，电视系统便可代替雷达进行跟踪。

发射与指控　"海猫"导弹采用四联装或三联装发射架。四联装发射架的中间前部装有指令天线，由天线罩保护。导弹吊挂在发射导轨上。总重约4700千克。三联装发射架与四联装发射架基本相同，只是少了一个发射导轨，它是由陆用的"山猫"导弹发射架改装的，总重约2007千克，通常用于小型舰艇。两种发射架均由火控系统遥控方位和俯仰。导弹由人工装填。重新装填四枚导弹的时间不超过3分钟。



"海猫"导弹四联装发射架

作战使用

"海猫"武器系统组成　整个系统由导弹、一部四联装发射架和一个GWS-20型火控系统组成。

作战过程　基本型"海猫"导弹作战时，由舰上探测指挥系统提供目标信息。控制台操纵手通过通讯设备接收探测指挥系统提供的目标信息后，立即将控制台转向目标方向，双目瞄准具也随之转向目标，瞄准手开始目视捕捉目标，发现目标后，用双目瞄准具瞄准并跟踪目标，此时发射架也随着瞄准具瞄准目标。当目标进入有效射程后，瞄准手通过瞄准具上的操纵手柄发出发射信号，2秒后，导弹从发射架上发射出去，大约飞出300米左右的距离时，导弹就会在瞄准具的瞄准线上出现，瞄准手借助导弹尾部的曳光跟踪导弹，并用瞄准具上的拇指操纵杆修正导弹飞行的偏差，拇指操纵杆的运动由无线电指令发射机变换成修正指令信号，通过发射架上的指令天线发送给导弹，弹上接收机接收到修正指令后，将其转换成控制信号，通过操纵系统修正导弹的飞行航向。导弹接近目标后，近炸引信引爆战斗部，击毁目标。

改进型"海猫"导弹使用GWS-21型、GWS-22型和GWS-23型火控系统作战时，首先也是由舰上探测指挥系统指示目标信息，然后ST801型跟踪雷达开始捕捉并跟踪目标，双目光学瞄准具也同时捕捉和跟踪目标，当目标进入射程后，即发射导弹。此后的制导过程与基本型"海猫"导弹相同。采用GWS-24型火控系统的改进型"海猫"导弹在作战时也是依靠舰上探测指挥系统提供目标信息，所不同的是由ST801型跟踪雷达和闭路电视系统一同捕捉和跟踪目标，并共同完成自动跟踪和制导任务，无需人工制导，需要时，操纵手也可通过电视显示装置和控制台上的手柄进行人工制导导弹。

系统特点　简单、便宜、可靠，火控系统中采用了大量固态电路及元器件，使"海猫"系统小型化，采用多种制导方式，使"海猫"系统具备自动跟踪和全天候作战能力。作战反应时间较短，能很好地满足实战需要。

发展与改进

主要发展阶段 1956年方案论证，1958年开始研制，1959年正式命名为“海猫”，1961年完成工程研制，1962年通过作战鉴定并装备部队，1963年批量生产，1969年闭路电视制导系统正式投入使用，同年，火控系统改为GWS-24型，即用闭路电视系统代替原来的光学瞄准具，实现了导弹的自动跟踪和制导，并将导弹引入瞄准线的时间从原来的7秒减到6秒以内，从1971年起，将陆用“山猫”导弹的三联装发射架搬到舰艇上使用，而且大量采用固态电路和元器件，使“海猫”系统小型化，能够在200～250吨级的舰艇上使用。1973年在“海猫”导弹上安装了高度控制装置，使导弹能在离海面2米的高度飞行，对付掠海飞行的飞机和导弹。1982年换装了导弹的发动机，采用了新型推进剂，使“海猫”导弹的飞行速度由亚音速提高到超音速。

优缺点与发展前景 优点是：1．将大量制导组件放在舰上，而导弹只携带最必要的少量电子组件，如指令发射机、稳定和控制装置，从而简化了导弹结构、减轻了导弹重量、降低了武器系统成本；2．适应性好，与舰上其它火控系统组合较容易；3．弹上加装了高度控制装置，能以2～10米的高度掠海飞行；4．发射前无需对导弹进行任何测试，装弹时间较短，两人重新装填4发导弹不超过3分钟。缺点是：1．整个武器系统自动化程度较低；2．制导精度随飞行距离的增加而降低；3．导弹飞行速度较慢，致使攻击目标的类型和方法受到限制。

由于“海猫”导弹具有简单、可靠、成本低等优点，所以销路极广，先后有十多个国家购买。尤其深受第三世界国家用户的欢迎。该武器系统一直在进行改进，“海猫”导弹将来有可能具备反导能力，并可能装在直升飞机上作为空对舰导弹使用。预计将要服役到1990年。

（赵观仁 杜锦丽）

海标枪 (Sea Dart)

概 述

“海标枪”GWS30是由英国航空与航天公司动力部研制的第二代舰载中、高空面防御舰对空导弹。主要用拦截高性能飞机和反舰导弹，也能对付水面目标，它是英国第一代舰对空导弹“海蛇”的后继型。“海标枪”有重型“海标枪”、轻型“海标枪”、“陆标枪”、“看家狗”等几类型号。重型“海标枪”GWS30为基本型，于1962年8月开始研制，1965年进行首次发射试验，1967年11月正式投产，1973年开始大量装备。由于重型“海标枪”设备多，系统复杂，不适合装在2500吨级以下舰上使用。为此于1971年开始研制轻型“海标枪”，1979年试射成功，1981年具备初步作战能力。

英国现已装备了1600枚“海标枪”导弹。预计1985年英国将生产250枚，1986年250枚，1987年250枚，1988年200枚。目前，阿根廷已购买60枚“海标枪”，装在两艘42型驱逐舰上。截至1976年，英国用在研制与生产“海标枪”的费用已达3亿英镑。

目前，英国准备将“海标枪”导弹与一部跟踪/照射雷达、四联装导弹装填发射车组成“卫兵”（Guard）陆上面防御系统，既可固定发射又可机动发射，用来对付高空和低空的来袭目标。同时也可在岸上作为面对面导弹，对付水面舰只的攻击。

主要战术技术指标

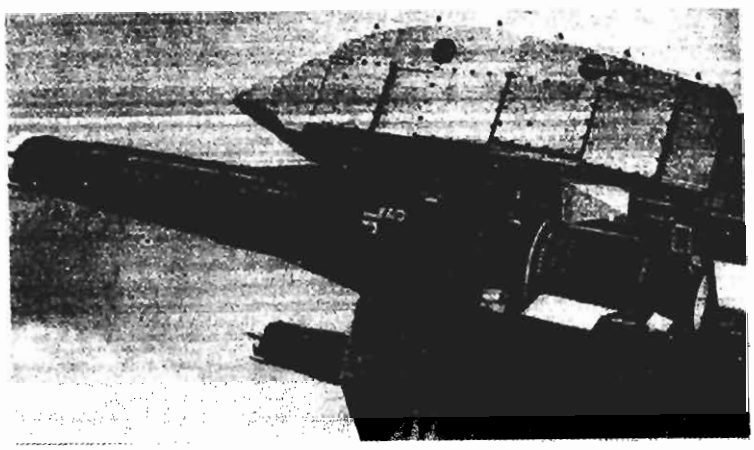
对付目标	各类超音速飞机、反舰导弹和水面目标		最小	4.5km
杀伤空域		作战高度	最大	18～22km
作战半径	最大	70km	最小	0.01～0.03km

反应时间	13.5s
制导体制	全程半主动雷达寻的
发射方式	双联装发射架倾斜发射（基本型） 固定式双联或四联装倾斜发射（轻型）
弹长	4.36m
弹径	420mm
翼展	910mm
弹重	550kg
最大速度	M＝3.5
战斗部与引信	预刻槽式破片战斗部，无线电近炸引信，杀伤半径为9m
动力装置	助推器采用帝国金属工业有限公司研制的改性双基药固体火箭发动机，主发动机为罗尔—罗伊斯公司的可变推力液体冲压喷气发动机
作战使用环境	导弹平时存放在有空调的弹舱内，温度范围为18～29℃

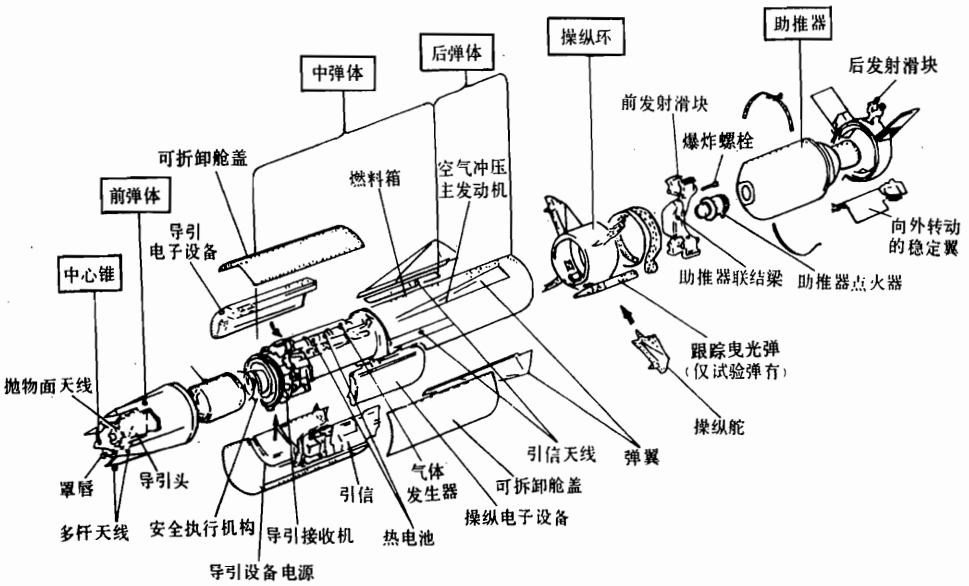
“海标枪”系统在42型驱逐舰上

导　弹

布局与结构　导弹由两级串联组成，采用X型正常式气动布局。二级导弹由前弹身、中弹身、后弹身和控制环四部分组成，一级直径大于二级直径。前弹身的前端是冲压发动机进气口，进气口四周有四根干涉仪天线。弹体中部安装四个大后掠小展弦比的弹翼，舵面位于控制环上。“X”型配置的矩形稳定尾翼位于一级尾部，在非作战时，成折叠状态。导弹外壳采用可拆卸壁板结构，除冲压喷气发动机外，其余设备均固定在壁板内壁上。

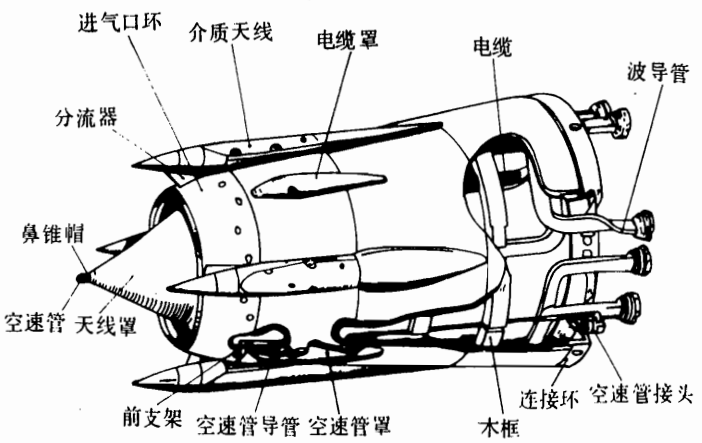


位于发射架上的“海标枪”导弹



“海标枪”导弹部位安排图

导弹前弹身由进气道、中心锥、雷达抛物面天线、多杆介质天线、导引头、战斗部和保险执行机构组成。



导弹前弹身图

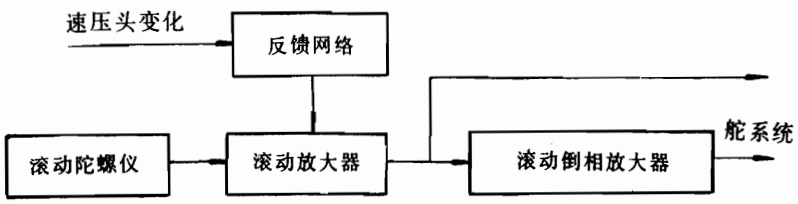
中弹身是个等截面圆柱体，包括空气导管、空速管导管、制导设备、引信、电源、控制组合和燃料箱等。空气导管和空速管贯穿本舱段。引信、电源、制导和控制组合沿中弹身周围分布。燃料箱位于中弹身后半部的四个箱内，采用耐高温的丁腈橡胶制成，由薄膜将箱内隔成两部分，其中通过U形多孔的吸油管把燃料输送到箱后端隔板背面的半圆形集油管道内。后弹身是由大尺寸轻合金制成的圆柱形舱段，主要包括冲压喷气发动机和弹翼。弹体材料主要是铝合金。燃气发生器燃烧室壳体采用铸造镍铬合金。进气道头部采用镀镍玻璃钢。

动力装置 主发动机采用液体冲压喷气发动机，燃油为普通煤油。燃烧室长1.40米，直径0.40米。发动机由涡轮泵、油气比调节器、推力调节器、辅助燃油阀、压力阀、下游截止阀、管路系统及点火器等组成。油气比调节器能使发动机供油量适合空气进气量变化的需要，保证发动机稳定工作。助推器采用一台复合双基固体推进剂为燃料的固体火箭发动机。推力137 ～ 155千牛顿，比冲245秒，推进剂重157千克，工作时间2.5 ～

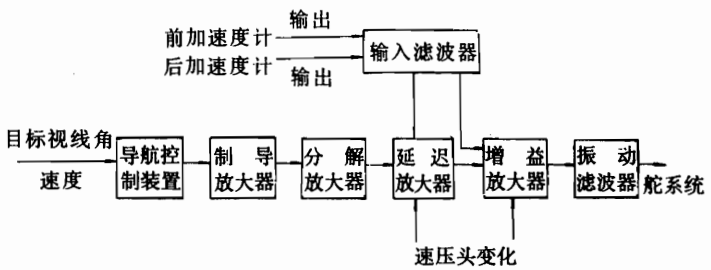
2.6 秒。药柱为改性双基药（硝化棉加聚丁二烯丙烯酸等）。助推器点火器采用电感耦合器，其初级线圈装在滑轨上，次级线圈装在弹体上，发射时给初级线圈加一高压脉冲，感应与电爆管相连的次级线圈，产生高压点火电压点着助推器。采用这种独特的助推器点火器可以保证弹舱的安全。

稳定与控制　导引头采用单脉冲体制，制导精度高、作用距离较远、全天候工作。导引头接收机为Ⅰ波段工作的单脉冲三通道接收机。导弹前端两对介质天线构成两个独立的干涉仪系统，称作误差通道，敏感导弹—目标瞄准线的角运动。另外设置的第三总和通道，采用可控抛物面天线，用以接收目标照射回波。当导弹助推器分离后，基准接收机接收跟踪照射雷达发射的基准信号，经检波后锁定并进行频率自动跟踪，总和通道接收机开始频率搜索，将收到的目标照射回波同基准信号混频，检出用以锁定目标的多卜勒频率；这时两个误差通道开始工作，输出的角偏差信号驱动瞄准平台上的伺服机构，使其正确对准导弹—目标瞄准线。

自动驾驶仪由电子控制组合和控制环组成。其中气动增益装置为速压随动系统，可根据导弹的高度和速压表调节控制回路的增益、阻尼等，较好地解决了高低空性能的矛盾。自动驾驶仪控制回路包括滚动和横向控制两个通道。滚动回路：滚动陀螺测得的导弹实际滚动角与滚动基准值通过激励电位计比较，测出差值，产生滚动误差电压，经过运算放大器输出，用以产生相应的舵面偏转。气动增益装置的采用可使滚动回路的增益达到最佳化。而横向控制回路由导引头速率陀螺测得目标视线角速度乘以导航系数形成制导指令，经过控制组合的放大、限幅和分解，成为加速度指令，再通过滤波后输给舵机系统来控制导弹飞向目标。



自动驾驶仪滚动回路方框图



自动驾驶仪横向控制回路方框图

战斗部与引信　战斗部采用破片杀伤式，烈性炸药，总重55.7千克，杀伤半径为9米。装药组分以TNT和PX为主，比例40：60，装填系数0.22。引信为主动式雷达定角引信，由四根天线和电子组件组成。

探测、发射与指控

探测与跟踪　GWS30系统用RN909作目标跟踪和照射雷达。RN909跟踪照射雷达用于对目标进行自动搜索、截获和跟踪，并测量目标的速度、距离和角度。它由目标跟踪雷达、照射和接收系统等组成。主要战术技术指标：

跟踪雷达			工作波段	Ⅰ波段
最大跟踪距离	对10m²目标	178km	发射机峰值功率	500kw
角跟踪精度		1mrd	天线直径	2.44m

接收机形式	四通道单脉冲
信号处理脉冲压缩	50倍
照射和接收系统	
信号形式	调制的连续波
工作波段	J波段
发射功率	1kw
目标照射天线直径 公用	2.44m
导弹直波天线波束宽度	14°
接收天线直径	0.382m
接收机形式	圆锥扫描

中型“海标枪”采用SD805跟踪和照射雷达，提供目标跟踪数据，并为弹上的半主动雷达寻的制导提供目标连续波照射。I波段跟踪天线为卡塞格伦天线，主反射器直径为1.4米。J波段照射天线也用1.4米反射器（公用）。

轻型“海标枪”采用马可尼公司研制的ST804跟踪雷达和连续波照射雷达。这两部雷达分开安装，连续波照射雷达天线转动系统受控于ST804除雷达之外还配有红外、电视和激光测距机。轻型系统使用斯佩里公司的1412AL数字计算机。

发射与指控 GWS30发射装置采用安装在舰艇甲板上的双联装发射架发射。该发射架可在方向上回转360°，高低回转－10°～＋95°。弹舱在舰艇甲板下面，内装20枚导弹。装填控制机柜控制导弹舱到发射架的自动提升过程，并提供安全保证，装填时间为16秒左右。另外，还有两个独立的升降机以及液压舱和喷雾舱。

跟踪照射雷达和装于控制舱内的控制计算机共同完成系统的控制、发射架位选择、导弹装定、数据处理、测定舰艇姿态和位置、发射导弹及搜索跟踪照射目标等功能。

“海标枪”导弹发射情况

作战使用

武器系统组成 GWS30武器系统由导弹、两部RN909型跟踪照射雷达、两台FM1600控制计算机、发射装置、通讯和火控系统、电源以及舰上一部对空用二座标RN965型警戒雷达和一部对海用RN992型警戒雷达组成。

作战过程 首先，使用RN965型警戒雷达进行远距离探测，探测距离大于160千米。当发现目标后，将粗测的目标信息进行计算显示，指挥员选择一部跟踪照射雷达，并根据计算机送来的目标威胁情报，选择威胁程度大的作为攻击目标，根据所选择目标的参数使跟踪照射雷达对准所需方向，并进行搜索。跟踪雷达截获目标后将目标数据送给计算机，计算导弹发射架所需的发射位置，并使发射架对准拦截方向。导弹在发射前，位于头部的抛物面天线预置到目标与导弹视线角方向上。点火后助推器工作，待导弹离架飞行一段后，助推器脱离，靠冲压喷气发动机工作。在制导段，导引头接收机截获由照射雷达照射到目标上的反射信号，通过比例导引方法引导导弹。当导弹距目标一定距离时，引信触发器输出信号，通过安全执行机构引爆连杆式战斗部来杀伤目标。

检测与维修 导弹放于弹舱内两年不需要任何检测维修。RN909型雷达配有自动测试和检测设备，可执行规定的检测程序。

发展与改进

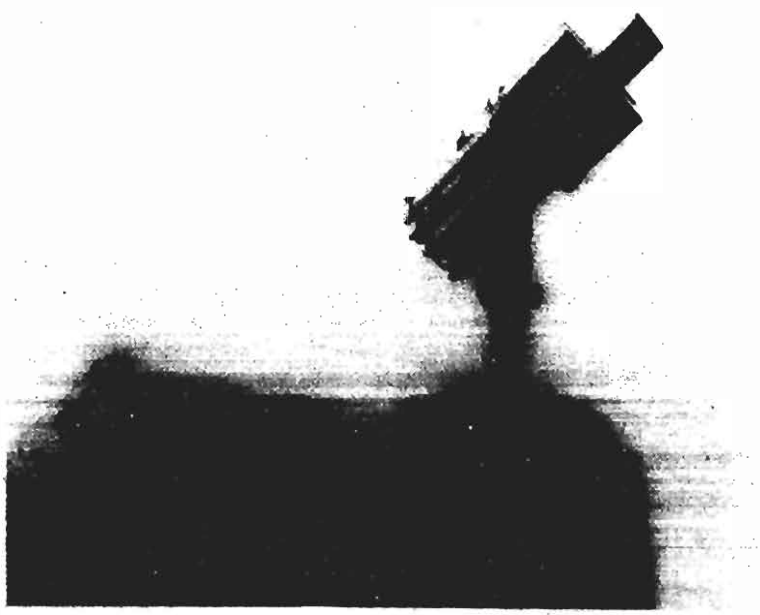
主要发展阶段 1962年8月开始研制；1963年5月获准全面发展；1965年开始进行发射试验；1967年11月

投入生产，1969年10月GWS30火控系统装备于皇家海军42型和82型驱逐舰；1970年5月GWS30火控系统装备于阿根廷海军42型驱逐舰；1973年大量装备使用；1975年7月GWS30于“谢菲尔德”和“布里斯托尔”号驱逐舰上进行鉴定发射；1977年11月发展MK 2型“海标枪”；1977年11月马可尼空间和防御有限公司签定合同生产“海标枪”自动测试设备；1978年为装备300吨级舰只发展轻型“海标枪”，由双联发射架改为固定安装在舰上的四个导弹发射箱，减轻了重量；1979年4月轻型“海标枪”在英国阿伯波思发射场首次发射；1982年3月阿根廷海军进行“海标枪”的发射试验。

1982年英阿战争中，英国将94枚“海标枪”分别配置在19500吨级“无畏”号航空母舰、“布里斯托尔”号轻型巡洋舰、3500吨级“谢菲尔德”、“格拉斯哥”、“南安普敦”和“考文垂”号驱逐舰上。“海标枪”曾击落阿方五架飞机和一架“美洲豹”直升机。

优缺点与发展前景　“海标枪”比“海蛇”导弹有许多先进之处。比如体积小、重量轻；采用冲压喷气发动机提高了导弹飞行速度，且末段不减速，增强了拦截目标的能力；采用高比冲推进剂，缩小了助推器尺寸，并更好地解决了器件环形布置问题。但缺点也很明显，由于最初设计没有充分估计七十年代以及今后目标的特点，使“海标枪”攻击低空目标能力较差；同时也由于生产成本昂贵，限制了它的生产和销售额。轻型“海标枪”今后还要继续生产和发展。　　（顾绍华）

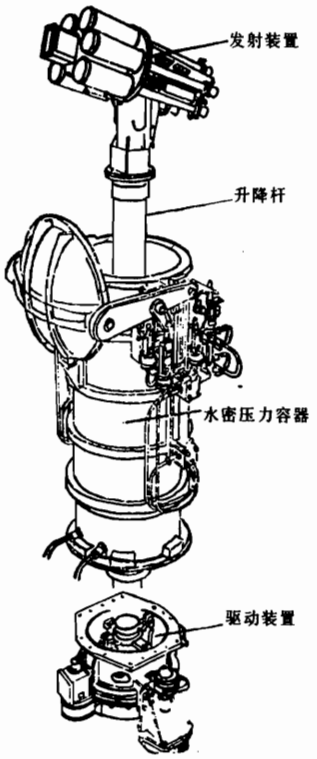
斯拉姆 (SLAM)



潜艇上的“斯拉姆”导弹系统

概　述

“斯拉姆”（SLAM：Submarine Launched Air Missile）是英国海军装备的近程低空舰对空或潜对空导弹武器系统。主要用来对付反潜直升飞机和巡逻艇。由英国维克斯（Vickers）造船有限公司在1968年开始研制，1973年开始装备使用。除装备了英国皇家海军外，还出售给澳大利亚、加拿大、智利和以色列等国。每枚导弹单价约7万美元。“斯拉姆”装在潜艇上采用六联装发射装置，而装在舰船上则采用双联或十联装发射装



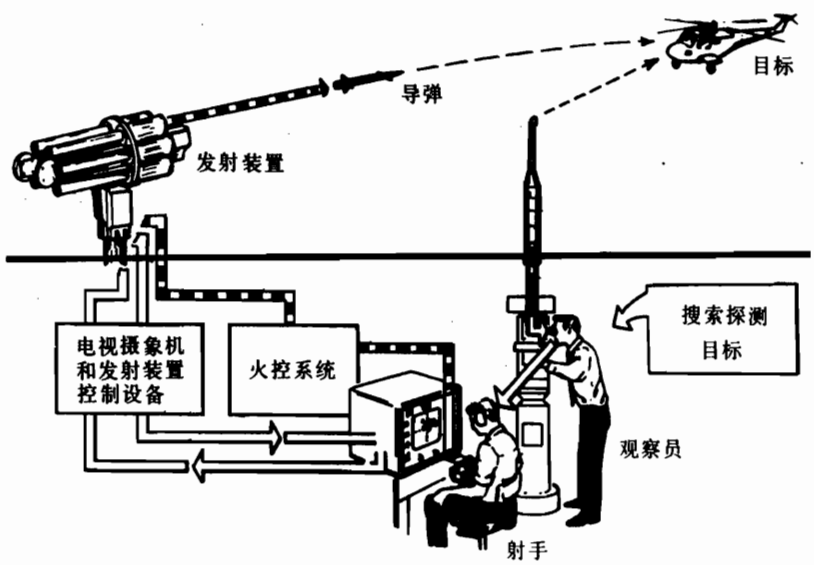
“斯拉姆”导弹发射装置及其水密压力容器示意图

置。该系统使用的是“吹管”导弹，因此其制导方式仍是光学跟踪和无线电指令制导。其主要战术技术指标与导弹本身的情况均与“吹管”导弹系统相同。

探测、发射与指控

探测与跟踪 由舰上的探测设备，如潜望镜或雷达声纳等向“斯拉姆”提供目标的距离和方位信息，由操作手控制发射装置对准目标，用电视系统跟踪目标。导弹发射后，利用红外跟踪器跟踪导弹的曳光，并发出无线电控制指令，将导弹引入电视摄像机的瞄准线，使用三点导引法使导弹飞向目标。

发射与指控 潜艇上采用六联装导弹发射装置，六个导弹发射筒装在一个可回转和俯仰的共同支架上，六个发射筒的中间装有电视摄像机、控制设备和发射装置的陀螺稳定系统。电视摄像机的下面有红外跟踪器。发射装置安装在液压升降杆上，平时不用时，发射装置转到垂直位置，收降到水密压力容器内，然后用不透水的盖子密封住。作战时，发射装置从容器里升出，可在360°范围内旋转和在－10°～＋90°范围内俯仰，旋转速度为40°/秒，俯仰速度为10°/秒，瞄准精度为± 0.5° ～± 1°。每枚导弹发射时用的电子设备（包括陀螺开锁和发



“斯拉姆”系统组成及作战示意图

舰艇上的十联装“斯拉姆”导弹发射装置

动机点火等）由一条控制电缆通过空心的升降杆连接到潜艇内的火控系统上。

作战使用

武器系统组成　由导弹发射装置和导弹控制舱设备两部分组成。后者包括：操作手显示台、装有电源和发控系统的电子机柜，还有附加的训练模拟器。

作战过程　由观测员通过潜艇的潜望镜探测、截获目标，发现目标后，将目标方位数据传送给“斯拉姆”控制系统和导弹射手。射手立即将导弹发射装置升出水面，发射装置与潜望镜随动对准目标。射手操纵发射装置俯仰，使发射装置的电视摄像机捕获目标。一旦捕获住目标，射手在电视荧光屏上即可看到，射手通过电视进行手控跟踪。目标进入导弹的射程范围后，射手便发射导弹，红外跟踪器便跟踪导弹尾部曳光管发出的红外光源，将导弹引入电视摄像机的瞄准线上。若射手发现导弹与目标位置有偏差，用控制手柄控制制导导弹飞向目标，直到摧毁目标。整个作战过程由一名射手独自操作。

发展与改进

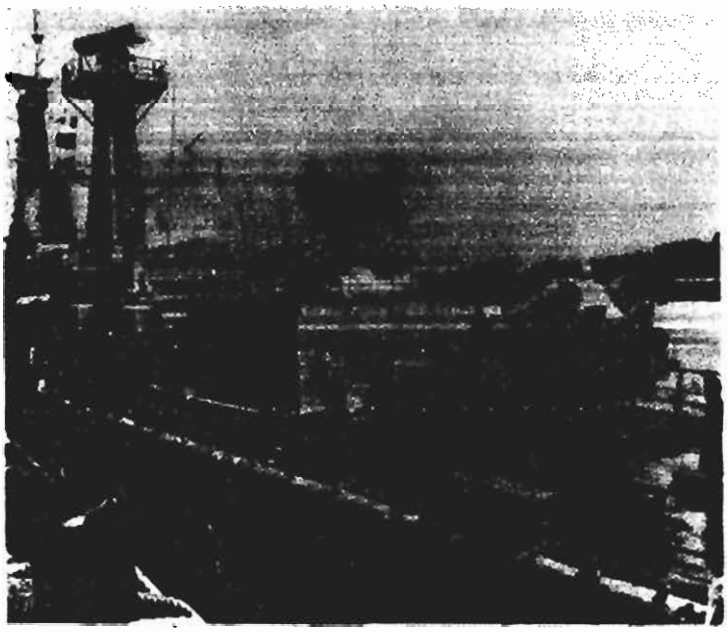
主要发展阶段　1968年开始研制，1972年进行海上飞行试验，1973年开始在潜艇上服役。

优缺点与发展前景　“斯拉姆”既能对付反潜直升飞机，又能对付海上舰艇，是多用途的舰上防空武器。系统简单，价格合理，装备灵活，有双联装的发射系统可装在小型舰艇上。适合大量生产与部署。主要缺点是杀伤概率低、射程近、抗干扰能力不强。　　（曲和连　傅敬民）

海狼 (Seawolf)

概　述

“海狼”是英国航空航天公司动力部研制的一种舰载近程低空防空导弹系统。标准“海狼”采用 GWS25 火控系统，装备在排水量3000吨以上的舰只上，用来对付超音速飞机、反舰导弹等各种来袭目标。“海狼”的设想始于六十年代初，最初拟作为“海猫”的后继型号。1967年10月第三次中东战争后，反舰导弹对舰艇的威胁日益增长，各国海军迫切需要防御手段，英国海军认为用导弹来拦击反舰导弹是一种积极措施。另外，当时英国海军航空母舰等大型舰只数量减少，护卫舰数量增加，也要求装备反应快、具有独立作战能力的点防御系统。这两方面的要求促使“海狼”系统于1968年7月开始全面研制。最初英国海军对“海狼”系统的主要要求是：导弹能垂直贮存在甲板下，尺寸要小；系统反应时间要短，应有尽可能小的射程近界和覆盖较大的仰角；作战过程应全部自动化；在全天候条件下能对小型超音速目标实施攻击。后来又进一步增调了攻击低空目标的要求。到目前为止，“海狼”导弹已进行过80多次对实靶的拦截飞行试验，其中靶标有M 2 火箭，拖靶，无人驾



“海狼”GWS25 武器系统

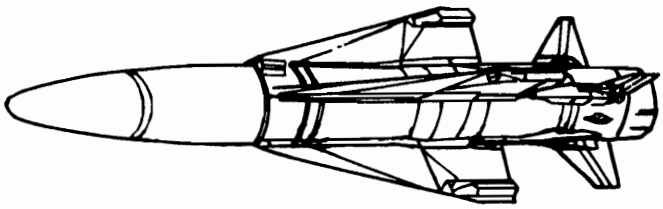
驶飞机和114.3毫米直径的炮弹，打靶试验结果命中率达90%。“海狼”GWS25 系统于1979年3月正式装备英国海军舰只。“海狼”G WS25 系统的价格较高，包括24枚导弹的全套装备约为1200万美元，单枚导弹价格约23.2万美元（1985年价）。现已有六艘22型护卫舰装备了“海狼”GWS25，有10艘 Leander 级护卫舰也将用该系统取代原来的点防御系统。1984年底英国海军宣布，正在为三艘“常胜”级 轻型航空母舰装备“海狼”，虽然这些舰原来已装备有“海标枪”舰空导弹和“方阵”点防御系统，并有几个国家曾对其表示过兴趣，但“海狼”迄今还没有销往国外。

主要战术技术指标

对付目标	速度为二倍音速以下的各类空中目标，也可以攻击排水量较小的水翼船、气垫船、快速巡逻艇等水面舰艇
作战半径 最大	5 km
杀伤概率	80%
反应时间	7 ～ 9 s
制导体制	雷达或电视跟踪＋无线电指令制导
发射方式	箱式倾斜发射
可靠性指标	导弹在舰载期间无须检查及维护，密封在发射架容器内的导弹处于待发状态可达15个月之久
抗干扰措施	采用光电复合制导，在严重电子干扰情况下，可采用电视跟踪
弹长	2 m
弹径	190mm
翼展	560mm
弹重	80kg
最大速度	M＞2.0
战斗部与引信	破片杀伤式战斗部，重约14k g 。采用触发或近炸引信，杀伤半径为8 m
动力装置	一台固体火箭发动机，总冲7500N · s

导　弹

布局与结构　“海狼”导弹采用正常式气动布局。弹翼、尾舵为X 型配置，弹翼前缘后掠角约为70°。四个弹翼上各装一个偶极天线，一对用于向跟踪雷达发射应答信号，另一对用于接收制导指令。导弹尾部装有两个



“海狼”导弹

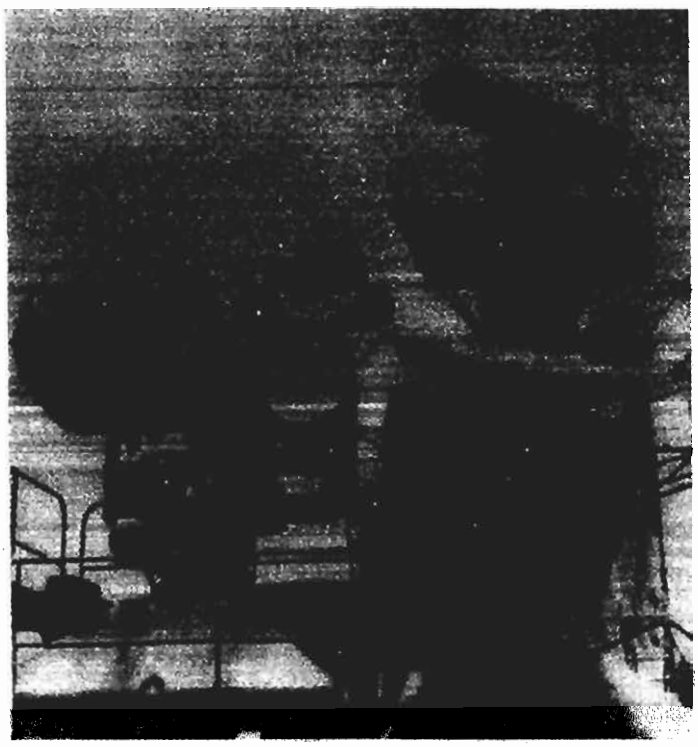
曳光管，供电视跟踪用。弹上能源为热电池与燃气发生器。

动力装置　采用布里斯托尔发动机公司研制的单级固体火箭发动机，工作时间2～3秒。

战斗部与引信　“海狼”导弹采用高能破片杀伤式战斗部，由近炸引信或触发引信引爆。近炸引信特点是不会把水面或波浪干扰当成触发目标，仅在10米之内遇到金属物体才会引爆，以利于攻击掠海导弹。

探测、发射与指控

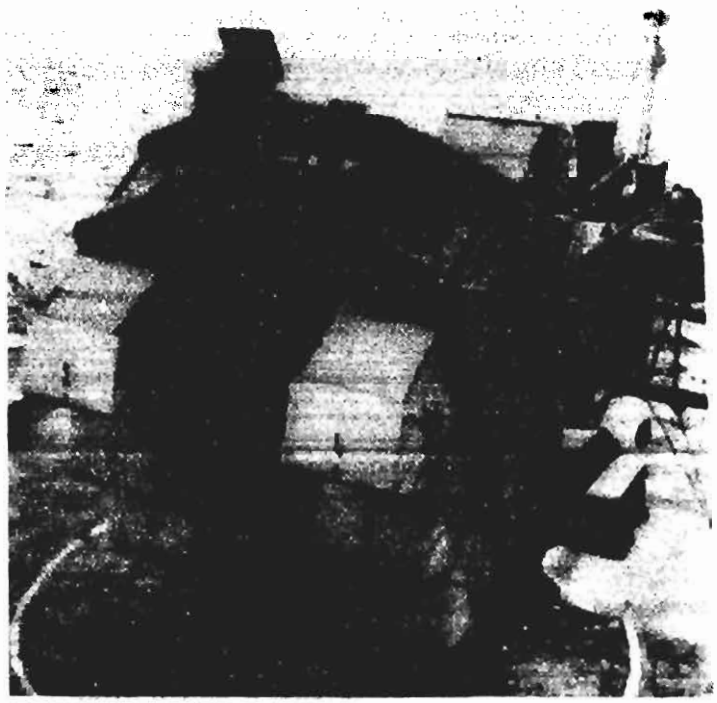
探测与跟踪　“海狼”目标探测系统包括RN967型和RN968型两部警戒雷达。两部雷达天线背靠背地安装在一个矩形天线罩内，位于舰艇桅杆顶部的稳定平台上，并以30转/分速率旋转。RN967雷达是一部D波段大功率脉冲多卜勒雷达，配有敌我识别器，用于对空搜索，对10平方米雷达反射截面的目标，探测距离可达70千米；RN968雷达是一部E波段单脉冲雷达，用于搜索低空及水面目标。搜索雷达数据由FM1600B中央计算机处理，判明敌我，分析威胁程度，并向跟踪装置和发射装置随动系统输送目标方位、距离和速度信



RN910型跟踪雷达

息。“海狼”跟踪制导用的RN910型雷达是一部单脉冲雷达，有三个抛物面天线。一个大天线为I波段跟踪天线，直径约1.6米，波束宽约为1.5°，对反射截面为0.2平方米的目标跟踪距离为10千米，用于跟踪目标和导弹；在跟踪天线左侧上、下安装有两个小天线为J波段指令发射天线，直径均约0.8米，波束宽2°，分别制导攻击同一目标的两枚导弹。这三个天线之间还有四个矩形喇叭天线和一个直径约0.11米的圆喇叭天线。矩形天线可产生宽波束以迅速截获刚发射的导弹，圆天线是宽波束（15°）指令发射天线，用来把导弹快速引向目标瞄准线。对付掠海目标的电视跟踪系统的摄像机与跟踪天线整体安装，同步运动，也有宽窄两种不同视场，以满足截获和制导导弹的不同要求。在RN910型雷达的跟踪回路中采用了电子角跟踪电路，可以在不移动天线底座的情况下，以小角度精确修正波束指向，从而改善跟踪平滑度，提高跟踪精度。由于用一部雷达同时跟踪目标及导弹（一或二枚），RN910型雷达采用时分制多路传输方式工作。

发射装置 “海狼”发射架由六个长方形发射筒组成，每个发射筒前后都装有双层门，用以防止潮气侵入，筒内装有滑轨。装弹时后部双层门开启，由人工用滑轨式装置将弹装填进发射箱；发射时前、后面的双层门打开。发射架具有很高的回转速度和瞄准精度，最大发射仰角达45°，装弹后重约5吨。



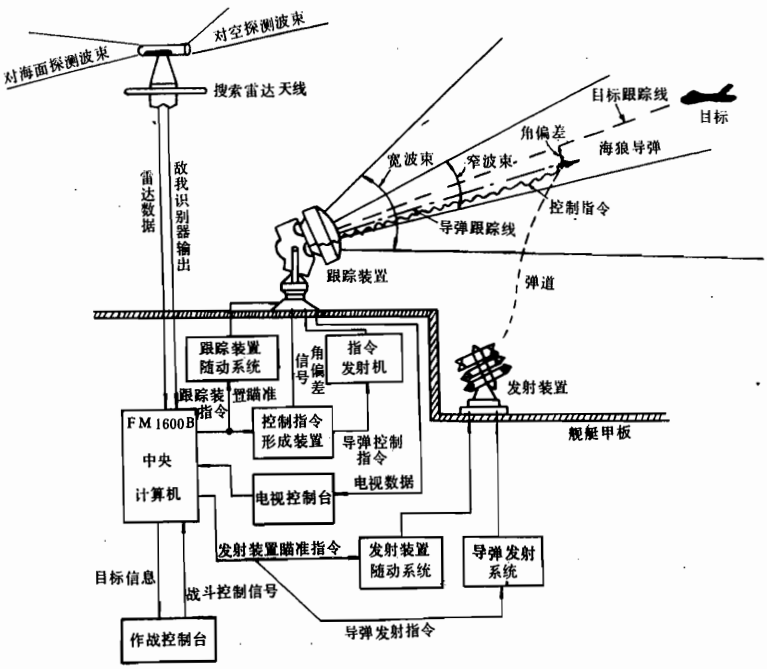
“海狼”六联装发射架

作战使用

武器系统组成 “海狼”GWS25武器系统包括：导弹、RN967和RN968型搜索雷达、FM 1600 B中央计算机、RN910型跟踪制导雷达、电视跟踪系统、远程指令装置、发射架与发控系统、作战控制台、导弹等，总重量约25吨。“海狼”各主要分系统均有各自的数据处理设备，相对独立，可以较灵活地装备各种水面舰艇。

作战过程 搜索雷达探测到的目标数据及敌我识别信息送至中央计算机处理，计算机把威胁最大的目标坐标输给跟踪系统和发射装置，使它们指向目标方位。随后跟踪雷达开始垂直扫描，截获目标后锁定，发射架进行对准。目标进入发射区后导弹发射，跟踪雷达先用宽波束捕获导弹，并迅速将其引入窄波束。导弹进入窄波

束后，雷达同时跟踪导弹与目标，并测出导弹跟踪线和目标跟踪线间的角偏差与目标横向速率，由此形成遥控制导指令，通过指令发射机送至弹上控制设备，从而控制导弹运动，将导弹引入目标瞄准线，直至命中。如果需要连射，在第一枚导弹发射数秒钟后，还可发射第二枚导弹攻击同一目标。当目标视角小于1.5°或由于雷达受到干扰无法锁定目标时，能自动转换到电视跟踪。这时电视跟踪系统在高低方向上捕捉目标，一旦捕获目标后就用窄视场跟踪，操作手使瞄准十字线套住目标。导弹发射后，先进入宽视场，电视自动跟踪弹尾曳光，随后自动变为窄视场跟踪。在整个作战过程中，操作手应始终把目标保持在瞄准十字线中心，直到命中目标。



“海狼”GWS25系统工作原理方框图

检测与维修　“海狼”控制设备的舰上维修主要通过更换故障元器件的插件板进行，而“海狼”导弹本身在舰载期间无需检查及维护。

发展与改进

主要发展阶段　“海狼”系统于1968年7月开始全面研制，设计中借鉴了“长剑”地对空导弹采用的某些技术。1969年进行模型弹发射试验。1972年7月由于舰载雷达、跟踪系统和导弹间的接口问题，计划宣布推迟，费用也比预计成倍增长。1973年制导发射试验开始。1976年夏“海狼”系统开始在Penelope号护卫舰上进行舰载试验。由于预计装备“海狼”的22型护卫舰交付期推迟，“海狼”GWS25系统直到1979年3月才正式装备英军舰只。1982年英、阿马岛战争中“海狼”首次参战，曾击落过阿方飞机。

优缺点与发展前景　“海狼”GWS25是第一个可拦截反舰导弹的舰载导弹系统，具有反应迅速、自动化作战等优点，但由于使用了人工参与的电视跟踪系统而大大削弱了它的低空性能，特别是反掠海导弹性能。此外GWS25系统价格较贵，重量偏大，对载舰本身有一些较苛刻的要求，因而限制了它的应用范围。近年来围绕“海狼”GWS25系统所做的改进包括，轻型“海狼”、垂直发射型“海狼”等，主要是针对以上缺点进行的。

轻型“海狼”，为能可靠地拦截掠海反舰导弹并减轻系统重量，在GWS25的基础上，提出了几种轻型“海狼”方案。英国马可尼公司提出的805SW方案用马可尼S1826E/F波段频率捷变雷达取代RN967、

垂直发射型“海狼”导弹

RN968 两部搜索雷达，用该公司 800 系列 I 波段跟踪雷达和一部 J 波段 DN181 雷达（曾用于“长剑”）取代 RN910 型雷达和电视跟踪器，DN181 雷达专用于跟踪掠海目标。805SW 系统重量约为 GWS25 的三分之一，可装 800 吨以上的舰只。英国航空航天公司和荷兰信号设备公司合作的 VM40 方案，使用信号设备公司的一部小型单脉冲双频跟踪雷达，用舰艇本身的搜索雷达探测目标，采用可自动装填的双联装发射架，整个系统由一台小型高速计算机控制，数据处理使用快速傅立叶变换技术，也可装备 800 吨以上的舰只。两种方案各有所长，竞争结果，英军方在1982年 2 月决定选择 805SW 方案。

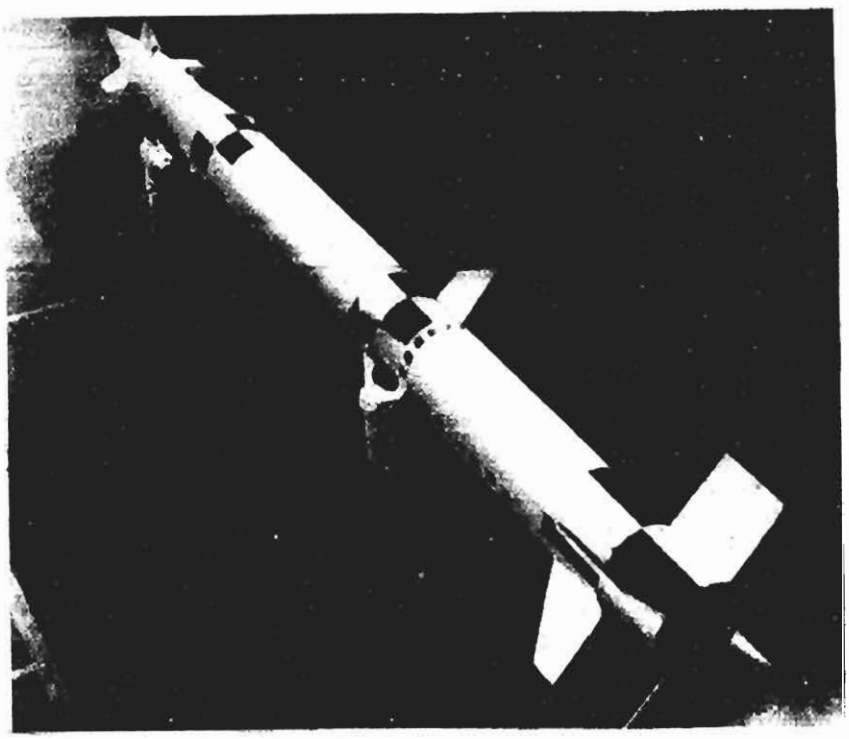
另外，垂直发射方案在系统发展初期就进行过试验，但未被采用。目前垂直发射型“海狼”与标准型“海狼”区别，主要是导弹和发射装置。垂直发射型导弹在标准型导弹尾部串联了一个采用双向控制的长约一米的助推器，重量增加约 50%，射程增大到 7.5 千米。垂直发射箱上部有易碎顶盖，内有一个整体式垂直排气管道。根据舰只情况，单枚或成组部署在甲板上或甲板下。垂直发射型“海狼”没有一般舰载防空武器方位上的死区，可实施全向攻击，反应速度也有所提高。垂直发射型“海狼”和与其配套的 GWS26 火控系统目前正在加紧发展，预计 1988 年可投入使用，装备 23 型护卫舰。

此外，英国航空航天等公司还以“海狼”为基础发展了供中型商船使用的船用集装箱式防空系统（SCADS）和陆基“海狼”（Landwalf）。供九十年代使用的“海狼”GWS 27 型火控系统也于1985年初开始研制。

（安 博 杨存富）

反弹道导弹导弹

斯帕坦 (Spartan) XLIM-49A



“斯帕坦”导弹

概　述

“斯帕坦”导弹是“奈克—宙斯”（Nike-Zaus）导弹的改进型，是美国“卫兵”反弹道导弹系统的高空拦截导弹，可在大气层外拦截洲际弹道导弹。西方电气公司是弹道导弹防御系统的总承包商，贝尔电话公司负责其研制与发展，麦克唐纳·道格拉斯公司在贝尔电话公司指导下负责导弹研制，导弹弹体由麦克唐纳·道格拉斯公司生产，发动机由美国聚硫橡胶化学公司生产，制导系统由西方电气公司承包。

“卫兵”系统是1969年定名的，最早的反导系统是五十年代初期开始研制的“奈克—宙斯”系统，后经改进演变为“奈克—X”系统，1967年由于中国氢弹爆炸成功，尼克松政府决定部署一个专门对付中国的稀薄防御系统，取名为“哨兵”系统。1969年，又对“哨兵”系统稍加改进，改名为“卫兵”系统。整个“卫兵”系统原计划部署14个防区，绝大部分在“民兵”战略导弹基地附近（美国本土12个，阿拉斯加和夏威夷各一个）。1969～1970年间，开始建造大福克斯、马姆斯特罗姆和怀特曼三个防区，原计划于1975年完工，后根据1972年美苏两国第一轮限制战略武器谈判签订的反导弹条约的规定，从部署实战的弹道导弹防御系统变为技术上的预先研究。1975年美国建成了有70枚“斯普林特”和30枚“斯帕坦”导弹的“卫兵”系统，但在当年10月，

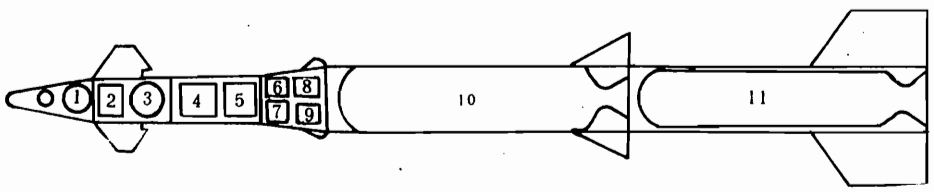
美国国会就决定撤销“卫兵”系统，1976年2月，关闭了MSR雷达，开始拆除“卫兵”系统，并转入反导技术的研究工作。美国反导技术的预先研究工作由先进技术计划（ATP）和系统技术计划（STP）组成，前者注重于单项新技术新概念研究，后者注重于将新技术新概念应用到今后战略导弹防御系统上去的应用研究。几年来，美国在大气层外长波红外寻的技术、非核杀伤技术、在杂波干扰条件下对目标的适时识别技术、目标信息搜集、确定近期及远期的反洲际弹道导弹方案等方面都得到了进展，终于导致了里根总统于1983年提出了一项全面的长期的战略防御研究计划，这就是现在所谓的“星球大战”计划，1984年正式定名为“战略防御创新”（SDI）计划。

主要战术技术指标

对付目标		洲际弹道式导弹	弹长		16.6m
杀伤空域			弹径		1.1m
作战半径	最大	640 ～ 960 km	翼展		2.94m
	最小	185 km	起飞重量		12.3t
作战高度	最大	320 km	平均速度		2.2km/s
	最小	160 km	战斗部	核战斗部，当量200万t，杀伤半径大于8km	
杀伤概率		50%			
反应时间		≈30s	动力装置	三级固体火箭发动机，一级推力1999千牛，推进剂均为碳氢化合物加铝粉	
制导体制		无线电指挥制导			
发射方式		地下井垂直发射			

导　弹

布局与结构　“斯帕坦”导弹是有翼式三级固体导弹，全长16.6米，直径近1.1米，采用鸭式气动布局，这样，一、二级的控制就可以用同一套系统了。为了提高安定面效率，采用了“×－＋”型配置，在头部上的两对舵面为削尖的三角形。在导弹的第三级内除球形矢量发动机外，还装有核战斗部、自动驾驶仪、控制仪、电源、平台、计算机、能源等。



导弹外形及部位安排简图

1．战斗部　2．舵机　3．发动机　4．能源　5．电源　6．控制系统　7．自动驾驶仪　8．稳定平台　9．计算机　10．主发动机　11．助推发动机

动力装置　第一级发动机是固体火箭助推器，直径近1.1米，长约5.4米，推力为1999千牛顿，第二级是主发动机，直径约1.1米，长约5.46米，第三级是球形矢量发动机，主要用作机动飞行，同时也起加速作用。三个发动机的推进剂均为碳氢化合物加铝粉。

稳定与控制　“斯帕坦”导弹采用无线电指令制导。导弹起飞后，由导弹阵地雷达MSR和高速数据处理设备根据目标和导弹运动参数实现对导弹的制导。

战斗部与引信　“斯帕坦”导弹采用核战斗部。当战斗部在高空核爆时，有70%～80%的能量在十分之一微秒内以不可见的x射线释放出来，波长在0.1～100埃之间，其中以2.8埃为最多。当来袭弹头穿过x射线屏幕时，其弹头防热层被破坏，从而使内部材料气化，弹头烧毁。

探测、发射与指控

探测与跟踪　“斯帕坦”在高空拦截过程中是靠环形搜索雷达 PAR 搜索、发现目标并进行初步跟踪，当目标进入导弹阵地雷达 MSR 作用距离时，由 MSR 跟踪目标并引导“斯帕坦”拦截目标。PAR 雷达为相控阵体制，可对上百个目标进行跟踪，作用距离约为4300千米，是由美国通用电气公司研制的。PAR 雷达尺寸为64.4米×63.7米×9米，天线直径为35.3米。导弹阵地雷达 MSR 用于对目标精跟踪并引导反导弹导弹拦截目标。该雷达也是相控阵体制，可引导20枚“斯帕坦”导弹或“斯普林特”导弹拦截目标，作用距离约为1280千米，是由美国雷锡恩公司研制的。MSR 雷达尺寸为36.6米×36.6米×12.2米，天线直径为4.1米。“卫兵”系统两种雷达性能数据分别见表1、表2。

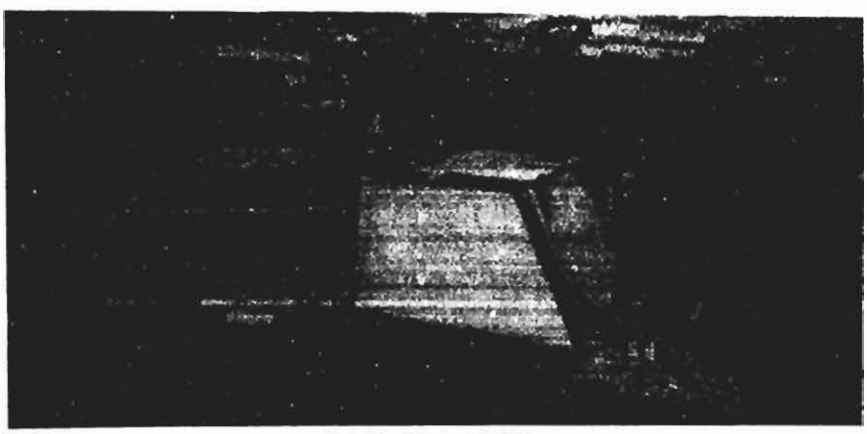
表1．环形搜索雷达 PAR

体制	相控阵
频率	422MHz
发射机峰值功率	7.26MW
脉冲重复频率	10Hz
噪声系数	3dB
极化方式	发射用垂直极化，接收用垂直和水平极化
最大作用距离	约4300km
跟踪或引导能力	能同时跟踪上百个目标
研制厂家	美国通用电气公司
每部价格	单个阵面1.25亿美元 四个阵面2.3亿美元

表2．导弹阵地雷达 MSR 性能数据

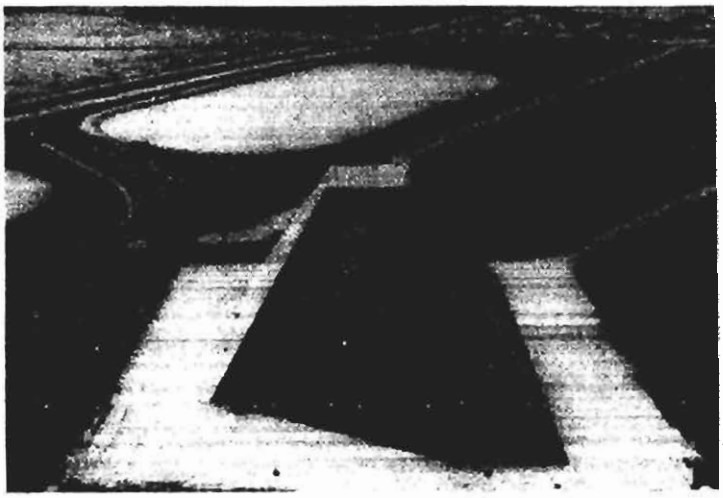
体制	相控阵
频率	2800～3000 MHz
发射机峰值功率	12MW
脉冲重复频率	200Hz
噪声系数	5dB
极化方式	圆极化
最大作用距离	约1280km
跟踪或引导能力	能引导20枚“斯普林特”或“斯帕坦”导弹，并有有限目标搜索和跟踪能力
研制厂家	美国雷锡恩公司
每部价格	1.6亿美元

数据处理系统可利用雷达测得的数据预测目标弹道、计算射击诸元、分配火力单位并进行引导计算。此外，该系统的软件还包括雷达及计算机的测试、维护及故障检查等程序。数据处理系统由10台计算机组成，每台计算机的计算速度为每秒400万次。



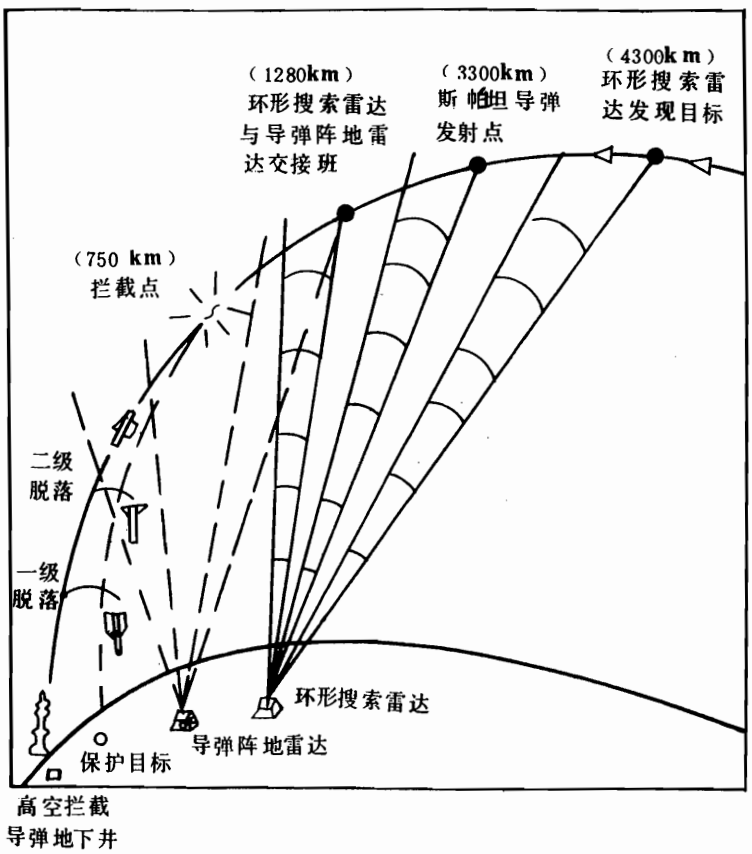
PAR 雷达外形图

发射与指控　“斯帕坦”导弹平时存放在长、宽均为2.7米、深为21.9米的矩形钢筋混凝土地下井内，接到发射命令后，导弹在井下点火，垂直起飞，冲破地下井保护罩飞离地面，然后开始控制转弯，4～5秒后一级固体助推器脱落，主发动机开始工作，约60～65秒后，在一、二级发动机作用下，导弹获得了足够的速度，并完成了转弯程序，此时主发动机关机，并与三级分离。二级分离后，导弹已飞出大气层，进入自由飞行段，当导弹距拦截点一定距离时，第三级发动机点火，并控制弹头向目标飞去，当进入杀伤范围时，由导弹阵地雷达 MSR 发出指令，使弹头爆炸，产生 x 射线摧毁目标，整个作战过程约6分钟。假设目标速度为7.5千米/



MSR 雷达外形图

秒的弹头，再入角为18°，“斯帕坦”导弹的拦截过程示意如下：



“斯帕坦”导弹拦截过程示意图

发展与改进

主要发展阶段　1955年6月，美国陆军授权西方电气公司和贝尔电话公司研究弹道导弹防御系统。1956年12月，“奈克—宙斯”开始研制。1959年8月，第一发“奈克—宙斯”导弹在白沙导弹靶场飞试成功。1962年6月，“奈克—宙斯”导弹在夸贾林岛首次拦截洲际弹道导弹试验成功。1963年1月，“奈克—宙斯”系统改成“奈克—X”系统，用相控阵雷达代替单脉冲雷达，用“斯帕坦”导弹代替“奈克—宙斯”导弹，并增加了低空拦截的“斯普林特”导弹。1964年6月，陆军的第一个相控阵雷达 —— 多功能相控阵雷达 MAR —I 在白沙导弹靶场安装调试。1966年6月，在梅克岛建造 MSR 雷达和作战发射设备样机。1967年开始建造反弹道导弹的“哨兵”（Sentinel）系统。1968年3月，第一枚“斯帕坦”导弹在夸贾林岛飞试成功。1969年3月，“哨兵”系统改为“卫兵”（Safeguard）系统。1970年3月，决定在北达克它州建造“卫兵”作战装置。同年5月，决定在蒙塔那建造“卫兵”发射场。同年8—10月，用“斯帕坦”导弹在夸贾林岛拦截“民兵”导弹，两次试验均获得成功。1971年1月，用同一部 MSR 雷达控制发射间隔为几秒钟的两枚“斯帕坦”导弹，拦截一枚洲际导弹头锥和一个空间固定点，获得成功。同年4月，用“斯帕坦”导弹拦截“北极星”导弹，由于目标未在预定时间进入空间，拦截失败。接着，用“斯帕坦”导弹拦截空间的一个想象点，达到了试验目的。同年6月，用“斯帕坦”导弹拦截“民兵”导弹弹头，失败。同年12月，用“斯帕坦”导弹拦截一枚隐藏在若干诱饵中的目标，获得成功。于是决定在科罗拉多州的切诺山建造弹道导弹防御中心。从1968年3月到1970年底，共进行过18次“斯帕坦”导弹的飞行试验，其中13次完全成功，三次部分成功，两次失败。1972年5月，由于美苏限制战略武器会谈协议，蒙塔那的“卫兵”发射场建造工作暂停。同年8月，PAR 雷达的作战设备进行安装、试验。1973年1月，MSR 雷达的作战设备安装、试验。同年8月，PAR 雷达成功地完成了对空中卫星的跟踪。同年12月，MSR 雷达成功地完成了对空中目标的跟踪。1974年6月，完成了自主式 MSR 雷达的外场试验。同年8月，完成了 PAR 雷达的验收试验和“斯帕坦”导弹和“斯普林特”导弹发射装置的安装。同年10月，承包商按计划向陆军移交了经过验证的“卫兵”作战系统。1975年4月，配备28枚“斯普林特”导弹和8枚“斯帕坦”导弹的“卫兵”系统具备初步作战能力，在夸贾林岛进行了54次试验，47次完全成功。大福克斯的两个雷达成功地搜索跟踪了卫星及其它空间飞行体。同年10月，“卫兵”系统配备了70枚“斯普林特”导弹和30枚“斯帕坦”导弹。不到一个月，国会决定撤销“卫兵”系统，经费锐减。1976年2月，MSR 雷达关闭，开始拆除“卫兵”系统，但 PAR 雷达未折除，转用于反导技术预先研究。

存在的问题　“斯帕坦”的主要问题是：机动能力差，不能对付分导再入的多弹头和拦截机动飞行的来袭弹头；速度不够高，拦截海上发射的弹道导弹以及低弹道导弹的效率低；PAR 雷达在大气层外识别真假弹头的能力差，弹上又无末制导，致使其不能有效地拦截带有诱饵的目标。

（郭春山）

斯普林特 (Sprint)

概　述

“斯普林特”是美国研制的一种实施低空拦截的高加速近程导弹，用来在洲际导弹进攻的末端截击再入弹头。美国初期研制的“奈克—宙斯”反导系统的致命弱点是不能识别真假弹头，而随着洲际导弹突防技术的不断提高，反导系统的识别问题成了突出问题。美国通过“防御者”计划的研究，提出大气过滤是识别真假弹头的有效方法，为了充分利用大气过滤的特点，美国于1961年把低空防御概念引入反导系统，确定研制第一代低空拦截导弹——“斯普林特”。1962年11月，陆军向道格拉斯飞机公司、马丁公司奥尔兰多分公司和北美航空公司哥伦布分公司进行招标，通过对这三家公司方案的比较，于1963年3月，正式选定奥尔兰多分公司为主承包商，开始了“斯普林特”导弹的研制工作。从1963年开始研制，至1970年12月参加拦截试验，历时七年半，生

产承包经费和研制经费达 7.8 亿美元。在研制同时，还进行了改进“斯普林特”的工作。从1963年至1969年，分两阶段进行。第一阶段研究高加速助推器及由于高加速而引起的高温和弹体结构问题，即“希贝克斯”（HIBEX）计划。第二阶段研究控制和操作系统，即“顶级”计划。1969年起着手研究外燃控制技术，进一步提高低拦武器的稳定控制能力。“卫兵”系统拆除后“斯普林特”未再生产与装备，部分技术用于“SDI”计划中的低拦武器中。

主要战术技术指标

对付目标		时速达2700km的洲际弹道导弹弹头和潜射弹道导弹弹头
杀伤空域		
作战半径	最大	48km
	最小	32km
作战高度	最大	30km
	最小	15km
杀伤概率	单发	75%
命中精度		24～27m
制导体制		无线电指令制导
抗干扰措施		MSR 相控阵雷达，大气过滤识别真假弹头
弹长		8.2m
Ⅰ级		3.2m
Ⅱ级		5m
弹径	最大	1.37m
Ⅰ级		0.85m
起飞重量		3.4t
最大速度		M＝11～12
战斗部		核战斗部为1000t级 TNT 当量，杀伤半径400m
动力装置		两级固体火箭发动机，Ⅰ级推力2998 kN，工作时间 2 s

导　弹

布局与结构　弹体为圆锥形，由两个锥度不同的锥体组成，其外壁就是导弹的光滑圆外表面，内壁即为第一级发动机喷管的延伸裙部。后裙是 9.5 毫米厚的铝制蜂窝结构，内外表面之间的空间安装控制第一级用的推力矢量控制系统及有关的电子设备。导弹的机动飞行能力依赖于它的基本气动外形和控制系统，在第二级发动机和弹头之间装有制导和控制装置。

“斯普林特”导弹在靶场试验架上

右图：“斯普林特”导弹外形

动力装置　为两级固体导弹。Ⅰ级动力装置由赫尔克里士公司负责，Ⅱ级动力装置则由洛克希德公司负责。两级皆采用新型固体推进剂。Ⅰ级装药重量2020千克，Ⅱ级装药重量420千克。推进剂采用高燃速、高能固体推进剂——改性双基药。一级推力2940千牛。

稳定与控制　Ⅰ级采用流体二次喷射的推力矢量控制系统。Ⅱ级采用四个小控制面。

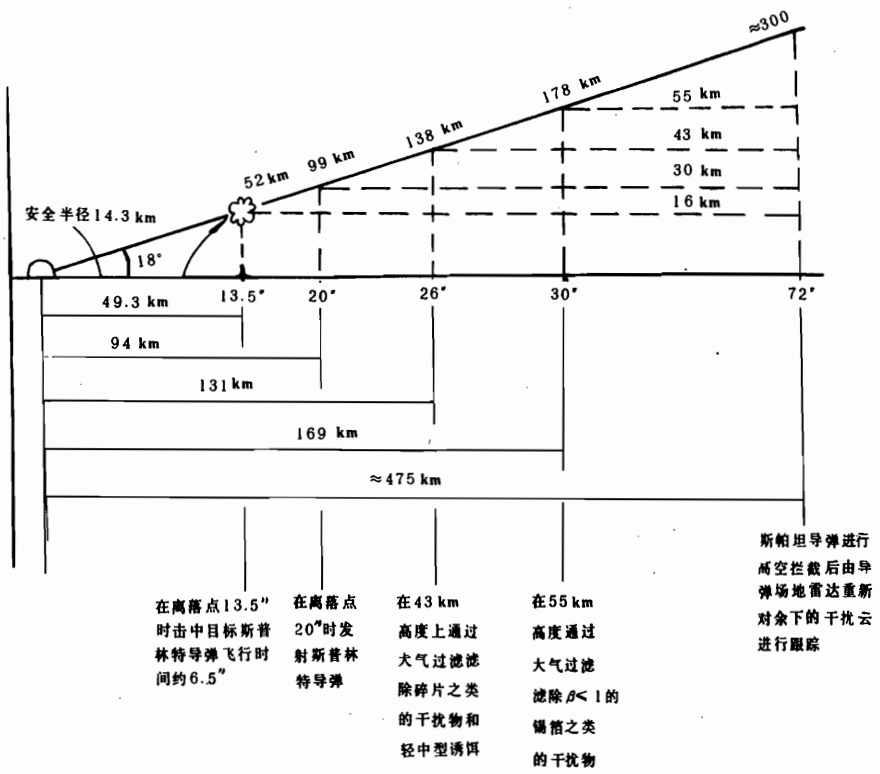
战斗部　采用专为在大气层内拦截而设计的以高能中子为杀伤机理的核弹头，并设计得使冲击波和核碎片在杀伤区的效能为最小。在平时，导弹存放在地下井，为了防止核爆炸产生的电磁脉冲使导弹的电子设备遭到破坏，在导弹上采用核开关，当核开关感受到γ射线和快速中子流时，就会暂时中断电流和电路的连接，以保证电路不致损坏。

探测、跟踪与发射

探测与跟踪　与“斯帕坦”导弹相同。

发射装置　导弹贮于圆筒形垂直发射井内，采用地下井气体弹射发射。井的直径2.7米，深9.3米。井中间安放导弹发射管，直径1.53米，长3.67米。管的底部是活塞，活塞下部是燃气发生器。当接到发射命令后，燃气发生器立即点火，并把高压燃气迅速喷到活塞下边的小腔室中，在高压燃气的推动下，活塞及导弹迅速上升，当活塞上升的距离未超过3.05米时，上升加速度达到最大值，当活塞和导弹分离时，导弹的上升速度已达其极限速度的5％，即可使导弹获得每小时640～720千米的初速。当导　刚离开发射井口时，助推器开始点火，点火时间比燃气发生器的点火时间滞后0.5秒。

作战使用



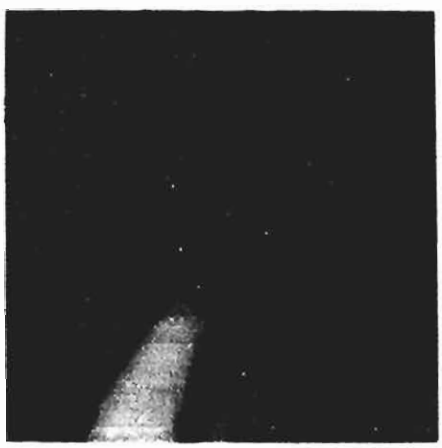
“斯普林特”作战示意图

“斯普林特”作为“卫兵”反导系统的低空拦截手段，由于“斯普林特”导弹为高加速导弹，其过载可达100～150 g，拦截时间短（约20秒左右），因此，可以在来袭目标群经大气过滤识别后对真弹头进行末端拦截。作战过程是，当MSR雷达测得目标数据后，通过数据处理系统（由10台计算机组成，每台运算速度为每秒400万次）预测目标弹道、计算射击诸元、分配火力单元并进行引导计算。导弹出井后，助推器点火，约2秒后第一级脱落，主发动机开始工作，根据MSR导弹场地雷达的指令，导弹进行拦截校正，待进入杀伤范围时，由场地雷达发出指令，并通过核爆炸杀伤目标。整个飞行时间约6.5秒。

发展与改进

主要发展阶段 1961年陆军确定需要发展“斯普林特”导弹。1962年陆军与马丁等公司研究“斯普林特”导弹方案，同年12月，在“奈克—X”系统中引入低空拦截武器。1963年3月马丁公司接受“斯普林特”导弹合同，于同年5月波音公司开始研制高加速助推器。飞行试验工作从1965年3月开始，大致分为两个阶段：第一阶段（1965年3月至1970年12月）为导弹飞行试验，这期间约有一年半的时间进行独立回路弹的试验，总共试验了10发弹，分二批进行，第一批的四发弹主要试验导弹结构和推进系统。第二批加上第二级，试验制导和控制系统。其余三年的时间对导弹进行闭合回路试验。1967年10月“斯普林特”导弹对模拟目标进行了拦截试验。至1970年8月共进行了42次试验，其中23次成功，9次部分成功，10次失败。1969年“卫兵”系统司令部着手研究外燃控制技术并与通用科学实验公司订立合同。1970年8月至1974年8月为“卫兵”系统拦截试验阶段，在此期间，“斯普林特”导弹进行了单发、齐发以及拦截各种目标的试验，较典型的几次是：

1．1970年12月23日，导弹在太平洋上空第一次成功地进行了低空拦截试验，拦截了一枚从加利福尼亚州范登堡空军基地发射的洲际导弹的头锥。试验中的拦截导弹和目标均未装核弹头，通过地面测量证明导弹的第二级在靠近目标的地方，足以摧毁来袭的弹头。



“斯普林特”导弹试验情景

2．1971年3月17日，首次用两枚导弹拦截一枚“民兵Ⅰ”导弹的弹头。“民兵Ⅰ”导弹从范登堡基地发射，“斯普林特”导弹自梅克岛发射，在发射后14秒钟第一枚在距“民兵Ⅰ”弹头约24米处进行拦截，第二枚在距拦截点约27米处拦截目标。

3．1971年5月7日采用一枚“斯普林特”导弹试验拦截海上发射的洲际导弹的能力。11月“斯普林特”导弹第一次成功地拦截了一个在许多诱饵中的弹头，主要试验识别能力。

4．1972年5月试验“斯普林特”拦截多弹头的能力。

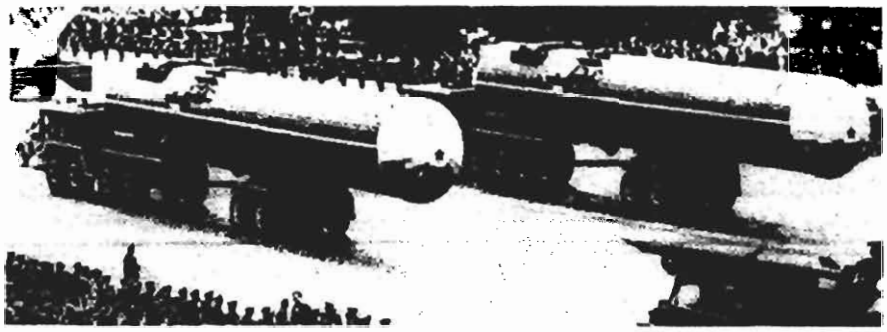
优缺点与发展前景 第一代“斯普林特”导弹虽然于1975年先后两次在“卫兵”系统中装备了98发，但在性能上并不是一个理想的低拦武器，存在着加速度低、机动能力差、制导精度不高三个主要问题。为了增大加速度，制定了实验型高加速度助推器计划——“希贝克斯”（HIBEX）计划。试验助推器性能：拦截高度6千米，射程3.2～9千米，加速度800～1000g。从1963～1966年进行了四次试验，均获成功。从而解决了导弹快速拦截能力。为了提高机动能力，制定了顶级计划，它是一项五次飞行的飞行器计划，用以试验采用一种椭圆形的锥体，制导和控制采用的是外部燃烧或射流相互作用技术，从而保证了它的高机动和快速响应的能力，在所进行的五次顶级飞行试验中，已对这两种技术进行了检验。为了提高精度，1967年开始研制激光末制导。

“斯普林特Ⅱ”导弹

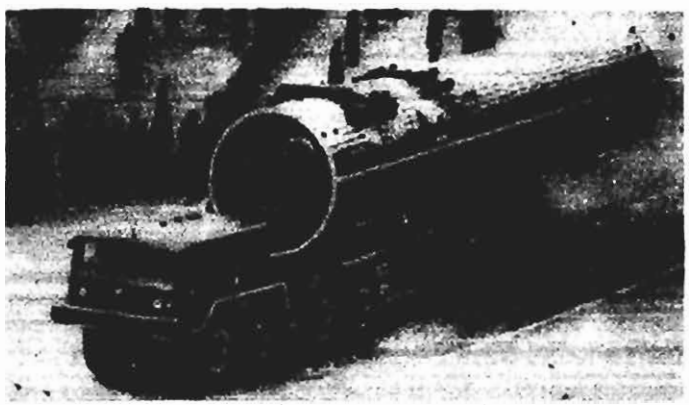
1968年6月由马丁·马里埃塔公司开始研究改进型“斯普林特Ⅰ”，1971年5月马丁公司与高级弹道导弹防御局签订合同；同年9月，马丁公司完成“斯普林特Ⅰ”方案论证；1974年6月进行了第一次发动机的静态

点火试验；原计划到1977年底完成飞行试验和系统作战试验，1980年进行部署。但实际上并没有真正部署。主要改进是：具有更高的精度；机动能力比“斯普林特”大三倍；可靠性提高，维护费用降低；采取了抗核爆炸冲击波和抗核碎片的措施，导弹本身及其发射井均能抗冲击波和辐射；能抗冲击力和机动力；发射井与导弹第一级的裙部相对应的地方经过改进，可使用单管发射结构以降低成本。发射井盖由原来的玻璃纤维井盖改用铰链式混凝土制的门式结构，在小于1秒钟的时间内即可打开。主要性能：射程160千米，射高30千米，最大速度4.7千米/秒。　　（温赞峤）

橡皮套鞋 (Galosh)



由牵引车牵引的“橡皮套鞋”导弹（前视图）



由牵引车牵引的“橡皮套鞋”导弹（后视图）

概　述

“橡皮套鞋”，北约的代号是ABM-1B，是1957年苏联开始研制的反弹道导弹武器系统，用以拦截洲际单道导弹或低轨道卫星。1964年开始部署在莫斯科防区，1964年11月在苏联阅兵式上首次公开展出，到1969年E式投入使用，在莫斯科周围已建立四个导弹发射场，共有64枚“橡皮套鞋”导弹，到1979年减少到32枚。该反导系统是当今世界唯一运转的反导系统，但是，它只能对付小规模的导弹袭击，而无法对付大批的、特别是装有多弹头的和装有先进突防装置的来袭导弹。尽管苏联对该导弹进行了改进，如使导弹末级液体火箭发动机E空中可以多次熄火和重新点火，从而提高了导弹的机动性，便于对付分导式再入多弹头和给探测设备以较多的时间来识别真假弹头，使反突防能力有所提高，但是，由于探测设备落后，仍不能抗击大规模导弹袭击。因

此，苏联还在改进各分系统，提高其反导效能。

主要战术技术指标

对付目标	弹道导弹和低轨道武器	发射筒直径	2.75m
拦截空域		战斗部重量	≈2.5t
作战半径 最大	350～640km	发射重量	32.5t
作战高度 最大	320km	平均速度	3.36km/s
制导体制	无线电指令制导	战斗部与引信	核装药战斗部，当量为100～200或300～500万t TNT，有效杀伤半径为6～8km
弹长	15.5m		
发射筒长	≈20m		
弹径	2.04m	动力装置	一台固体助推器＋一台液体火箭发动机

导　弹

“橡皮套鞋”导弹模型

“橡皮套鞋”导弹为二级导弹，第一级是固体助推器，有四个尾喷管用作推力矢量控制（有的西方报刊认为是四台并联安装的固体助推器），燃烧时间为20秒，估算推力为2053千牛顿，二级为液体火箭发动机，燃烧时间为40秒，估算推力为427千牛顿。其头部为尖锥形。该导弹平时装在容器兼发射筒内，发射时由发射架上垂直发射，导弹穿过发射筒顶盖飞出。该导弹能携带1～2百万吨甚至更大的核弹头。

探测、发射与指控

“橡皮套鞋”反导系统的预警工作由“鸡笼”（Hen House）相控阵雷达负责，部署在苏联边境上，用以搜索远程大气层外的来袭目标。采用相控阵体制和脉冲压缩技术，天线结构形式与美国的AN/FPS-85相控阵雷达相似，天线阵面孔径为300×20米，后倾角45°，具有边扫描边跟踪的能力，在方位和俯仰上各有两个扫描波束，此外还有一个环形扫描波束。“鸡笼”雷达的性能参数是：

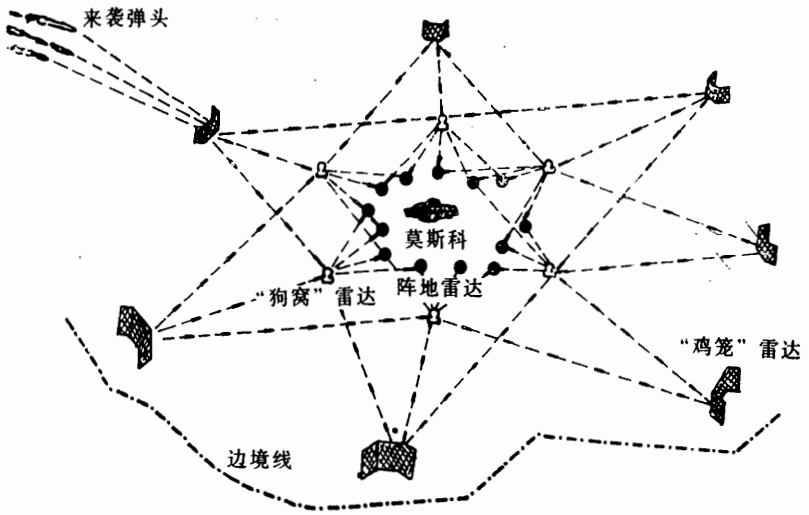
作用距离	6000km
工作频率	150MHz
峰值功率	10Mw
脉冲重复频率	25～100 Hz
脉冲宽度	可变
天线阵面长度	300m
天线阵面高度	15～20m
阵面后倾角	45°

远程截获与跟踪雷达（又称战斗管理雷达），采用“狗窝”（Dog House）或“猫窝”（Cat House）相控阵雷达，用以截获

“橡皮套鞋”导弹发射示意图

和精确跟踪由“鸡笼”预警雷达所指示的来袭导弹，并从真假弹头中识别和选出需要拦截的导弹。“狗窝”雷达的性能参数为：

最大作用距离	2800km	脉冲重复频率	50Hz
工作频率	100MHz	天线阵面长度	120m
峰值功率	20Mw		



“橡皮套鞋”系统部署示意图

该雷达采用了复杂的信号处理要求，能分辨真假弹头，具有抗干扰和反诱饵的能力，可同时跟踪多个目标。

导弹阵地雷达部署在导弹发射场上，包括目标跟踪雷达和导弹跟踪制导雷达，用以完成对目标的最后识别和对导弹的制导。关于这两种雷达的性能参数不详。

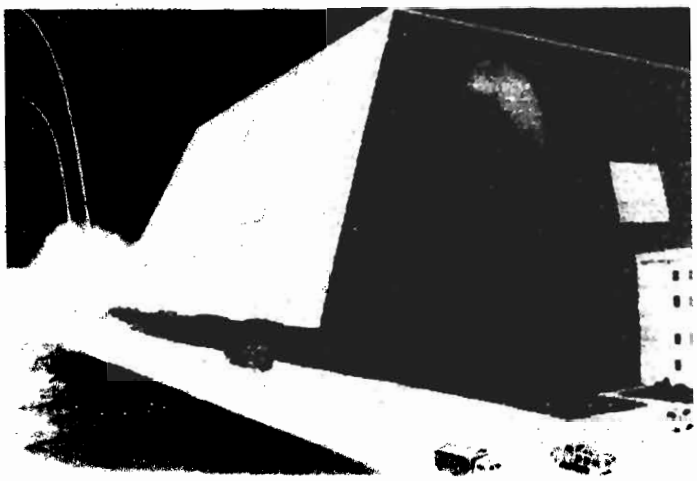
（王毓兰）

ABM－X－3

ABM-X-3 系统是苏联正在莫斯科附近部署的一种反弹道导弹分层防御系统，采用 **SH-04** 和 **SH-08** 两种装核弹头的拦截导弹。**SH-04** 导弹是从“橡皮套鞋”演变而来，类似于美国“斯帕坦”导弹的作用，用于大气层外的拦截，作为高层防御。而 **SH-08** 导弹类似于美国“斯普林特”导弹，用于大气层内的拦截，作为低层防御。这两种导弹均从地下井内垂直发射，而 **SH-08** 导弹的发射井具有快速再装填能力，曾在萨雷沙甘反导靶场进行的一次试验中，在两小时内从同一个发射井中发射了两枚 **SH-08** 导弹。

该系统使用的目标跟踪雷达叫“双面”（**Flat Twin**）雷达，导弹制导雷达叫“当铺”（**Pawn Shop**），双面雷达有两个相控阵面，能够对再入弹道导弹进行精密跟踪，工作频率为4300兆赫，波束宽度为0.7°×0.7°，作用距离大于 185 千米，有效测高33千米以上，能够对再入弹道导弹进行精确跟踪。当铺雷达有三个并排安装的球形天线，用以制导导弹拦截目标。两种雷达均采用模块结构，部件可以预先生产和贮存，用时能迅速装配。

此外，在莫斯科东北30～40千米的普希金诺（**Pushkino**）镇建造了一部大型相控阵雷达，估计是 **ABM-X-3** 反导系统的组成部分，也有人称作 **X-3** 雷达。雷达天线基座呈金字塔形，每边长约 150 米，高约40米，



大型相控阵雷达示意图

有四个阵面，每个阵面孔径约15米，估计是一种作战指挥雷达，用以为反导系统分配目标或引导导弹拦截目标。有关雷达的战术技术性能不详。

据称，苏联又在研制和试验一种机动式反导武器系统，装在履带车上发射，主要用以对付战术弹道导弹（如“潘兴”Ⅰ）。 （王毓兰）

第四部分

空对空导弹

空 对 空 导 弹

空对空导弹是由飞机发射、用来攻击并摧毁空中目标的制导武器。二次世界大战后，空对空导弹获得了迅速的发展，成了当前世界各国的主要空战武器。到目前为止，全世界已经研制的型号有六十种以上。空对空导弹按其射程分为近、中、远距三类：射程在20千米以下的为近距，20至50千米的为中距，50千米以上的为远距。

美国早在1946年就开始了空对空导弹的研制工作，至今已逐渐形成了几个较大的导弹系列，如“响尾蛇”、“麻雀”、“猎鹰”及“不死鸟”等。苏联、法国和英国开始研制的时间比美国稍晚，种类也较少。意大利、以色列和日本等国也都有自己的空对空导弹。

四十多年来空对空导弹的发展大体经历了三个阶段：

第一阶段，大体在1946至1956年间。当时的轰炸机速度比歼击机低，但它有很强的自卫武器。第一代空对空导弹就是为了使歼击机能在轰炸机自卫武器的射程以外将其击毁而设计的。这一代导弹主要有美国的“响尾蛇”AIM-9B、“麻雀Ⅰ”等。它们的战术使用基本上都是尾追攻击，制导方式有雷达驾束式、红外被动式和雷达半主动式。制导设备比较简单，发动机都采用单级推力的固体燃料火箭发动机，战斗部为高能炸药破片式，装红外或无线电近炸引信和触发引信。第一代导弹的最大射程一般为3.5至8千米，个别的可达10千米以上，最大速度M＝2.5，最大使用高度15千米，个别导弹可达18千米以上。

第二阶段，大体在1957至1966年间。这时出现了超音速轰炸机，而且还带有电子干扰设备，大多数战术飞机既可执行截击任务，又可执行战术轰炸任务。对此，只能从尾后攻击的空对空导弹就显得相形见绌了。于是出现了新的一代空对空导弹，如美国的“响尾蛇”AIM-9D、“麻雀Ⅲ B”和“核猎鹰”AIM-26A；法国的R．530等。这些导弹的性能都较前有了明显的提高。最大射程可达22千米，最大使用高度为25千米，最大速度M＝3。大都采用比例导引法，改进了制导系统，制导方式主要有红外被动式和雷达半主动式。红外被动式一般使用致冷探测器，能探测目标的发动机尾气流热辐射。雷达半主动式采用纯脉冲或连续波体制，能中距拦射和全天候使用。采取了抗干扰措施，加大了有效载荷，出现了连续杆式战斗部和双推力固体燃料火箭发动机。

第三阶段，1967年以后。几次局部战争的实战使用表明，第二代空对空导弹并不能适应近距空战和夺取制空权的战术使用要求。同时，这类导弹也不能先发制人，进行远距攻击。因此，这一时期除了继续进一步发展中距空对空导弹以外，还研制了远距拦射导弹和近距格斗导弹。

中距空对空导弹，如美国的“麻雀”AIM-7F、英国的“天空闪光”、法国的超530等。这些导弹仍沿用比例导引法，大多采用雷达半主动式制导。为了提高在杂波下的作战能力，改用脉冲多卜勒和单脉冲体制，使导弹具有下视下射能力。在制导系统中大量应用固体化和微型化技术。最大射程有了成倍的增加，机动性得到改善，最大横向过载可达30g。

远距拦射空对空导弹，主要有美国的“不死鸟”AIM-54A和苏联的“毒辣”AA-6。这

些导弹的射程都在50千米以上。一般都采用复合制导，具有全高度、全方向和全天候作战能力，能在对方未及觉察的情况下从远距对单个或多个目标发起攻击。

近距格斗空对空导弹是为了战斗机缠斗需要而设计的，其主要特点是最小发射距离短，一般在300 至500 米左右；机动能力大，最大横向过载可达35g，具有离轴截获和跟踪能力。制导方式基本上是红外被动式，采用锑化铟致冷探测器。为了满足高机动要求，有的导弹采用双三角鸭式舵或双鸭式舵气动控制，如美国的“响尾蛇”AIM-9 L和法国的 R550 “魔术”。有的导弹采用了推力矢量控制，如英国的SRAAM和美国的“敏捷”。这些导弹大多采用主动激光引信或主动微波引信，也有的采用红外被动引信。

七十年代末，八十年代初，为了对付八十年代末和九十年代初可能出现的空中威胁，美、英、联邦德国、法等国几经讨论，共同签订了关于发展下一代空对空导弹的“谅解备忘录”，由美国负责发展“先进中距空对空导弹”AMRAAM，英德等欧洲国家负责发展“先进近距空对空导弹”ASRAAM，作为北约各国的下一代标准空对空导弹，替换现用的“麻雀”和“响尾蛇”系列导弹。法国则继续独立发展自己的空对空导弹。这样，美国和欧洲的一些主要国家在下一代空对空导弹的研制上形成了较大规模的国际合作。

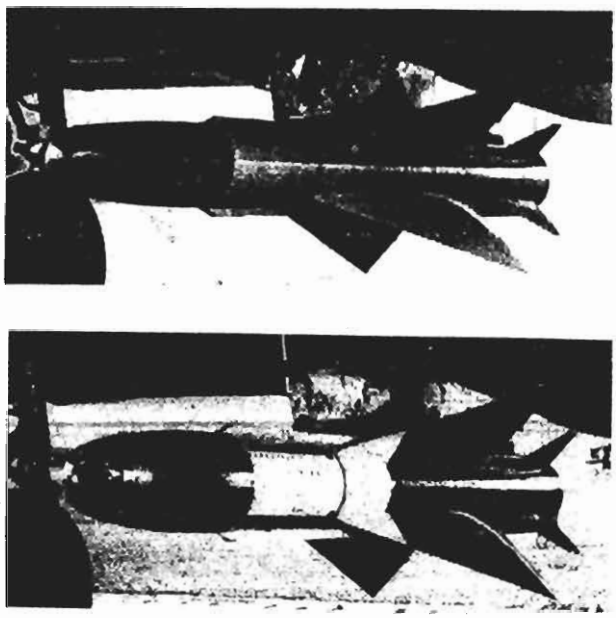
七十年代中期，美国组织专人对未来三十年内的空中威胁进行了长期探讨，认为需要一种既能攻击多目标，又可发射后不管的先进中距空对空导弹。“先进中距空对空导弹”AMRAAM AIM-120 就是根据这一建议研制的。它装一台双推力固体燃料火箭发动机，最大射程可达80千米。中段为指令惯导/惯导，末端为主动雷达制导，全固态化，可上射和下射，可在强电子干扰下工作，也能以跟踪干扰源方式工作。与边跟踪边扫描火控雷达交联时可同时发射 8 枚导弹攻击多个目标。采用预制破片式定向战斗部。

“先进近距空对空导弹”ASRAAM，方案论证阶段已基本结束，1986年内开始全面研制。计划采用多元探测器和电荷耦合器件技术及推力矢量控制技术，将大大提高导引精度和可用机动过载。

法国正在发展自己的“麦卡”空对空导弹，装ADAMC主动多卜勒雷达导引头，兼有中距拦射和近距格斗性能。

这些新一代的空对空导弹大都因技术问题而拖延了研制周期，预期要到八十年代末和九十年代初才能陆续提供使用。

R．530



R．530 空对空导弹外形图
上：雷达型 下：红外型

概 述

R．530是法国玛特拉公司研制生产的中距空对空导弹，有红外、雷达两种类型。1957年开始研制，1961年1月完成试验，1962年成批生产，1963年服役，装备法国空军和海军航空兵的“幻影”、“十字军战士”等飞机。R．530导弹还出口给澳大利亚、阿根廷、比利时、哥伦比亚、黎巴嫩、巴基斯坦、南非、委内瑞拉等14个国家。1978年停产。总订购数达4000枚左右。

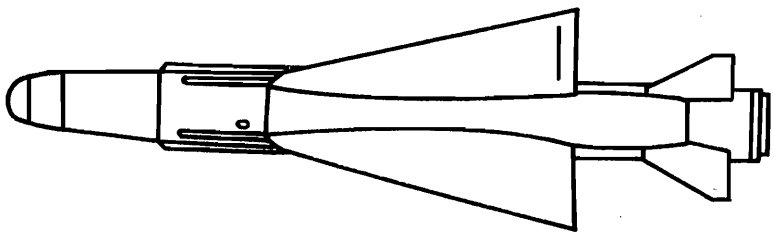
主要战术技术指标

最大射程	18 km	翼展	1.1 m
使用高度	25 km	发射重量	195 kg
最大速度	M=2.3～3.0	制导	被动红外和半主动雷达寻的制导，可以互换
攻击方式	全向攻击	引信	近炸和触发引信
弹长	3.28 m	战斗部	连续杆式和破片式
弹径	260 mm	动力装置	双推力火箭发动机

导 弹

布局与结构 该弹采用正常式气动布局，四个十字形后掠弹翼均匀分布在战斗部和发动机舱段周围。其中一对弹翼有横滚稳定副翼，由横滚舵机通过联动装置控制，其最大转动速度为40°／秒。尾部有电动伺服机构操纵的十字形尾翼，其尾翼起着普通升降舵和方向舵的作用，其最大转动角速度为35°／秒。

导弹由导引头舱、控制舱、战斗部和发动机舱以及舵机和电源舱四个舱段组成，由一空心圆柱体连接。从圆柱体到钝头之间呈锥体形状。头部可装雷达或红外自动导引装置。还有一呈半球形的雷达天线罩或红外头罩。雷达导引头和红外导引头分别由无线电通讯公司和达索公司研制生产。这两种导引头可以在3分钟内互换。控制舱包括自动驾驶仪、电池、爆炸延迟机构和近炸引信。在控制舱外面有雷达导引头空气冷却导管的整流罩，保护导弹电缆的底部整流罩和近炸引信的两个发射和接收天线。战斗部发动机舱主要包括战斗部和发动



R．530 线条图

机，另外还有保险和解除保险机构。舵机和电源舱位于发动机喷管周围。弹体结构所用的主要材料是轻合金等航空材料。

动力装置 该弹装有双推力固体火箭发动机，一级用于初始加速（助推器），另一级（主发动机）用于巡航。发动机主要包括发动机壳体、喷管、出口喷管以及推进剂。发动机壳体是钢板焊成的圆筒，在它的前端设有一安全通道，两侧孔对置。正常工作状态时孔是封闭的；偶然超压时一起打开。喷管由钢板制成，焊在发动机尾部。钢制出口喷管通过螺纹拧在已装入导弹中的发动机喷管末端。发动机装药由两根药柱组成，相邻端面由一层阻化剂隔离。两药柱内孔为星形，但其几何形状不同。点火器用两个并联的电子元件点火，它安装在推进剂药柱的孔内。点火器的电缆穿过密封盖和出口锥管在发动机尾部引出。该发动机和装药分别由汤姆逊—布兰特公司和国营火药公司提供。推进剂药柱长972 毫米，直径203 毫米，重43.2千克。第一级推力21千牛，第二级推力4.9 千牛，总冲83.4千牛秒。工作时间第一级为2.7 秒，第二级为6.5 秒，发动机总重66千克。阻化剂总重4.54千克。

制导与控制 该弹采用“比例导引法”。具有两种可以互换的导引头。其中半主动脉冲雷达导引头与“西拉诺”机载雷达配合使用，适于全方向、全天候攻击。导引头有两个工作阶段。发射前的调谐阶段和发射后的自主飞行阶段。在调谐阶段时，经由调谐装置使导弹导引头与机载雷达的脉冲重复频率振荡器保持同步，以便在发射以后跟踪目标。发射之后，便进入自主飞行阶段。在这一阶段，机载雷达继续照射目标，导引头跟踪目标的反射波，并提供导向目标的制导信号，经控制系统操纵导弹飞向目标。

雷达导引头具有下列特点：1、具有抗干扰能力。为了在低空工作，装有一特殊电路，当高度回波通过目标回波选通门时，使控制系统断开，以回避地面杂波的干扰；2、为了尽量减少导引头的重量和节省空间，发射前用以调整导弹的设备被分开安装在载机上；3、导引头的最低工作高度为所采用的机载雷达的最低工作高度，最高工作高度为所采用的机载雷达的工作高度加上 6～7.6 千米。因此，在导弹飞行期间能达到25千米的最大高度。

红外导引头内装有陀螺头、光敏元件、电子线路、致冷系统等。采用液态制冷的锑化铟元件，工作波长为 3.5～5 微米，可跟踪喷气式飞机排出的炽热废气或飞机尾喷管外露的高温部件，以及高速飞行中目标受气动加热而在其前方某些部位形成的热点。除了在轰炸机前方有一定的死角外，基本上可实现全向攻击。由于受大气中云雾水气的影响，导弹只限于在高空和晴朗无云的天气使用。导引头的工作分为三个阶段：（1）前置阶段。此时，机载雷达产生目标位置信号，使陀螺头指向目标；（2）捕获阶段。此时，红外辐射信号电平，足以保证导引头跟踪目标；（3）导弹自主飞行阶段。导弹发射以后，导引头自动跟踪目标。

战斗部与引信 该弹具有两种可以互换的战斗部，一种是破片式战斗部，用于雷达制导的导弹；一种是连续杆式战斗部，用于红外制导的导弹。破片式战斗部重30.3千克，长315 毫米，直径240 毫米，圆锥顶角 5 度，破片数目2600块。装药为六素精——三硝基甲苯，重11.8千克，由霍奇开斯—布兰特公司生产，通常是在导弹做完性能试验后才装入导弹内。保险定时器在弹体前弹身和后弹身对接时才装到战斗部上。

连续杆式战斗部重30千克，长315 毫米，直径240 毫米，理论散布半径10.5米，杆条截面积 5 × 5 毫米，装药由霍奇开斯—布兰特公司生产。连续杆战斗部的爆炸效果和破片式的相当。

该弹采用近炸引信和触发引信，近炸引信装有延时电路，它能在不同遭遇条件下给出所要求的延迟时间。在延迟电路和起爆管之间有一机械键，它们只有在满足以下两种条件时才工作，从而引爆战斗部：

（1）在发射后延迟4秒钟；

（2）足够高的纵向加速度。

如果导弹直接撞击目标而产生200 g（±15%）或更大的负加速度时，由触发引信引爆战斗部杀伤目标。两种引信都由无线电和电话公司专门研制。

如果导弹经过目标而没有爆炸，导弹的自炸机构能确保导弹在发射后约25秒时自毁。自炸电路由惯性触发引信的电源供电，并利用安装在后部连续板上的电容放电。在这种情况下，电容器不是与4秒延时电路相连，而是与引爆电爆管的25秒延时触点相连接。

探测、发射与控制

R．530装备“幻影Ⅳ”飞机。使用通用无线电公司的“西拉诺”火力控制雷达作为导弹的火力控制设备。用一接口装置将导弹的火力控制系统和机载雷达连接起来。此外，该雷达还有一个自动显示目标数据的荧光屏，以及前置发射时用的导航计算机。

作战使用

工作过程 R．530的攻击程序极为简单，导弹系统在飞机起飞时接通，只需2分钟即可把导弹加温到发射准备状态。当导弹的导引系统捕获到目标时，就发出音响信号通知飞行员，雷达一旦指示出目标处于射程内时，飞行员按下发射按钮，0.7秒后（电池组激活所需时间），火箭发动机点火，导弹脱离飞机。

维护保养 玛特拉公司的导弹是放在充满压缩惰性气体的容器内交付的。这种容器可使导弹长期保存。装配后的检验时间大约为10分钟，检验后导弹即可挂在飞机上或存入仓库。所有必需的测试设备都可空运。如果发现部件有缺陷，则可在飞机检修间进行修理。导弹的使用和维护简单，贮存多年之后，导弹仍可在几小时内恢复到战斗准备状态。

特点 该导弹的主要特点是：（1）能进行全方向，全天候攻击；歼击机在发射导弹前不必作尾追机动；而且可以与比本身速度高的目标交战；（2）导弹能以较大的迎角发射，这样，即使歼击机的高度比目标的高度低，也能使歼击机成功地进行攻击；（3）导弹能承受很大的过载。 （周婵娟）

超530 F

概 述

“超530 F”是一种半主动雷达制导的中程空空导弹。由法国玛特拉公司研制。装备法国的F·1和幻影2000”截击机。

研制工作始于1971年，1973年开始进行试验，1977年完成初步作战试验，开始样弹生产。1980年装备部队，1981年开始成批生产，现已订购560枚，单发价格约为12.8万美元。

主要战术技术指标

射程	几百米至19 km	弹径	263 mm
最大使用高度	约30 km	翼展	640 mm
最小使用高度	可以截击载机上方或下方900米处的目标	尾舵翼展	900 mm
		发射重量	250 kg
速度	M= 4～5	制导	变系数比例导引，半主动雷达制导
最大机动过载	28g	引信	无线电近炸引信和触发引信
攻击方式	全向攻击	战斗部	破片杀伤式，重30 kg
弹长	3.54m	动力装置	固体燃料火箭发动机

超530 F导弹外形图

导 弹

布局与结构 “超530 F”采用正常式布局，具有长而窄的边条式十字形弹翼和十字形控制尾翼。为了承受高达数百度的瞬时温度，弹翼和尾翼都采用钢质蜂窝结构。其他受气动加热厉害的部件均采用钢质材料。为了便于维护，导弹分为四个独立的舱段，各舱段之间用带箍连接。从头至尾顺序是导引头舱、战斗部舱、发动机舱和飞行控制舱。导弹头部有一锥形整流罩，这样就大大减少了气动阻力，增加了导弹的射程和速度。另外尽管“超530 F”的翼展仅为640毫米，比其前身R．530减少了将近一半，但在高空和相应的速度范围内其升力比R．530还大百分之四十至五十。超530 F的这一特殊的气动布局在很大程度上决定了它的优越的高空性能。在17～18千米的高空机动飞行时，每个坐标平面上至少可达到20 g的横向加速度（合成加速度为28 g）在25千米的高空时，每个翼平面上可达到6 g的横向加速度。正因为它有如此好的机动性，所以人们认为它能对付机动性能较优的目标。

动力装置 汤姆逊—布兰特公司生产的Angele双推力固体火箭发动机，采用国营火炸药公司提供的固体推进剂。药柱长972毫米，直径203毫米，重44.5千克，总冲80千牛秒，工作时间9.2秒（2.7秒助推，6.5秒巡航）。这种发动机有很高的装填密度，从而提高了可用动力，使导弹能克服低空阻力，并能在大高度差条件下发射。能成功地攻击飞行在截击机上方或下方的目标。另外决定高度性能的参数总冲与发射重量比很高。

控制与制导 控制/制导舱位于导弹尾部，它包括导弹用的所有电源和制导控制部件。其中包括一个SOGE公司研制的锌银电池（使用前激活），一个直交流变流器，一个调压器，一个电力供应以及飞机导弹之间和导弹各部件之间进行功能联系的配电盒。玛特拉公司研制的制导系统包括陀螺、制导计算机、自动驾驶仪和电伺服马达。该制导系统是一变系数比例导引半主动雷达制导系统，它进一步提高了导引头的探测和跟踪能力。这种制导系统使超530 F在其全高度上均能达到最佳性能。另外由马赛尔·达索电子公司研制的雷达导引头采用了接收灵敏度高、陀螺稳定的大直径平板天线，具有较大的视场角。导引头的锁定距离是R·530的2.5倍。“西拉诺Ⅳ”/超530F系统的低空使用性能优于“西拉诺Ⅰ”/R·530系统。但脉冲雷达导引头的性能在低空和某些条件下受到限制。

战斗部与引信 破片式战斗部，由汤姆逊—布兰特公司研制，国营火炸药公司提供炸药，重30千克，杀伤半径约20米，装有先进的抗电磁干扰电路。在设计时，要求近炸引信与战斗部的组合必须最佳化，以保证

导弹和目标相遇的任何条件下都能摧毁目标。为了满足这一要求，R.530 的部件没有再用到超530 F上。新的近炸引信由汤姆逊 — CSF公司研制。它能满足低空作战条件，并能在比R. 530 更不利的条件下感知目标。保险和解除保险机构是克鲁泽公司设计的。

作战使用

超530 F的使用比较简单。一旦飞机发动机启动，就能用机上电源预热某些导弹部件。飞行员可在起飞以后的任何时间发射导弹。载机由地面雷达导航到其搜索雷达可以捕获目标的位置，“西拉诺Ⅳ”的导航计算机向飞行员发出指令，使飞机到达导引头可以锁定目标的位置（这时导引头要调谐到照射雷达的频率，并预置天线角），从这时起就可发射导弹。在导弹飞行期间，飞行员继续接收雷达数据，使飞机处于能够照射目标的最好位置上。

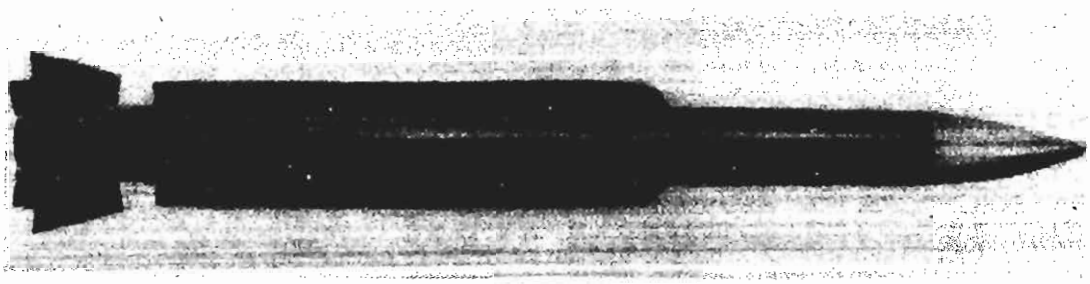
除了上述发射方式外，还有导弹自动发射方式。自动发射方式时，飞机主计算机算出导弹最佳发射点（一般在包络的中部），截击机一旦到达此位置，导弹即自动发射。

检测与维修 不需要任何拆卸就能很容易地对导弹的每个舱段的所有测点进行测试。这样就能够对导弹进行总体测试，虽然用这个办法不能准确地找出毛病所在，但至少能找出有故障的舱段，通常可以找到发生故障的部件。导弹的预防性维护包括定期的或使用前的整体测试。如果发现一个舱段有故障，用同样的方法找出失效元件，然后在维护中心将其换掉。导弹的测试都是在由航空航天公司研制的测试设备组合测试台和专用于测试导引头和近炸引信的有关“附属”设备上进行的。它的维护程序是要保证在其10－15年的有效期内随时可投入使用。

超530 F与R. 530 相比，其主要优点是能以远远大于目标的速度飞行。从而可拦截飞行高度远高于截击机的目标。导弹的截击时间减少，探测和拦截目标的最小距离也减小了。然而，超530 F和F·1截击机匹配使用时，在低空和某些条件下仍受到一些限制。为了克服这一点，法国在超530F的基础上又研制出了超530D。

（周婵娟）

超530 D



超 530D 外形图

概　述

超530D是超 530 F的改进型，由玛特拉公司为满足高空和低空的战术要求而研制的，用来装备装有RDI雷达的幻影2000战斗机。超530D主要是对发动机，电子部件进行了较大的改进，发动机推力增加了约百分之二十。长翼弦蜂窝结构弹翼变得更长更窄，既能为高空提供机动余量，又可保证低空的良好机动性。导引头采用了数字信号处理技术，探测距离、分辨力、数据处理能力、精度和可靠性均有提高，可以抗地面、海面杂乱回波干扰，能攻击离地面、海面几十米的目标。

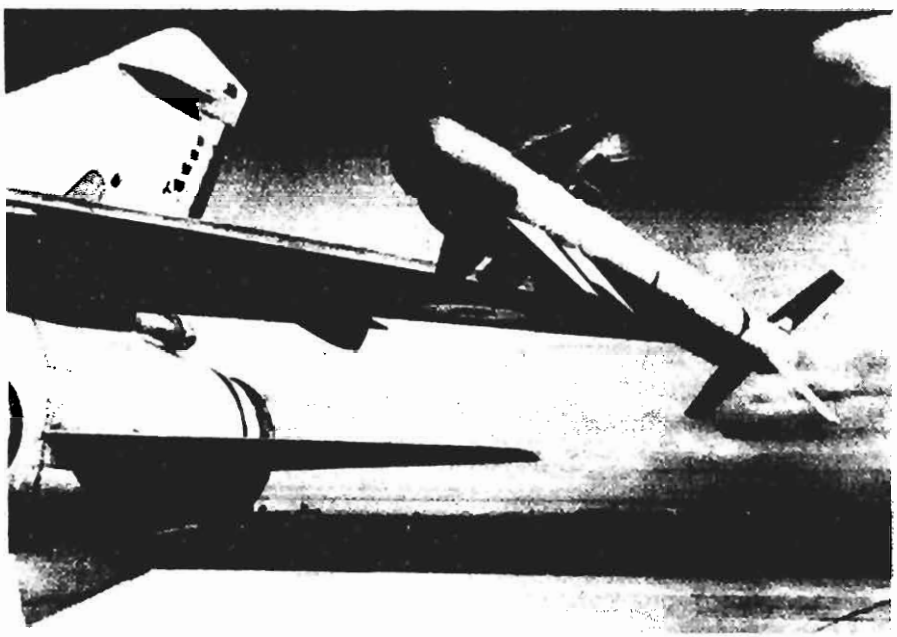
该弹现已订购340 枚，1986年开始装备法空军。

主要战术技术指标

速度	M≦4	尾翼展	875 mm
单轴过载	20g	发射重量	265 kg
攻击方式	全向	引信	无线电近炸引信
弹长	3.8m	战斗部	32 kg
弹径	263mm	总冲	214 kNs
翼展	565mm	拦射高差	10 km

（周婵娟）

魔术（Magic） R．550



R550 魔术空对空导弹外形图

概　述

玛特拉R550 “魔术”空对空导弹主要用于近距格斗，也可用于拦截。在晴朗的白天和黑夜都能使用。可装备各种类型的飞机。

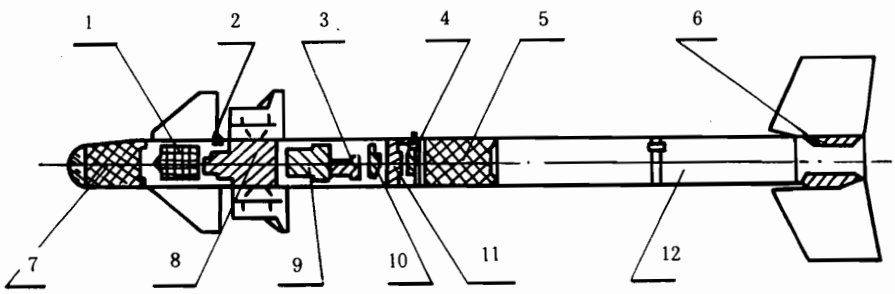
该弹是玛特拉公司根据法国空军提出的空中格斗要求，于1967年开始研制的。经过三年多的预研和设计，1970年底制出了样弹。从1972年1月开始对导弹进行各种发射试验，其中包括制导发射、模拟格斗状态下对机动目标发射以及各种使用条件下发射等试验，先后达三十多次。由于这些试验达到了预想的效果，经法国空军鉴定，于1974年9月批准投入批生产。1975年底正式装备部队使用。到1976年已交付1000枚，生产速度很快达到每月100 枚的水平。除满足法国空军、海军的装备需要外，还出口给十多个国家。

该弹能用于多种类型的飞机，并能从标准的“响尾蛇”导弹发射架上发射。装备玛特拉R550导弹的飞机有：“幻影Ⅲ”、“幻影Ⅴ”及“幻影F·1”、“十字军战士”F-8、“美洲虎”、“超军旗”和米格—21等，还将是法国空军“幻影2000”的标准武器。

主要战术技术指标

目标		M＜2.5 的飞机	弹径	157 mm
发射距离：	最小	500 m	鸭翼翼展	470 mm
	最大	低空： 2 ～3 km	弹翼翼展	660 mm
		中空： 6 km	发射重量	90 kg
		高空： 10 km	制导精度	最大脱靶量＜ 5 m
使用高度		0 ～21 km	制导方式	红外比例导引
速度		M≦ 3	引信	红外近炸引信，作用半径 8 m；触发引信
最大机动过载		35 g （单轴）	战斗部	高能炸药破片式，重 12 kg ，杀伤半径 R＜10 m
使用条件		温度＋60～－50℃		
弹长		2.748 m	动力装置	固体燃料火箭发动机

导　弹



1．仪表舱　2．剪切通气插座　3．横滚速率陀螺　4．保险执行机构　5．战斗部　6．尾部组件　7．导引头　8．舵机　9．自动驾驶仪　10．电池　11．近炸引信　12．发动机

布局与结构　导弹的气动外形为十字形双鸭式。舵面位于导弹的重心前面，从而能在很短的时间里改变导弹的弹道。此外，由于弹翼的面积大、翼展大，导弹的机动性得到了提高。在空对空导弹中采用十字形双鸭式外形的优点是：减少了舵面偏转的响应时间，此外，这种外形有一个与舵面引起的气流分离相适应的最大平衡攻角，不会因飞行控制系统出故障而使导弹侧向转动。这种饱和效应给发射飞机提供了一个非常有价值的安全系数。从而能使舵面的释放时间得以减少。这对近距拦截是一个很明显的优点。为了避免俯仰舵面的差动偏转而产生的相反的气动力矩对弹翼的干扰，弹翼固定在一个能绕弹轴自由旋转的套筒上，这时可以用一个简单的装置使横滚得到补偿。装在舵面前面的固定翼不但可以增大舵面的效应，而且由于它具有特殊的形状，还可以减少偏舵力矩。全弹分两个舱段，由卡箍连接。前舱为电子舱，后舱为战斗部和发动机舱。

动力装置　动力装置为一台法国火炸药公司的Romeo固体火箭发动机。燃烧室由钢板卷焊而成，内壁涂绝热层。药柱为七角星形内孔燃烧、外带包覆层的单级推力药柱。推进剂为掺有铝粉的聚丁二烯复合药，比冲230 秒。喷管由细颗粒石墨喷喉和耐温复合材料内扩散段组成。点火器引燃药由过氯酸钾及铝粉组成，能安全可靠地点燃主装药。喷管喉部在压力超压时可分离，使喷管面积扩大，保证发动机工作安全。工作时间1.5～2秒。

制导与控制　制导系统由红外探测器、光学系统和电子线路等部分构成的被动式红外自动导引头和陀螺仪表舱组成。红外自动导引头的红外探测器采用氮气致冷的锑化铟光敏元件，工作波段 3 ～5 微米。红外辐射能量通过整流罩、平面镜和物镜聚焦在调制盘上。通过倾斜45度角安装的两个平面反射镜改变光路，其中较大的

一个固定，另一个由力矩马达带动，可作偏航和俯仰运动。光学系统和陀螺系统由电路保证运动同步和分离。采用电动式舵机，共用三个直流电机，一个为偏航电机，驱动两个对置于同一轴上的偏航舵面。另外两个为俯仰电机，分别驱动两个独立设置的俯仰舵面，保证导弹的正确俯仰，或者使两个对置的俯仰舵面差动，修正横滚。导引头、陀螺仪和加速度计靠舵面来的信号在自动驾驶仪中综合变换，加到控制机构，以形成比例导引方式制导。

战斗部与引信 战斗部装药为浇铸的黑索金和梯恩梯混合炸药，由置于中心的点火装置引爆。战斗部为破片式，重12千克，杀伤半径约为10米。引爆系统包括红外近炸引信、触发引信、自炸线路以及保险执行机构。红外近炸引信采用硫化铅光敏元件。通过热敏电阻和无源致冷剂保证红外近炸引信工作温度的稳定性。

发展与改进

六十年代中期起，微电子技术和数字处理技术在军事上有了广泛的应用，使得空战条件日益复杂，同时，战斗机也得到了不断的改进。因此，六十年代末发展起来的 R550 “魔术” 不能满足这种空战环境的要求了，于是法国玛特拉公司在1978年开始对R550进行改进。 （肖兰慧）

魔术2(Magic 2)

魔术 2 外形图

玛特拉 R550 “魔术 2” 是 R550 “魔术” 空对空导弹的改进型。于1978年开始研制。其外形与 “魔术” R550 基本相同。弹长2.75米，弹径157 毫米，重约89千克。采用双鸭式气动布局。另外，还采用相同的连接装置、发射导轨、脱落插头、破片式战斗部和保险执行机构。因此，凡能装备 “魔术” R550 导弹的飞机都能装备 “魔术 2 ” 导弹。

该导弹主要有以下改进：

1．采用了多元红外导引头，灵敏度得到了大大的提高。多元红外探测器配有先进的数字式信号处理装置，大大提高了红外抗干扰能力，能抑制曳光诱饵信号，灵敏度比 “魔术” R550 导弹提高二十多倍。这种多元红外导引头是法国电信股份有限公司研制的。

2．采用了能抗电子干扰的电磁近炸引信，以取代 “魔术” R550 导弹的红外近炸引信。

3．采用新的 Richard 固体火箭发动机，推力增大了约百分之十。

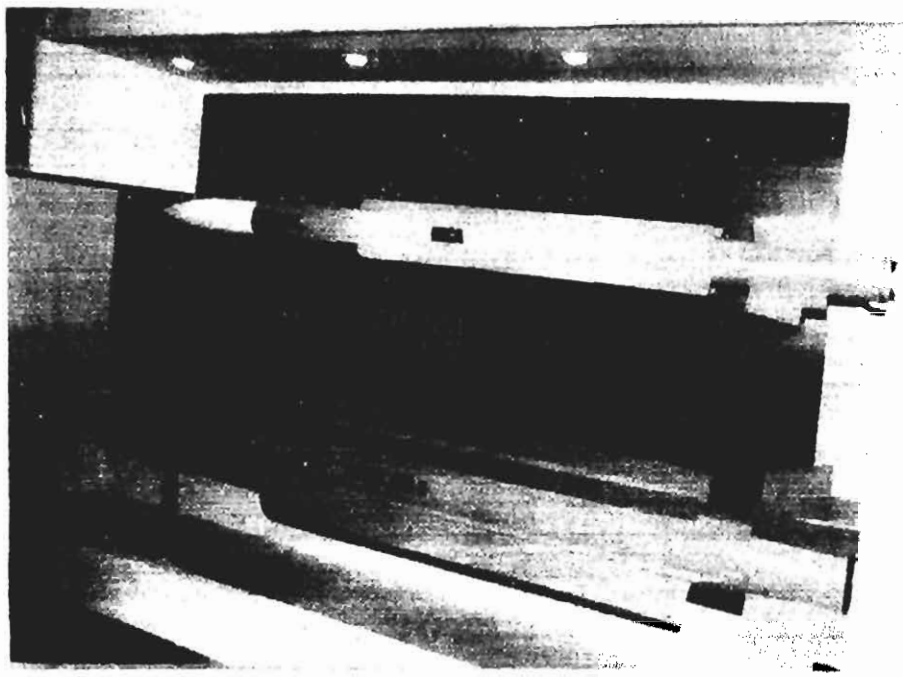
4．“魔术 2 ” 除了由载机火控系统集中控制发射外，还可自主发射。集中控制发射时，导弹受载机的火控系统控制。自主发射时，导引头利用弹上的扫描器可独立自主地搜索、探测和跟踪目标。该扫描器用一个可动的反射镜进行扫描。用这种反射镜可使扫描速度加快，并能增强对跟踪背景中的假目标的抑制能力。自主发射是 “魔术 2 ” 导弹的特有功能。当载机的火控系统出现故障或受到电子干扰时，导弹的红外导引头可以独立完成自主发射。

由于以上的改进，“魔术 2 ” 导弹的性能大大超过 “魔术” R550 ，并具有全向攻击能力。它将成为九十年代近距格斗导弹的主要竞争者。单枚价格估计为8.7 万美元。

“魔术 2 ” 导弹从1983年 5 月在巴黎博览会上露面以来，进行了一系列鉴定试验。1985年初具作战能力。

估计从1986年开始进行小批量生产。 （周婵娟）

麦卡(MICA)



“麦卡”导弹外形图

概　述

法国玛特拉公司于1981年开始为九十年代研制新的空对空导弹——“麦卡”导弹。该弹是法国下一代近距格斗和中距拦射空对空导弹。

1981年末，玛特拉公司得到了研制“麦卡”导弹的第一批资金，决定用“麦卡”导弹与“先进中距空对空导弹”AMRAAM和“先进近距空对空导弹”ASRAAM进行竞争。为了使导弹既能近距格斗又能中距拦射，玛特拉公司决定采用一个导弹装可互换导引头的方案：被动红外导引头用于近距格斗，主动雷达导引头用于中距拦射。1981年进行方案论证，并开始研究。1982－1983年对最初的原型样弹进行研究。1983年10月对燃气偏转装置进行试验。1985年开始研制。计划将在1993年进行批量生产，装备法国的“幻影2000”飞机。批量生产的“麦卡”空对空导弹的单价估计为13.5万美元（1985财年美元值）。

“麦卡”导弹使用玛特拉公司自行设计的一种弹体。据称该导弹的性能可与美国的“先进中距空对空导弹”相比，并能与其互换使用。“麦卡”导弹的导引头还可装在R550“魔术”导弹上使用。

主要战术技术指标

射程	50～60 km	最大发射距离	55 km
速度	超音速	最大机动过载	35 g
最小发射距离	500 m	发射方式	从翼尖或吊舱架进行导轨发射

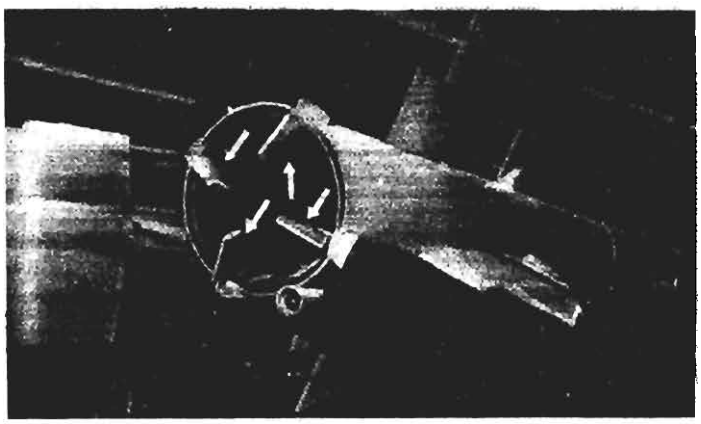
弹长	3.10m	引信	近炸引信
弹径	320mm	战斗部	高能炸药战斗部
翼展	610mm	动力装置	固体燃料火箭发动机
弹重	110kg		

导　弹

布局与结构　“麦卡”导弹的气动外形为正常式，弹翼狭长，呈十字形配置。采用燃气偏转装置和十字形配置的舵面气动控制。该导弹在发射后的头几秒内，采用推力矢量控制，导弹达到一定的超音速后，为了进一步增加导弹的机动性，采用空气动力控制系统。

动力装置　采用固体火箭发动机，由欧洲动力装置公司研制和制造。

制导与控制　近距格斗用被动红外导引头，可能是一个红外成像焦平面阵列/ 电荷耦合器件。在近距格斗时，红外导引头在发射前就跟踪目标。



“麦卡”导弹的燃气偏转装置

主动雷达型将采用捷联式惯性系统和主动雷达制导。制导系统的天线安装在万向支架上，采用陶瓷天线罩。主动雷达型导弹在初始阶段采用惯性制导，在末段采用主动雷达制导。该弹采用汤姆逊—CSF公司的ADAMC主动雷达导引头，在发射前就能跟踪目标。捷联惯导加上末段主动雷达制导，作用距离约为25km。捷联惯导加中段修正再加上末段主动雷达制导，作用距离约为50km。据称“麦卡”导弹比AMRAAM有更好的近距格斗能力。由于采用推力矢量控制，在飞行弹道的初始阶段，“麦卡”导弹的雷达型和红外型的机动能力都超过50g。

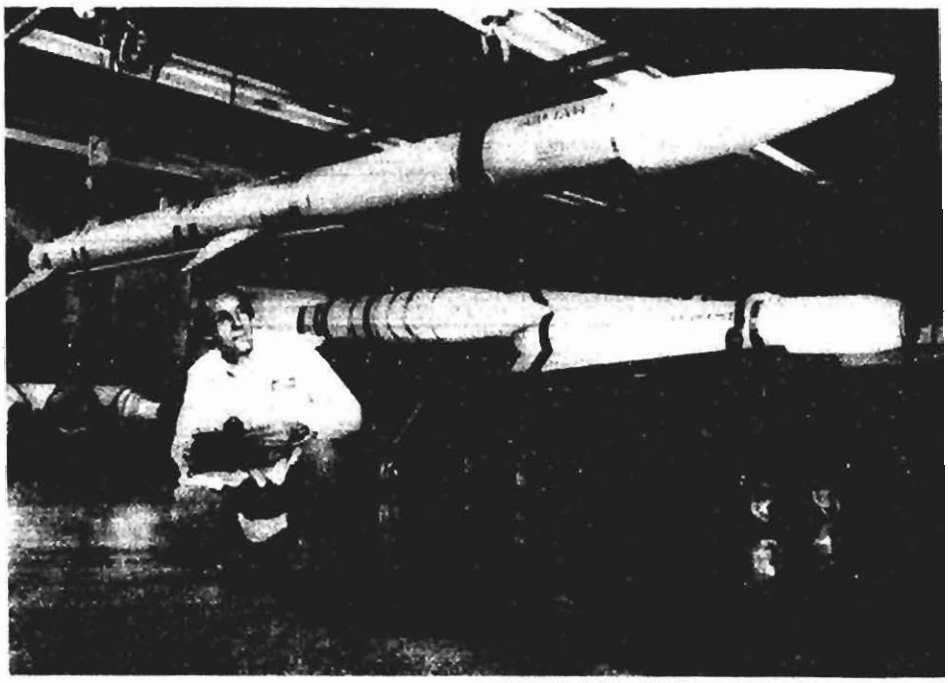
战斗部和引信　采用高能炸药战斗部，触发和近炸引信系统。

“麦卡”导弹将是九十年代与“先进中距空对空导弹”和“先进近距空对空导弹”的竞争对手。除空对空型外，还在研究它的地对空型。　（杨歧霞）

先进中距空对空导弹(AMRAAM) AIM-120

概　述

“先进中距空对空导弹”由美国空、海军联合研制，采用主动雷达末制导，是“麻雀”空对空导弹的后继弹。



AIM-120 挂在F - 14飞机上

1975年11月，美国空军、海军和海军陆战队组织了一些有经验的专业人员、飞行员和地勤人员，对未来三十年内的空中威胁和主要空战任务进行了十三个月的研究、论证和分析，明确了1985－2005年间世界范围内的主要空中威胁；根据先进战斗机和巡航导弹具有低空入侵的特点，根据电子干扰和现有工艺水平，确定了对未来空对空导弹的作战要求。论证小组认为主要威胁来自5.6 －74千米以内的攻击，建议发展一种先进中距空对空导弹。

美国空、海军在1977年成立了联合工程办公室，并于1977财年筹备研究、发展、试验与鉴定经费。空、海军联合提出发展任务，由美空军武器发展试验中心负责管理，海军航空系统司令部负责研制单脉冲导引头。

拟装备的飞机有：美空、海军的F－15、F－16、F－14和F－18，英国的F－4 K和“超鹞”式垂直起落飞机，联邦德国的F－4 F，跨国公司的“狂风”飞机和北约国家的其它空中防卫和空中优势战斗机等。

特许生产国有英国、联邦德国等。

预计美空、海军共订购24504枚，对外销售数千枚，特许生产数千枚。

估计单价为50万至80万美元。

主要战术技术指标

目标	八十年代已有的和九十年代可能出现的战斗机、战斗轰炸机及巡航导弹	攻击方式	拦射
		使用条件	全天候
射程	最小 800 m	弹长	3.65m
	最大 80km	弹径	178mm
使用高度	20km	翼展：弹翼	526mm
速度	M= 4	舵翼	627mm
最大机动过载	50g	弹重	152kg

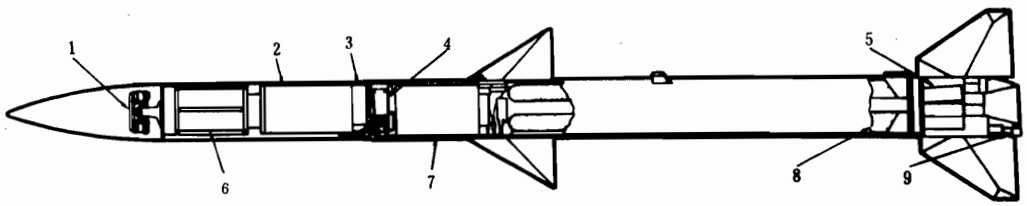
制导	惯导或指令惯导＋主动末制导	战斗部	高能炸药预制破片定向战斗部，重23公斤
引信	多卜勒主动近炸引信	动力装置	双推力固体燃料火箭发动机

导　弹

布局与结构　正常式布局，弹翼在弹体中部。弹翼比较小，以确保低速飞行时的机动性。尾部有四个三角形控制舵，由电池供电的电动舵机驱动。

弹体前部为导引头、电子舱、捷联式惯性参考装置、主动近炸引信、战斗部；弹体后部为发动机。除了发动机外，大功率发射/ 接收机、导引装置、姿态控制装置、引信保险和解除保险机构、控制舱伺服机构等都统一在一个电气系统里。

弹体外壳采用不锈钢材料，以适应高速气流引起的气动加热和大过载要求。



AIM-120 结构图

1．天线　2．电子设备　3．惯性参考装置　4．目标探测器　5．执行机构　6．电池组/ 发射机　7．战斗部　8．火箭发动机　9．数据传输装置

动力装置　少烟高冲量助推/ 巡航双推力固体火箭发动机，使导弹具有较高的速度和较远的射程，并能改善末段弹道的机动能力。

制导与控制　制导舱包括天线、射频信号处理机、发射机和电池组、电子设备组件、惯性参考装置、目标探测装置等。

主动雷达导引头用的是I / J 波段，对5平方米的目标的跟踪距离为18千米。天线为直径114 毫米的平板阵列微波天线，装在万向支架上。雷达发射机的平均功率为300瓦，全固态化，使用X波段的腔体功率合成器。

射频处理机由十块密封微波集成电路板组成。每块尺寸为38×16毫米，是一种以氧化铝为基片的薄膜混合集成电路，由场效应晶体管、PIN二极管和连接器构成。

电子设备组件由高频头、微波组件、模数转换器、数字电路、数字处理机等组成。多功能微处理机将导航、自动驾驶仪、数据传输、弹载雷达、引爆、导弹控制程序和自检测的数据处理汇合在一个数据处理机中。导弹的控制程序由数据处理机中的软件提供，它装有64 K可编程只读存贮器。软件是用汇编语言编写的几个模块，用来启动并控制导弹飞行、选择雷达工作方式和从中段制导转换到末段制导。

惯性参考装置位于电子组件后面，包括陀螺仪和加速度计，用来在从发射到中段飞行中根据机载雷达测得的目标数据修正指令。

探测、发射与控制

探测　导弹发射前，由载机火控雷达探测、跟踪目标，提供目标数据。以F - 18及其边跟踪边扫描雷达APG-65为例，该雷达可按距离和接近速度选定十个优选目标储存起来，并将其中的八个显示在雷达显示器上。目标选定以后，就把目标位置参数自动传输给弹上的惯性参考装置。直到发射的瞬间，载机和导弹共用一个指令惯导基准。

发射　发射方式有三种：无干扰发射；机载雷达跟踪干扰源发射；目视截获发射。

导引头结构图

A．射频信号处理器　B．平板天线　C．波导
D．天线万向支架　E．速率陀螺　F．平衡块

该弹既可半埋弹射，也可轨式发射。可用“麻雀”导弹使用的F－4、F－14、F－16、F－18等飞机上的Aero7 A、CAU-106弹射滑轨，还可用“狂风”飞机使用的“天空闪光”导弹的弹射发射架。

作战使用

该弹有三种发射方式、三种中制导方式和三种末制导方式，这样即可组成二十多种不同的作战使用方式。高度的使用灵活性可以有效地对付对方的电子对抗。

三种中制导方式为：指令惯性制导、惯性制导和跟踪干扰源。

指令惯性制导时，机载雷达给微处理机提供目标坐标，由惯性参考装置和微处理机利用机载雷达提供的目标信息进行制导。载机给导弹传输制导信号和目标的修正坐标。

惯性制导时，导弹不需机载雷达发送修正信号，只依靠导弹制导系统进行制导。

末制导的三种制导方式为：高脉冲重复频率主动雷达制导、中脉冲重复频率主动雷达制导和跟踪干扰源。

上视攻击时，自动选用高脉冲重复频率主动雷达制导，以实施远距搜索目标。

下视攻击时，自动选用中脉冲重复频率主动雷达制导，以利于抗地杂波干扰、截获和锁定目标。

在某种情况下，经过计算，可以不用中段惯性制导时，便自动转入末段主动雷达制导。

工作过程

1、预发射阶段　机载雷达截获并跟踪目标，机载计算机计算允许发射区，将信息显示给飞行员；

2、发射阶段　飞行员把目标及载机的惯性基准数据馈给导弹计算机，以提供必要的初始信息；

3、导弹离开载机；

4、按发射前载机电子设备提供的惯性数据完成惯性中制导。存储在导弹计算机中的制导规律将导弹引向计算出来的空间点，在这点上，导弹转入主动制导方式。载机电子设备将转入主动方式的开始时间通知飞行员，并继续用雷达跟踪目标，直到导弹到达该点；

5、在所计算的点上，导引头发射机接通，探测到目标，即进入末制导阶段，导弹自主完成截击任务。

系统特点

1、发射后不管　在指令惯导阶段，机载雷达只向导弹传送一定的修正指令，不要求机载雷达连续跟踪目标。在自主惯导和主动段，不需机载雷达照射目标和给导弹传输信号。

2、多目标攻击　主动雷达导引头能边扫描边跟踪，具有多目标区分能力，多目标攻击时，后一枚导弹不会攻击已被前一枚导弹瞄准跟踪了的目标。

3、低空大过载　能攻击过载达11 g的机动目标。

4、脱靶量小　由于采取了多种措施，如末段机动、对角闪烁或回波起伏进行补偿、快速响应和瞄准误差补偿等，导弹的脱靶量能达到红外制导的精度。

5、抗干扰能力强　制导和控制全数字化，使导弹抑制杂波和抗干扰能力大大提高。当电子干扰超过导弹抗干扰能力时，选用跟踪干扰源的工作方式。

发展与改进

1979年初至1981年底为该导弹验证阶段。在此阶段，美国休斯公司和雷锡恩公司进行了为期33个月的设计竞争，经设计评定试验后，采纳了休斯公司的设计方案。

1981年底至1986年为全面研制阶段。1981年12月确定休斯公司为第一承包商，1982年7月，又选定雷锡恩公司为第二承包商。

1981年2月从F-16上进行了第一次无导引头发射试验，1982年末进行了第六次（亦即最后一次样弹）试验。1984年进行了初步的使用性试验与鉴定。1984财年开始小批生产。同年8月从F-16上发射了第一枚全尺寸原型弹。1985年开始试生产。计划1987年末低速生产，初步交付。预计1988年中期研制工作结束，1989年中期达到初步作战能力。

自1984年以来，该弹在设计试制中曾出现了一些技术问题，使进度一再拖延，并反复修改了计划。

美空、海军正在研究把该弹改成舰对空导弹Samraam，地面发射型也正在研究之中。有报道说，预计1990年将出现用末段被动制导代替主动雷达制导的AIM-120B导弹。到九十年代中期将改进成AIM-120C。反辐射型也正在考虑之中。（姜继庆）

先进近距空对空导弹(ASRAAM) AIM-132

ASRAAM导弹挂在F-16飞机上

概　述

“先进近距空对空导弹”是应北大西洋公约各国空军的要求而研制的，打算用作目前正在使用的“响尾蛇”AIM-9L/M的后继弹，以保持在全天候近距空战中的制空权。1980年8月，英国、联邦德国和美国（法国为观察员身份）政府签订了一项谅解备忘录，由美国负责研制“先进中距空对空导弹”，欧洲各国（由

英国和联邦德国政府牵头）负责研制“先进近距空对空导弹”。英国和联邦德国分别选中了航空航天公司（BAe）和博登湖仪器技术公司Bodensee Gerätwerk，组成了BBG联合公司负责这项计划的组织实施，航空航天公司和博登湖公司为这项计划的主承包商。这两个公司已经进行了预可行性研究与可行性研究两个阶段，前者于1981年末结束，后者在1983年底完成。1985年4月开始了为期两年的方案设计阶段。

在方案设计阶段，BBG联合公司负责系统的设计和计划管理工作，硬件的研制都分包了出去。这个阶段的经费由三个国家负担：英国负担百分之四十五（3000万英镑），联邦德国负担百分之四十五（10400万联邦德国马克），挪威负担百分之十（4000万挪威克郎）。

开始时此弹的单价约为20万美元（1985财年），进入批量生产后当降到13.8万美元左右。

主要战术技术指标

发射距离：最小	1000m	弹重	70kg
最大	10km	制导方式	红外成像制导
速度	高超音速	战斗部	冲击波破片式，高能炸药
弹长	2.730m	引信	激光近炸引信和触发引信
弹径	168mm	动力装置	双级固体燃料火箭发动机，燃烧时间约15s
翼展	200mm		

导　弹

布局与结构　“先进近距空对空导弹”是一种无翼、无鸭式舵导弹，只在尾部同心安装有四片方向稳定小翼片。在飞行中靠弹体产生升力。此弹的弹体较“响尾蛇”略短，弹径略粗。由于采用了大规模及超大规模集成电路电子部件，所以重量较轻，弹体可以承受很大的过载。

动力装置　采用双级固体燃料火箭发动机，燃烧时间约15秒，可以满足高速和灵活性的要求。发动机的第一级，提供脱离发射架的初始加速度；第二级使导弹在整个飞行过程中保持高速度和灵活性。

制导与控制　该弹采用红外制导，它的探测器是一个成像凝视焦平面列阵，用电荷耦合器件（CCD）作信号处理。探测器材料为8～14微米波段的碲镉汞（HgCdTe），两维列阵由64×64个探测器组成，1985年可达256×256，1987年则可达到1024×1024个。这些探测器都集成在一块硅片上，硅片的另一面是同等数量的CCD器件。由于这种导引头的总瞬时视场很大，抓住目标后即不会再丢失；由于它采用电扫描法扫描场景，对于大机动性的目标也不存在跟踪角速度的问题，从而提高了格斗性能；由于此导引头利用的是目标与环境的热对比而不是光强，所以灵敏度大大提高，探测距离可望达5千米。由于凝视导引头可探测飞机蒙皮辐射，所以导弹可以进行全向攻击。由于这种成像技术分辨率很高，显示出的是目标图像，可有选择性地向目标的某一点导引，所以导引精度很高。因此有人设想这种导弹战斗部可以很小，甚至不用战斗部只靠很大的动能即可摧毁目标。整个弹就是一块“致命砖”。导引头工作波段能透过云雾、烟尘，可提高其全天候作战能力。

该导弹还有第二个独立的制导舱段，这就是捷联式惯导舱。它是一个捷联式挠性陀螺系统，或者是一个环形激光陀螺系统，其任务是完成导弹的初始段导航。当导弹飞到红外成像导引头的截获距离时，它的工作即由红外自动导引系统接替。有了这个系统就可大大增加导弹的最大发射距离，在前半球攻击时载机可以及时脱离，导弹也有较长的制导修正时间，保证能有先发现先发射的能力。

控制执行元件就是后面的四个小燃气舵。在初始制导阶段，它们执行惯导舱的指令；在末制导段，它们执行红外成像导引头的指令，按指令信号偏转喷气流，从而实现推力矢量控制。

三轴稳定的导引头位标器可有多种目标捕获方式：位标器可从动于机载雷达；可与头盔瞄准具连用；也可用目视攻击方式。一般情况下，导弹在发射前就跟踪并锁定目标；在目标处于导弹位标器视场以外时，还可用发射后锁定目标的方法；还可把导弹位标器的宽角搜索图像在座舱中显示出来，告诉驾驶员在位标器扫描区域内出现目标。对于设有机载雷达的飞机，这是一种很有用的功能。

战斗部与引信　此弹的战斗部为高能装药冲击波破片式，装有激光近炸引信和触发引信。还在考虑装自适

应引信。英国的航空航天公司正在探讨使用一个极小的战斗部或者根本就不用战斗部只靠动能来杀伤目标的问题。

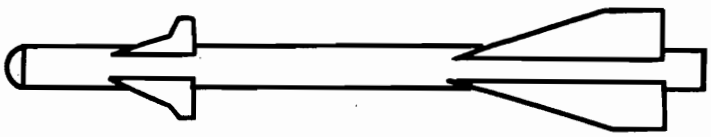
发射系统 此弹可挂在“响尾蛇”或“魔术”导弹的发射架上。它配有一种能进行数字/模拟转换的辅助装置，可挂在装有MIL-STD-1553B数据总线的任何飞机上。

与“先进中距空对空导弹”（AMRAAM）的共用发射架也在研究中。

预计到1987年可制造出试验性导弹，八十年代末进行飞行试验，九十年代初装备部队。

“先进近距空对空导弹”还有一个技术难题尚待解决：这就是由于目标前部的红外辐射同地面背景红外辐射的特征差不多，因此，导引头越灵敏，接收的假目标信号就越多，从而严重地影响了它的下视下射能力。目前有许多美、英红外器件厂商正在设法解决这一问题。 （田振华）

毒蛇(Viper)



“毒蛇”空对空导弹外形图

概 述

联邦德国博登湖公司和道尼尔公司在七十年代初共同研制了一种红外制导的空对空格斗导弹。曾在巴黎航空展览会上展出了该弹的全尺寸实物模型。该弹具有大的细长三角形弹翼，装在离重心不远的弹体上，弹上还装有先进的被动红外近炸引信。为该弹研制的固体火箭发动机比“响尾蛇”导弹的发动机燃烧时间增加一倍。改进了探测和跟踪目标的能力，在一定条件下，其红外目标探测器在发射前，就能发现目标。载机可利用红外探测装置截获目标，在导弹发射前，导弹可以锁定在±15°角范围内的目标，载机使“毒蛇”导弹的红外导引头正确对准选定的目标方向。其导引头装有致冷装置。1974年，由于美国的近距格斗空对空导弹“响尾蛇”AIM-9L研制成功，联邦德国被特许（除激光引信外）生产，因而停止了该弹的研制。 （陈文藻）

麻雀I (Sparrow I) AIM-7A

概 述

“麻雀”系列导弹是美国研制的雷达制导中距空对空导弹。

该系列的研制工作始于1946年，至今共发展了十个型号。由“麻雀”系列空对空导弹还派生了许多地对空和舰对空导弹。英国的“天空闪光”和意大利的“阿斯派德”导弹也都是在“麻雀”AIM-7E的基础上研制的。

“麻雀”AIM-7A是美国海军使用的雷达驾束式空对空导弹，用于对付M≧1的轰炸机。

二次大战结束前后，美国就有许多公司先后竞相开展空对空导弹的研究。美国航空局导弹部通过反复研究、论证，认为雷达制导方式是一种方向，因此提出了在现有的技术基础上，即采用“云雀”地对空导弹的某

些技术，研制一种适用的空对空导弹。鉴于斯伯利陀螺仪公司有独到的技术建议以及该公司在制造航空电子仪器和精密机械方面有系统的经验，海军航空局与该公司签订了合同。1946年5月，斯伯利公司新设立一个特种武器部开始导弹的研制工作。代号为AAM-N-2，1962年按统一命名体制定为AIM-7 A。

斯伯利公司负责制导和控制系统，道格拉斯公司负责弹体结构。

1955年该弹进入舰队服役，1956年停止使用，共生产了200 枚。用于生产第一批“麻雀Ⅰ”导弹的研究和发展费用约为三千万美元，设计时间将近六年。

“麻雀” AIM-7 A导弹

主要战术技术指标

目标	M≧1 的轰炸机	弹径	203.2mm
最大射程	8 km	翼展	700mm
速度	M=2.8	弹重	148 kg
攻击方式	尾追攻击	制导	惯性＋雷达驾束制导
使用条件	全天候	动力装置	固体火箭发动机
弹长	3.80m		

导　弹

布局与结构　该导弹采用旋翼式气动布局。弹身细长，头部呈尖锥形，弹体为圆柱形。四片固定式三角形安定面嵌装在尾部槽内，四片全动式三角形旋转弹翼装在弹体中部，与安定面成十字形配置。两对旋转弹翼中，有一对可差动偏转，用以控制导弹在飞行中的横向滚动。

导弹由三个主要部分组成：弹头、制导和控制舱及发动机。三部分彼此用螺钉连接。保险和解除保险机构、引信和战斗部装在弹头部分。制导和控制舱装有自动驾驶仪、加速度计、天线、接收机、计算装置和伺服机构。电源装在旋转弹翼伺服机构后面。

弹体和内部结构以铝合金和镁合金制造，有的是冲压件，有的是铸件。

制导与控制　制导和控制系统是为导弹提供飞行弹道控制，从而保证截击机动目标的系统部件。初始飞行弹道由惯性元件（加速度计和陀螺仪）控制；末段飞行弹道由波束信号控制，使导弹沿雷达的波束等强线飞向目标。

制导和控制系统的主要部件有：多轴陀螺仪和加速度计；天线和接收机；导弹计算电路，用以形成信号，使导弹能准确而稳定地沿着波束飞行；伺服机构，按飞行机动性的要求操纵旋转弹翼。

发射后的最初一秒钟，导弹由自动驾驶仪操纵飞行。进入导引波束后，自动驾驶仪与随动系统断开，导弹沿波束飞行。当导弹偏离波束的等强信号线时，天线和接收机接收到导引波束信号，由计算机算出导弹相对等强信号线的偏离量，通过伺服机构使全动弹翼偏转，使导弹返回等强信号线，飞向目标。

探测与使用 导弹完全依靠载机的机载设备搜索和跟踪目标。发射前，飞行员先用机载雷达搜索目标。当在荧光屏上发现目标后，用光学瞄准具跟踪目标，或用机载雷达套住目标。发射后，机载雷达仍需照射目标，使导弹沿着雷达波束飞向目标，直到击中目标为止。

该导弹原是为双座战斗机F－3D设计的，机载雷达为APQ-36。后因此双座战斗机计划被取消，机载雷达改为APQ-51。

发展与改进

1946年5月开始研制，1947年3月斯伯利公司提出了三点导引法单波束系统，5月签订合同，7月正式命名为“麻雀Ⅰ”。1948年8月进行第一次无动力飞行，1951年开始生产，1955年开始服役，1956年停止使用。

缺点及改进 该导弹必须始终保持在载机和目标之间的视线上，即使目标直线飞行，导弹也必须连续机动，因此弹道弯曲，特别是在接近目标时需作急剧的修正机动，导弹愈接近目标，线偏差愈大，导引精度愈差；在导弹飞行的全过程中，机载雷达必须不断地指向目标，限制了载机的机动性；导弹只能尾追攻击。

鉴于上述缺点以及当时已出现了升限在18千米以上的中程超音速轰炸机，还有可带大量电子对抗设备的远程轰炸机和歼击轰炸机，美海军航空局在该导弹刚投产时，又开始着手探讨另一种自寻的导引方式的空对空导弹。

（姜继庆）

麻雀Ⅱ(SparrowⅡ) AIM-7B

“麻雀Ⅱ”导弹线条图

概 述

“麻雀Ⅱ”AIM-7B是美国研制的主动式雷达制导空对空导弹。

在AIM-7A进入生产高潮时，美海军航空局提出了两种自寻的方案，其中之一就是主动式雷达导引，当时的代号为AAM-N-3，1962年命名为AIM-7B。1951年由道格拉斯飞机公司负责研制。在完成了试验性的研究工作后于1953年放弃了该方案。该弹一共生产了100枚。

主要战术技术指标

射程	12km	翼展	1000mm
速度	M=2.8	弹重	160kg
弹长	3.66m	制导	主动雷达制导
弹径	203.2mm		

导　弹

布局与结构　头部呈尖锥形，旋转弹翼为梯形，其它与“麻雀Ⅰ”相同。

制导与控制　自动寻的系统主要由发射机、接收机、天线、计算装置及控制信号形成装置等组成。导弹用自身的发射机不断照射目标，从目标返回的信号由弹内接收机接收，经处理后产生控制信号。控制信号一方面用于使天线对准目标，实现对目标的自动跟踪，另一方面还通过自动驾驶仪加到舵机上，操纵旋转弹翼，使导弹飞向目标。

优缺点与改进　主要优点是载机发射导弹后可立即机动。最大缺点是由于当时技术水平的限制，大功率发射机体积太大，无法将其装入小小的导引头内。该弹由于发射机功率小，故作用距离太近。　（姜继庆）

麻雀Ⅲ (Sparrow Ⅲ) AIM-7C

“麻雀Ⅲ”导弹

概　述

“麻雀Ⅲ”AIM-7C是美国的全天候全向攻击的半主动连续波雷达制导的空对空导弹。

五十年代初，轰炸机的速度已大大提高，并装备了大量的电子干扰设备，增强了自卫能力。此外，还面临着要对付速度和性能都有了极大提高的歼击机，进行远距攻击成了突出需要。雷锡恩公司根据其在雷达寻的系统方面的研究结果，于1951年提出了“麻雀Ⅲ”方案。经过与斯伯利公司和道格拉斯公司的竞争，与海军签订了合同，成为主承包商。导弹在当时的代号为AAM-N-6，1962年命名为AIM-7C。

该弹装备的载机为F-3H-2（即后来的F-3B），机载雷达为APQ-51脉冲雷达。该弹一共生产了2000枚。于1959年停止生产。

主要战术技术指标

射程	13km	弹径	203.2mm
速度	M=2.5～3	翼展	1020mm
攻击方式	拦射、尾追	弹重	173kg
使用条件	全天候	制导	半主动连续波雷达制导
弹长	3.66m	动力装置	1.8KS 7800 型固体火箭发动机

推力31.36 kN

导　弹

该弹外型与AIM-7 A相似，仅头部呈尖卵形，旋转弹翼呈直角梯形。

为了提高导弹性能，雷锡恩公司采用了一些先进元部件，如：体积小、测量精度高的半浮式测速陀螺和速度传感器；体积小、重量轻的电液放大器；运动灵活、耗油量少的液压阀；利用速率陀螺作为阻尼的加速度反馈自动驾驶仪等。这些元部件中有不少一直沿用在各个改进型的“麻雀”导弹上。

该弹采用比例导引法，导引精度高。

发展与改进

该弹于1953年开始飞行试验和试生产。共进行了200 多次发射试验。经过不断改进，于1958年 1 月开始交付，同年 8 月装备部队。

由于采用半主动连续波制导方式，该弹低空性能较好，但机载雷达为脉冲型，无速度鉴别力，故整个武器系统的低空性能不协调。弹上电子线路复杂，都采用电子管，显得大而重。其改进型为“麻雀ⅢA”。

（姜继庆）

麻雀ⅢA(SparrowⅢA)AIM-7D

“麻雀ⅢA”导弹

概　述

“麻雀ⅢA”AIM-7D是在AIM-7C 基础上改进的，是可超音速发射的半主动连续波制导的空对空导弹。

五十年代末至六十年代初，美国海军开始装备新型舰载歼击机F-4B，空军也换装F-4C，机载雷达为X波段的脉冲雷达APQ-72。为适应装备新型飞机的需要，雷锡恩公司将“麻雀Ⅲ”稍加改进后即为“麻雀ⅢA”，当时代号为AAM-N-6A。1962年命名为AIM-7D。该弹于1961年装备部队，1964年停止实战使用和生产，只作训练弹用。共生产7500枚。先后装备了F-3B、F-4B、F-8U等。

主要战术技术指标

寸程	15km	发射重量	178kg
吏用高度	15km	制导	半主动连续波雷达制导
速度	M＝2.5 ～ 3	引信	多卜勒雷达近炸引信（信号由导引头提供）和触发引信
攻击方式	拦射、尾追		
吏用条件	全天候	战斗部	预制破片杀伤式，杀伤半径为12～15m
单长	3.7 m	动力装置	Mark 6 Mod 3单级固体火箭发动机
单径	203.2 mm		推力34.3kN
翼展	1018.46 mm		

导　弹

布局与结构　外形与AIM-7C相似。弹体呈圆筒形，头部呈双曲线外形，尾段呈截锥形。弹翼的平面形状为后掠梯形，安定面为后掠三角形。翼型均为菱形。

全弹分为五个舱：导引头舱、控制舱、舵机舱、战斗部、引信以及保险和解除保险机构舱、发动机舱。各舱为独立的整体、相互之间采用可卸式连接。

动力装置　单级固体火箭发动机，由燃烧室、装药、点火系统、尾喷管等组成。燃烧室为整体薄壁式，内装复合药。装药形式为套管型，有三个燃烧面，成增面燃烧。

制导与控制　制导与控制系统包括导引头、飞行控制系统和液压舵机系统。

导引头由天线罩、头部和尾部天线、接收机、速度跟踪电路、角跟踪电路、制导信号形成电路及近炸引信信号形成电路等组成，主要用来测量目标视线转动角速度、导弹—目标间距和距离变化率，以形成制导信号，并向近炸引信提供距离及保险解除和引爆信号。

导引头采用连续波体制和编码调制，并按速度选择目标，因此消极干扰和地面回波干扰都通不过速度门，提高了抗干扰性能。

飞行控制系统包括自动驾驶仪电子线路和电源。自动驾驶仪电子线路由Ⅰ、Ⅱ通道和横滚通道组成。它们按照既定的程序形成控制信号，控制弹体滚动角速度，并利用速率陀螺和加速度计对弹体进行阻尼，提高了导弹控制质量。

液压舵机系统主要包括液压舵机、液压能源、传动机构及其附件等。此系统按照飞行控制舱来的控制信号操纵弹翼偏转。

战斗部与引信　战斗部为预制破片式，重约30千克，外观呈圆柱形，其预制破片在一定的空间范围形成连续的杀伤环带。

探测、发射与控制

探测、跟踪与发射　以挂装此弹的F-4B飞机为例，飞机采用的Aero-1A机载导弹火控系统由脉冲雷达AN/APQ72和连续波雷达AN/APA-157、红外搜索跟踪装置R-1137/AAA4、截击计算机和CP506/APA-157及飞行数据计算机等组成。

发射装置　发射装置包括发射架和发射电路。导弹通过发射装置对称配置于机身和（或）机翼两侧。由发射电路控制对导弹的正常发射和应急发射。

控制系统　采用大功率机载雷达和目标截击计算机搜索捕获目标，提供目标位置及其运动参数，并计算出攻击瞄准和发射导弹的信号，通过机上的综合显示器显示计算机送来的信号，使飞行员能通过显示的信息了解载机和目标之间的相对位置、相对运动、发射导弹的瞄准误差和发射范围。机上计算机还向导引头天线装入初始前置角，向自动驾驶仪提供初始航向修正信号以保证前置发射。为增强火控系统的抗干扰能力，机载雷达在搜索跟踪目标时用脉冲体制，对导弹制导时用连续波体制。如从尾后攻击目标，脉冲雷达受到干扰时，可用红

外探测器与连续波雷达交联使用。

作战使用

载机携弹起飞进入战区后，一旦载机雷达发现并跟踪目标，就开始进行导弹的发射准备。首先由载机向导弹供电，然后由飞行员选择单发或齐射发射方式。这时机载火控系统对所选定的导弹进行射前电路检查，由连续波雷达产生一个假信号，使弹上接收机本振的速调管调谐，以与机载雷达的工作频率同步；根据不同的攻击方式，通过目标截击计算机计算出攻击瞄准和发射导弹的数据；选择相应的多卜勒频率范围；按下发射按钮，发射导弹。

导弹发射后，头部天线不断接收由载机连续波雷达发射的经由目标反射回来的反射波，尾部天线不断接收载机连续波雷达直接照射的直射波，导引头即利用圆锥扫描所获得的目标偏差信号，对被攻击目标进行连续跟踪，利用多卜勒效应对目标实行速度跟踪，并形成控制信号输给自动驾驶仪，控制导弹按所选导引规律飞向目标；利用导弹—目标间距的变化，在一定距离上解除引信的距离保险，使引信处于工作状态；当导弹与目标接近至预定距离时形成引爆信号引爆战斗部；若导弹直接命中目标，则由触发引信引爆。

系统特点和改进

该弹具有全天候作战能力；可拦射攻击目标；具有一定的抗干扰能力；可根据不同的作战环境，自动或半自动地转换工作状态。缺点是体积大、笨重，所需机上设备也较为复杂。为了提高该弹的性能，适应远距离迎头攻击的需要，六十年代初将其改进为“麻雀ⅢB”。（姜继庆）

麻雀ⅢB(SparrowⅢB)AIM-7E

“麻雀”AIM-7E导弹

概　述

AIM-7E是在AIM-7D基础上加大了射程的半主动雷达制导中距空对空导弹。

随着现代飞机速度的提高，要求装备这些飞机的空对空导弹必须具有迎头攻击能力，具有更大的速度、更远的射程。鉴于“麻雀ⅢA”不能适应这些要求，美国海军提出了改进的要求，其条件是：为保证F-4B的作

战性能，不允许导弹的长度和重量有很大的变化，也不准改变载机的气动外形和增加更多的机上设备。

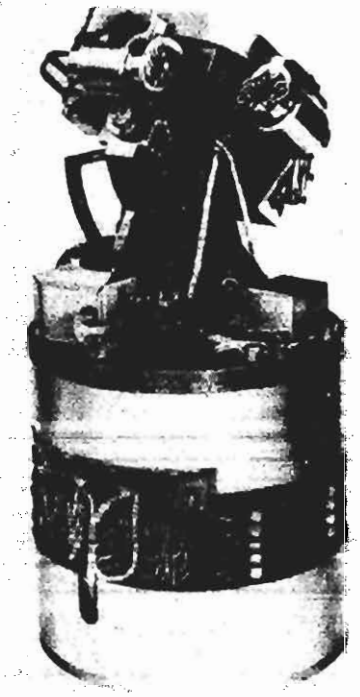
雷锡恩公司根据其要求于1962年设计了新的中距空对空导弹，即“麻雀Ⅲ$_B$”，当时代号为AAM-N-6B，同年命名为AIM-7E。

该弹于1963年1月开始生产，1964年装备部队，在越南战场上取代了“麻雀Ⅲ$_A$”。载机有F-4B、F-4J以及意大利、加拿大、日本等国的战斗机。共生产了2000枚。1972年停产。

每枚单价约为8.4万美元。

主要战术技术指标

目标	机动能力不大于3g的轰炸机、歼击机	翼展	1010mm
射程	26km	发射重量	204kg
使用高度	18km	制导	半主动连续波雷达制导
速度	M＝3	引信	MK 5·35型半主动无线电近炸引信和触发引信
攻击方式	拦射、尾追		
使用条件	全天候	战斗部	连续杆式 重约29.5kg
弹长	3.65m	动力装置	Mk·38 Mod 2固体火箭发动机 重约70.4kg
弹径	203.2 mm		



AIM-7E导引头

导　弹

布局与结构　与“麻雀Ⅰ”相似。

动力装置　采用了洛克达因公司的MK·38Mod 2固体火箭发动机。长1.3168米，直径162毫米。由下列部分组成：一台固体燃料火箭发动机、一个MK 265型点火器组件、点火器电缆组件、点火器保险和解除保险机构、保险限制器、尾裙和前后吊挂。

采用内外表面燃烧的单根管状药柱，同时配有一相当复杂的药架。推进剂与钢制发动机燃烧室之间用一共聚物内衬隔开，并使三者互相粘结在一起。

该发动机在20°±2℃下保温30小时后的性能如下：

比冲	217.7 s
总冲	94.90 kN·s
推力	$\bar{F}$＝32.63 kN
	F_{max}＝34.76 kN
	F_{min}＝30.12 kN
燃烧时间	t ＝2.71s
工作时间	t ＝3.20s
延迟时间	t ＝0.02s

制导与控制　与“麻雀Ⅲ$_A$”相似。导引头主要性能指标如下：

导引头截获距离（条件：机载雷达平均辐射功率为500 W，机载雷达天线增益为37dB）	目标反射面积＝0.5 m² 时为17.2km	为40km	
	目标反射面积＝5m² 时为31km	角跟踪范围	±45°
	目标反射面积＝15m² 时	角速度范围	50°/s
		视场角	±8°
		头部天线直径	D＝150 mm

天线增益	G＝19dB	多卜勒频率范围	6～110kHz
速度鉴别能力	30m/s		

战斗部与引信 战斗部外观为圆柱形，位于控制舱和发动机之间。高能炸药连续杆式。其战术技术指标如下：

全长	325mm	钢条总数	216根
直径	190mm	破片平均初速	≧1400m/s
总重	29.5kg	理论扩张半径	9m
装药重量	9kg		

半主动引信在导引头内部。被动引信是对付干扰用的。在导引头内部有主、副通道转换继电器，导弹受到干扰时自动转成被动引信工作状态。利用经过处理的干扰信号引爆战斗部。

特点与改进

与“麻雀ⅠA”相比，该导弹的射程加大了，能远距离攻击。但从实战效果看，存在的主要缺点是低空和机动能力差，最小发射距离太大，不能适应战斗机之间的格斗需要，半主动引信成功率低，平均飞行故障间隔时间短等等。

美国海军在该导弹基础上发展了AIM-7E-2。

1965年将该导弹改为RIM-7H舰载“海麻雀”。 （姜继庆）

麻雀ⅢB（Sparrow ⅢB）AIM-7E-2

概 述

AIM-7E-2是美国海军的半主动雷达制导的过渡型格斗导弹。

美海军总结了AIM-7E在越南战争中使用的实战经验教训，认为空对空导弹不仅应能在远距离上攻击目标，还应能进行歼击机之间的格斗，还能对付机动能力大于3g的战斗轰炸机。根据这一设计思想，雷锡恩公司将AIM-7E的最小发射距离缩小了一半，加上战斗部和动力装置的某些改进，将AIM-7E改型成具有一定格斗能力的AIM-7E-2。于1969年用于越南战场。

导 弹

该导弹除动力装置和战斗部与AIM-7E略有区别外，其它战术技术指标和布局与结构等基本上与AIM-7E相同。战斗部重约32千克。

动力装置 Mk·38 Mod 4固体火箭发动机。采用贴壁浇铸内孔星形装药，去掉了AIM-7E用的药架，故减少了发动机的消极重量，轻了4.13千克。其战术技术指标如下：

推进剂重量	42.73kg	推力（＋24℃时）	$\overline{F}$＝28.52kN
总重	65.5kg		F_{max}＝30.39kN
外径	203.2mm		F_{min}＝23.95kN
长度	1316.8mm	贮存温度范围	－18～＋71℃
比冲	233.1s	点火温度范围	－4～＋71℃
总冲	94.61kN·s		

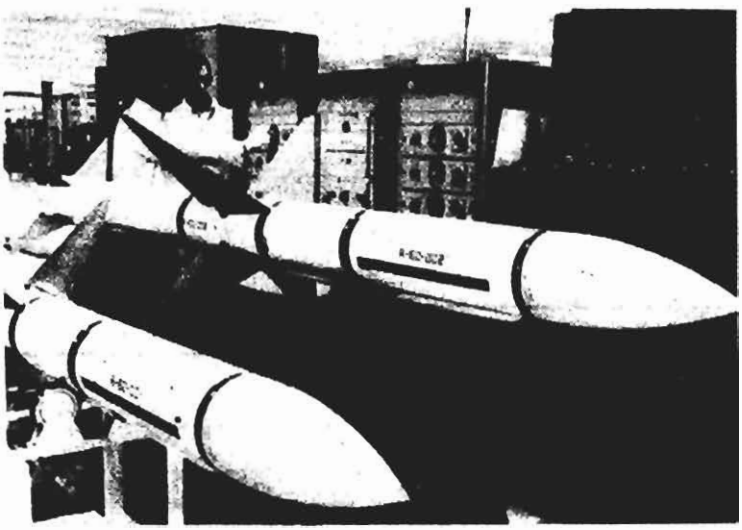
特点与改进

该导弹射程、速度、机动性都有所提高，高空性能较好，但低空性能仍不理想。为了改善其低空作战、下

视攻击目标的性能，提高全向攻击能力和格斗能力，雷锡恩公司又进一步研制了改进型AIM-7F。

（姜继庆）

麻雀ⅢB(SparrowⅢB)AIM-7F



“麻雀”AIM-7F(图片上前者)

概　述

AIM-7F是美国脉冲多卜勒兼连续波半主动雷达制导的空对空导弹。

该导弹于1967年开始研制。是“麻雀”导弹系列中改进较大的一种。该导弹的前四个型号都是用半主动连续波雷达制导的，低空性能都不理想。由于脉冲多卜勒雷达既能测距，又能测速，有较好的低空性能和下视能力，如与能及早发现低空目标、具有下视下射能力的空中优势战斗机配合使用，整个武器系统的作战性能便可大大提高。雷锡恩公司在电子技术迅速发展的基础上，将“麻雀ⅢB”AIM-7E改进成了既能用脉冲多卜勒又能用连续波半主动雷达制导的AIM-7F。

1976年，该导弹用F-15为载机与模拟米格—25的靶机作了两次交战试验。第一次在目标的杀伤距离范围内通过，第二次击毁了目标。1978年对一个高度不到30.5米的靶机作了下射试验。

该导弹的载机为F-4、F-14、F-15、F-18、F-104等。订货使用的国家有埃及、加拿大、澳大利亚、沙特阿拉伯、以色列、哥伦比亚等。

该导弹于1977年开始生产，1981年停产。订货总数超过20000枚。每枚单价约为14.1万美元(1979财年)。

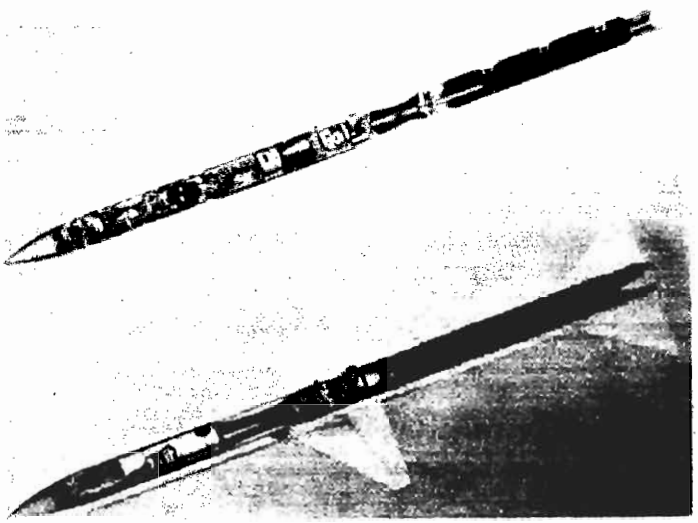
主要战术技术指标

射程	连续波半主动制导时最大发射距离为46.7km，脉冲多卜勒半主动制导时最大发射距离为61 km，最小发射距离为305 m（尾后，有相对速度，无航向误差）	速度	M = 4
		攻击方式	全向
		使用条件	全天候
		弹长	3.66m
最大使用高度	18.3 km	弹径	203.2 mm

翼展	1010mm	战斗部	Mk71型，高能炸药，连续杆式，杀伤范围为20m，重40kg
发射重量	227kg		
制导	脉冲多卜勒兼连续波半主动雷达制导	动力装置	Mk 58型双推力固体火箭发动机
引信	主动近炸引信		

导 弹

布局与结构 气动布局与其以前各型号相同。战斗部移到了弹翼前面由制导电子部件微小型化而省出来的空间。战斗部前移留出的空间用来加大发动机。



AIM-7E（上）和AIM-7F（下）内部结构图

制导 可用两种方式制导。导引头全固态化，电子部件微小型化。灵敏度较高。

战斗部 解除保险机构采用了脱离载机危险范围即可立即引爆的方式。

动力装置 是航空喷气通用公司和北美火箭发动机公司生产的Mk·58 Mod 0单室双推力固体火箭发动机。推进剂装药由赫克里斯公司生产，采用ANB-3236-2端羧基聚丁二烯推进剂，用环氧改性，以延长储存寿命。装药在助推和续航阶段具有不同的燃烧面，以不同的燃速燃烧。该发动机的性能如下：

推进剂重量	59.91 kg	第一级平均推力	20.825kN
比冲	212.5 s	第二级平均推力	8.13kN
总冲	12.15 kN·s		

由于发动机空间加大，发动机装药比AIM-7E增加，动力射程也增加了。

作战使用

该导弹的各种载机的火控雷达有：F-4B的APQ-72脉冲雷达；F-4J的AWG-10脉冲多卜勒雷达；F-14的AWG-9脉冲多卜勒雷达；F-15的APQ-63脉冲多卜勒雷达；F-18的APQ-65脉冲多卜勒雷达以及F-104的R 21G/H。

F-14的AWG-9是边扫描边跟踪雷达。它包括一个导弹辅助设备分系统。该分系统由导弹信号数据转换器、逻辑定时控制器及导弹电源部件组成。这些部件接通计算机分系统、机载电子设备和AIM-7F（7E）导弹时，就能提供识别/准备和发射该导弹所需的开关转换信号处理和逻辑控制。

工作过程 当飞行员选定导弹调制开关以后，该分系统就指令航空电子设备电源对每一个装有“麻雀”导

弹的发射架供电，使每枚导弹都通过导弹类型判定导线把一个信号加到该分系统上。该分系统经由计算机和雷达将一个射频信号辐射到每一枚导弹的尾部接收机中，并把一个模拟多卜勒信号加到每一枚导弹的发射分离插头上，每一枚导弹将自动调谐到这个射频频率，并产生一个“再循环”的信号，将其返回到分系统中，使分系统能判定导弹已调谐好，并通知计算机，由计算机用这个信息决定哪个发射架上的导弹可以发射。

飞行员做出“导弹立即准备”的选择后，该分系统使飞机电源以导弹要求的形式供电，由导弹发射触发器自动电路判定导弹是否准备好发射。如所有条件都正常，触发器启动电压和鉴别电压就加给座舱。这意味着触发器“在工作中”，按下触发器时，导弹就被发射。

发射装置 该弹可用悬臂式或弹射式发射架发射，这完全取决于导弹是挂在机翼下还是半埋在机身下。直升机则用导轨式发射架。

特点与改进

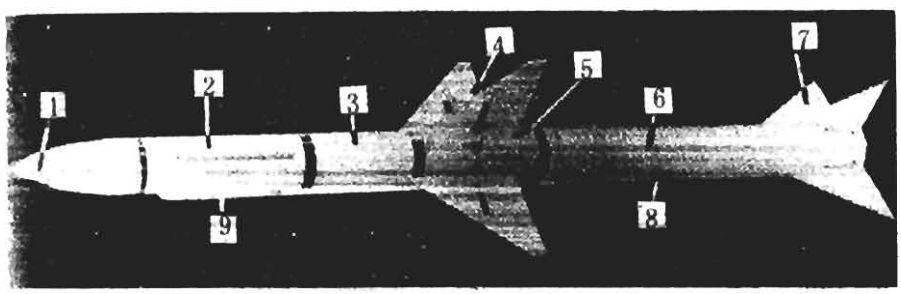
该导弹可用两种方式制导，与装有脉冲多卜勒雷达的载机配合使用时，导弹低空性能得到较好的发挥；具有鉴别编队目标的能力；电子抗干扰能力有了提高；具有中距和近距格斗能力；可靠性为AIM-7E-2的8～9倍，平均飞行故障间隔时间为470小时。

缺点是：导引头扫描体制仍为圆锥扫描，在电子干扰和地面杂波环境中性能提高不大。尤其对7～60米高度上的掠海目标，在一定的电子干扰情况下，低空制导和引爆都有不足之处。故又将其改进为倒置单脉冲导引头的AIM-7M。此外，还将它改型成舰载点防御导弹RIM-7F。 （姜继庆）

麻雀ⅢB(Sparrow ⅢB) AIM-7G/H

AIM-7G是“麻雀”空对空导弹系列中的一个试验性型号。它是由美国空军和海军共同提出来的。动力装置与AIM-7F相同，为Mk 58Mod0火箭发动机。头部用高频波导管，采用KU波段的半主动雷达制导系统。装备F-111，并计划装备F-14。

AIM-7H是从AIM-7E改进而来的，装有一部远距雷达制导系统，采用固体电路，装有更大推力的固体火箭发动机。



AIM-7H结构图

1．天线罩 2．目标探测器 3．Mk 71战斗部 4．弹翼 5．液压控制 6．Mk 58火箭发动机 7．尾翼 8．天线组件 9．底部通道

（姜继庆）

麻雀ⅢB(Sparrow ⅢB) AIM-7M

概 述

AIM-7M是美国研制的采用倒置接收机、单脉冲导引头的半主动脉冲多卜勒雷达制

正在挂装“麻雀”AIM-7M导弹

导空对空导弹。

该导弹主承包商为雷锡恩公司。1975年开始研制。美国海军、空军和雷锡恩公司有关人员组成的联合小组曾对该导弹的性能和可靠性进行了长时间的考核。该导弹的实战试验和鉴定是成功的。联合小组认为，该导弹原设计的各项指标均已达到。

除美国海军、空军装备外，北大西洋公约组织、以色列、加拿大、埃及、澳大利亚、希腊、土耳其及中国台湾也都用该导弹装备其战斗机。该导弹将使用到被其后继弹——AIM-120 空对空导弹代替为止。

主要战术技术指标

目标	轰炸机、战斗机、巡航导弹	弹径	203.2 mm
射程	45 km	翼展	1.01m
使用高度	全高度	弹重	231k
速度	M≥3.5	制导	半主动雷达制导
攻击方式	全向	引信	主动无线电引信
使用条件	全天候	战斗部	高能炸药，连续杆式，重40kg
弹长	3.66m	动力装置	Mk 58 Mod 4助推—巡航火箭发动机

导　弹

该导弹采用了先进的单脉冲体制、倒置接收机、数字处理机和新的自动驾驶仪。大大提高了攻击地面杂波中的目标的能力，增强了抗干扰能力，提高了导引头作用距离，对极小的雷达横截面的目标具有下视下射能力。还能对付多个目标。此外，该导弹操纵灵活，可靠性高。

发展与改进

该导弹于1975年开始研制，1979年11月首次交付进行试验和鉴定用的样弹。1980年 4月进行承包商发展试验并决定长期生产。同年 8月进行联合技术鉴定。1981年 2月进行初步使用试验与鉴定。10月，该导弹的试验全部结束，12月，美国海军武器采购审查委员会批准该弹开始服役并授权全面生产。最终验收服役发射试验于1983年 2月进行。

该导弹的派生型为舰载点防御导弹RIM-7M。

该导弹是“麻雀”空对空导弹系列的最后一个型号，也是改进得比较完善的一个型号。　（姜继庆）

猎鹰(Falcon) AIM-4

概　述

“猎鹰”导弹系列是美国空对空导弹三大系列中的一种，是世界上最早投入服役使用的空对空导弹，型号众多。该系列导弹兼有被动红外和半主动雷达制导两种对应型号。早期型号不装近炸引信，仅靠直接命中而摧毁目标。该导弹系列只个别型号少量出口瑞典，后又特许其生产。

“猎鹰”AIM-4，原编号为GAR-1，是早期“猎鹰”空对空导弹的基础型，采用半主动雷达制导。1947年休斯公司开始研制。两年后，第一种试验性导弹进行飞行试验。1954年交付使用，共生产了约4000枚。

主要战术技术指标

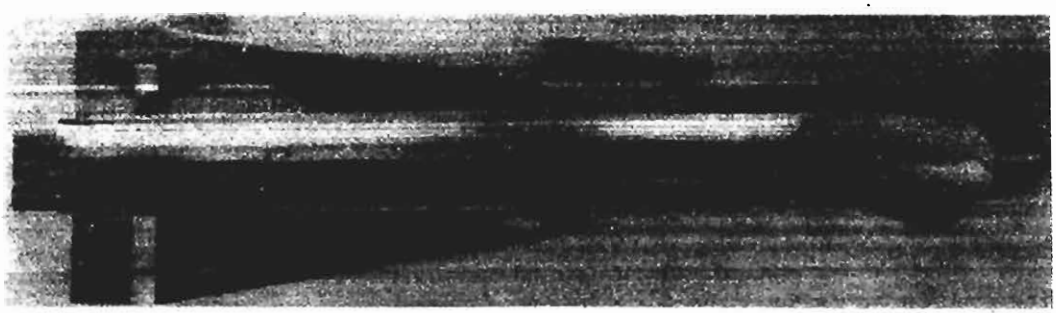
射程	8 km	翼展	508 mm
使用高度	15 km	发射重量	50 kg
速度	M＝2.8	制导	半主动雷达制导
攻击方式	尾追攻击	战斗部	高能炸药，重 9kg
弹长	1.97m	动力装置	固体燃料火箭发动机
弹径	163 mm		

导　弹

该导弹装用半主动雷达导引系统，即弹载雷达接收机能接收由机载雷达发射经由目标反射回来的雷达信号。头端为半球形天线罩，圆柱形弹体为镁合金铸件。战斗部较小，导弹后部装有一台锡奥科尔公司的固体燃料火箭发动机。在导弹头部靠后处装有四片小安定面，在导弹尾部与安定面的同一平面上装有四片十字形配置的弹翼。弹翼由镁合金制成，并覆盖一层塑料薄膜。为避免塑料薄膜在速度很大时因气动摩擦而产生的热膨胀的影响，塑料薄膜微向里弯。

（俞尧喜　董丰乐）

猎鹰(Falcon) AIM-4A



半主动雷达制导的“猎鹰”AIM-4A

概　述

五十年代初，轰炸机的速度越来越大，作战区域也越来越高。于是休斯公司在AIM-4的基础上又继续研

制了AIM-4A，原编号为GAR-1D，生产了约12000枚。1956年末服役使用。许多早期的美国歼击机都能装备此导弹，它是美F-102A的标准武器。

主要战术技术指标

射程	9.7 km	翼展	508mm
使用高度	15km	发射重量	54kg
速度	M = 3	制导	半主动雷达制导
攻击方式	尾追攻击	战斗部	高能炸药破片式，重 9kg
弹长	1.98m	动力装置	固体燃料火箭发动机
弹径	163mm		

导　弹

“猎鹰”AIM-4A沿用半主动雷达制导方式，采用比例导引规律。这种导弹，在外形上，主要是和十字形弹翼连接的舵面略大，因而导弹的使用高度就可增大。头端为半球形天线罩，四周有四个类似小翼片的接收天线。采用单级推力固体火箭发动机，发射过载可高达50g。战斗部为高能炸药破片式。

（孙杏初　郭振华）

猎鹰(Falcon) AIM-4B

概　述

为了在各种气象条件下都能攻击目标，除了半主动雷达制导的空对空导弹以外，还需要被动红外制导的导弹，“猎鹰”AIM-4B就是AIM-4A的对应红外制导型，原编号GAR-2。除安装的是被动红外制导导引头以外，该弹的弹体、动力装置和战斗部都与AIM-4A的一样，在外貌上也几乎毫无区别。1956年服役使用，共约生产了16000枚。

主要战术技术指标

射程	9.7 km	翼展	508 mm
使用高度	15km	发射重量	59kg
速度	M = 3	制导	被动红外制导
攻击方式	尾追攻击	战斗部	高能炸药破片式，重 9kg
弹长	2.02m	动力装置	固体燃料火箭发动机
弹径	163 mm		

（俞尧喜　董丰乐）

猎鹰(Falcon) AIM-4C

概　述

“猎鹰”AIM-4C是AIM-4B的改型，约在后者停产后一年问世，原编号GAR-2A。主要改进是红外导引头的性能更好了，可以在更远的距离上截获目标，从而扩大了攻击范围，且具有较大的抗过热、过冷的能力。AIM-4C曾少量出口瑞典，出口代号为HM-58，后又特许瑞典生产，瑞典生产的代号为RB 28。该

红外制导的“猎鹰”AIM-4C

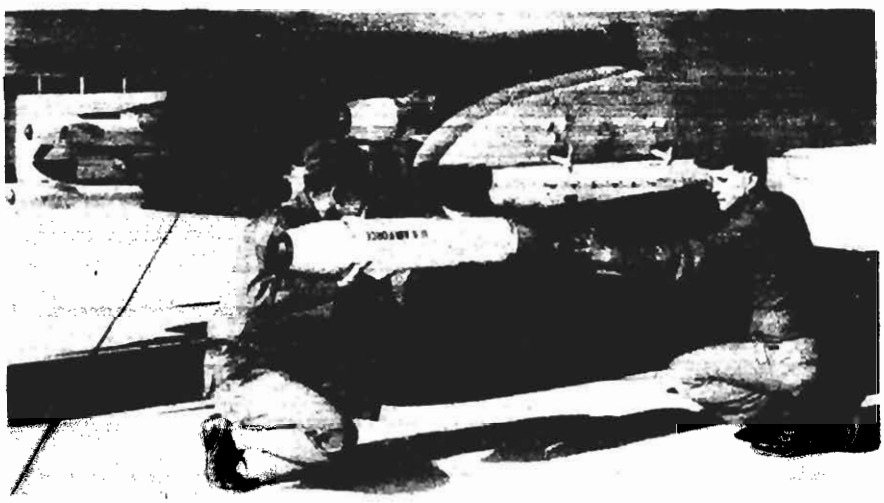
弹共生产了约13500枚，其中包括出口瑞典的1000枚和特许瑞典生产的3000枚。该弹主要装备F-101B和F-102B截击机，瑞典用来装备J35“龙”截击机。

主要战术技术指标

射程	9.7 km
使用高度	15 km
速度	M = 3
攻击方式	尾追攻击
弹长	2.02 m
弹径	163 mm
翼展	508 mm
发射重量	61 kg
制导	被动红外制导
战斗部	高能炸药破片式，重 9 kg
动力装置	固体燃料火箭发动机

（孙杏初　郭振华）

猎鹰(Falcon) AIM-4D



红外制导的“猎鹰”AIM-4D

概　述

“猎鹰”AIM-4D由AIM-4A/C的弹体和“超猎鹰”AIM-4G的红外导引头组合而成，原编号GA-2B。红外导引头的作用距离更远。采用了推力更大的发动机。该弹具有较高的机动能力和导引精度，是空军用于战斗机之间空战的第一种格斗导弹，能全向攻击。从时间上看，AIM-4D是在“超猎鹰”之后才产的，约有8000枚AIM-4A/C改装成该导弹。

主要战术技术指标

射程	9.7 km	翼展	508 mm
使用高度	15 km	发射重量	61 kg
速度	M = 4	制导	被动红外制导
攻击方式	全向攻击	战斗部	高能炸药破片式，重9 kg
弹长	2.02 m	动力装置	固体燃料火箭发动机
弹径	163 mm		

（孙杏初　郭振华）

超猎鹰(Super Falcon) AIM-4E

概　述

五十年代中，美国军方再次要求空对空导弹能有更高的速度、较远的射程、较大的升限和威力更强的战斗部。1958年出现了新的一代“猎鹰”空对空导弹，即“超猎鹰”AIM-4E，原编号GAR-3。它是“超猎鹰”空对空导弹的基础型。只生产了300枚。

主要战术技术指标

射程	11.3 km	发射重量	68 kg
速度	M = 4	制导	半主动雷达制导
弹长	2.18 m	战斗部	高能炸药破片式
弹径	168 mm	动力装置	固体燃料火箭发动机
翼展	610 mm		

导　弹

“超猎鹰”AIM-4E采用燃烧时间更长的固体火箭发动机，该发动机的性能较好，使导弹比其以前的型号具有更大的速度，更远的射程，更高的使用高度。更突出的是该弹成功地安装了一个经过改进的高灵敏度的半主动雷达导引系统。采用了新材料制成的圆锥形头罩，头部锥体稍尖，有较好的流线形，还采用了长翼根边条式弹翼和威力更大的战斗部，从而增大了导弹的战术使用范围。导弹的尺寸和重量都稍有增加。AIM-4E以后的型号都取消了头部的小安定面。

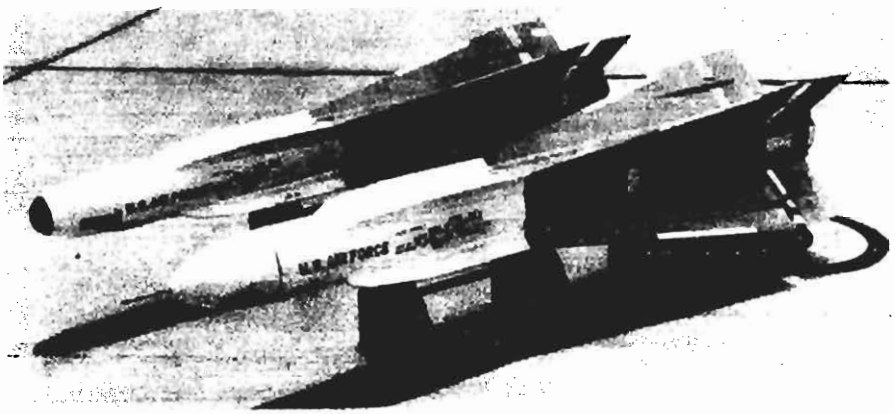
（俞尧喜　董丰乐）

超猎鹰(Super Falcon) AIM-4F

概　述

AIM-4E是“超猎鹰”的基础型，也是过渡型导弹。在其成批生产并装备使用期间，

易奥科尔公司研制了一种可变推力的固体燃料火箭发动机。1960年休斯公司将这种发动机装在“超猎鹰”AIM-4E上，再加上其它的改进，形成了“超猎鹰”AIM-4F。原编号为GAR-3A。共生产了3400枚。该导弹主要装备在F-106A截击机上。



（前）雷达制导的“超猎鹰”AIM-4F
（后）红外制导的“超猎鹰”AIM-4G

主要战术技术指标

射程	11.3km	翼展	610 mm
使用高度	21.3km	发射重量	68kg
速度	M = 4	制导	半主动雷达制导
攻击方式	全向攻击	战斗部	高能炸药，重18kg
弹长	2.18m	动力装置	M46型双推力固体燃料火箭发动机，推力为26.68 kN
弹径	168 mm		

导　弹

与其以前型号相比，该导弹的半主动雷达导引头的导引精度更高，且抗电子对抗的能力更强。弹体略有变化，在前弹体有一白色防潮套，鼻锥前伸出一根100毫米长的金属杆以改善导弹的气动力特性。该导弹首次采用了双推力固体火箭发动机，起动时以较大的推力加速，使导弹较快地达到最大速度，而后以较小的推力持续飞行，以保持最大速度。发动机的工作时间也因其所装燃料增加而延长。该导弹能对目标实施全向攻击。

（孙杏初　郭振华）

超猎鹰(Super Falcon) AIM-4G

概　述

“超猎鹰”AIM-4G是AIM-4F的对应红外改进型，原编号 GAR-4A。发展这种导弹的目的是使截击机同时装备两种制导方式的空对空导弹，以便飞行员能根据当时的战术条件，选用最适宜的制导方式的导弹来攻击目标。共约生产了2700枚。

主要战术技术指标

射程	11.3km	翼展	610 mm
使用高度	21.3km	发射重量	66kg
速度	M = 4	制导	被动红外制导
攻击方式	全向攻击	战斗部	高能炸药，重 18kg
弹长	2.06m	动力装置	M46型双推力固体燃料火箭发动机
弹径	168 mm		

导　弹

该导弹的外形与AIM-4F相同，只是头部少了一根金属杆。装用一个新的更高灵敏度的红外探测器。该红外探测器也装在“猎鹰”AIM-4D上，它能在导弹到达其允许发射时间之前，捕获在较大射程之外的较小目标。发动机由休斯公司和锡奥科尔公司共同研制，这种两级可变推力固体燃料火箭发动机能在比其它各种导弹的极限温度高得多的温度下工作。由于降低了温度敏感度，该导弹就能从两倍音速飞行的F-106A上发射，从而使导弹达到了较高的飞行速度。此外，该导弹还能在截击机的临界高度上以较大的仰角进行发射，因而可以达到较高的使用高度。

（孙杏初　郭振华）

猎鹰(Falcon) AIM-4H

概　述

“猎鹰”AIM-4H是AIM-4D的改型。为进行近距空战，该导弹进一步提高了机动性。并采用固体主动激光引信，分装在导弹的四个象限内，产生与弹体轴线垂直的圆盘形搜索区域。主承包商是休斯公司，装备飞机为F-4D、F-101B、F-102A、F-106。后因拨款原因于1971年取消该导弹计划。

主要战术技术指标

射程	11.3km	发射重量	73k
速度	M = 4	制导	被动红外制
攻击方式	全向攻击	引信	主动激光引
弹长	2.03m	战斗部	高能炸药破片式，重 9k
弹径	168 mm	动力装置	固体燃料火箭发动
翼展	610 mm		

（孙杏初　郭振华）

核猎鹰(Nuclear Falcon) AIM-26

概　述

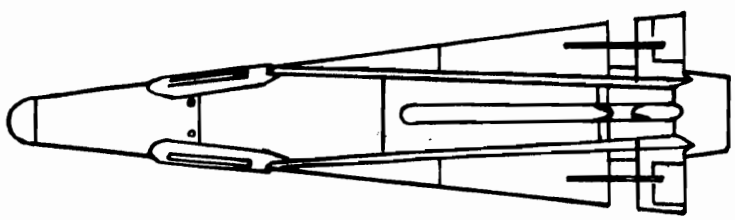
为了提高迎头攻击单发杀伤概率，休斯公司很早就在实验室里研制带核战斗部的新型“猎鹰”空对空导弹AIM-26，原编号XGAR-11，是“核猎鹰”的基础型。采用半主动雷达制导。在生产了约100枚以后就转入了改进型AIM-26A的生产。

主要战术技术指标

射程	8km	翼展	620 mm
使用高度	15.2km	发射重量	91 kg
速度	M = 2	制导	半主动雷达制导
攻击方式	全向攻击	战斗部	核装药，1.5 kt TNT当量
弹长	2.13m	动力装置	M60型固体燃料火箭发动机，推力26.7 kN
弹径	279 mm		

（俞尧喜　董丰乐）

核猎鹰（Nuclear Falcon）AIM-26A



“核猎鹰”AIM-26A空对空导弹

概　述

1960年春，休斯公司提出了“核猎鹰”空对空导弹AIM-26A，并在同年3月交付试验和使用。这期间，休斯公司与美空军签订了2300万美元的合同成批制造这种导弹。该导弹与“猎鹰”AIM-4A和AIM-4C一起装备美防空司令部所属的F-102全天候截击机。共约生产了1900枚。

主要战术技术指标

射程	8km	翼展	620 mm
使用高度	15.2km	发射重量	92kg
速度	M = 2	制导	半主动雷达制导
攻击方式	全向攻击	引信	主动式无线电近炸引信
弹长	3.14m	战斗部	核装药，1.5 kt TNT当量
弹径	279 mm	动力装置	M60型固体燃料火箭发动机，推力26.7kN

导　弹

为了能迎头攻击目标，该导弹采用半主动雷达导引系统，这样，还能使导弹可以全天候使用。雷达导引头的波束作用范围为60°，波束轴线与弹轴一致，凡进入此范围内的目标都可为导弹所截获、跟踪。虽该导引头具有较大的截获范围和较好的抗干扰能力，但导引精度较差，而且比装普通炸药战斗部的“猎鹰”导弹更大、更重，因此，在发动机相同的情况下，导弹的飞行速度也较慢。采用威力较大的战斗部，如核战斗部，就能补偿并提高导弹的单发杀伤效率。该导弹的弹体两头细，中间粗，也没有头部安定面。装用主动无线电近炸引信，四根天线几乎和弹体齐平地安装在弹翼前面。核战斗部与“妖怪”AIR-2A的核战斗部一样，为1.5kt

TNT当量级。

（孙杏初　郭振华）

核猎鹰(Nuclear Falcon)AIM-26B

猎鹰AIM-26B

概　述

“猎鹰” AIM-26B 的外形类似于 AIM-26A，但装较大的普通炸药战斗部。原编号GAR-11A。此导弹除美国自用外，还出口瑞典，代号为HM- 55，后又特许瑞典生产，代号改为RB 27，装备瑞典空军的“幻影Ⅲ- S ”和“龙”飞机。总共生产了2000枚，其中包括400 枚HM- 55和800 枚RB27。

主要战术技术指标

射程	9.7 km
使用高度	15.2km
速度	M = 2
攻击方式	全向攻击
弹长	2.07m
弹径	290 mm
翼展	620 mm
发射重量	119 kg
制导	半主动雷达制导
引信	近炸引信
战斗部	高能炸药
动力装置	固体燃料火箭发动机

（孙杏初　郭振华）

猎鹰(Falcon) AIM-47A

猎鹰AIM-47A

概　述

1958年休斯公司开始为飞行速度M＝3.2 的F - 108 研制第四代火控和空对空导弹系统。按原定计划，ASG-18雷达可在160 千米以上的范围内照射目标和对导弹进行中段制导，而导弹则采用红外末制导。该导

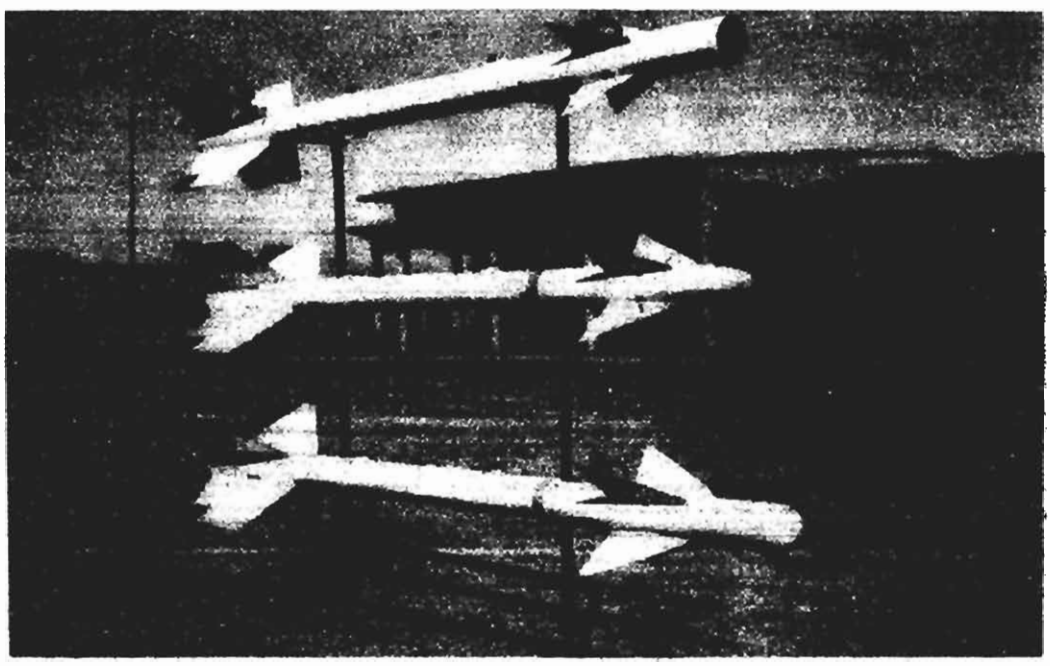
装用洛克希德公司的预贮存液体火箭发动机，飞行速度可达到高超音速,因而弹翼也变成紧贴弹体的狭长边条。原编号为GAR-9，是“猎鹰”导弹系列中体积最大的一个成员。1959年改作YF-12A截击机计划的一部分，后又将其改装在F-106X飞机上。共约生产了80枚。

主要战术技术指标

射程	213 km	翼展	838 mm
使用高度	21～24 km	发射重量	363 kg
速度	M = 6	制导	半主动雷达中段制导＋被动红外末制导
攻击方式	全向攻击	战斗部	高能炸药或核装药
弹长	3.2 m	动力装置	预贮存液体火箭发动机
弹径	335 mm		

（孙杏初　郭振华）

响尾蛇(Sidewinder) AIM-9B



上 AIM-9B　中 AIM-9D　下 AIM-9C

概　述

“响尾蛇” AIM-9是美国研制的世界上第一种被动式红外制导空对空导弹。

AIM-9的原型AIM-9A没有成批生产，大量生产和使用的是AIM-9B。它由美海军武器中心于1948年开始研制，1953年9月首次发射试验成功,1956年7月装备部队。主要用于从尾后攻击速度比较慢的轰炸机。除美国自己使用外，还有英、法、联邦德国等十多个国家以及中国台湾也都使用。

三十多年来，为了满足不断发展的战术使用要求，美国空、海军曾分别在AIM-9B基础上作了十多次改型，形成了世界上最大的空对空导弹系列。虽然改型型号甚多，但它们在总的气动外形、结构布局、部位安排、制导方式（AIM-9C除外）、动力装置类型等方面都继承了原来的设计特点。

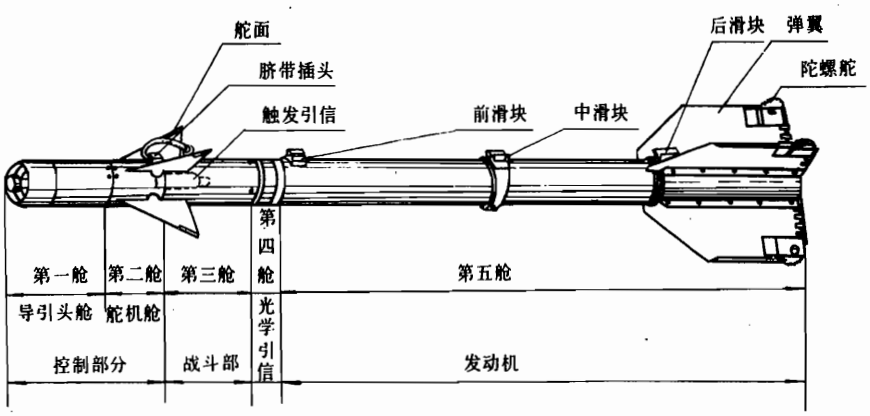
AIM-9B是“响尾蛇”AIM-9空对空导弹系列的第一代，也是该系列的基础型，总计约生产了80000枚。装备飞机为F-4B、F-4C、F-4D、F-8D、F-8E、A-4B、F-86F、F-100A、F-100D、F-104A、F-104C、F-104G、F-104J、F-105D。主承包商为飞歌·福特公司。

主要战术技术指标

发射距离	1～7.6 km	弹径	127 mm
射程	11 km	翼展	609 mm
使用高度	0～15 km	发射重量	75 kg
速度	M＝2.0	制导	被动式红外制导，最大脱靶距离约 9 m
攻击方式	尾追（后半球）	引信	红外近炸引信和触发引信，作用半径 0～9 m
使用条件	－50℃～＋50℃	战斗部	破片式战斗部，重 11.4 kg，杀伤半径 10～11m
	云层以外，偏离太阳不少于20°角		
弹长	2.84 m	动力装置	一台固体火箭发动机，推力 26.68 kN

导　弹

布局与结构　该导弹的气动外形为鸭式布局，舵面在导弹头部，弹翼在尾部。舵、翼在同一平面，呈X-X、形布置。弹体为圆柱形，头部呈半球形。在结构上导弹由制导控制舱、战斗部、触发引信、红外近炸引信、固体火箭发动机和弹翼等六部分组成。



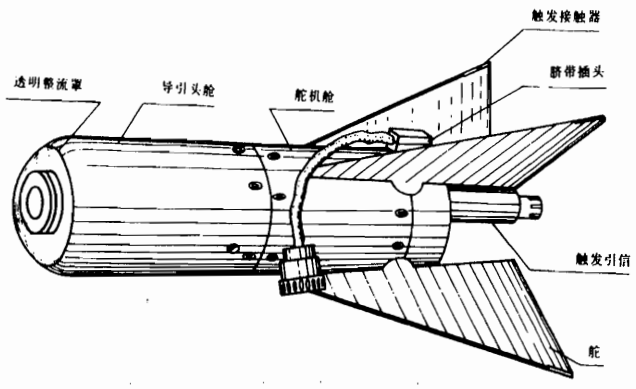
AIM-9B的各组成部分

动力装置　推力为26.68千牛，总冲36.85千牛秒。装药21千克，外表面为圆柱形，内孔为七角星形。内面燃烧。发动机总重36千克。壳体用铝合金制成，其后部外表面有四条肋板，用以固定弹翼。此外，壳体上还装有三个滑块，用以悬挂在载机的发射架上。

制导与控制　制导控制舱由红外导引头舱和舵机舱组成。舵机舱外面装有四个鸭式舵面。

在导引头舱内装有红外接收器、陀螺机构与电子线路三大部分。红外接收器由光学系统、调制盘、光敏电阻组成。光学系统又由整流罩、球面反射镜、平面反射镜、伞形光栏等组成。光学系统（整流罩除外）、调制盘均装在三自由度陀螺仪的转子上。光敏电阻由锗滤光片和沉淀在圆玻璃片上的硫化铅光敏层所组成。在舵机舱内装有舵机传动机构、燃气发生器和涡轮发电机等。

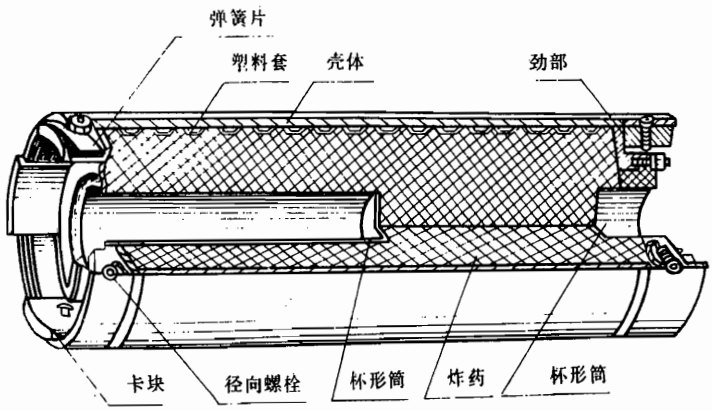
导引头的性能参数为：



制导控制舱组成

视角	±25°	跟踪角速度	11° / s
调制盘转速	70Hz	绕太阳盲区	20°
调制方式	调幅型	探测器材料	硫化铅（PbS）
视场角	4°	失控时间	20 s

战斗部与引信 破片杀伤式战斗部，由钢制壳体、炸药以及炸药外面的塑料套组成。引信由触发引信和红



战斗部结构

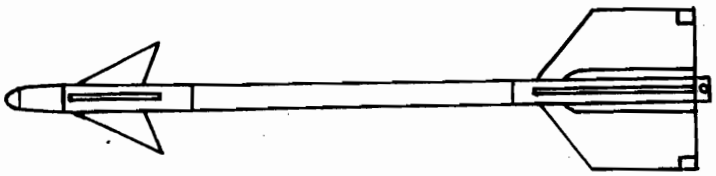
外近炸引信两部分组成。触发引信装在四个舵面的翼尖前缘上或者两舵轴之间。红外近炸引信位于战斗部后面。战斗部有效杀伤半径为10～11米，破片数约7000块，破片飞散角10°～16°，战斗部重11.4千克。

发展与改进

该导弹的主要特点是结构简单、成本低。其可卸部件不超过24件，制导装置体积小、线路简单，只有七个电子管，相当于一台普通收音机。重量轻、造价低，成批生产每枚约三千美元。使用维护方便。其缺点是只能从目标尾部攻击，机动性差，受气象及阳光背景影响较大。

（孙杏初）

响尾蛇(Sidewinder)AIM-9C、AIM-9D



AIM-9D外形图

概　述

为了提高导引头的灵敏度和增加射程以适应战术使用的要求，美国在五十年代中开始在AIM-9B的基础上作了多次改型，形成了该导弹系列的第二代。其中有美海军研制的AIM-9C、AIM-9D、AIM-9G、AIM-9H，美空军发展的AIM-9E、AIM-9J，以及联邦德国发展的AIM-9F。

AIM-9C、AIM-9D于1965年开始装备部队。AIM-9C为该导弹系列中唯一的雷达半主动制导导弹，因实战使用效果极差而退役，只生产了2000枚。AIM-9D首次采用了红外探测器氮气致冷技术，提高了导引头的灵敏度，发动机的总冲增加，红外或无线电近炸引信任选，约生产了12000枚。

主要战术技术指标

射程	18.53 km		AIM-9D 88.5 kg
使用高度	＞15 km	制导	半主动雷达制导或被动红外制导
速度	M＝2.5	引信	红外或无线电近炸引信
攻击方式	尾追	战斗部	Mk48型，连杆式杀伤战斗部，重11.4kg
弹长	2.87m	动力装置	一台Mk36 Mod 5型固体火箭发动机，
弹径	127mm		总冲比AIM-9B的大30～40%，比冲
翼展	630mm		亦比AIM-9B的大。
发射重量：AIM-9C	84.0kg		

导　弹

美海军研制的AIM-9C为半主动雷达制导导弹，AIM-9D为被动红外制导导弹，两者除制导舱外，其余部分都相同，两种制导舱可以互换。

这两种导弹的外形与AIM-9B相似，仅头部略为尖长，舵面的弦长较大，弹翼前缘的后掠角较大。舱段位置稍有变化，近炸引信放在战斗部前面。弹长增加了30毫米。

莫托罗勒公司负责生产的AIM-9C装备F-8飞机，与APQ-94雷达配用。因实战使用太差而停止生产使用。

飞歌·福特公司负责生产的AIM-9D主要改进的是制导部分。红外探测器首次采用氮气致冷技术，致冷剂瓶装在发射架内，容积为61立方厘米，提高了导引头的灵敏度。舵机力矩比AIM-9B的大，达140牛米。燃气发生器的工作时间加长。与早期的AIM-9B相比，舵面改成可拆卸的，为改善导弹纵向角运动的动特性，

单翼上的陀螺舵的轴改成倾斜45° 安装。导引头的主要性能参数为：

调制盘转速	125 Hz	跟踪角速度	12° / s
视场角	2.5 °	总失控时间	60s

（孙杏初）

响尾蛇(Sidewinder) AIM- 9E

概　述

“响尾蛇” AIM- 9E，约生产了5000枚，主要由大量库存的 AIM- 9B 改装。该弹装用了热电致冷的硫化铅探测器，并采取了提高导引头跟踪角速度的措施，使其达16° / 秒。导引头的视角达40° ，调制盘转速为100 赫。此外，还采用了新的电子部件，增大了低空的攻击范围。引信只是在AIM- 9B的引信上稍作了改进。

主要战术技术指标

射程	4.2 km	发射重量	74 5kg
攻击方式	尾追	制导	被动红外
弹长	3.0 m	引信	红外近炸引信
弹径	127m m	战斗部	破片式
翼展	559m m	动力装置	固体燃料火箭发动机

（孙杏初　董丰乐）

响尾蛇(Sidewinder) AIM- 9F

“响尾蛇” AIM- 9F，由AIM- 9B 装FGW Mod 2型导引头而成。由联邦德国的博登湖仪器技术公司在AIM- 9B 导引头的基础上采用了CO_2 致冷硫化铅探测器，提高了灵敏度；用硅整流罩代替了玻璃整流罩；采取了抗背景干扰措施；采用了较先进的半导体电子部件，提高了导引头的跟踪角速度和对机动目标及阳光背景下的攻击能力，太阳盲区减至 5° 。1966年首次试验，1969年投入生产。这种导引头共生产了约15000 台。

主要战术技术指标

射程	3.7 km	发射重量	75 .8 kg
攻击方式	尾追	制导	被动红外
弹长	2.91m	引信	红外近炸引信和触发引信
弹径	127m m	战斗部	高能炸药破片式
翼展	609m m	动力装置	一台固体燃料火箭发动机

（孙杏初　董丰乐）

响尾蛇(Sidewinder) AIM- 9G

概　述

“响尾蛇” AIM- 9G 是截获范围扩大方式的AIM- 9D，就是对AIM- 9D 的导引

头作了改进，扩大了截获范围。1970年装备部队，约生产了2120枚。

主要战术技术指标

射程	17.7km	发射重量	86.6kg
弹长	2.87m	制导	被动红外
弹径	127mm	动力装置	一台固体燃料火箭发动机
翼展	630mm		

（孙杏初　董丰乐）

响尾蛇(Sidewinder) AIM-9H

响尾蛇AIM-9H空对空导弹外形图

概　述

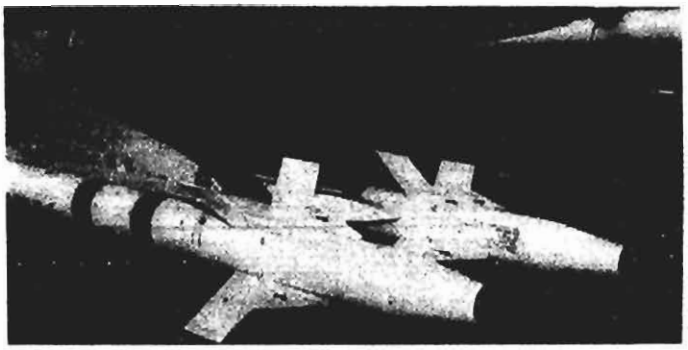
“响尾蛇”AIM-9H是AIM-9D的固态型。该导弹采用固体电路，改进了可靠性和维护性；缩短了最小发射距离；有比较快的角跟踪速率，跟踪角速度可达20°/秒；加大了舵机力矩，达160牛米，从而具有比其以前型号更大的机动能力；增大了杀伤性；并具有离轴截获和跟踪能力。战斗部为连续杆式，适于高空使用。于1970年装备部队，生产了约7700枚。

主要战术技术指标

射程	17.7km	发射重量	84.5kg
弹长	2.87m	制导	被动红外
弹径	127mm	战斗部	连续杆式
翼展	630mm	动力装置	一台固体燃料火箭发动机

（孙杏初　董丰乐）

响尾蛇(Sidewinder) AIM-9J



响尾蛇AIM-9J

概　述

"响尾蛇"AIM-9J是采用部分固体电路的AIM-9B/9E。一枚AIM-9B改为AIM-9J约需7000美元。早期的AIM-9J与AIM-9E一样，还保留某些电子管部件，后期的改进型AIM-9J已象AIM-9H一样，采用了固态技术。舵机力矩加大，达125牛米。重新设计了截梢双后掠鸭式舵，提高了舵面效应，增加了导弹的机动能力。快速随动系统能使响应时间减少到只有AIM-9H的一半。燃气发生器的燃烧时间加长。此外，AIM-9J比AIM-9H轻，所以转弯半径也小得多。该导弹仍使用AIM-9B的破片式战斗部。

主要战术技术指标

射程	14.5km	发射重量	78kg
弹长	3.07m	制导	被动红外
弹径	127mm	战斗部	破片式
翼展	609mm	动力装置	一台固体燃料火箭发动机

（孙杏初　董丰乐）

响尾蛇(Sidewinder) AIM-9L

概　述

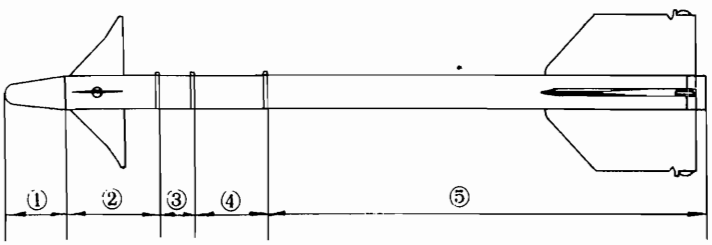
六十年代中，几次实战使用表明当时的几种空对空导弹都不适应于对付机动性大的战斗机，使用效果不佳，因此需要研制专门的近距格斗空对空导弹。于是，美国一方面将当时已有的"响尾蛇"等空对空导弹加以改进以满足当时的急需，一方面研制新的近距格斗空对空导弹。"响尾蛇"AIM-9L即其中之一。

该弹是美海、空军联合研制的第三代"响尾蛇"空对空导弹，曾被誉为"超级响尾蛇"，它是以AIM-9H为基础，吸取AIM-9J的技术研制而成。主要改进在制导控制舱部分。此外，其它舱段也有改进。1971年1月由雷锡恩公司负责研制，1975年3月完成研制，共试射46枚，1977年进入批生产，1983年停产。主承包商是雷锡恩公司，福特航空公司。装备飞机有：A-4、F-4、F-5、F-8、F-86、F-100、F-14、F-15、F-16、AV-8、OV-10、"幻影"、"龙"、"雷"等。

“响尾蛇”AIM-9L导弹

主要战术技术指标

射程	18.53 km	弹径	127 mm
使用高度	>15 km	翼展	630 mm
速度	M=2.5	发射重量	∽86 kg
攻击方式	全向攻击、攻击角可大于90°、具有近距格斗能力	制导	被动红外
		战斗部	WDU-17/B型连杆式杀伤战斗部
弹长	2.87 m	动力装置	一台固体燃料火箭发动机



AIM-9L导弹外形及其布局

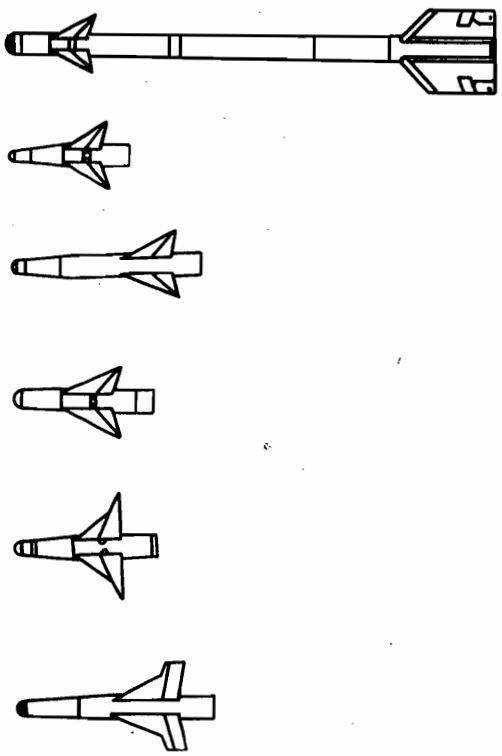
1、导引头 2、舵机舱 3、引信舱 4、战斗部 5、发动机

导　弹

布局与结构　外形与AIM-9B相似，舱段布局与AIM-9D相同，引信舱放在战斗部前面。舵面外形改为双三角形，且具有较大翼展，提高了舵面操纵效率。弹翼与陀螺舵都与AIM-9H相同。

动力装置　采用新设计的固体燃料火箭发动机。

制导与控制　导引头采用了氩制冷的锑化铟（InSb）探测器，提高了探测器灵敏度，使导弹能从前半球攻击目标，攻击角可大于90°。位标器由一个旋转的卡塞格伦光学系统及位于光学系统焦平面上的固定调制盘制成，这样，即使目标位于光轴上，也有调制信号输出，而不致丢失目标，改善并减小了内盲区，增加了导弹的机动性。导弹仍然沿用了AIM-9H的扩大截获系统，使导弹扩大了截获范围。导引头还可与机载雷达交联进行瞄准。



“响尾蛇”系列各弹导引头外形图

战斗部与引信　采用连杆式破片杀伤战斗部WDU-17/B。其预制破片呈条状，分成两层对称于中心排列。当爆炸波球面传播时，会在破片离开壳体时给它们一个额外的速度分量，使这些条状破片产生翻滚运动，结果可以消除因破片与目标的撞击角不同而破坏效果不同的现象。引信采用主动激光引信。它由发射部件和接收部件组成。发射部件的辐射元件是砷化镓（GaAs）激光二极管，接收部件中用的是硅光敏二极管。这种引信能适应导弹格斗的需要，精确控制炸点，并且难于干扰。

发展与改进

“响尾蛇”空对空导弹发展很快，并在世界许多国家中广泛使用，其根本原因在于其具有一种鲜明的特色——结构、系统简单。仅用一种极简单的陀螺舵来稳定导弹的横滚速率；成本低，早期的AIM-9B单价只有3000美元，AIM-9H约30000美元，AIM-9L约50000美元，约为“麻雀”AIM-7F的三分之一，为“不死鸟”AIM-54A的六分之一；使用维护方便，外场维护工作量小，导弹适应机种广泛；体积小、重量轻，其重量约为“麻雀”AIM-7F的三分之一；对载机性能影响小，悬挂位置容易安排；可靠性高，分舱段对接组成的结构有利于导弹的保管、运输、检查，更为不断改型创造了条件。该导弹系列的主要缺点是射程短、威力小，尚不能全天候使用。

根据美国和英国、联邦德国等国在1980年签订的“备忘录”的规定，由西欧国家共同发展“响尾蛇”AIM-9L的后继弹，定名为“先进近距空对空导弹”ASRAAM，作为北约国家的标准近距格斗空对空导弹。“响尾蛇”AIM-9M的生产预计延续至1990年，而西欧国家已宣布ASRAAM的可能装备服役时间将由1990年推迟至九十年代中期。

（孙杏初）

响尾蛇(Sidewinder) AIM-9M

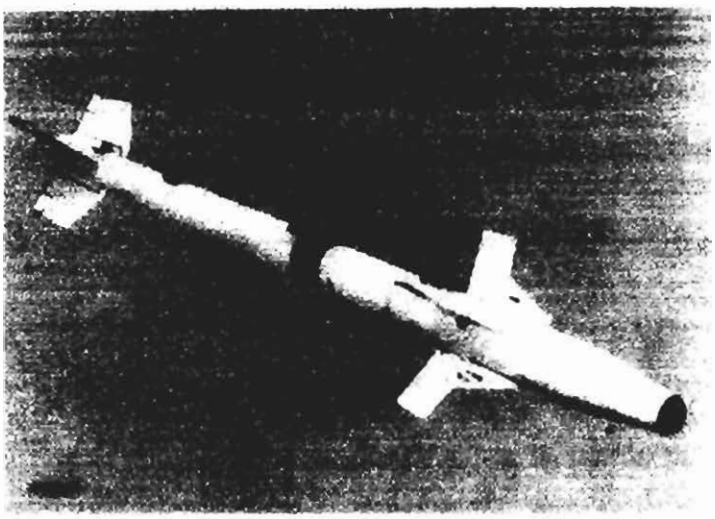
“响尾蛇”AIM-9M是AIM-9L的改型。改进了格斗性能；提高了抗干扰能力，对在红外背景一如沙漠

背景下的目标的截获能力提高了百分之五十；采用闭环式致冷技术。 （孙杏初 董丰乐）

响尾蛇(Sidewinder) AIM-9N

“响尾蛇”AIM-9N是AIM-9J的进一步改型，大量采用固体电路，改进了制导和控制舱，装用了更可靠的近炸引信。 （孙杏初 董丰乐）

响尾蛇(Sidewinder) AIM-9P



“响尾蛇”AIM-9P，是在AIM-9J的基础上提高了制导系统的可靠性，装有与AIM-9L相同的主动激光引信和固态电子器件，改装了消烟火箭发动机。1979年投入使用。约生产了21000枚以上，其中包括由AIM-9B、AIM-9E和AIM-9J的改装和新生产的，供美国自用和出口。 （孙杏初 董丰乐）

妖怪（Genie） AIR-2A

概 述

“妖怪”AIR-2A是美国研制的一种带核弹头的无控火箭弹。服役使用前曾命名为“叮当”。1954年开始研制，1956年由F-89D飞机首次发射试验成功。嗣后又用YF-102飞机进行了发射试验。此弹后改型为“妖怪”AIR-2B，装有制导装置。

该导弹弹体呈圆柱形，采用十字形尾翼，每一翼上带一可动的翼尖副翼。头部呈卵形，其战斗部舱直径比弹体直径大。

装用锡奥科尔化学公司生产的固体推进剂火箭发动机。

该弹由休斯公司的火控系统自动控制发射。发射前必须由载机飞行员解除核战斗部的保险。发射后，以超音速接近目标飞机或机群。

“妖怪”外形图

该导弹用于保护美国本土免受敌轰炸机群的攻击。1957年开始使用，曾有数千枚导弹装备部队，装备飞机有美空军防空部队的F-101 和F-106 飞机以及加拿大的CF-101 F 。现已全部退役。

主承包商是美国麦克唐纳·道格拉斯公司，该导弹每枚成本约24.3万美元。

主要战术技术指标

射程	9.6 km	发射重量	370 kg
使用高度	15 km	制导	无制导系统，由尾翼和陀螺仪进行稳定
速度	M = 3	战斗部	核装药，1.5 kt TNT当量
弹长	2.74 m	动力装置	SR 49-TC-1型固体火箭发动机，推力
弹径	430 mm		160 kN
翼展	1000 mm		

（郭振华　孙杏初　董丰乐）

鹰（Eagle）

概　述

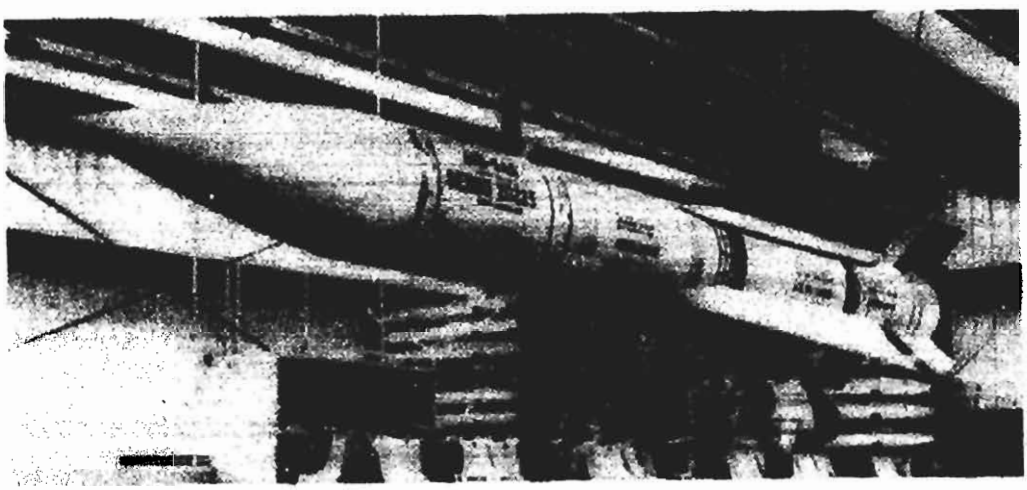
1957年美国海军宣布需要一种全新的舰队防空系统，包括装备新型火控雷达的歼击机和能进行有效拦截的空对空导弹。要求这种歼击机能用机载雷达搜索和截获目标，并能使导弹的主动雷达导引头瞄准目标。导弹可以当即截获目标，或飞完中段以后截获目标。这在当时对空对空导弹来说是前所未有的要求。当时的“波马克”导弹可以满足这一任务要求，但体积太大，难以用战斗机携带。通过长时间的竞争，在1960年初，采用了道格拉斯公司的方案。它用F6D-1作为导弹载机，在机翼下各挂三枚巨大的空对空导弹。本迪克斯系统分公司为导弹主承包商，格鲁门公司负责弹体、推进装置和地面设备的研制。在当时的空对空导弹中该导弹是最大的。导引头由“波马克B”导弹的DPN-53改进而成，整流罩能保证导弹以M = 4的速度进行长距离飞行，甚至通过暴雨和冰雹区。该计划因过于庞大，需资34亿美元，而于1960年12月被取消。但此项技术促进了休斯公司的AWG-9/“不死鸟”的发展。

主要战术技术指标

射程	随目标而不同，最大可达 204 km	（翼面伸出）	1.275m
弹长：带助推器	4.91 m	发射重量：	
不带助推器	3.53 m	带助推器	582 kg
直径：导弹	356m m	不带助推器	296 kg
助推器	409m m	制导	主动雷达
翼展：导弹	864m m	战斗部	核装药战斗部
助推器			

（董丰乐）

不死鸟(Phoenix) AIM- 54A



AIM-54A 导弹外形图

概　述

不死鸟导弹是美国海军使用的远距、全天候、全高度超音速空对空导弹。它的主要任务是攻击空中目标、控制空域和保卫舰队等。代号为AIM-54A，原编号为AIM-N-11。该导弹由休斯飞机公司研制，装备在战术战斗机F-111 B上。F-111 B可携带 6 枚导弹，两枚装在起落架中间的武器舱内，其余的挂在翼下的发射架上。由于F-111 B 飞机被淘汰，该导弹现装备在担负舰队防御任务的F-14“雄猫”飞机上。这种舰载飞机也可携带 6枚“不死鸟”导弹。

AIM-54A 导弹于1962年开始研制。在1965年 3月至1969年 5月，该导弹承受了结构、环境、抗电子干扰等一系列试验。结果是令人满意的。截至1980年共发射了200 余枚导弹。成功率达88%。

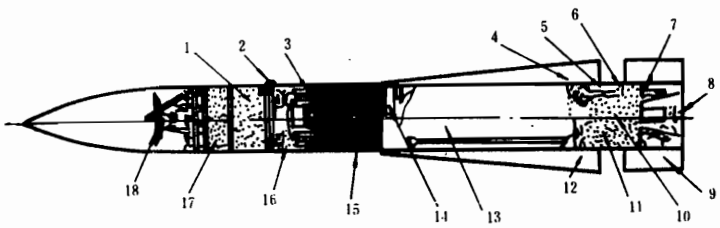
该导弹于1971年投产，1974年装备使用，1980年停产。从设计到生产共花了九年时间，从生产到使用花了三年时间。截至1980 年约生产了2520枚。截至1979年，用于该导弹的总费用约50亿美元。

主要战术技术指标

目标	超音速轰炸机、巡航导弹	使用高度	15m ～30 km
射程	200km	速度	M≧ 5

弹长	3.95m		动、末制导为主动脉冲多卜勒。
弹径	380mm	引信	触发引信、多卜勒近炸引信。
翼展	910mm	战斗部	高能炸药、连续杆式。
发射重量	447kg	动力装置	Mk 47 Mod0 型或Mk 60 Mod0 型固
制导	雷达制导、初始段为预编程序、中制导为半主		体燃料火箭发动机。

导　弹



AIM-54A 导弹结构图

1、电子部件　2、前吊耳　3、目标探测装置天线　4、后吊耳　5、连接插座　6、电源　7、舵机　8、尾部天线　9、舵面　10、自动驾驶仪　11、电转换装置　12、弹翼　13、发动机　14、引信　15、战斗部　16、目标探测器　17、发射/接收机　18、雷达天线

布局与结构　该导弹的气动外形类似于早期的“猎鹰”系列导弹，呈正常式布局。小展弦比的十字形弹翼位于火箭发动机周围，尾部的矩形舵翼与弹翼处于同一平面，头部呈圆锥形。这种外形吸取了早期“猎鹰”系列导弹空气动力布局的优点，获得了较好的升阻比，大大提高了机动性。该导弹弹体是分段安装的，具有自检特性，以便进行快速系统测试。各舱段的顺序是导引头舱、电子舱、战斗部舱、发动机舱和控制舱。由于“不死鸟”空对空导弹是用来攻击超音速飞机的，所以必须具备高超音速的能力。气动加热需要一种耐热的弹体结构。因此“不死鸟”导弹采用了由软木及塑料隔离的铝蒙皮组成的轻重量“冷结构”。一种灌注环氧树脂的Nomex纤维织物用作软木的保护层。

动力装置　导弹的固体火箭发动机是由北美航空公司根据一项360万美元的合同研制的。推进剂是该分公司改进了的固体燃料。这种新燃料包含一种改进了的聚丁二烯粘合剂，具有较好的抗爆裂性能。另外，该发动机大约有93%的燃烧室空间是装满固体推进剂的，装填密度很高。这就使导弹的性能得到很大的改进。固体火箭发动机位于战斗部和控制舱之间。它带有四个向后延伸的通过控制舱的燃气导管和尾喷管。火箭发动机的钢壳体作为推进系统舱的钢壳体，前后两端分别用螺钉连接的卡环紧固。导弹推进系统的主要组成部分包括：火箭发动机、火箭发动机开关组件、点火器和点火器保险机构。

制导与控制　制导系统包括导引头组件、接收一发射装置、电子部件、尾部混频器及天线装置。除尾部混频器和天线外，其余都装在制导舱内。控制系统由自动驾驶仪、速度传感器、四个伺服定位器、液压能源以及液压管路组成。除了俯仰和偏航速度传感器外，其余都装在控制舱内。在截击过程中，“不死鸟”导弹需根据不同的战术情况采用不同的制导方式，如半主动（采样数据或连续数据寻的）、主动及对干扰源寻的等。采用半主动制导方式时，导弹跟踪由火控雷达照射并被目标反射回来的信号；在半主动采样数据寻的方式时，仅在天线每个扫描周期的一小段时间内目标才被照射，从此时间内得到的采样导出跟踪信息；在连续数据寻的方式时，目标的照射和跟踪信息的提供均是连续的；在主动方式时，导弹跟踪由目标反射来的自己发射的信号；在对干扰源寻的方式时，导弹跟踪目标产生的能量。通常“不死鸟”可采用混合制导。如进行远距攻击时，它首先按程序爬高机动以减少AWG-9雷达对导弹制导接收机的干扰，并使导弹本身处于最佳气动状态。接着利用目标反射波按半主动寻的方式工作。当AWG-9系统同时控制几枚导弹时，导弹就按时间分配接收这些

用作制导的反射波。导弹与目标相距一定距离时，接通弹上制导雷达，转为主动方式工作。这样就形成了初始段按程序制导，中段为半主动制导和末端为主动制导的混合制导。控制系统接收制导系统产生的误差信号操纵导弹飞向目标。

战斗部与引信 AIM-54A导弹战斗部系统主要包括目标探测器及其天线、引爆系统和战斗部。其中目标探测器是一部采用时域信号处理的电磁波短脉冲雷达。它包括一个电子组件和四根天线（两根发射和两根接收）。四根天线安装在战斗部舱段壳体的外面。它们通过半硬式同轴电缆与电子组件相接。目标探测器还装有一部延时计算机以保证延迟足够长的时间后才使战斗部爆炸。目标探测器的作用是探测目标，确定战斗部起爆的时间，将一个点火脉冲传递给引信的传爆管线路。引爆系统安装在战斗部的后端面上，它与导弹系统、目标探测器和引爆系统触发器电气连接。战斗部是高能炸药连续杆战斗部，重48.49 kg。

探测、发射与控制

“不死鸟”导弹系统由导弹、AN/AWG-9火控系统和导弹/炸弹发射架组成。飞机—导弹系统的整体化程度很高。装备在F-14“雄猫”飞机上的AWG-9火控系统包括雷达与武器交联的计算机以及控制系统。雷达为大功率脉冲多卜勒体制，以对远距目标探测、跟踪及对多目标跟踪，为“不死鸟”、AIM-7F脉冲多卜勒“麻雀”和AIM-9“响尾蛇”及维尔康火炮系统提供导引数据。因此，AWG-9系统除了控制“不死鸟”导弹外，还能发射“麻雀”和“响尾蛇”导弹。AWG-9的雷达采用裂缝阵平板天线，与同样大小的抛物面天线相比受某些干扰要小，具有较高的增益。与武器交联的计算机是数据控制公司研制并生产的，重22.38千克。它包括三个主要组件：中央信息处理机，一个暂存磁芯存储器和一个只读存储器。计算机接收来自机载雷达和红外目标敏感器的信息，进行处理，通过显示屏将处理过的信息显示给导弹控制员。除了完成纯粹的火控任务外，这种计算机还能进行整个“不死鸟”导弹系统的自动检测和故障排除工作，以确定和标出哪些部件故障大，需要更换。控制和显示系统由战术信息显示器、详细数据显示器、飞行记录器、传感器控制板和计算机地址板组成。战术信息显示屏以符号形式显示计算机处理过的雷达、红外和数据通讯视频信息。当在机上装有电视瞄准具时，战术信息显示器能显示电视数据。详细数据显示器在多用途存贮管上显示雷达、红外和敌我识别器的视频信号。飞行任务记录器用胶卷记录飞行情况，以供飞行后对战术显示器及详细数据显示器的显示进行判读。手控装置用于人工控制传感器的对准和门定位，以及导弹操纵员快速跟踪捕获的选择。而传感器控制板用来选择传感器、扫描图形、天线稳定性、传感器对准、跟踪和垂直扫描跟踪截获。计算机地址板为导弹操纵员提供与计算机相互联系的手段。导弹有三种发射方式：当武器控制系统处在边跟踪边扫描方式和驾驶员既没有选择空战机动也没有沿轴线瞄准机动时，导弹采用边跟踪边扫描发射；当武器控制系统处在脉冲多卜勒单目标跟踪工作方式和驾驶员既没选择空战机动也没有沿轴线瞄准发射时，采用单目标跟踪发射；当武器控制系统所处的工作方式既不是边跟踪边扫描也不是脉冲多卜勒单目标跟踪方式时，或者当驾驶员选择了空战机动或者沿轴线瞄准发射时，则采用空战机动主动发射。

发展与改进

“不死鸟”空对空导弹自1962年研制以来，先后进行了多次打靶试验。如1966年5月12日在离加利福尼亚州海岸80.45千米处，从A-3A飞机上发射的一枚原型样弹成功地直接击中目标，这枚导弹不带战斗部，但靶机却因被直接命中而坠落海中，这是“不死鸟”导弹的首次制导试验。1983年初，在加勒比海举行的美国—北约海军联合演习期间，一枚“捕鲸叉”反舰导弹被一枚从美国F-14“雄猫”战斗机上发射的AIM-54A“不死鸟”空对空导弹拦截并摧毁。由此可以证明“不死鸟”导弹是成功的。在当时来说世界上没有其它导弹能与之抗衡。尽管如此，随着导弹技术的发展和某些其他原因，美海军还是在1976年对AIM-54A进行了改进。改进型命名为AIM-54C。

（周婵娟）

不死鸟(Phoenix) AIM-54C

AIM-54C 导弹外形图

概　述

“不死鸟” AIM-54C是AIM-54A 的改进型，用以对付九十年代的空中威胁。该型在1976年开始研制，1979年交付首批样弹进行发射试验，1982年正式投产。计划该型生产持续到1992年，总计约生产2455枚。

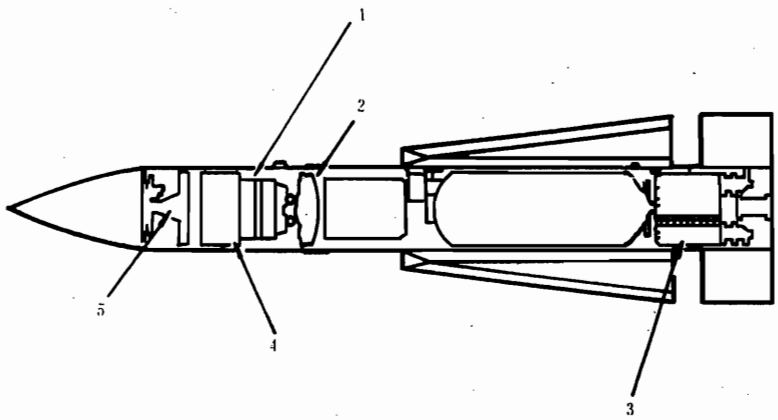
在研制AIM-54C之前，休斯公司还进行了B型的设计，该型号是在A型的基础上改为一种无液体导弹即“干不死鸟”。虽然“干不死鸟”可以简化维护，但是性能没有多大改进，而且研制费用很高，所以军方没有采纳。随后休斯公司又推荐了一种“低成本干不死鸟”。该型成本降低了30%，但费用还是偏高，也没有继续发展。C型继承了B型的部分优点，性能比A型有所提高，而价格与A型大致相同，所以美海军对此很感兴趣。

主要战术技术指标

最大射程	150 km	制导	惯性+半主动雷达寻的中制导+主动多卜勒末制导
使用高度	30 km		
最大速度	M = 5	引信	Mk 334 近炸、触发均可
弹长	3.96m	战斗部	高能炸药，连续杆式，重60 kg
弹径	380mm	动力装置	洛克达因Mk 470 型单级固体推进剂，总冲为431.5 kNs
翼展	915mm		
发射重量	454kg		

导　弹

AIM-54C导弹主要改进了以下四个方面：数字式电子设备；新的捷联式惯性基准装置；固态收一发机和新的目标探测器。



AIM-54C导弹结构图

1、数字电子装置 2、目标探测装置 3、电转换装置 4、接收—发射装置 5、格栅

AIM-54C的数字电子部件比AIM-54A的模拟部件有更好的灵活性和更高的可靠性。AIM-54A的自检能力是通过F-14飞机上的火力控制系统实现的，而AIM-54C的自检能力则不依赖飞机上的任何系统。

数字电子部件采用数字程序处理机进行实时计算、实时数据处理和最佳控制，对制导指令有较快的响应。采用微处理机进行雷达数据处理，抽取目标信息输送给导引头、自动驾驶仪和引信，以便精确制导和引爆。数字电子部件采用了大量中、大规模集成电路，许多电路板采用综合电路板（每块由15～20个基片叠合起来，共有68块）。

捷联式惯性基准装置兼有自动驾驶仪功能。由一个伺服放大器带动四个液压作动筒驱动尾翼。捷联式惯性基准装置与数字电子部件配合能使导弹在整个飞行过程中有比较好的弹道控制，提高制导精度，增大射程，并且具有对付超高空小目标的能力。

固态发射—接收机是重新设计的，其特点是把速调管发射机的1500个元件简化为800个，维护容易，可靠性高，能产生精确信息。雷达中采用线性频率调制，对杂波内和杂波外的所有目标的识别都有所改进。该部件能分辨出分散或集群目标，并控制波束定向，准确地为导引头末端制导照射目标。

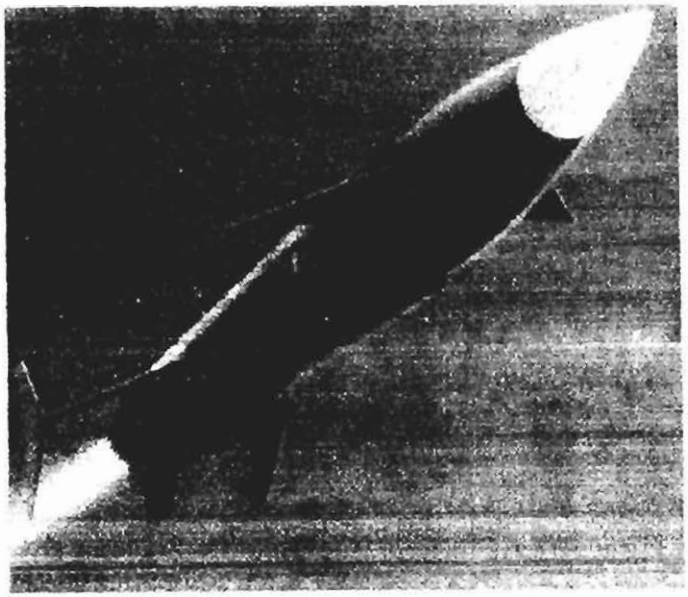
引信的目标探测装置基本是由美国海军武器试验中心重新设计的。它使AIM-54C能更加有效地攻击多种目标，特别是小目标或低空目标。提高了AIM-54C在严重电子干扰条件下的可靠性和恶劣气候条件下的攻击能力，并扩大了攻击区，提高了导弹的杀伤概率。 （周婵娟）

先进空对空导弹

AAAM（Advanced Air to Air Missile）

概　述

美海军分析认为，在未来战争中，舰队面临着新的威胁：敌方出动一个或几个轰炸机群，采用大机群编队和电子对抗措施。轰炸机群由装备新式空对空导弹的远程战斗机护航。轰炸机自身也可能携带着自卫的远程空对空导弹。由此可见AIM-54C“不死鸟”导弹不能胜任美海军舰队的防卫任务。因为AIM-54C的火力受到装载数量、导弹速度、发射区不适于攻击机动目标和横向运动目标等因素的限制，而且其制导系统不能攻击采用隐身技术的飞机，抗电子干扰能力也不够，还存在缺乏隐蔽发射能力等问题，这就促使美国海军发展AAAM



先进空对空导弹外形图

导弹作为AIM-54C 的后继导弹。

AAAM导弹主要用于航空母舰特混舰队的防空，要求能够在敌机到达发射反舰导弹的发射区之前将其摧毁。它防御的苏联目标包括“逆火”、“海盗旗”、“獾”式轰炸机。这些轰炸机的飞行高度从海平面到12千米，速度M≥ 2，同时装备有射程370 千米的AS-6“王鱼”导弹，射程370 千米的AS-4“厨房”导弹以及射程370 千米以上、高度达30千米、M = 4的新式空对面导弹。为了对付上述目标的威胁，美国海军计划在九十年代中期以前为其舰队装备AAAM导弹。

AAAM计划从以下几种已在研制的方案中选定：

1、先进通用拦截导弹，技术样弹重270 千克，大小类似“麻雀”弹；

2、改进的“不死鸟”AIM-54C；

3、通用动力公司设计的先进导弹系统（AMS）。该系统包括一个小型探测雷达吊舱和一个新设计的导弹，导弹大约重180 千克，由一台脉冲式固体火箭发动机推进。雷达吊舱是一个跟踪导向系统，能够在不同的频带工作，这一点与目前舰载飞机装备的雷达不同。这种新式雷达吊舱将来还可以安装在海军九十年代的新型先进战斗机上；

4、加大发射距离的先进中距空对空导弹AMRAAM。

最终要采用哪一方案尚不清楚。但从1982年在美国海军同盟会展出的三分之一尺寸模型来看，该弹呈飞航式布局，有一组弹翼和一组用于转弯控制的控制尾翼，在其腹部下方有一倾斜超音速进气道可为先进的整体式火箭冲压发动机或混合推进系统供气。另外该导弹将采用主动雷达末制导。

总之AAAM计划的关键部分是利用已验证过的技术。这些技术包括空气喷气推进、高密度数据处理、多方式制导以及带自适应爆炸控制引信的环形破片战斗部等。在设计过程中还将采用小型大功率射频发射机。有些技术还不成熟，应用还有风险，如整体式火箭冲压发动机，以及目标识别与分辨能力、目标截获、弹道中段修正、末制导和引信功能等，还有待在导弹的研制过程中发展完善。

该导弹的开发试验鉴定费用将达 7亿 9千万美元，8000枚导弹的采购费为47亿美元，使用支援费 3亿 5千万美元。总计划经费达58亿美元。单价约为60万美元。AAAM导弹预计在1993年投入使用。它将装备美国海军的F-14、F-18、A-6 战术飞机和美国空军的F-15战斗机。成为九十年代美国海军的优势武器。

主要战术技术指标

目标	轰炸机	制导	主动雷达末制导
射程	185 km	引信	自适应爆炸控制引信
使用高度	≧ 30 km	战斗部	环形破片式战斗部
速度	M＞ 3	动力装置	整体式火箭冲压发动机
发射重量	270 kg		

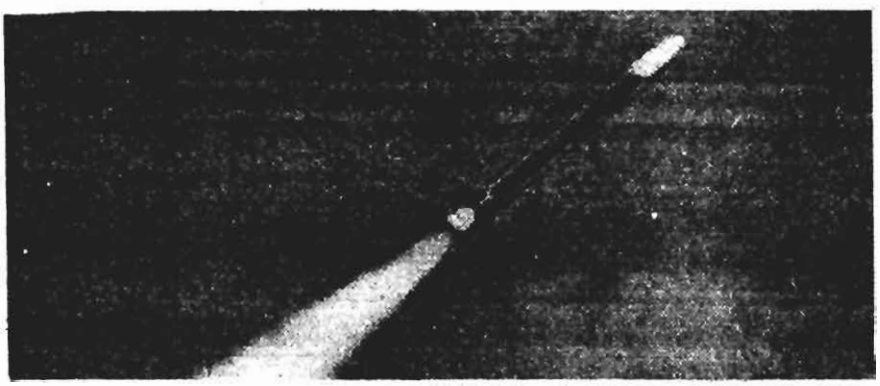
（周婵娟）

AIM－82A

美国空军在六十年代末期提出要为F-15A战斗机研制一种近距格斗空对空导弹方案，代号为AIM-82A。1969年4月美国空军对AIM-82A格斗导弹提出了招标要求，要求红外和光学两种制导系统，有效距离为300～3000米，机动性能好，能快速捕获目标。通过动力、飞歌·福特等十二个公司接受了招标。拟采用推力矢量控制系统，弹尾部有小的稳定翼，可用管式发射。美国国防部有意促使空军的AIM-82A和海军的近距格斗空对空导弹采用较多的共同制造工艺，所以这两种格斗导弹日趋相同。1975年美国国会取消了该弹的发展计划。

（陈文藻）

敏捷（Agile）



试射中的“敏捷”

概　述

美海、空军出于其空对空导弹在越南战争中的使用效果不佳而于1969年分别研制空中近距格斗导弹。1970年秋美国防部决定研制海军的“敏捷”空对空导弹。美海军计划将其装备F-14战斗机，空军计划装备F-15战斗机。后因技术和经济等原因而停止了该导弹的发展。

该弹由海军武器发展中心负责，其红外导引头和总装由休斯飞机公司承担。

该弹外形呈圆柱形，没有弹翼，只在尾部装有八片很小的折叠式稳定尾翼，起横滚稳定作用。采用推力矢量控制，即通过装在万向支架上的尾喷管的转动来实现对导弹飞行方向的控制。弹长略短于“响尾蛇”空对空

导弹，但战斗部比“响尾蛇”大得多。机动能力比迄今为止的其它的空对空导弹大很多，能在0.3秒钟内转弯15度，即转弯角速度可达50°/秒，并能快速发射。它的机动转弯半径也是目前空对空导弹中最小的。按设计要求，“敏捷”导弹能越肩攻击，即一个向前发射的“敏捷”导弹能转到与发射载机航向相反的方向上攻击尾后目标，从而大大增加了对敌机发射攻击的机会。

计划该弹同时配用头盔瞄准具。头盔瞄准具与导弹的搜索/跟踪系统相连，这样，飞行员就能通过头盔瞄准具发射“敏捷”导弹，攻击他所能见到的任何目标。

该导弹计划装一个全向红外或双色十字形阵列导引头，它能感受不同的波长或颜色，而不接收背景杂波信号，如云的辐射等。

预定使用距离在305到3220米之间，最佳射程在915米以内。

主要战术技术指标

发射距离：最小	305 m	制导	红外或双色十字形阵列
最大	3.22 km	战斗部	高能炸药战斗部
弹长	2.45 m	动力装置	聚硫橡胶化学公司的固体火箭发动机
弹径	200 mm		

（孙杏初　郭振华　董丰乐）

追蝠（Seek Bat）XAIM-97A

“追蝠”导弹

概　述

“追蝠”是美国空军和通用动力公司研制的一种高空远距空对空导弹，用于对付苏联米格—25“狐蝠”飞机。导弹采用了“标准反辐射导弹”的弹体，使用更大推力的动力装置。导弹发射前，制导系统就能在载机上捕获并锁定目标。红外导引头可跟踪米格—25尾部的排气。拦截高度可达24.3千米。1972年底和1973年初曾作过打靶试验。

（孙杏初、郭振华）

手臂（Brazo）

概　述

“手臂”空对空反辐射导弹原是美海军研制的一种防御导弹，用于压制敌机载雷达的使用，如阻止敌机使用雷达探测水面舰船和引导反舰导弹进行攻击。该计划于1972年年中公开以后，美国空军也参与了该计划，并

“手臂”挂在F-4D的机翼下

负责试验与鉴定工作。

该弹是在“麻雀”空对空导弹基础上研制的，海军电子中心负责设计被动宽带反辐射导引头，休斯飞机公司负责总装。“手臂”的频率覆盖范围为E到J波段。

1974年4月从F-4D上进行了第一次发射试验，截击了靶机BQM-34。1974年10月至1975年1月进行了第二批次试验。其中10月进行的第一次远距离、迎头、下视攻击试验击落了靶机BQM-34A。在其后的试验中，“手臂”取得了三次命中的记录，完成了初步验证阶段。第一次为下视、尾追攻击，第二次和第三次为远距、下视、迎头攻击。1978财政年度，该弹仍有研究和发展拨款，此后就未见有关该弹的报道。

（孙杏初　郭振华　姜继庆）

机载反卫星导弹

Anti-Satellite Missile(ASAT)

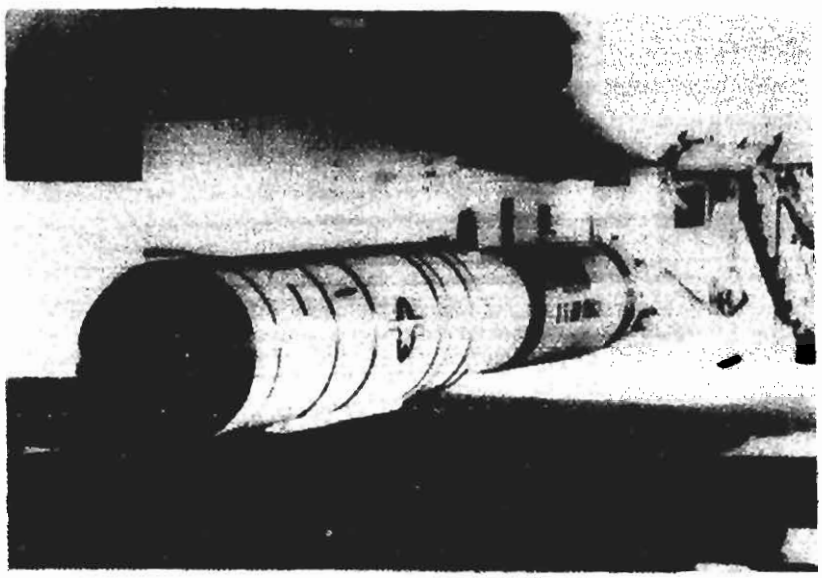
概　述

“机载反卫星导弹”是美国国防部和空军航空系统司令部空间分部主管、沃特公司研制的机载反低轨道卫星的空对天导弹。由F-15载机在万米以上的高空对着目标发射，利用自动寻的装置高速撞击目标来将其击毁。

该武器系统七十年代初开始探索研究，1976年正式研制，1983年3月23日美国总统里根提出战略防御计划后，便成为该计划的一个组成部分。目前该系统正处于工程研制阶段，1985年9月13日进行了首次太空打靶试验。计划1988年开始装备，总费用约为36亿美元（不包括飞机和地面各种设备）。研制费用为13亿美元，空军计划购买134枚导弹（其中12枚为研制试验弹）。按1984年的美元值计算，单价为735万美元。

主要战术技术指标

作战目标	低轨道（400～480 km）上的苏联电子情报卫星、海洋监视卫星及再入弹头	发射高度	10688～15240 m
		弹长	5.4267m
		弹径	501.9 mm
作战高度	最大可达10000 km	尾翼展	752.8 mm

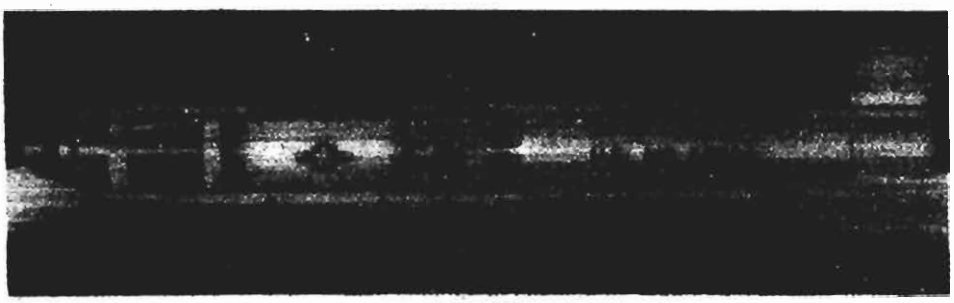


F - 15 飞机准备发射“反卫星导弹”

发射重量	1221.36 k g	制导	惯性加红外自动寻的
第一级推进	一台脉冲式固体火箭发动机	作战负荷	撞击杀伤装置（微型飞行器）
第二级推进	一台Altair Ⅲ型固体火箭发动机		

导　弹

布局与结构　圆柱形弹体，卵形头部，尾部有五个呈五角星形配置的尾翼，其中两个为固定的稳定尾翼，另外三个是起操纵作用的气动舵面。全弹主要由第一级、第二级、旋转台和作战负荷等组成。



“机载反卫星导弹”的结构布局

动力装置　第一级主要包括一台锡奥科尔化学公司生产的脉冲式固体火箭发动机（原用于“近程攻击导弹”）和驱动舵面的电驱动机构等。该火箭发动机长2.54米，直径440 毫米，内装449 千克HTPB固体推进剂。总重782 千克，推力33.34 千牛，总冲量为1120.9千牛 / 秒。允许温度 －36℃～＋30℃。

第二级主要包括一台Altair Ⅲ型固体火箭发动机和惯性导航装置。Altair Ⅲ（设计代号为 TE-M-640 ）是锡奥科尔化学公司早期为“侦察兵”研究火箭研制的第四级推进的固体火箭发动机，长1.485 米，直径 500 毫米，重445.8 千克，内装有273.3 千克固体推进剂。推力为26.9千牛，工作时间27.8秒。发动机壳体用玻璃纤维制造，而喷管用石墨、塑料和钢等多种材料制成。

制导与控制　全弹有两套独立的制导系统。在有动力飞行期间，用斯派雷公司的装于第二级内的惯导系统

和第一级的操纵舵进行制导控制。在微型飞行器（作战负荷）独立飞行期间，用红外寻的装置、激光陀螺和操纵火箭实施制导和控制。

旋转台　它位于第二级和作战负荷之间，当第二级发动机工作到某预定的时间，旋转台启动，带动作战负荷，即微型飞行器旋转。

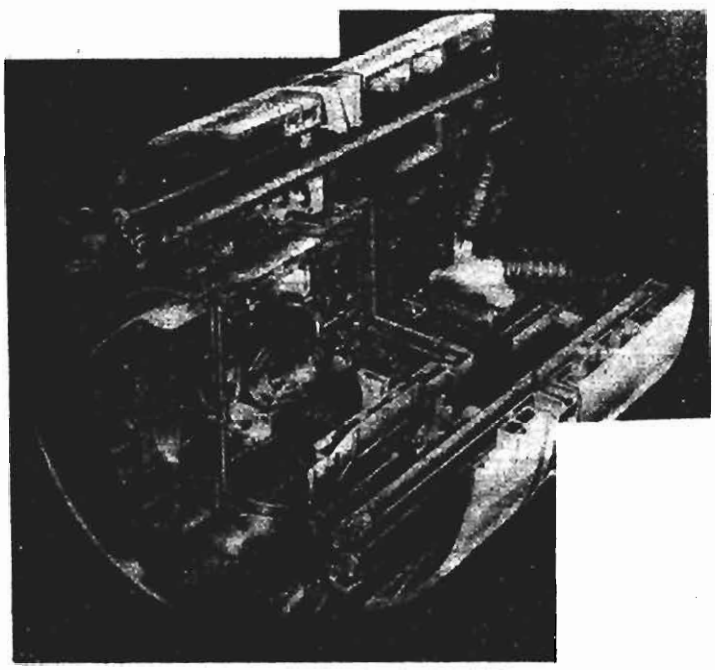
作战负荷　它是一种不带炸药的微型飞行器，以其动能击毁目标。其威力相当于一发大型炮弹。

微型飞行器为直径略小于一、二级的圆柱体，装在导弹头部可抛整流罩内。该飞行器长457.2毫米，直径304.8毫米，重量13.69千克，飞行速度13.716公里/秒。它是由互连的内圆柱体和外环柱体组成。内圆柱体前段安装红外寻的望远镜。后段内装微处理机和激光陀螺。外环柱体用于安装操纵火箭。

红外寻的装置是休斯公司研制的装有冷却系统的8管红外望远镜。8个红外望远镜圆管周向均匀分布在内圆柱体内，每个望远镜的头部均装有一红外传感器。由于微型飞行器本身是以20转/分的速度绕纵轴旋转，因而八个红外传感器的综合信息可保证不将其他红外源误认为是目标。内圆柱体外面还有冷却套。

微型飞行器用霍尼威尔公司的激光陀螺确定初始基准，数据处理机将红外望远镜测得的目标实时数据修正陀螺仪提供的基准，提供操纵指令，适时点燃相应的操纵火箭，使微型飞行器始终对准目标飞行。

56个细长圆柱形固体操纵火箭分内外两层平行外环柱体母线，交错地均匀分布在外环柱体圆周上。每个细长火箭壳体内一前一后装着两个可分别点火的药柱，因此每个操纵火箭可工作两次，但共用一个排气喷管，该喷管位于火箭中部，其轴线垂直于微型飞行器的纵轴。由于微型飞行器是旋转的，所以可保证在任何需要的时候，在任何需要的方位上，总有未燃的操纵火箭可供使用，不会出现在需要操纵的方位上火箭已用完的现象。



微型飞行器的剖视图

探测、发射和指控

目标探测　对已在轨道上运行的卫星，一般采用地面卫星观测站进行探测和跟踪。而对刚发射的卫星，或在太空有电子干扰，地面雷达无法使用时，可用天基探测设备、激光或红外等探测设备进行探测和跟踪。

指挥控制　目前由北美防天司令部所属的、设在希勒纳山区的地下防天作战中心实施指挥控制。该中心备

有大型高速计算机、通信设备、各种显示分析设备、指令线路等。各种探测设备所获得的目标信息、干扰信息、环境信息等都送到该中心进行分析处理，计算出载机起飞时间、飞行航迹、作战方式、导弹发射点、红外望远镜开始工作的时间等数据，然后将其传送给出击的空军基地。最后该中心还分析来自核查站的攻击结果。

设在希勒纳山区的地下防天作战中心

发射载机 稍作改装的F-15战斗机。该机于1980年开始装备部队。其起飞重量约20吨，飞行速度在高空时M＝2.3～2.5，低空时M＝1.2，升限为18300米（急跃升可达24400米），最大爬升率为370米/秒，升至11000米所需爬升时间为4.6分钟，外挂载荷为7260千克。

作战使用

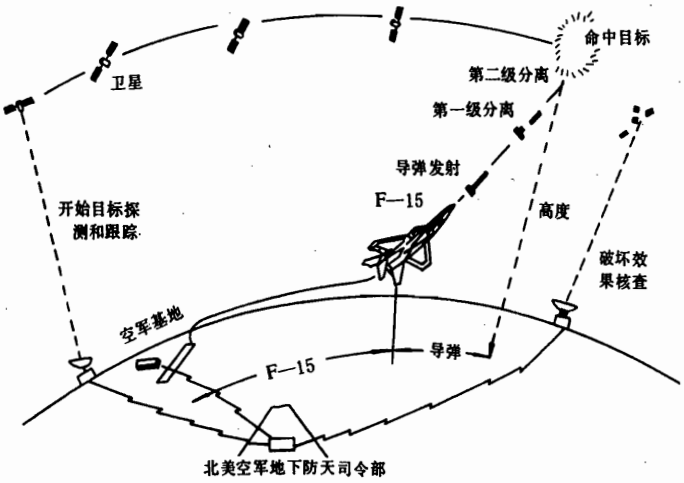
系统组成 该导弹武器系统主要由导弹、发射载机、地面卫星观测站、指挥中心和核查站组成。

工作过程 首先由地面卫星观测站或其他设备对目标进行探测和跟踪，并把测得的数据送给防天作战中心处理。防天作战中心根据各传感器送来的数据，计算出飞机和导弹实施攻击所需的各种数据。然后把这些数据传送到出击基地，基地将必要的数据输入到载机和导弹内。当攻击低轨道上的卫星时，载机以一般的爬升方式爬升到发射高度发射导弹，如果攻击较高轨道上的卫星，载机需垂直向上冲击至较高的高度上发射导弹。发射过程是自动的，需时10～15秒。导弹在某预定点发射后，第一级发动机工作，并由惯导系统和空气舵实施控制。第一级发动机工作完后第二级发动机接着工作。第二级发动机工作至某预定的时间，便抛掉微型飞行器外的整流罩，启动旋转台，使其以20转/分的转速带动微型飞行器旋转，同时微型飞行器上的红外望远镜开始工作。一旦红外望远镜捕获到目标，发动机进一步加速工作，直至飞行速度达13.716公里/秒时，第二级分离。其后微型飞行器在其自身的制导和控制系统控制下飞行。根据红外望远镜获得的信息，通过操纵火箭随时修正微型飞行器的航向，使其始终对准目标飞行，最后直接撞击在目标上。攻击效果由核查站核查。

作战部署 美国空军计划先组建两个F－15反卫星导弹飞机中队，一个中队部署在弗吉尼亚州的兰利空军基地，另一个部署在华盛顿的马可德空军基地。总共56架载机，这两个基地都位于美国东海岸附近，目的在于使击毁的卫星碎片可落于海洋内，不致因落在陆上造成破坏。

发展和改进

七十年代初一些美国宇航公司开始对反卫星导弹进行探索性研究。1976年沃特公司和波音公司被选为研制竞争承包商。1978年确定设计方案，1980年完成样弹设计，同年10月开始工程研制。1981年1月美国总统批准加速机载“反卫星导弹”的研制，7月进行全面研制，并选定沃特公司为主承包商，波音公司为次承包商。沃

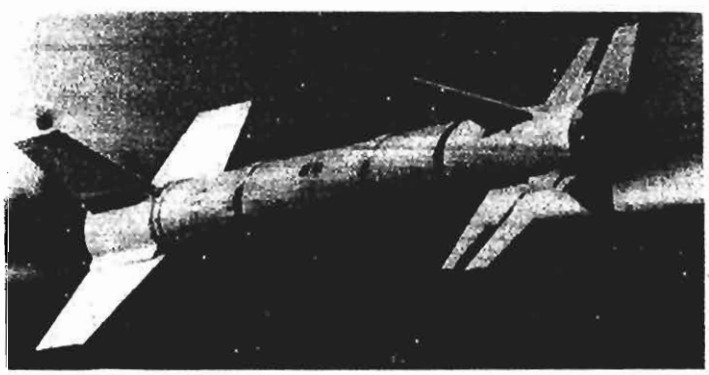


机载“反卫星导弹”系统作战过程示意图

特公司负责第二级弹体和微型飞行器，波音公司负责第一级弹体，飞机挂架接口和控制中心的研制。此外麦克唐纳·道格拉斯公司负责F-15飞机的改装工作。

“反卫星导弹”是世界上第一个空天导弹，其主要特点是：采用飞机发射，使系统有很强的生命力；由飞机对准目标发射，20～30分钟就可完成一次攻击；采用直接撞击摧毁，有效载荷小；整个武器系统除导弹外都是利用已有的设备；研制周期短，费用低。（盛德林）

短刀（Kukri）



“短刀”导弹外形图

概　述

“短刀”是南非阿姆斯科尔（Armscor）公司为南非空军研制生产的V3B红外制导格斗导弹的出型。该公司于六十年代末就着手计划研制V3型空对空导弹，至七十年代末已研制了V3A和V3B两种型号

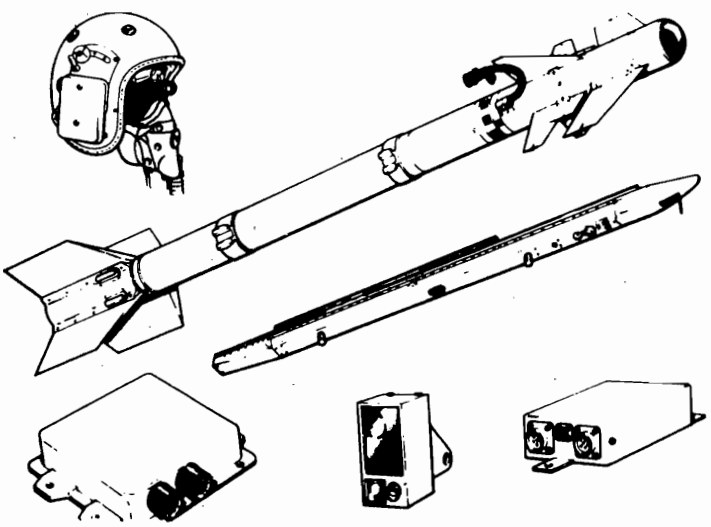
「3A 于1971年开始研制，1975年投产。在生产 V3A 的同时，又开始研制其改进型 V3B。该型号于1979年投产，“短刀”就是其出口型名称。该导弹是在法国玛特拉公司的R 550 “魔术”导弹的基础上研制的，但也采用了以色列“蜻蜓”导弹的某些技术。装备“幻影Ⅲ”和“幻影 F·1”战斗机，是目前南非空军的主要空战武器。

主要战术技术指标

发射距离	最大 海平面为2km，高空为4km 最小 300m	尾翼展	530 mm
		固定鸭翼翼展	420 mm
使用高度	15.25 km	弹重	73.4 kg
速度	M＝1.8	制导	红外寻的
最大过载	35g	引信	红外被动近炸引信和触发引信
持续过载	25g	战斗部	常规破片式战斗部
弹长	2.944 m	动力装置	一台双推力固体火箭发动机
弹径	127 mm		

导　弹

布局与结构　该导弹采用非对称双鸭式气动布局，在一个平面内，有两组串列的舵面——双鸭式舵。一对固定的鸭式舵在前，另一对可动的双三角形鸭式舵在后；在另一个平面内，没有固定的鸭式舵，只有一对与早期“响尾蛇”相似的三角形控制舵。双三角形鸭式舵控制导弹的俯仰加速度，三角形鸭式舵控制导弹的横滚转动。导弹的十字形尾翼可以环绕火箭发动机后端自由转动。弹体由两个舱段组装而成，前舱段装有制导、控制和引信组件，后舱段装有发动机和战斗部组件。组装时，使用标准工具和一个简单的校准夹具，只需要几分钟时间，就可以将两舱段组装起来。



“短刀”导弹结构图

动力装置　一台双推力固体火箭发动机，使用无烟双基药固体推进剂。

制导与控制　采用被动红外寻的制导，导引头包括一个安装在陀螺上的位标器，其红外探测器由装在发射架内的纯净高压空气冷却系统致冷，工作波长为 4 微米，具有良好的目标/背景识别能力。控制舵面由燃气舵机驱动（但也有报道说采用电动舵机），并采用一种“旋转操纵”控制原理进行控制。

战斗部与引信 常规破片式战斗部，装有成形衬筒和托佩克斯 2A 炸药，有效杀伤半径为 9米。引信有红外被动近炸引信和触发引信两种。

探测、发射和控制

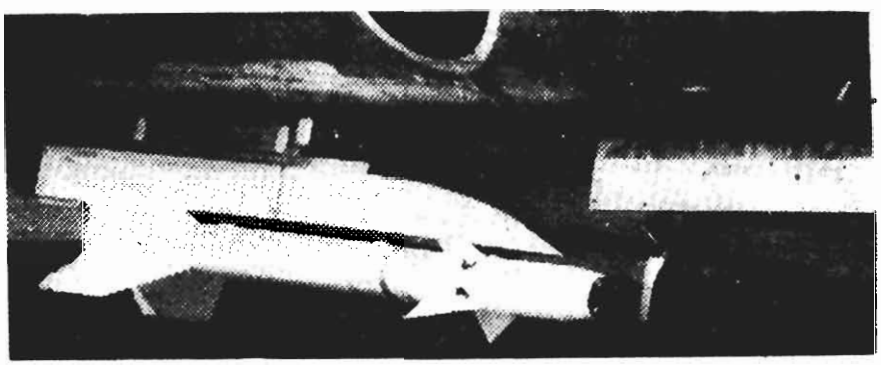
控制系统 “短刀”导弹系统的独特之处是与头盔瞄准具配合使用。头盔瞄准具由头盔、姿态基准装置、数字处理机和前置放大器组成。头盔上有一光电装置，由分装在头盔两边的两只发光二极管组成，它与分装在座舱两侧的两个姿态基准装置配合，测量瞄准线相对于飞机轴线的位移，其信号通过前置放大器输入数据处理机，转换成与上/下、左/右瞄准误差成正比的控制指令，通过连接瞄准具和导弹的电子接口输入导引头的位标器，控制位标器与头盔瞄准线随动，以捕获目标。整个头盔瞄准具重6.6 千克，其中头盔重2.3 千克。

发射架 该导弹在“幻影Ⅲ”飞机上挂在翼下挂架上，在“幻影 F·1”飞机上挂在翼尖上。但这两种情况都要安装一个发射架。该发射架长：2.495 米，重32千克。发射架内装有导弹红外探测器的空气致冷系统和连接导弹和头盔瞄准具的电子接口。

作战使用

飞行员借助于头盔瞄准具捕获目标，并将待发射导弹置于瞄准状态，使其导引头与头盔瞄准线随动，一旦目标在导弹作用范围之内时，一个瞄准光环就显示在飞行员右眼前的护目镜上（如果目标飞出导弹作用范围之外，瞄准光环随之消失）。当导弹上的逻辑线路判断出红外能量相当强时就发出音响信号，然后飞行员将状态开关拨到跟踪位置上，导弹就自动锁定并跟踪目标。在飞行员决定发射导弹前，导弹继续跟踪目标，此时飞行员可以搜索并指示第二个目标，或按下发射按钮发射导弹。 （杨岐霞）

三菱(Mitsubishi)AAM-1



挂在机翼下的AAM-1导弹

概 述

该导弹于1969年生产和装备部队，代替“响尾蛇”，外形与“响尾蛇”相似。主承包商是日本三菱重工业公司，装备飞机为F-86F、F-104J。

主要战术技术指标

射程	5km	弹长	2.5r
攻击方式	尾追	弹径	150mr

发射重量	76kg	战斗部	高能炸药
制导	红外	动力装置	固体火箭发动机

（孙杏初　郭振华）

三菱 (Mitsubishi)AAM-2

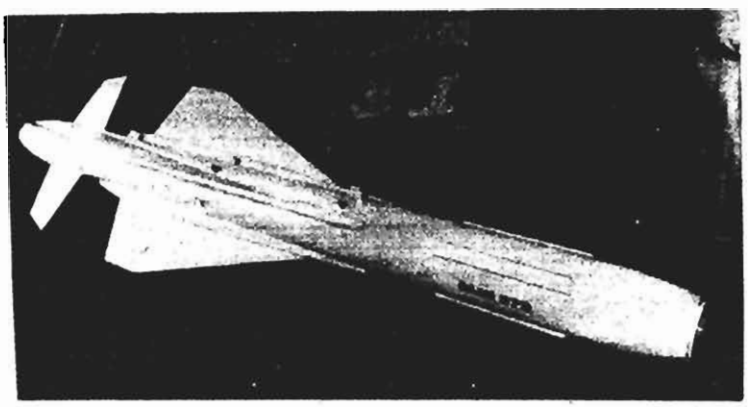
概　述

该导弹是AAM-1的后继型。1966年开始研制，1971年试制17枚用作空中试验。

导引头采用锑化铟红外光敏元件，扩大了导弹的攻击区，使其具有全向攻击能力。AAM-2的外形象美国的“猎鹰”AIM-4D。

该导弹的主承包商是日本三菱重工业公司。装备飞机为F-4E、F-4J。　（孙杏初　郭振华）

萨伯 372 (Saab372)



“萨伯372”导弹

概　述

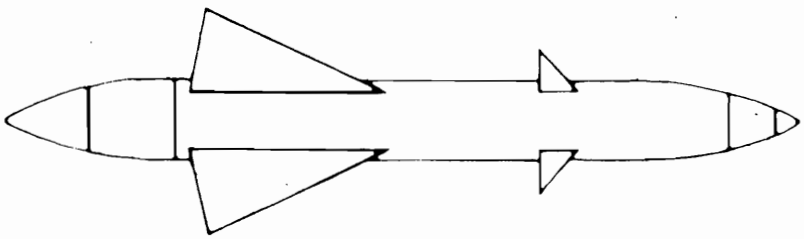
“萨伯372”即RB 72空对空导弹。1975年7月，瑞典政府授权萨伯公司开始全工程研制，计划用作“雷”式飞机JA37型的主要空战武器。按要求，此导弹既能全天候中距拦射，又能近距格斗。正常式气动布局，大后掠三角形弹翼装在导弹中部，截梢控制舵装在弹尾。采用氮气致冷红外探测器和先进的全固态数字式导引系统。用其它导弹对导引头进行试验的结果表明，这种导弹可在JA37飞机实战包线的任意点上发射，并能从任意方向攻击目标。后因瑞典政府决定采购英国的“天空闪光”而停止了发展。

主要战术技术指标

射程	估计为3.8km	翼展	607mm
弹长	2.63m	发射重量	约110kg
弹径	175mm	动力装置	固体燃料火箭发动机

（董丰乐）

碱（Alkali） AA-1



AA-1空对空导弹外形图

概　述

苏联研制设计的第一个雷达型空对空导弹，自定代号为“K 5”或“PC-2-y”航空导弹，AA-1代号及名称“碱”是西方给定名的。该弹在五十年代中期研制成功，随即装备苏联战斗机，用以攻击机动性不大的轰炸机。具有全天候的作战性能。由于该导弹为雷达波束制导，在制导飞行期间，需机载火控雷达始终照射目标，其导引体制及系统都较落后，六十年代中期苏联停止了该弹的生产。

主要战术技术指标

目标	轰炸机	弹翼翼展	580mm
最大射程	5～7km	舵翼翼展	320mm
使用高度	16.6km	弹重	82kg
速度	M＝2	制导	雷达波束制导，I/J波段
杀伤半径	7m	引信	无线电近炸引信
弹长	1.88m	战斗部	高能炸药破片式，重13kg
弹径	178mm	动力装置	单级推力固体火箭发动机

导　弹

布局与结构　AA-1空对空导弹是“鸭”式气动布局，头部为锥形，弹体中部呈圆柱形，尾部为卵形，舵面和弹翼呈X-X形配置。导弹由五个对接的舱段构成：第一舱为战斗部，无线电引信装在第一舱前端；第二舱为控制装置舱；第三舱为固体燃料火箭发动机，两个喷管分置在发动机后部的两侧；第四舱内装有导弹横滚稳定装置、供气装置和控制系统的组成部分，弹翼固定在第四舱的弹体上；第五舱为无线电装置舱。

动力装置　发动机壳体由钢件相互焊接制成，内装管状火药柱。发动机外壳上有一凸起，其上有两个螺孔，用来安装电点火器。

制导与控制　无线电控制装置将机载雷达的无线电信号变换为电信号。该电信号与导弹偏离等强信号线的偏离量和偏离速度成比例。控制稳定装置将无线电控制装置的电信号转换为舵机的机械运动，修正导弹的航向。横滚稳定装置保证导弹相对于纵轴的稳定性。

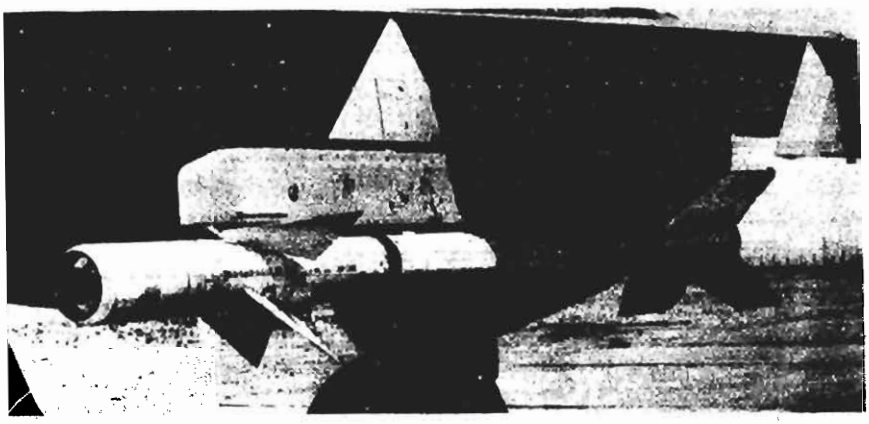
战斗部与引信　战斗部炸药为梯恩梯和黑索金的混合物。利用战斗部壳体爆炸形成的碎片摧毁目标。

无线电引信装在战斗部壳体的前端上。当导弹与目标的相对距离达到预定的范围内时，引信引爆战斗部。

装 备 使 用

A/A-1空对空导弹在五十年代中期开始装备苏联空军的米格—17PFU“壁画”、米格—19PF“农夫”-D型和苏-9“捕鱼笼”-B型战斗机。由于性能落后，已于六十年代后期停止使用。 （陈文藻）

环礁（Atoll）AA-2



“环礁”AA-2空对空导弹外形图

概 述

“环礁”AA-2是苏联的第一个红外制导的空对空导弹。1961年投产，外形、尺寸和性能与美国的“响尾蛇”AIM-9B空对空导弹相同或相似。苏联自己的代号为K-13，代号“AA-2”和名称“环礁”是西方给定名的。该弹在歼击机的整个速度范围内，在普通气象条件下（云层以外），在白天和黑夜都能使用。

主要战术技术指标

射程	5～7km	弹重	75.3kg
速度	M=2.5	制导：标准型	被动红外制导
弹长	2.8 m（雷达型3.1 m）	改进型	半主动雷达制导
弹径	127 mm	引信	红外近炸引信
弹翼翼展	530 mm	战斗部	11.3kg
舵翼翼展	450 mm	动力装置	固体燃料火箭发动机，最大推力24.5kN

导 弹

布局与结构 鸭式气动布局。弹体为圆柱形，头部半球形，舵面和弹翼串列配置在两个互相垂直的平面上，悬挂时呈X-X形。该弹由五个舱段组成：第一舱是红外导引头；第二舱是舵机和电源系统；第三舱是战斗部；第四舱是红外近炸引信；第五舱是导弹发动机。

动力装置 单级推力固体火箭发动机，推进剂为八角星形内孔圆柱形药柱，其端面和外表面有包覆层。发动机重36.2千克，发动机总冲量为37.34千牛秒。

制导与控制 导弹的红外导引头利用目标的热辐射进行工作。目标热辐射由导引头转换成控制信号，输给

导弹的控制执行机构。该弹按比例导引律进行导引。

舵机舱是一个圆柱形舱段。舵机根据导引头输给的控制信号，产生导弹舵面的运动力矩。舵机有两个相互独立的控制通道，靠燃气发生器产生的燃气工作。该导弹舵机的特点是没有舵面位置反馈。舵机动力执行部分与舵面相连接，并产生与控制信号成比例的舵机力矩。达到稳定时这一力矩与气动铰链力矩平衡。

引信与战斗部 当导弹在距目标 9米范围以内以一定的相对速度和交会角飞近目标时，红外近炸引信接收目标发动机的热辐射而形成引爆信号，经过延迟后引爆战斗部。

战斗部为高能炸药破片式，总重量为11.3千克。

作战使用

战斗机上挂弹 在两侧机翼下的挂弹架上各悬挂一枚。战斗机前轮支柱的收放起着保险发射的作用。可选择单射或齐射。紧急情况时，还可应急发射或应急投放。

发射和制导飞行 飞行员发现目标后作机动飞行，把固定瞄准具的十字标记和目标重合。此时目标应位于导弹导引头的视场内，飞行员可从耳机中听到音响信号音调和音量的改变。当达到允许发射距离时信号灯点亮，即可发射导弹。飞行员按下发射按钮，导引头位标器开锁，发动机点火，导弹离轨。

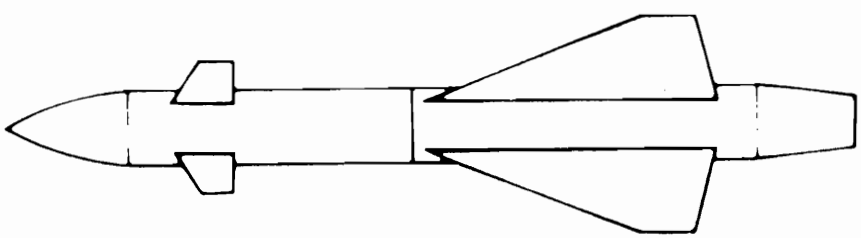
装备使用

AA-2空对空导弹是华约各国空军的米格—21、米格—23的主要武器。该导弹还输出至二十多个国家，如阿富汗、阿尔及利亚、古巴、埃及、芬兰、叙利亚、越南和印度等国，印度还引进了该弹的生产线。在中东、印巴、越南战争的空战中曾使用过此导弹，空战效果不佳，在最佳发射位置发射导弹仍有跟踪偏离现象，且其机动性能也不理想。

发展与改进

六十年代中期，苏联曾对此导弹进行了多次改进，如采用硫化铅致冷探测器等。七十年代后期，苏联在此导弹的基础上研制了“高级环礁”AA-2·2半主动雷达制导空对空导弹，已装备米格—21“鱼窝”战斗机。该弹比AA-2约长300毫米，主要用于装设弹载雷达接收机和天线组件。 （陈文藻）

阿纳布（Anab）AA-3



AA-3空对空导弹外形图

概 述

苏联研制的“阿纳布”AA-3空对空导弹，外形类似于美国的“猎鹰”AIM-4空对空导弹。弹体呈圆柱形，有大的十字形弹翼和小的十字形“鸭”式舵，由可动的“鸭”式舵进行控制。AA-3有红外和雷达制导两种型号，其导引头可以互换。

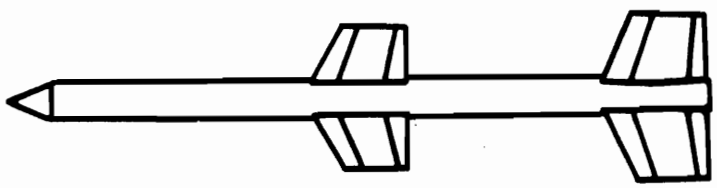
主要战术技术指标

程	19km	发射重量	275 kg
长：红外型	3.4 m	制导	被动红外制导和Ⅰ/J波段半主动雷达制导
雷达型	3.3 m	战斗部	高能炸药战斗部，重40 kg
径	153 mm	动力装置	固体燃料火箭发动机
展	1.3 m		

装备使用

1963年AA-3空对空导弹装备了苏联空军的雅克—28“火棒”战斗机，通常在机翼下混装红外和雷达型空空导弹各一枚，也可混装各两枚。后来苏联防空部队的苏—11、苏—15也将该导弹作为主要的武器配备。苏已生产该型导弹数千枚。导弹配用的机载雷达为“跳旋”（Skip Spin）截击雷达，其工作频率为8690—9090兆赫，脉冲宽度为0.5微秒，脉冲重复频率为2700—3000赫，发射功率为100千瓦。雷达有效搜索、跟踪距离为30－40千米。该雷达对AA-3雷达制导的空对空导弹具有照射能力。1968年4月21日执行截击任务的苏-15就装备了该导弹及其相配的机载雷达系统。（陈文藻）

锥子(Awl) AA-4



AA-4“锥子”空对空导弹外形图

概　述

苏联在五十年代末期研制的一种较大尺寸的近距空对空导弹，战斗部重50千克，用以攻击轰炸机。该弹外形与美国的“麻雀”ⅢB相似。弹体为细长圆柱体，尖头部，矩形弹翼和尾翼呈X-X配置。代号AA-4和名称“锥子”是西方给定的。

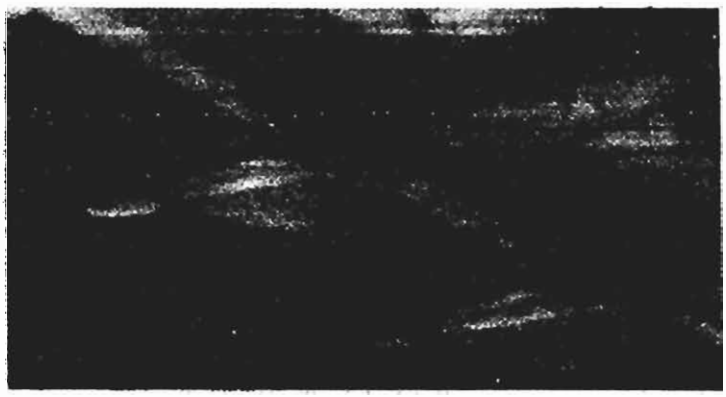
主要战术技术指标

最大射程	9.2 km	弹重	360 kg
最大速度	M＝2.6	制导	半主动雷达制导
弹长	5.0 m	战斗部	高能炸药战斗部，重50kg
弹径	300 mm	动力装置	固体火箭发动机
翼展	1.52m		

装 备 使 用

"锥子"空对空导弹于1961年苏联航空节时第一次在"海豹鳍"试验机上出现，该弹曾装备米格—23战斗机。由于该弹性能落后，于六十年代中期停止生产。 （陈文藻）

灰（Ash） AA-5



"灰" AA-5空对空导弹外形图

左：红外型 右：雷达型

概 述

"灰"是苏联在近距空对空导弹AA-3的基础上研制成功的一种中远距拦射型空对空导弹，是"阿纳布"AA-3的放大型，是苏联空军最大的空对空导弹之一。其代号AA-5和名称"灰"也是西方给定的。弹体基本上呈圆柱形，头部为半球形。三角形弹翼与尾翼呈X-X配置，弹翼尺寸特别大。

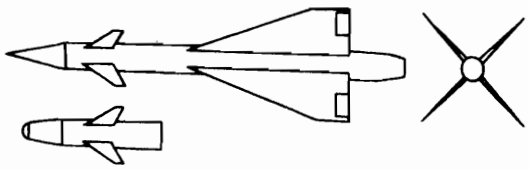
主要战术技术指标

射程	22km	发射重量	400 k
速度	M＝2.6	制导	被动红外制导和半主动雷达制导，雷达制
弹长：红外型	5.3 m		为I / J 波段
雷达型	5.18m	战斗部	高能炸药战斗部，重70 k
弹径	300 mm	动力装置	固体燃料火箭发动
翼展	1.3 m		

装 备 使 用

"灰" AA-5空对空导弹是苏联全天候战斗机图—28P"手提琴"的主要武器，在主翼下混装红外和雷型导弹各两枚。米格—25"狐蝠"-A型也能装AA-5导弹。苏联已生产了数千枚，除自己装备外，还提供捷克、保加利亚、波兰等东欧诸国。 （陈文藻）

毒辣（Acrid） AA-6



AA-6空对空导弹外形图

概　述

苏联在AA-5的基础上研制的一种更长更粗的中远距空对空导弹，西方给定的代号为AA-6，名称为“毒辣”。该导弹是AA-5的后继弹，其外形与“阿纳布”AA-3相似，但尺寸要大些。AA-6导弹的弹体为圆柱形，头部呈圆锥形。头部之后有十字形三角舵面，起控制作用。弹翼与舵面呈X-X配置。弹翼上有副翼，也起控制作用。该导弹也有红外和雷达两种制导方式，导引头可以互换。

主要战术技术指标

射程：雷达型	50 km	发射重量：	
红外型	22 km	雷达型	750～800 kg
速度	M＝2.2	红外型	650～750 kg
弹长：雷达型	6.15 m	制导	被动红外制导或半主动雷达制导
红外型	5.80 m	战斗部	高能炸药破片式，重量60～100 kg
弹径	390 mm	动力装置	固体燃料火箭发动机
翼展	2.25 m		

装备使用

1975年AA-6“毒辣”空对空导弹开始装备苏联空军部队，成为米格—25“狐蝠”-A型截击机专用的主要武器。苏联的图—28P“手提琴”和苏—15D、E型战斗机也装备该型导弹。在米格—25“狐蝠”A截击机左右翼下各混装两枚AA-6导弹，红外型挂在挂架的内侧位置，雷达型挂在挂架的外侧。

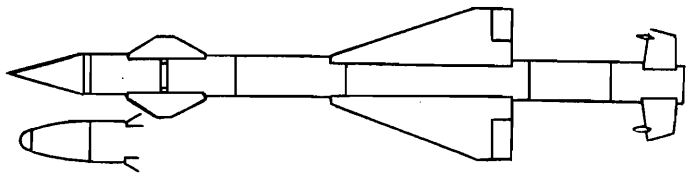
该导弹的相配机载雷达是米格—25“狐蝠”A的“狐火”火控雷达，使雷达制导的AA-6导弹的射程达40－50千米。装备使用这种导弹的国家还有利比亚、阿尔及利亚等。（陈文藻）

尖顶（Apex） AA-7

概　述

“尖顶”AA-7空对空导弹是AA-3的后继弹，与AA-3导弹有些类似。但AA-7

导弹的性能有明显的提高，弹体稍为大一些，特别不同的是除了在弹翼之前有鸭式舵之外，在导弹的尾部还备有辅助控制尾舵，使导弹具有较高的机动能力。



AA-7空对空导弹外形图

主要战术技术指标

射程：雷达型	32km	翼展	1.4 m
红外型	15km	发射重量	320kg
速度	M = 2	制导	被动红外制导或半主动雷达制导
弹长：雷达型	4.50m	战斗部	高能炸药破片式，重40 kg
红外型	4.22m	动力装置	固体燃料火箭发动机
弹径	260 mm		

装备使用

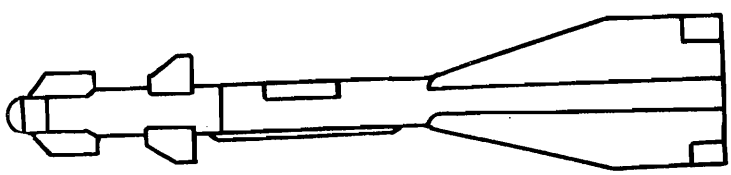
AA-7空对空导弹是米格—23C战斗机拦截型的标准武器，混装雷达和红外型导弹各一枚，作为低空、中空作战使用。雷达型AA-7导弹与其载机米格—23“鞭挞者”-B型的“高空云雀”雷达配合使用，该雷达具有有限的下视搜索和跟踪能力。米格—25“狐蝠”-A型也能挂装该导弹。1984年开始服役的米格—29“舌骨”也装该弹。

机载雷达“高空云雀”的输出功率约为150千瓦，天线直径约为750毫米，天线增益系数较高，采用J波段。

（陈文藻）

蚜虫（Aphid）AA-8

“蚜虫”AA-8是苏联研制的空对空近距格斗导弹，由“环礁”AA-2发展而来，是世界上尺寸最小、重量较轻的空对空导弹，其性能类似于美国的“响尾蛇”AIM-9L。该弹尾部装有大的三角形弹翼，前部装有小的固定矩形翼和三角形舵面。红外和雷达导引头可以互换，头罩呈半球形。具有极大的横向机动能力。



“蚜虫”导弹外形图

基本型主要战术技术指标

最大发射距离		弹长 雷达型	2.15m
雷达型	15 km	红外型	2.0m
红外型	7 km	弹径	130mm
最小发射距离		翼展	520mm
红外型	500m	发射重量	55kg

制导	被动红外制导或J波段半主动雷达制导	动力装置	固体燃料火箭发动机（燃烧时间1.5～2.0秒）
战斗部	高能炸药破片式，重6kg		

装备使用

1975年苏联将该弹装在米格—23战斗机上，后来又装在米格—21的后继型战斗机和苏—15及雅克—36MP战斗机上。该弹几乎可装备所有的战斗机。（陈文藻）

AA-9

概　述

AA-9导弹于1976年开始研制，估计1981年装备部队，是七十年代末苏联研制和发展的新型雷达制导的中距空对空导弹。

该导弹装有多功能雷达导引头，载机能在各种高度上同时跟踪、攻击3～4个目标，这种导弹具有下视、下射作战能力，以对付入侵的轰炸机和巡航导弹。该弹的作战范围介于“麻雀”AIM-7M和“不死鸟”AIM-54A导弹之间，用来对抗美国的新型“中距空对空导弹”。

其攻击方式有迎头攻击和尾追攻击两种。

这种导弹在新型战斗机米格—25PM飞机上可挂6枚，米格—31飞机上可挂8枚。

主要战术技术指标

射程	高空为40～45km	弹径	280mm
	低空为20km	翼展	1.2m
速度	M=3.5	发射重量	300kg
弹长	4m	战斗部	重45kg

AA-9导弹除了有雷达制导型外，还研制了红外制导型。两种型号的主要战术技术指标基本相同，只是射程不同。（杨歧霞）

AA-XP-1和AA-XP-2

概　述

苏联的“AA-XP-1”和“AA-XP-2”空对空导弹是在“AA-9”导弹的基础上发展研制的。这两种高性能雷达制导的空对空导弹具有全向攻击能力，具有下视、下射能力，装单级固体燃料火箭发动机。

“AA-XP-1”的射程：低空为20km，高空为35km。

“AA-XP-2”的射程：低空为40km，高空为70km。

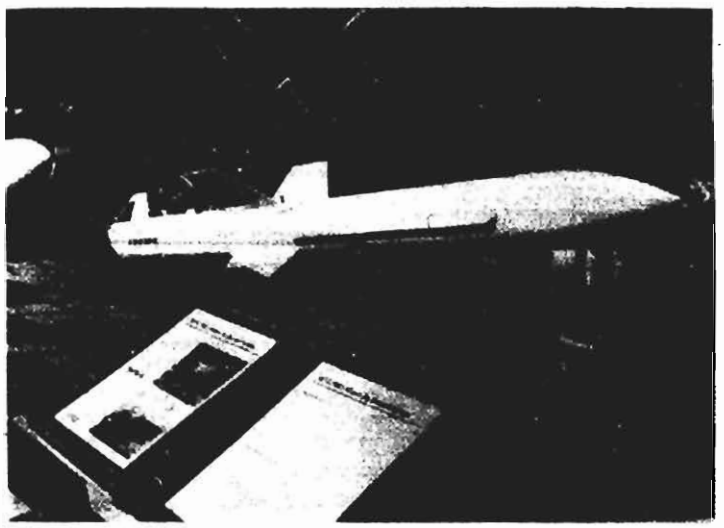
估计这两种导弹从1984年装备苏联的最新战斗机，米格—29可装挂6枚“AA-XP-1”或者“AA-XP-2”导弹。苏—27装备8枚“AA-XP-1”或者“AA-XP-2”空对空导弹。（杨歧霞）

阿斯派德（Aspide）

概　述

意大利的“阿斯派德”导弹是一种多用途导弹，地空型导弹配“斯巴达”（Spada）低空防卫系统，舰空型导弹配“阿尔巴托斯”（Albators）武器系统，空对空型导弹用于F-104S飞机及其后继机上。

该导弹是在美制“麻雀Ⅲ B”（AIM-7E）基础上研制的。它的主要改进是：采用单脉冲角跟踪系统，电子设备固体化、集成化，压缩了电子舱体积，将空出的空间装了新的主动雷达引信；将飞行控制舱的电子部件装在舵机舱后端；战斗部改装为破片式，并移装在舵机舱的前面；能源改为液压循环系统，并装在舵机舱前端；将固体发动机增长约50%。因此，提高了导引精度和增大了动力射程。“阿斯派德”首先是作为空对空型发展的，后因资金和火控系统的困难，停止了空对空型的发展，转而发展地对空型。约在1971年，塞列尼亚公司根据意大利国防科学技术研究局投资的合同开始发展，1974年开始原型弹（舰对空型和地对空型）飞行试验，1978年定型，1979年批生产，1980年装备使用。1982年以后重点发展空对空型。1984年进行程控弹飞行试验，1985年进行了制导遥测弹飞行试验，现已基本定型。空对空型和地对空型的主要差别是更换舵面和尾翼，以使导弹的可用过载满足高空使用的要求。该导弹已出售给希腊、西班牙、秘鲁等国家。



“阿斯派德”导弹外形图

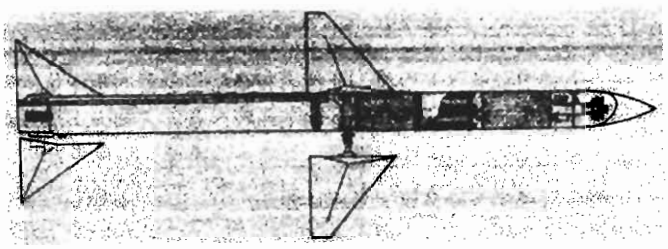
主要战术技术指标

目标（飞机）：	歼击机，歼击轰炸机，轰炸机	动力射程：	导弹具有上射下射能力。最大上射高度差为9～12km。最大动力射程为50km
速度：超低空时	$M_{max}=1.2$		
高空时	$M_{max}=3$		
最小雷达反射面积：	$2\sim5m^2$	发射距离：	最大发射距离取决于导引头跟踪距离最小发射距离为400 m
目标（导弹）：	巡航导弹和无人驾驶飞机		
速度：	$M_{max}=2.2$	使用高度：	0～21km
最小雷达反射面积：	$0.1\sim1m^2$	速度：	$M_{max}=4.5$

最大机动过载：	35g	翼展：	1024mm
攻击方式：	全向	发射重量：	220 kg
杀伤概率：	单发杀伤概率为80%	制导：	雷达半主动寻的，单脉冲天线，连续波体制
使用条件：贮存温度：	−40℃～+50℃		
使用温度：	−37℃～+52℃	引信：	主动式雷达引信，脉冲多卜勒体制
可靠性：	在带容器的贮存条件下，贮存一年可靠性大于90%	战斗部：	破片式杀伤战斗部，30 kg 重，杀伤能力，在10m处穿透 6mm的钢板
弹长：	3.7m	动力装置：	单级固体火箭发动机， 总冲为 131.3 kNs
弹径：	203mm		

导　弹

布局与结构　“阿斯派德”为旋翼式X-X 型气动布局，特点是反应快。它由天线罩、导引头（包括引信）、战斗部、舵机舱、发动机和舵面、尾翼等组成。



“阿斯派德”结构布局图

动力装置　该导弹采用一台单级固体火箭发动机。它由壳体、推进剂、喷管、点火保险机构和点火器等组成。装药是丁羟推进剂。壳体由前段、中段、吊挂段和后段焊接而成。喷管和尾裙为一体，石墨喉衬镶入尾裙体内。喷管与壳体用销钉连接。工作时间：常温下约 4秒。

制导与控制　该导弹采用雷达半主动制导，导引头电子舱分两大部分，即伺服机构和电子舱。伺服机构包括天线及其液压伺服系统。电子舱包括接收机和信号处理部分。天线罩是由高纯度的熔炼石英材料制造的，形状为正切卵形，长细比为2.5，它的瞄准误差斜率低，抗高温性能好。由于导引头采用了单脉冲角跟踪体制、倒置接收机、窄通带，因此导引精度高而且作川距离远。同时还有杂波下能见度高、抑制漏场能力强、调谐时间短的特点。

导引头形成的制导信号输给自动驾驶仪。自动驾驶仪由舵机和控制电路组成。自动驾驶仪是加速度型的，分俯仰、偏航和横滚三个通道。四个舵面的伺服系统均是独立的。可以两对舵同时差动，这对高空横滚控制非常有利。

导弹发射时，由机载火控系统向导引头和自动驾驶仪装定若干信号，如导引头预偏信号、多卜勒模拟信号、航向修正信号、高度信号等，以获得可靠跟踪和较高的导引精度。

电液能源系统：电源和液压源是个比较先进的系统，它由四个主要部件组成：燃气发生器，涡轮及减速装置，电机，液压泵。工作过程是：当点火信号输给燃气发生器电爆管，点燃头部点火药，引爆起动小药柱后，高压燃气直接通至涡轮叶片上，使其在很短时间内加速至额定转速，带动电机和液压泵（在同一轴上），输出弹上所需的电能和液压能。

战斗部与引信　该导弹的战斗部是破片杀伤式战斗部。当战斗部爆炸后，其装药在瞬间释放的能量迅速转换为高速破片的动能，去杀伤目标。战斗部由前接头、破片组合体和爆炸药柱等部分组成。破片组合体由两部分组成，每个破片体内装有大量钢球，钢球间用一种透明的树脂填充。

引信为脉冲多卜勒主动雷达引信，采用了相位相干技术，窄波束收发主天线一对，全向接收天线一对，双通道接收机。用主天线的主瓣和全向天线的和差信号相比较进行工作，因此，虚警率很低。为防止引信弹道早炸，采取了四道保险措施，即机械解除保险，能量解除保险，跟踪角度解除保险，自动增益 AGC 下降解除保险。四个信号经过一个“与”门与保险执行机构连接。为了在不同的相遇速度和交会角状态下，获得高杀伤效率，引信采用了自动延迟可调电路。

探测与发射

探测与跟踪 探测与跟踪目标由机载火控系统完成。机载火控系统主要由跟踪雷达、制导雷达（连续波照射器）、火控计算机、惯导装置、大气数据计算机和显示器等组成。

发射装置 导弹的发射装置是滑轨式的，导轨的形式和长度与“麻雀Ⅲ B”（AIM- 7E）的基本相同。目前还没有采用弹射装置。

作战使用

系统组成与功能：“阿斯派德”空对空导弹武器系统由F - 104 S 载机、火控系统（包括雷达）、发射装置和导弹等组成，主要用于拦截作战。

工作过程：当机场指挥部得到敌情后，下令飞机起飞，按前置碰撞航线引导，当载机到达雷达作用距离时，打开雷达进行搜索，一旦发现目标就转入跟踪，此时飞行员按显示器的指示位置操纵飞机飞行，当达到导弹允许发射距离时，即可按发射按钮。发控逻辑电路的工作程序是：启动弹上能源系统，给导弹装定必要的信号，当能源达到额定值和头部天线偏到预定的角度时，接通点火电路，点燃发动机，导弹迅速离轨，经0.5秒的延迟，导弹起控，以比例导引规律按碰撞航线飞向目标。

检测与维修：维修分两种情况进行：

预防性维修：

——内部检测：导弹在发射架上进行内部检测。

——一级功能检查（外场）：用外场测试设备每 6个月检查一次。

——二级功能检查（内场）：用系统最末级的测试设备每二年检查一次。

——周期性维修：更换受寿命限制或不受寿命限制的导弹部件。

故障检修：

——在一级维修（外场）中更换导弹的部件。

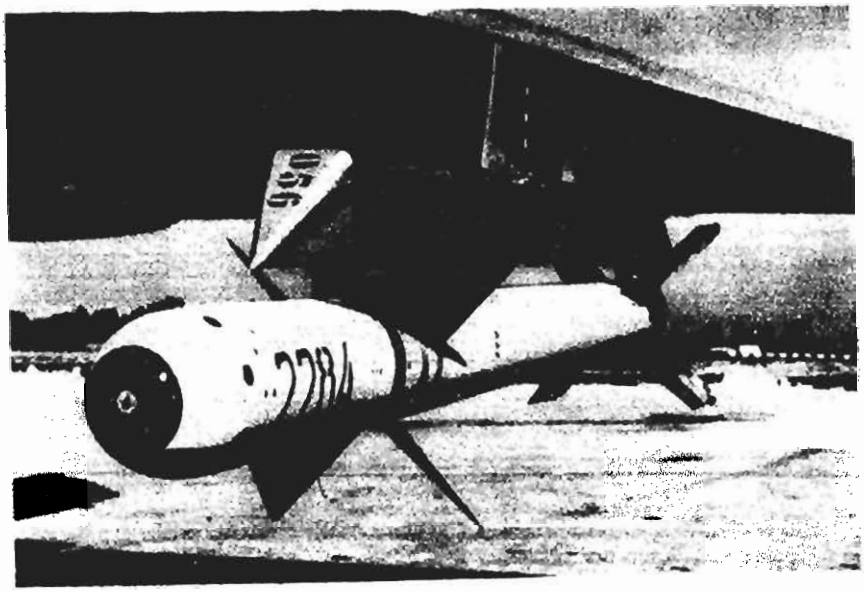
——在二级维修（内场）中修复导弹的部件。

——用适当的测试设备进行内场级维修，根据使用手册来修复分系统。 （常遁芳）

蜻蜓Ⅱ(Shafrir Ⅱ)

概 述

“蜻蜓”系列空对空导弹是在美国的“响尾蛇”导弹的基础上研制的。以色列的拉法尔武器管理局曾用“响尾蛇”导弹的组件组装成“蜻蜓Ⅰ”空对空导弹，该弹是初级型，并没有正式投入生产。六十年代初开始研制、生产“蜻蜓Ⅱ”导弹，1969年装备部队，到1980年为止共生产了18000 枚。1984财年，单价为9.4 万美元。该弹装备以色列空军的“幻影Ⅲ”、“幼狮”、F -4和F -15战斗机，并销售到许多国家和地区，其中有阿根廷、智利、秘鲁、南非、中国台湾、土耳其、巴西等。



"蜻蜓Ⅱ"导弹外形图

主要战术技术指标

最大射程	18.3km	弹长	2.47m
最大使用高度	20km	弹径	160mm
最大发射距离	5.5km	翼展	520mm
最小发射距离	600m	弹重	93kg
最大视场角	50°	最大速度：高空	M＝4
杀伤半径	约7～8m	低空	M＝2
杀伤概率	60%	战斗部	预制破片式，重11kg
制导方式	被动红外制导	引信	红外近炸引信
发射方式	从机翼下的发射架上发射	动力装置	单级固体火箭发动机

导　弹

布局与结构　尺寸小、结构简单的"蜻蜓Ⅰ"导弹与早期的"响尾蛇"导弹有明显的相似性。该弹具有细长的圆柱形弹体，采用十字形"鸭"式布局，鸭式舵控制俯仰、偏航，每个弹翼翼尖都装有陀螺舵，起滚动稳定作用。导弹的电子线路是固态化、小型化的，没有使用计算机。采用比例导引规律，机动性好。

动力装置　采用双基固体推进剂火箭发动机。

制导与控制　红外导引头装有卡塞格伦光学系统。采用比例导引律，可较好地对付机动目标。飞机起飞后，飞行员接通弹上电源，两分钟后，导弹即处于待发工作状态。当在射程以内，探测到目标时，飞行员在瞄准具上瞄准目标。这时，导弹的致冷红外探测器也对准目标，可以自动产生音响信号，并且在控制面板上显示光点，说明导引头能够跟踪目标，告诉飞行员操纵发射按钮，发射导弹。导弹发射后，自动跟踪目标，在距目标最佳距离内，由近炸引信引爆战斗部。

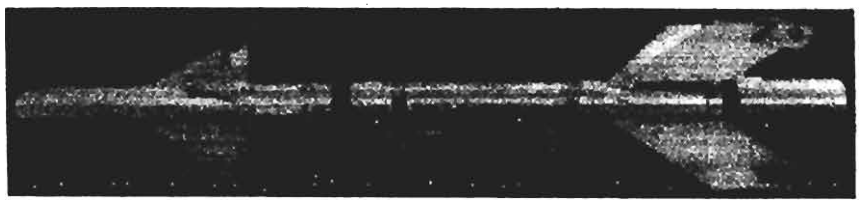
当作战高度在4600米、视场角为0°～35°之间时，"蜻蜓Ⅰ"导弹能在600米～2400米射程范围内攻击飞行速度M＝0.9的目标。当视场角增大到最大值50°时，最大射程相应地从2400米减少到2000米。

战斗部和引信　"蜻蜓Ⅰ"导弹的战斗部是预制破片式战斗部，重11千克。装药为高能炸药，重4千克。

采用高效高灵敏度红外近炸引信和触发引信。

该导弹设计简单、成本低，容易操作和维护，命中率高、可靠性好。（张殿枯　杨歧霞）

怪蛇 Ⅲ(Python Ⅲ)



"怪蛇Ⅲ"导弹外形图

概　述

"怪蛇Ⅲ"是以色列的第三代空对空导弹，由以色列的拉法尔武器局在"蜻蜓Ⅰ"的基础上研制而成。1981年6月在巴黎博览会上首次露面。该弹的外形和尺寸与"蜻蜓"导弹相似。1975年开始研制，1982年进行小批量生产，1983年以后开始批量生产。该导弹以装备以色列空军为主，但也有少量出口。"怪蛇Ⅲ"导弹取代"蜻蜓"导弹，并在十年之内保持高速生产，以装备以色列不断发展壮大的空军。该弹具有类似于美国"响尾蛇"AIM-9L的性能特点，能用于各种类型的空中作战。在黎巴嫩战争中曾使用了"怪蛇Ⅲ"空对空导弹。

主要战术技术指标

射程	500 m～15 km	弹重	120 kg
弹长	3.0 m	引信	主动微波近炸引信和触发引信
弹径	160 mm	战斗部	11 kg

导　弹

布局与结构　该导弹采用三角形鸭式舵面，弹翼较以前的型号前移并加大。在每个弹翼的翼尖上各装了一个陀螺舵，可使导弹得到横滚稳定。该弹的发射架与"蜻蜓"和"响尾蛇"导弹的发射架一样。

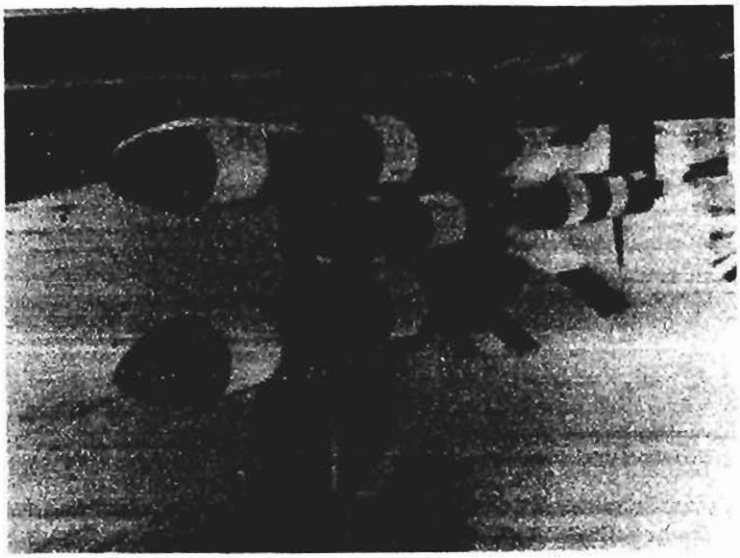
制导与控制　采用致冷的锑化铟探测元件，提高了导引头的灵敏度。扩大了视场，并能进行自动搜索和跟踪。由于改进了导引头和致冷系统、引信和发动机，增加了导弹的射程，提高了速度和杀伤概率。该弹在高机动性、目标识别和发射装置的多适应性等方面都是较好的。它在任一轴上的机动能力都达到30g以上。对机动目标可实现全向攻击，还有较大的离轴截获和跟踪能力。在近距空战中，最小发射距离为500米，在远距拦截时，最大发射距离可达15千米。

该导弹的红外寻的导引头可与飞机雷达随动。（杨歧霞）

闪光 (Fireflash)

概　述

"闪光"是英国发展的第一个空对空导弹。该弹于1949年开始研制，原代号为"蓝天"。用雷达波束制



挂在机翼下的“闪光”导弹

导。1954年从NF·11上进行了首次无制导发射试验。

主要战术技术指标

射程	4.8 km	弹重	136 kg
速度	M = 2	制导	雷达波束
攻击方式	尾追	引信	近炸引信和触发引信
弹长	2.84 m	战斗部	高能炸药
弹径	152 mm	动力装置	两个固体燃料助推器
翼展	713 mm		

导　弹

“闪光”导弹线条图

该弹有一独特的外形结构。其原型弹仅仅是一种无动力的火箭。大的弹翼几乎成矩形，截梢尾部控制面与弹翼成45°交错配置。一对固体燃料助推器以臃肿的方式相互叠合在一起。这种配置不会妨碍导弹平底上的制导接收天线的工作，且不受火焰、离子化气体和烟灰的影响。助推器的喷管是倾斜的，因此损失了部分推力，其高阻力的连接支架和夹子，以及两组十字形翼面影响了中间箭头的作用。

该弹在推进阶段是无制导的，仅靠四个弹翼控制飞行，推进终止时才开始制导。燃烧完的助推器自行脱离。为克服因助推器脱离时所产生的不平衡，助推器在脱离时各对导弹产生一个大小相等，方向相反的力，因而不会影响导弹的正常飞行。

（姜继庆）

火光（Firestreak）

“火光”导弹

概　述

“火光”导弹是英国的第一个红外制导的空对空导弹。1951年开始设计，主承包商为霍克·西德利公司。该弹的设计重点为红外导引头和涡轮交流发电机，主要要求是简单、可靠。1958年装备英国空军和海军，1969年停产。该弹适于挂多种飞机，有英国的“海中雌狐”、P-1、“标枪”、“闪电”等。

主要战术技术指标

射程	1.2～8km	翼展	750mm
使用高度	15km	发射重量	136kg
速度	M≥2	制导	红外
攻击方式	尾追	引信	红外近炸引信
杀伤概率	单发80%	战斗部	高能炸药，重 22.7kg
弹长	3.19m	动力装置	固体燃料火箭发动机，工作时间 2～3s
弹径	222 mm		

导　弹

布局与结构　“火光”导弹的气动布局为正常式，弹翼和舵面呈“十”字形配置。弹翼的前缘和后缘呈梯形，舵面的前缘和后缘呈尖形。舵面几乎呈矩形，其转动轴距舵的前缘为37毫米。

弹体共分五个舱段。制导和控制系统装在头部后面的舱段内，弹翼固定在第三舱上，离导弹尾部0.36米处

装有四个矩形舵面。

为使重心保持不变，发动机燃烧室装在导弹中部，并用排气管与喷管连接。

该弹装有一台空气涡轮驱动的小型交流发电机，其电压和电流频率可准确调节。电流通过各电源组件分配给弹上各系统，频率控制得极为精确，可将发电机每分钟的转数用作实现作战步骤的记时装置，依次完成给火箭发动机点火。

制导与控制 该导弹采用被动红外自动导引系统。导引头整流罩是个八面锥体，由八块能透过红外线的三角形耐热玻璃制成。三角形玻璃底宽68毫米，棱长203 毫米。

头部整流罩

整流罩后为前舱，舱内装有红外自动导引头。红外探测器能响应2.5～6.5 微米的红外波段。太阳辐射、云彩背景（薄云层）对红外导引头无多大影响，故导弹不必偏离太阳发射。红外导引系统不受噪声干扰，采用快速反应系统，提高了导引精度。

导弹可在发射之前捕获目标。由陀螺系统稳定的导引头确定目标视线角速度，并把信号输给导弹控制系统。该信号传输给电子设备组合件，以适当方法加以转换，并输给控制舵传动机构。该传动机构用压缩空气工作。控制系统中采用了倾斜速率陀螺仪，将倾斜速率限制在导引头万向支架系统所能接受的范围之内。

某些导引和控制组件装在泡沫塑料内，以防受震和大气条件的影响。在电子设备中，使用了印刷电路和密封微型组件，电子元件间充以树脂，使之有良好的可靠性。

战斗部与引信 该导弹的战斗部为普通高能炸药战斗部，重22.7千克，由红外近炸引信起爆，即使以相当大的距离经过目标，也能摧毁之。为了控制最佳起爆时间，引信装有小型计算机。

发射装置 该弹用导轨和标准的紧固装置挂在飞机上。导弹对准目标尾部或与目标飞行方向成一角度发射，沿追踪曲线飞行。当目标飞行高度低于三千米时亦可发射。

发展与改进

该导弹的电子设备相当复杂，由于电子元件间充以树脂，使得故障难以排除。此外，红外导引系统不能在大雨或密云聚集时工作。

改型后的“火光”导弹能攻击地面目标，同时亦能从地面攻击低空飞行的目标。

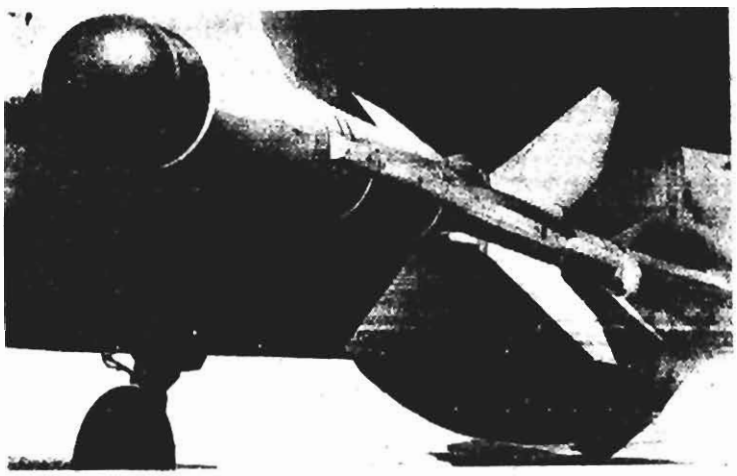
（孙杏初　郭振华　姜继庆）

红头（Red Top）

概　述

“红头”是英国航空航天公司动力部（原霍克·西德利动力公司）研制生产的空对空导弹。最初是作为英国整个防御系统中的一部分而设计的，用来对付超音速和亚音速飞机。

“红头”是1957年在“火光”的基础上开始改进的，1965年生产并装备英国皇家空军的“闪电”全天候截击机和海军的“海中雌狐”全天候歼击机。另外科威特和沙特阿拉伯空军的“闪电”飞机也携带这种导弹。该弹外形与“火光”类似，尺寸也大致相同，曾经一度被称为“火光”MKⅣ。但它采用了当时的新技术和最佳设计方案，所以性能有明显的改进，并具有全向，全高度攻击能力。比较适应各种防空环境的要求。直至八十年代初，一直是英国歼击机的主要装备。目前正准备退役。



挂在机翼下的“红头”导弹

主要战术技术指标

目标	超音速和亚音速飞机	翼展	910mm
最大射程	11～12 km	弹重	150 kg
最大使用高度	18 km	制导	红外制导
最大速度	M＝3	引信	红外近炸引信
攻击方式	全向攻击	战斗部	连续杆式战斗部
弹长	3.27m	动力装置	固体火箭发动机
弹径	222 mm		

导　弹

布局与结构　“红头”导弹采用正常式气动布局，四个固定弹翼安装在发动机周围，四个活动三角形控制尾舵安装在控制舱周围。弹翼的平面形状和截面形状均不同于“火光”导弹。这种气动外形扩大了作战高度。较大的翼面和舵面使导弹在任何高度都具有良好的机动性。整个弹体呈圆柱形，头部呈半球形。与“火光”相比，虽然气动力性能会略有损失，但红外线透过率却有所增加。为了简化导弹的组装，导弹分成四个舱段：导引头舱、引信舱、战斗部发动机舱和控制舱。每个舱段都能单独进行检验。

动力装置　采用固体火箭发动机，长1.85米，最大外径203 毫米，圆筒螺旋转焊而成，重48.5千克，双基药柱重35.4千克。总冲74.2千牛秒。最大推力35.3千牛，最小推力22.5千牛。

制导与控制　红外制导，红外导引头采用锑化铟作为敏感元件，空气制冷，其灵敏度较高，工作波长4～5微米，但对太阳有一小角度不能发射，并受云雾影响。

战斗部与引信　战斗部为连续杆战斗部。重31千克。红外近炸引信为可调式，即迎头或尾追时能自动调节起爆点。

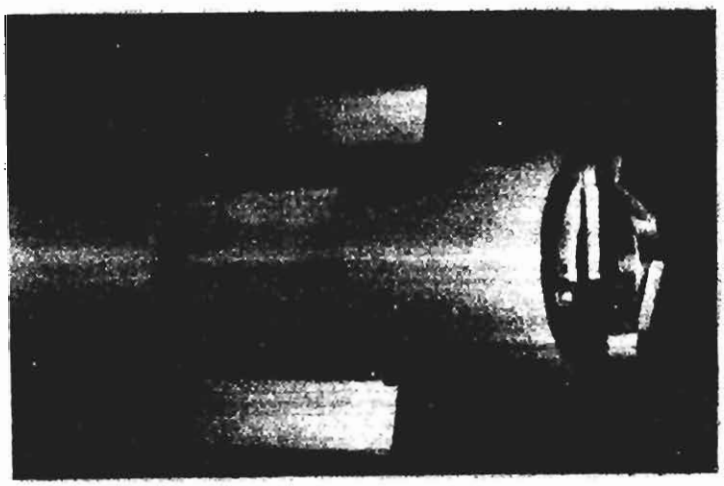
探测、发射与跟踪

发射导弹的火力控制系统采用英国费伦蒂公司研制的“埃尔帕斯—IB”机载截击雷达，它是“埃尔帕斯—I”的改进型。加强了电子抗干扰能力，所有攻击信息均通过平视显示器显示。“埃尔帕斯—IB”用于空中截击，具有搜索、跟踪和测距能力。雷达工作于X波段，单脉冲体制，安装在机头内。在截获阶段，用平视显示器截获目标，截获目标后进行跟踪，由计算机算出发射点。在攻击阶段，可用雷达测距，根据测距数

据发射导弹。该弹也可以同简化的火力控制系统配合使用，即飞行员可以目视截获目标，并根据导弹接收的信号发射导弹。

该弹的主要优点是能进行全方向和全高度攻击。发动机功率和作战高度都比“火光”大。容易适应各种防空作战要求。为了减轻导弹的重量，提高可靠性，在制导、引信、动力装置各系统中全部采用晶体管印刷电路。部件生产过程中采用了自动焊接工艺。由于该弹采用红外制导，所以对太阳发射有一小的死角，容易受云雾的干扰。这是“红头”的不足之处。 （周婵娟）

近距空对空导弹(SRAAM)



近距空对空导弹

概　述

越南战争的实际空战经验突出表明，在现代空战中，为了夺取制空权，必须装备具有高机动能力的近距格斗空对空导弹。英国霍克·西德利动力公司就是根据这样的要求在1968年开始自费研制“尾随犬”近距格斗空对空导弹的，1969年夏完成导弹设计方案后即停止了发展。1971年英国在巴黎航空展览会上首次宣布了在“尾随犬”基础上发展的SRAAM-100 。这种导弹装有红外导引头，具有可动的尾翼，采用推力矢量控制。1972年第一季度又停止了发展。1973年3月英国政府与霍克·西德利公司签订合同研制近距格斗空对空导弹SRAAM-75，它是“尾随犬”的后继弹。后又停止了发展。

“近距空对空导弹”SRAAM是被动红外制导的近距格斗空对空导弹。该弹的设计要求可靠性高、重量轻、

成本低，能适应于各种类型的战斗机和攻击机，能在极短距离内攻击高度机动的目标，并能与英国的“火光”、“红头”空对空导弹的火控发射系统兼容。

主要战术技术指标

射程	0.2～2km	发射重量	90kg
攻击方式	全向攻击	制导	红外和推力矢量控制
弹长	2.8m	战斗部	高能炸药，重10kg
弹径	170mm	动力装置	固体火箭发动机

导　弹

这种导弹是一种无翼导弹，尾部只有六片很小的矩形稳定尾翼，可以转动，起横滚稳定作用。导弹装在闭合式双筒发射管中，发射管既是平时的贮存容器，又是使用时的发射装置。这种装置的优点是导弹基本上不存在气动加热和由此而产生的热辐射等问题，发动机和战斗部之间也不需专门绝缘。在发射管尾部有一个排气孔，用这种方法来增加推力，就不需要在弹上加助推器。火控系统简单，不需要瞄准具，几乎所有的飞机都能装备这种导弹。每个发射梁挂一个装有导弹的双筒发射管，火控系统就装在发射梁中。发射时，发射管头盖打开，导弹飞出发射管，在弹簧压力的作用下，尾翼自动张开。导弹发射后，发射管头盖就自动闭合以减小气动阻力。

导弹包括三个部分，用两个环箍将其连接在一起。环箍的凸起部分在发射管中还起固定导弹的作用。

导弹的前部安装红外导引头、制导电子设备、电源等；中部安装固体火箭发动机燃烧室，它靠近导弹重心，这是这种导弹的设计特点之一。燃气通过导管和尾喷管排出弹外。安装在尾部的高能炸药战斗部、触发引信和近炸引信以及传动机构等都呈环形排列在燃气导管的周围。

该导弹采用推力矢量控制，具有很高的机动能力，在固体燃料火箭发动机的尾喷管中有四个调整片，利用调整片在燃气流中的不同位置，改变排气方向，达到急速改变推力方向和导弹航向的目的。与气动力控制相比，其缺点是只有在发动机工作的情况下才能控制导弹。

在红外导引头的万向支架上装有一个电动陀螺稳定的红外望远系统。由于采用了宽视场的红外光学系统，因此允许有较大的瞄准误差。当目标飞机一进入前半球视场内时，飞行员就可立即发射导弹。在实际空战中，飞行员可在动用机炮前发射导弹，特别是在盘旋格斗时效果更好。

由于采用推力矢量控制，该导弹没有太高的初始速度，只能达到低超音速。　（孙杏初　郭振华）

天空闪光（Sky Flash）

概　述

“天空闪光”空对空导弹，是英国航空航天公司动力部于1973年12月开始研制的，1977年底定型，1978年装备英国皇家空军。除了替换“鬼怪”飞机上的“麻雀”AIM-7E-2外，还是“狂风”F-2飞机的主要武器。并已出口瑞典和南朝鲜等。

该弹是在“麻雀”AIM-7E-2导弹基础上研制的，它采用了AIM-7E-2成熟的气动外形和导引规律，并沿用了AIM-7E-2的后弹体（包括舵机、战斗部和发动机），改进了AIM-7E-2的前弹体（包括导引头、引信，控制舵和电源）。

主要战术技术指标

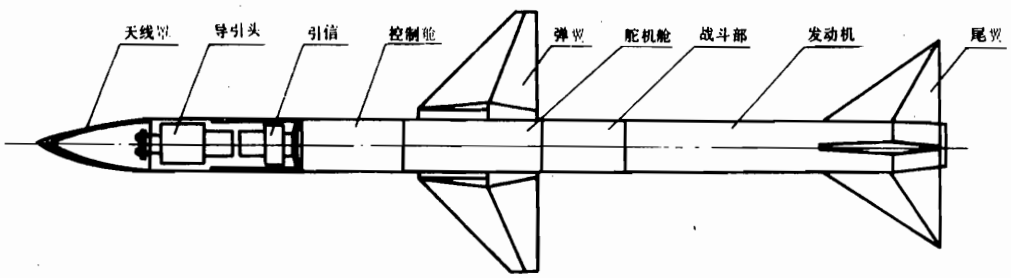
目标	轰炸机、歼击轰炸机和歼击机	射程	最大动力射程40km

使用高度	最小发射距离500 m 最大使用高度18 km 最低使用高度30m	可靠性	在载机上使用时平均无故障间隔时间大于150 h
		弹长	3.6 m
最大速度	M＝4	弹径	203.2 mm
最大机动过载	30g	翼展	1020 mm
攻击方式	全向	发射重量	193 kg
杀伤概率	单发杀伤概率为80％	制导	连续波半主动雷达，单脉冲体制
导引规律	比例导引	引信	微波主动引信，脉冲多卜勒体制
制导时间	40s	战斗部	链条式杀伤战斗部，重30kg
贮存温度	－55℃～＋60℃	动力装置	AIM-7E-2的Mk-52Ⅰ型固体火箭发动机
使用温度	－37℃～＋60℃		

“天空闪光”外形图

导　弹

布局与结构　“天空闪光”导弹为旋翼式气动外形，XX型布局。该外形的突出优点是反应快。全弹由导引头舱（包括引信）、控制舱、舵机舱、战斗部舱、火箭发动机舱、弹翼和安定面等组成。各舱都是独立的单元。雷达天线罩与导引头用螺纹连接，各舱之间都用花键槽连接。弹翼和安定面在使用之前才安装。



“天空闪光”空对空导弹结构图

动力装置　采用单级推力固体火箭发动机Mk-52Ⅰ型，由英国航空喷气公司制造。总重为65.5千克，药重约42.7千克，总冲97.67千牛秒，最大推力为44.1千牛，最小推力为21.5千牛，工作时间2.3～3.7秒。

制导与控制　“天空闪光”为半主动雷达寻的，连续波体制，单脉冲型。采用倒置接收机。雷达导引头舱由天线罩、天线机构、接收机和信号处理装置组成。

制导系统利用机载连续波照射器发出并被目标反射回来的射频电磁辐射能量进行探测、截获并跟踪目标。输入到导引头的信号主要来自头部天线和尾部天线，此外，在导弹发射前，还有由飞机和火控系统经发射架加来的预热电源、速度门中心偏置及角度预置等信号。导引头输出的信号有：至控制舱乘法器的两个信号：一个是导弹—目标视线角速度信号，另一个是导弹—目标接近速度信号。在乘法器中，这两个信号构成了比例导引规律的制导信号，用以控制导弹按比例导引规律沿碰撞路线飞行。另外还有输至引信的两个信号：一个信号反映头部天线跟踪时的转角大小——代表导弹与目标交会状态，另一个信号反映导弹—目标间的相对速度，用以控制引爆电脉冲的自动延迟时间，按时引爆战斗部。

战斗部与引信 采用链条式战斗部，重30千克，长330 毫米。微波主动引信为脉冲多卜勒体制。引信的基本结构为铸铝底板，其上装有电子部件和微波部件。底板装在导引头舱的后面，固定在弹体内的四个连接点上。引信底板还用作引信电子和微波部件的散热器。发射机、热电池及电子组件（接收机及调制器）均装在底板的前面及前伸的凸耳上。引信底板的后面，装有微波组件、接收机及延迟电路。引信的四根天线（二根发射、二根接收）平装在弹体上，接收和发射天线围绕着弹体交替安装。该引信的主要优点是：虚警率低；在杂波中工作良好；延时自动可调；可靠性高。

探测、发射和控制

发射装置 导弹可以弹射发射，也可滑轨发射，故有两种发射装置。一种为半埋式弹射发射装置，导弹半埋在机身下，可减小对载机飞行性能的影响，并可增加挂弹点。缺点是弹射装置较复杂，保证导弹初始姿态要求难度大。另一种是滑轨发射装置，内外滑槽，同时离轨。

火控系统 机载拦射火控系统由下列部分组成：

——搜索跟踪雷达。用于对目标进行搜索和跟踪，并给出目标的诸元数据：方位角、高低角、距离和距离变化率。

——连续波照射器。用于照射目标，给导弹制导信息。连续波照射器与跟踪雷达共用一个天线。

——火控组件。火控组件完成大气数据计算机、惯性测量装置与火控计算机之间的接口转换关系，对火控系统输给导弹的信号进行必要的坐标变换、数据转换以及信号比例的调节等。

——火控计算机。完成导弹发射前所有参数的计算。

——大气数据计算机。给出载机的高度、速度和马赫数。

——惯性测量装置。用于显示载机与目标之间的相互位置关系和导弹发射区：最大发射距离、最小发射距离和导弹发射误差图等。

作战使用

发射程序：

（1）在导弹随机飞行中，由机上三相400 赫115 伏电源给导弹供电，给导弹中需要加温的元件预热，产生一个挂有导弹的信号。

（2）将导引头接收机调谐到机载连续波照射器的频率上。导引头和控制系统中的速率陀螺的转速上升到工作速度。

（3）当机上截击雷达探测和识别出目标后，并通过显示器知道是在发射区之内时，飞行员可按发射按钮，此后火控组件完成下列功能：

A、启动导弹发射程序的定时延时电路。

B、激活导弹的热电池。

C、接通连续波照射器（加高压）。

D、操纵信号、航向修正信号和高度信号加入自动驾驶仪。

E、加入导引头偏转信号，导引头天线偏转，对准目标方向。

F、微调导引头接收机，使其频率调谐到连续波照射频率上，加入多卜勒预定信号。

G、打开舵机的高压油路。

H、点燃导弹发动机。

I、导弹离轨后，产生一个“导弹已离去”的信号，告诉飞行员发射成功。

发展与改进

英国航空航天公司动力部曾计划研制增大射程和机动性的“天空闪光”MK Ⅰ型导弹以及一种具有对付多目标能力的先进火控系统。在这一设计中，最主要的是要求导弹能在强烈的电子干扰环境中可靠地工作。然而，1981年，英国防部决定生产美国研制的“先进中距空对空导弹”（AMRAAM）而中止了“天空闪光”Ⅰ型的研制。

（常遒芳）

第五部分

空对地导弹

空 对 地 导 弹

空对地导弹是指装备各种飞机攻击地面目标的导弹，按其使命，可以分为战略空对地导弹和战术空对地导弹两类。

战略空对地导弹携带核战斗部，装备战略轰炸机和战斗轰炸机，执行二次核打击任务。从其技术发展来看，大致经历了三代。第一代五十年代末六十年代初装备使用，如美国的“大猎犬”、苏联的AS-2和AS-3，英国的“蓝剑”等，它们几乎都是一些运载核弹头的能摧毁整座城市的无人驾驶飞机，体积大、结构笨重、命中精度低（900～1800米）、突防能力差，一架飞机只能携带一至两枚。这一代导弹装备的数量不多，目前大部分已退出现役。第二代从六十年代中期开始研制，七十年代初开始装备使用，它们包括美国的“近程攻击导弹”、苏联的AS-6等，这一代导弹摆脱了第一代导弹的飞机式结构，体积和重量均大大减小，最大速度提高到M＝2.5～3，突防能力增强，但是仍采用全惯性制导，远射程达不到所要求的精度。七十年代开始研制第三代，这一代一类是体积小、重量轻、飞行高度低、射程远、精度高的亚音速空射巡航导弹，如美国的“空射巡航导弹”和苏联的AS-15，它们均已装备使用；另一类是采用整体式液体冲压喷气发动机推进的超音速巡航导弹，如法国的“中程空对地导弹”，它体积小、重量轻、精度高，并能以包括地形跟踪和半弹道式弹道在内的多种弹道突防。八十年代初开始研制的新一代空对地导弹，如美国亚音速的“先进巡航导弹”和超音速的“近程攻击导弹Ⅰ”，运用在制导、控制、推进和结构材料等方面所取得的最新成就，将具有更小的雷达和红外特征、更高的精度、更远的射程和更强的突防能力。

战术空对地导弹系指装备战斗轰炸机或直升飞机，攻击各种地面目标、完成各种战术使命的导弹，它包括反辐射导弹、空对地反坦克导弹和一般空对地导弹及制导炸弹，空对地反坦克导弹将主要放在反坦克导弹部分介绍。

反辐射导弹专门用来攻击地面和舰载各种雷达，现在，它已成为电子对抗的一种重要手段，与其它电子对抗措施相结合，保障作战飞机安全地遂行其任务。在该类导弹中，美国最早开始发展，从五十年代至今，已研制了三代。后来，苏联、法国和英国也相继研制。目前世界各国已装备的和正在研制的远、中、近程反辐射导弹多达12种，其中最新的一代有美国的“高速反辐射导弹”，英国的“空射反辐射导弹”和法国的“星”。反辐射导弹发展的主要特征是导引头的改进：1、频率范围不断扩大，最初一种导引头只能覆盖一个很窄的频段；现在一种导引头就能覆盖现役全部雷达频段；2、灵敏度提高，导弹不仅可以从主瓣进入，而且可以从对战术更有利的副瓣甚至背瓣进入；3、广泛采用数字信号处理和存储管理技术，只要改变软件就能对付新出现的威胁，无需研制新的导引头；4、采用捷联式惯导系统记忆目标位置，提高了抗雷达关机能力。导引头技术的这些改进，明显提高了反辐射导弹的作战效能。目前的问题是，价格过于昂贵，大量装备困难。西方目前正在执行的几项计划，如美国的“低成本反辐射导引头”、“响尾蛇反辐射导弹”和北约七国的“近程反辐射导弹”，均与降低成本有关，后两种是近程自卫武器，装备攻击型直升飞机和轻型战斗机，压制地面近程防空系统。

一般空对地导弹执行战场压制、遮断、以及攻击纵深高价值目标的任务，五十年代初开始研制，至今装备使用的有16种，已成为很多国家空军对地攻击的重要突击武器。早期的导弹采用目视瞄准和跟踪，有线或无线电传输指令，三点法导引，如美国无线电指令制导的“小斗犬”。导弹发射后，载机仍需要继续朝着目标飞行，直至命中，这种制导方式使载机的机动受到严重限制，而且命中精度低。后来对制导系统进行改进，实现了半自动指令制导，提高了载机的机动性和命中精度，但载机也只有有限的机动能力。七十年代初发展的第三代，采用电视、红外成像和激光制导，某些远射程导弹还装有惯性中段制导或数据传输设备，使导弹具有“发射后不管”或远距离控制的能力。它们一般都能低空发射并能直接命中目标，精度有了显著提高。美国的“幼畜”导弹系列是这一代的典型代表。“幼畜”按模式化多用途原则设计，有电视型、激光型和红外成像型，其战斗部按反舰、反坦克、反地堡和反桥梁等要求设计，该弹目前正大量生产，今后十年内仍可能是西方的主要空对地导弹。西方另外两个重要的空对地导弹是法国的AS.30L 和美国的AGM-130 。AS.30L 可以用来攻击坚固目标，其战斗部能浸彻3.5 米的软土层之后再贯穿 1 米多厚的钢筋混凝土结构，进入掩蔽部内部爆炸。AGM-130 由电视和红外成像制导的GBU-15滑翔制导炸弹加装一台固体火箭发动机而成，它既保持了原GBU-15的低成本高精度，又能在防空区外实施远距离控制。

第四代战术空对地导弹的发展重点是从防空区外攻击严密设防的机场目标及第二、第三梯队的集群目标（特别是装甲编队），如美国的“联合战术导弹系统”、北约的“远程防区外发射导弹”和“低成本动力布撒器”以及法国和联邦德国的两种近程防区外发射导弹，它们或者采用低空亚音速巡航导弹方案，或者采用模式化的布撒器方案，携带各种子弹药（攻击机场时携带反跑道子弹药，攻击集群装甲目标时携带末制导子导弹或传感器引爆弹，对于软的面目标，则携带破片杀伤子弹药）。这些武器均计划在九十年代装备使用。应该看到，对于固定的机场目标，可以预先瞄准，并且采用红外行扫描传感器和模式识别技术就能达到所需要的精度，技术难度较低。然而，对于集结状态的，特别是运动状态的集群目标，需要有实时获得目标数据、将运载子弹药的导弹导引到目标区、以及末制导或传感器引爆子弹药等技术。这些技术难度大，可能要到九十年代中、后期才能成熟。那时，这些防空区外发射的导弹，无疑将会大大提高空军攻击地面目标的作战能力。

战略空对地导弹

中程空对地导弹

ASMP(Air-Sol Moyenée Portée)

挂在“超军旗”飞机 翼下的“中程空对地导弹”

概　述

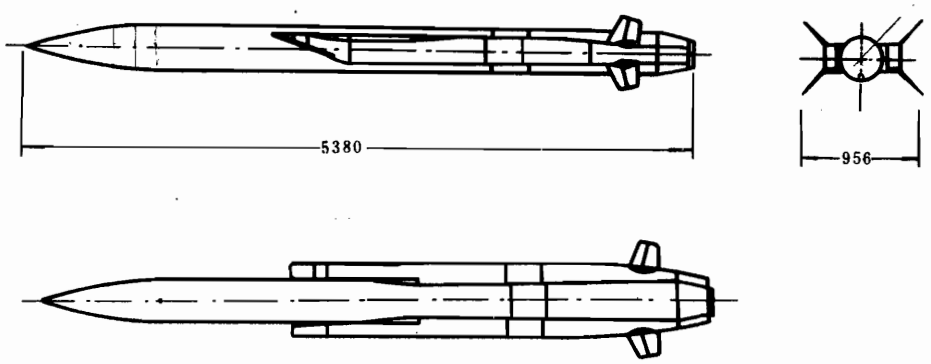
“中程空对地导弹”（ASMP）是法国研制的一种战略和战术两用空对地巡航导弹，装备法空军的“幻影”4P和“幻影”2000N轰炸机及海军的“超军旗”战斗轰炸机，用来攻击严密设防的地面战略和战术目标及海上大型目标。该弹1974年开始进行方案论证，1978年选定法国航空航天公司为主承包商，正式开始研制。原计划1982年达到初步作战能力，但由于技术上的原因，一直到1983年6月才开始进行有动力空中发射试验。目前已开始小批量生产，并于1986年6月开始装备法战略空军的第一个“幻影”4P飞行大队。该弹目前计划生产100 枚，研制和生产总费用约为40亿法郎。

主要战术技术指标

目标	严密设防的地面固定目标和海上大型运动目标。
最大射程	高空弹道250km
	低空弹道84km
速度	高空M＝3
	低空M＝2
命中精度（CEP）	约350～400 m
机动能力	弹道多变，中段和末段可按预编程序机动
发射时载机速度	M＝0.6～0.95
弹长	5.38m
弹径	420mm
尾翼展	956mm
发射重量	840kg
动力装置	一台整体式液体冲压发动机
制导方式	惯性加程序制导
战斗部	热核战斗部，TNT当量约300 kt

导　弹

布局与结构　弹体呈圆柱形，头部呈尖锥形。弹体中部两侧有两个冲压喷气发动机的二元进气道，其向后逐渐变细的整流罩一直延伸到导弹尾部，以改善导弹的气动性能。无弹翼，尾部有四片呈“×”字形配置的控制舵。升力主要由弹体产生。



“中程空对地导弹”三面图

弹体用不锈钢和钛合金制成，能承受350 ℃的气动加热，其表面涂有吸波涂层，具有一定的隐身能力。对结构和电子设备（元件、电路和电缆）做了抗核加固处理，能抗电磁脉冲，核辐射，以及核爆炸产生的热效应和机械效应。

动力装置　采用整体式液体冲压喷气发动机。法国国营火炸药公司（SNPE）生产的固体火箭助推器装在冲压发动机燃烧室内，它点燃后将导弹加速到冲压发动机稳定工作所需的M＝2的超音速。固体助推器的燃烧时间约5秒钟，燃烧完后，通过自动程序控制，在0.5秒钟的时间内，将两个进气道堵盖打开，抛出助推器的喷管，使燃料箱增压，将燃料喷入燃烧室，启动冲压发动机。冲压发动机工作后将导弹加速到M＝3的巡航速度（高空弹道）。由法国国家航空航天研究院（ONERA）研制的冲压发动机采用一种螺旋形燃烧室，火焰靠燃烧室的特殊几何形状保持二元进气道产生的涡流来稳定。没有燃油泵，燃料由增压油箱压入燃烧室。燃料是比重为0.78的标准煤油，但法国国家航空航天研究院和汽油研究所（IFP）也正在研究供冲压发动机使用的更大比重（高达1.1）的燃料。

制导与控制　采用惯性加程序制导，惯导系统E 65由机械电气通用公司（SAGEM）生产，其计算机CM 84由塞尔日·达索电子（ESD）公司生产。该计算机可以编入整个飞行弹道数据，包括飞行中段和末段的规避机动。导弹的飞行由尾部的四片“X”字形配置的电动伺服控制舵面操纵。

战斗部　携带一种微小型化的热核战斗部，其威力公开报道的多是100～150千吨TNT当量，但也有报道为300千吨TNT当量。战斗部做了抗核加固。

探测、发射和指控

“中程空对地导弹”计划装备法战略空军司令部的“幻影”4P战略轰炸机和战术空军的“幻影”2000N双座低空突防战斗轰炸机以及海军的“超军旗”飞机。“幻影”4P由“幻影”4A改装而来，目前已改装完毕18架，其中包括在机腹下安装“中程空对地导弹”的发射装置，在其座舱内安装导弹的发射控制设备和数据存储管理设备，同时还安装了新的汤姆逊·CSF的Arcana脉冲多卜勒雷达和双重惯性系统，以改善导航和目标瞄准能力。更新的设备还有一部汤姆逊·CSF的干扰吊舱和一部箔条散布吊舱。

“幻影”2000N飞机的两架原型机已在1983年2月进行首次飞行，这种飞机装有ESD公司的Antilope V地形跟踪雷达、两部Sagem惯性平台、改进的AHV-12雷达高度表和导弹的发射控制设备，发射装置也装在机腹。

该机能在60米的离地高度以1110千米/小时的速度飞行并发射导弹。

作战使用

工作过程　对于固定目标，在载机起飞前，就将预定攻击的目标坐标数据和导弹的飞行弹道数据记录在MIP磁带上存入机载计算机中。对于海上运动目标，可由“超军旗”上的雷达提供目标坐标数据。载机进入目标区后，就开始做好发射前的准备，包括将目标和导弹的飞行弹道数据输入弹载计算机，将导弹的惯性导航系统与载机的惯性导航系统对准。导弹在M＝0.6～0.95的飞行速度下发射，发射之后先下坠近10米的距离，然后助推器点火，将导弹加速到M＝2的速度，接着冲压发动机点火工作，导弹开始按预定弹道巡航飞行。

“中程空对地导弹”可以按三种类型的弹道飞行。攻击地面目标时，可以在高空以M＝3的超音速飞行，最后垂直俯冲攻击目标，此时，最大射程可达250千米；也可以在低空以M＝2的超音速按地形跟踪方式飞行，此时，最大射程为84千米。攻击海上运动目标时，在接近目标之前，可以贴海面超低空机动飞行，此时射程受“超军旗”机上雷达作用距离的限制，考虑到目标的运动，最大射程不会超过60千米。为了挫败敌方的防御，导弹还可在飞行中段和末段按预先编排的程序机动。

“中程空对地导弹”飞行弹道示意图

部署情况　“中程空对地导弹”首先装备法战略空军，构成法国三位一体战略核力量的一个重要组成部分。计划装备两个“幻影”4P飞行大队，共16架飞机，每机在其机身下悬挂一枚导弹。第一个飞行大队在1986年5月1日开始装备该弹，第二个飞行大队计划在1986年12月开始装备。法国战术空军将装备5个“幻影”2000N飞行大队，每个飞行大队15架飞机，共75架，每机在机身下悬挂一枚导弹。第一个飞行大队计划于1988年年中开始装备，大约到九十年代中期装备完毕。

“幻影”4P计划服役到1996年，届时仍装备“幻影”4P的“中程空对地导弹”将改装到战术空军的第五个“幻影”2000N飞行大队。将来也可能给“幻影”2000N改装新的惯性导航系统，导航攻击计算机和高性能的电子对抗设备，执行战略任务。

法国海军航空兵计划组建两个装备“中程空对地导弹”的“超军旗”飞行中队，每个中队12架飞机，每机在其右机翼下的外挂架上悬挂一枚导弹，用来攻击地面固定目标和海上大型舰船目标。“超军旗/中程空对地导弹”武器系统计划1988年年中部署到航空母舰上。

特点　1、“中程空对地导弹”是世界上第一个采用整体式液体冲压发动机推进的超音速巡航导弹，体积小、重量轻，在载机所强加的体积和重量限制下达到了所期望的射程。

2、可在很大的飞行剖面范围内飞行，并且飞行高度和方向可按预先编排的程序改变，具有很强的突防能

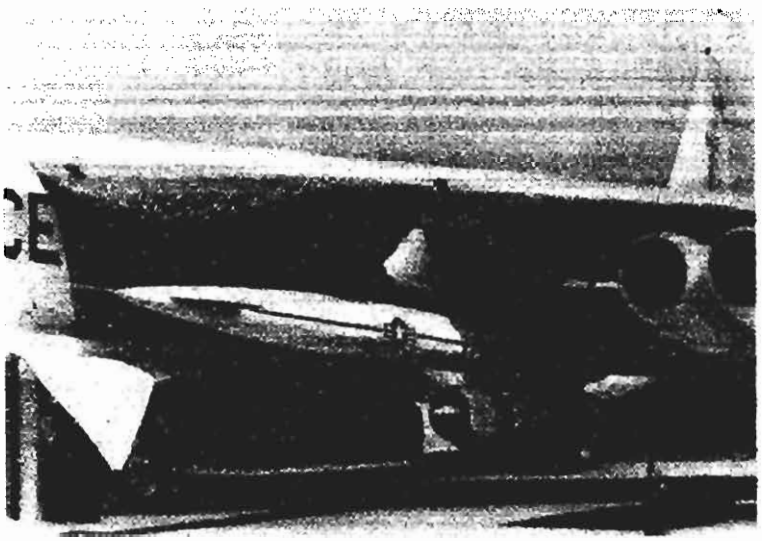
力。

3、弹体表面涂有吸波涂层，具有一定的隐身能力。

4、结构和设备做了抗核加固处理，能抗电磁脉冲、核辐射以及由核爆炸产生的热效应和机械效应。

（廖朝佩）

大猎犬(Hound Dog) AGM-28A/B



“大猎犬”导弹挂在B-52翼下

概　述

“大猎犬”是美国空军第一种实用的战略空对地导弹，美军编号为AGM-28A（原编号为GAM-77A），该弹由北美洛克威尔公司于1957年开始研制，1959年首次进行飞行试验，1961年装备美战略空军，1963年停生产，总计生产了600枚，装备29个B-52G/H战略轰炸机联队。在“近程攻击导弹”（SRAM）研制成功并装备B-52G/H以后，“大猎犬”于1976年全部退出了现役。退役前，1971年美空军曾将一部分导弹改装被动雷达寻的的制导系统（编号为AGM-28B），用来攻击苏联的空中和地面预警雷达。

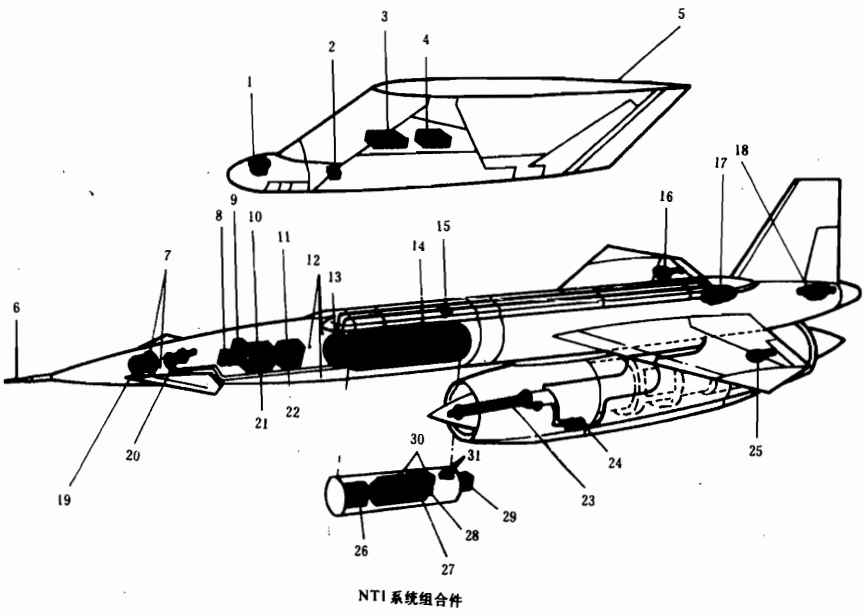
主要战术技术指标

目标	战略要地	弹高	2.83
射程	960km	翼展	3.66
速度	M=2.2	发射重量	4500k
发射高度	9000～13500m	动力装置	一台J52-P-3涡轮喷气发动机，力33.34 kN
命中精度	最小圆概率偏差300～500m，平均900～1800m	制导方式	A型全惯性制导，B型惯性加被动雷寻的。
弹长	13m		
弹径	710mm	战斗部	W28核战斗部，威力3500ktTNT当

装备机种　　B - 52G/H

导　弹

布局与结构　“大猎犬”导弹的气动外形与X - 10和G - 2C试验飞行器的相似，为鸭式布局。弹体结构基本上由五个部分组成：头锥、前舱、中舱、燃料舱和尾舱。头锥装有主引信系统和空速管；前舱装电子设备和其它部件，为便于检查和维修，该舱蒙皮可以部分打开；中舱装核战斗部及其引信；燃料舱内装有燃料箱，该舱隔框上有固定弹翼和发动机吊舱的接头；尾舱装燃料系统的控制设备、液压油蓄箱及发动机；发动机装在吊挂在燃料舱和尾舱下面的短舱内，短舱的最大直径为915 毫米。由于发动机在尾部，使导弹重心后移，为便于进行俯仰控制，选择了鸭式气动外形。



“大猎犬”导弹结构图

1．天文跟踪系统　2．25秒延时继电器　3．指令数据指示变换器　4．天文跟踪系统电子设备　5．PY - 1 吊架　6．空速管　7．触发引信　8．交、直流稳压器　9．电源控制继电器和总线　10．数字计算机　11．电源　12．触发引信　13．稳定平台　14．核战斗部　15．插入式开关　16．副翼作动筒　17．交、直流发电机　18．方向舵作动筒　19．起爆和引爆连接器　20．升降舵作动筒　21．控制变换器　22．平台放大器　23．进气量调节装置　24．液压泵　25．副翼作动筒　26．继电器和接线盒　27．遥测系统　28．无线电信标发射机　29．甚高频指令接收机　30．无线电信标接收机　31．加速器

动力装置　采用J52 - P - 3型涡轮喷气发动机，它是载机B - 52发动机的缩小型，由12级空气压缩机，9个火焰筒和两级涡轮机组成，不带加力燃烧室，海平面最大推力33.3千牛，所用燃料与载机相同，因此，载机起飞时，可利用它来做起飞助推器，然后在飞行中再给导弹补充燃料。

制导与控制　采用全惯性制导，其惯性系统是北美洛克威尔公司在其载机惯性导航系统基础上加以改进的平台系统。发射前，由载机惯性导航系统和天文跟踪装置联合持续不断地进行对准。

战斗部 装W28热核战斗部，当量约为3500千吨，导弹发射后至少要经30秒钟后，起爆装置才开始工作，并由雷达高度表和气压高度表控制在预定高度爆炸。此外，还备有触发引信，以便在一旦主引信系统失灵时引爆战斗部。

探测、发射与指控

导弹挂在B-52G/H轰炸机机身与发动机短舱之间的翼下PY-1吊架上，每架飞机携带两枚。为了获得更高的初始发射精度，在PY-1吊架的整流罩内，还装有一台科尔曼公司的天文跟踪系统，它通过跟踪某个固定的恒星，连续地提供载机的瞬时经、纬度坐标数据，同时参照载机惯性导航系统所测出的结果，连续地对导弹惯性导航系统进行射前修正。天文跟踪系统有两种型号，一是KS-120，用于AGM-28A，另一是KS-140，用于AGM-28B。

作战使用

"大猎犬"导弹有三种目标攻击方式，可由B-52载机武器系统操纵军官随意选择。第一种是高空发射，飞机起飞后爬升到9000米高度，改平后以815千米/小时的速度飞向目标，在发射高度9000～13500米进入目标区，同时增速到865千米/小时的速度发射导弹。导弹发射后在发射高度平飞，最后俯冲攻击目标。飞机在目标区的战斗飞行时间约为15分钟，发射后高空返航。第二种也是高空发射，但发射后的导弹平飞一段距离后降低高度，再随地形起伏飞行攻击目标。第三种是低空发射，在发射高度继续飞行，最后俯冲攻击目标，飞行高度由雷达高度表控制。"大猎犬"导弹通常在高空发射，只有在需要低空突防或攻击近距离目标时，才采取低空发射方式。

发展与改进

"大猎犬"导弹是美国第一种实用的战略空对地导弹，它装备以后，明显提高了B-52战略轰炸机的威胁力，但是该弹本身也存在着目标大、速度慢、弹道高、易被拦截，以及精度低等缺点，所以，在投产后不久，美空军为进一步提高B-52的突防能力，就着手研究取代它的"近程攻击导弹"。（廖朝佩）

近程攻击导弹

SRAM(Short Range Attack Missile) AGM-69A/B

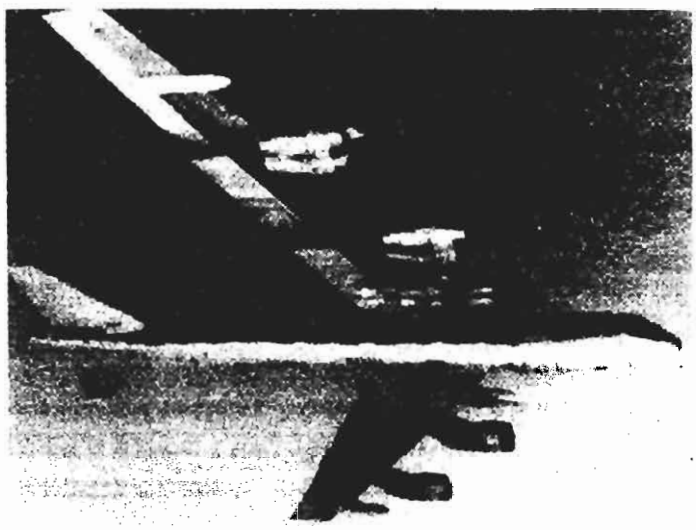
概 述

"近程攻击导弹"（SRAM）是美空军为提高战略轰炸机的突防能力而研制的一种超音速战略空对地导弹，取代"大猎犬"战略空对地导弹，用来摧毁或压制敌地面雷达和地对空导弹阵地，辅助轰炸机突防，并用余下的"近程攻击导弹"和其他武器（核炸弹或常规炸弹）攻击主要目标。六十年代初，由于苏联防空力量的迅速增强，美空军为增强战略轰炸机的突防能力，于1964年在"212作战要求"文件中提出研制该弹，1966年10月选定波音公司为主承包商进行工程研制，1971年研制成功并开始批生产，1972年装备美空军，1975年3月停止生产，共计生产了1500枚。该弹从提出战术技术任务书到装备部队共约七年时间，总研制经费约4.42亿美元。每枚造价按1975年美元值计算为74万美元。至1980年仍大约有1300枚在服役，其中1140枚为战斗弹，1020枚装备B-52G/H，120枚装备FB-111轰炸机。

主要战术技术指标

目标	防空设施		低空56～80km
射程	高空160～220km	速度	M=3.5（最大）

命中精度（CEP）	275m
发射方式	载机能在低空亚音速或高空超音速下从相对于目标的任何方向发射，发射速率为每5秒钟一枚。
突防措施	弹体表面涂有6.3～9.5 mm厚的硅酮隔热材料，前向30°内的雷达散射截面约0.2 m^2。
机动能力	可选择四种弹道
可靠性	试飞70枚，成功68枚
弹长	4.25m
弹径	450mm
最大翼展	760mm
发射重量	1012kg
动力装置	一台双脉冲固体火箭发动机，推力30400～34300 N，设计使用期为5年，实际达到了7.5 年。
制导方式	惯性＋雷达高度表
战斗部	W-69或W-80核战斗部，W-69当量200 kt，W-80当量200 - 250 kt

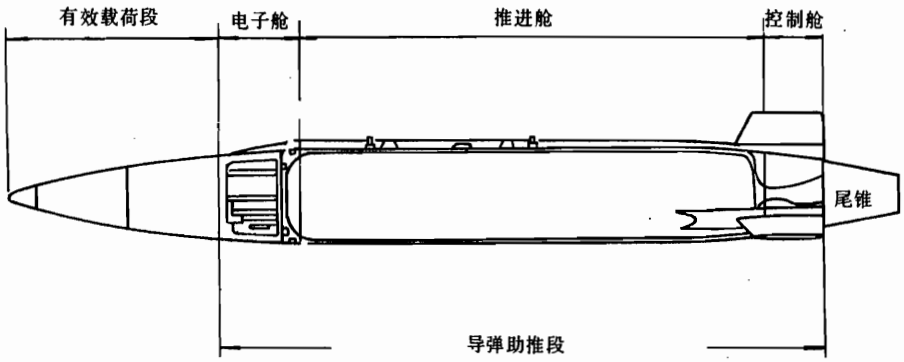


“近程攻击导弹”装在B - 52轰炸机翼下

导　弹

布局与结构　弹体是一种气动阻力很小的细长体，无弹翼，只在尾部装有三片等角配置的全动式尾翼，升力主要由弹体产生。整个弹体用不锈钢制成，其外表涂有一层硅酮隔热材料，以减小超低空飞行时的气动热效应和雷达散射截面（当雷达照射轴线与弹轴成30°角时，散射截面约0.2 m^2）。导弹由两大部分组成：导弹有效载荷段和导弹助推段。对于外挂在FB-111 A载机翼下的导弹，为了减小超音速载飞时的阻力，在其尾部连接有一个长564 毫米的可抛掉的整流罩。有效载荷段由头锥和战斗部舱组成。头锥内装有触发引信，在战斗部主引信系统一旦失灵时用来引爆核战斗部。助推段由三个可分离的舱组成：电子舱、发动机舱和控制舱。电子舱内装有计算机、惯性平台、控制/ 制导电子设备、电池、俯仰和偏航及滚动速率陀螺、雷达高度表、保险/ 解除保险装置、电源（功率分配开关和功率分配继电器）及保险/ 解除保险开关。所有这些部件安装在一个电子支援/ 环境控制组件上并装在电子舱壳体内。前端通过花键与战斗部舱相连，后端通过发动机裙与发动机舱相接。发动机舱内装有一台双脉冲固体火箭发动机。控制舱由整流罩和如下电液伺服控制系统部件组成：三个空制舵的作动筒和伺服阀、蓄油器/ 调节器组件、液压电动泵、油箱、三个舵位置传感器、液压油注放阀。所有这些部件都安装在一个飞行控制执行歧管上并装在整流罩内。

动力装置　动力装置由火箭发动机和保险/ 解除保险开关组成。发动机采用洛克希德推进公司的LPC-415双脉冲式固体火箭发动机（军编号SR-75- CP-1），总长2.44米，直径440毫米，重约680 千克，使用端羧基聚丁二烯推进剂，端面燃烧，燃速为50.8毫米/ 秒，推力30.4～34.3千牛。该发动机可重复启动，加速药柱和



“近程攻击导弹”结构示意图

巡航药柱装在同一燃烧室内，但分别用橡胶包覆，中间用隔热板隔开，并由各自的点火器点火，燃烧时间均为17秒。加速药柱燃尽到巡航药柱点火之间的时间间隔可根据预先的编排在1.5 秒到80秒之间改变，因此，结合弹道安排，可使导弹具有各种不同的射程和末端冲刺速度。发动机用干燥氮气增压，以防受潮。原设计存放期为5年，实际达到了7.5 年。目前，“近程攻击导弹”已全部用锡奥科尔化学公司生产的采用端羟基聚丁二烯推进剂的发动机改装，预计存放期可延长至10年。保险/ 解除保险开关是一种电机开关，它启动与发动机点火器相连的点火电路。在地面维护时，用安全销机械保险，在导弹从载机上投放时，用电气解除保险。

制导与控制 导弹采用惯性测量装置和雷达高度表进行导航并用一种称之为“虚目标导引”的特殊导引方法导向目标。采用这种导引方法，大部分计算量可由机载计算机来完成，这样便可最大限度地简化弹载计算机，同时，还可比较容易地改变导弹的飞行弹道。虚目标是空间中的一个点，它在通过实际目标位置的一条轨迹上运动，此轨迹由机载计算机计算出的36个瞄准系数规定，并在导弹发射前作为虚目标轨迹算法的系数输入弹载计算机。导弹发射后，就通过追踪虚目标的办法导向目标。导弹制导分系统由计算机、惯性平台、控制/制导电子设备的一部分（平台电子设备）、雷达高度表和电源组成。计算机是一种小型低成本计算机，重2.3千克，体积2260厘米^3，功耗45.5瓦，指令11条，指令字长8位，加法运算时间24微秒，存贮器容量2048，字长8位，数据字长16位，可寻址数256 个数据字。它根据机载计算机来的数据，控制平台与机载惯性导航系统对准（粗对准和精对准的大部分计算由机载计算机完成）、计算发射后的操纵信号，控制导弹的飞行状态，以及发动机点火和战斗部解除保险。惯性平台为卡尔福特公司的KT-76四框架平台，装有两个两自由度陀螺，一个两轴加速度表和一个单轴加速度表。它保持载飞期间建立起来的基准坐标系、测定速度变化并经平台电子设备处理后输入计算机计算导弹的位置和操纵指令，再经平台分解器变换后输入飞行控制分系统，使导弹保持在预定的飞行弹道上。雷达高度表（AN/DPN-83A）是一脉冲型雷达，采用高温带状E平面四元阵列天线，它在低空（30～300 米）飞行时为导弹提供离地高度控制信号。飞行控制分系统包括三个弹簧约束型单自由度速率陀螺、飞行控制电子设备和电液伺服控制系统，它根据制导分系统来的操纵指令，控制导弹的姿态并保持导弹稳定地飞行。

战斗部 W-69或W-80核战斗部，W-69是当量为170 ～200 千吨的钚弹，其重量比W-80略大些。目前，AGM-69A已全部改装W-80战斗部，它是一种重122.5 千克当量为200 ～250 千吨级的变当量铀弹。战斗部由弹载计算机控制在预定高度爆炸。但一旦主引信系统失灵，就由头锥内的触发引信引爆。

探测、发射和指控

探测 “近程攻击导弹”一般用于攻击预先已掌握的目标，有关的目标坐标数据记录在盒式磁带上并在载机起飞前输入机载主计算机。但对于辐射性质的目标，也可由载机上的目标截获系统（在B-52上为AN/APS-105 雷达告警系统）截获。

发射装置　“近程攻击导弹”装备美战略空军B-52G/H和FB-111A轰炸机。每架B-52可携带多达20枚，机身后炸弹舱内的旋转发射架上挂8枚，两翼下的两个串列三联装发射架上各悬挂6枚。旋转发射架SWL-1是一种专为该弹设计的液压传动管状装置，串列三联装发射架是在原“大猎犬”导弹挂架PY-1的基础上改装的。导弹通过弹上的两个吊耳固定在发射架的弹射器上，并用两组止动杆防止导弹滚动和偏离。弹射器的额定弹射速度为2.73米/秒，俯仰角速度为零。旋转发射架一次弹射一枚，每枚导弹下落1.5秒钟后发动机点火。从外挂架上发射导弹时，为确保发射安全，发射前控制系统就工作（但不接收误差信号），使升降舵下偏10°角，首先发射前排内侧的导弹，接着发射中间和外侧的导弹，然后发射后排的。各导弹的发射时间间隔为5秒，也是在导弹投放后发动机才开始点火。FB-111A携带六枚，其中四枚挂在翼下四部可转动发射架上，两枚挂在炸弹舱内，使用NAU-104/A弹射器，其额定弹射速度为4.57米/秒，弹射时产生的俯仰角速度为0±10°/秒。为确保安全，发射前才解除机械闭锁，接通控制系统（但不接收误差信号），使升降舵下偏10°角。

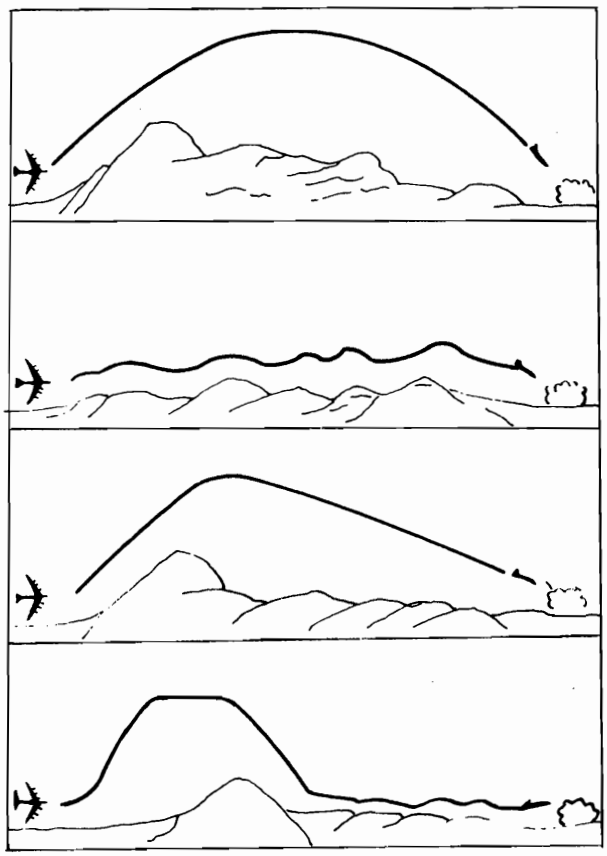
发控系统　与导弹发射控制有关的机载设备主要包括轰炸导航系统、武器投掷计算机以及与导弹互连的专用发射控制电缆。轰炸导航系统为载机提供导航信息并为弹载惯性平台提供对准数据。对于“近程攻击导弹”，导弹精度90%取决于发射时载机位置的测定精度。B-52原来的AN/ASQ-28轰炸导航系统，由于其精度较差，目前正在更新。更新以后的系统包括：一台供导航时校正检查点的搜索雷达，一台提供速度和姿态数据的惯性平台，一台提供速度和偏流信息的多卜勒雷达，以及用于存储管理和显示控制的分系统。使用新的系统，导弹命中精度将可提高40%，同时还提高了可靠性并降低了使用费。FB-111A上装有较高精度的航空电子设备，可获得比原B-52更高的导弹投掷精度，它由MK-ⅡB全数字式计算机控制的电子装置，AN/AJN-16惯性平台、天文跟踪器、多卜勒雷达、控制显示装置和武器投掷计算机组成。其武器投掷计算机能存储多达70条导弹弹道数据，并能以每秒60次的运算速度为驾驶员提供修正信息。在B-52上面还加装了一台专用于“近程攻击导弹”的主计算机，其任务是：进行弹上惯性平台与飞机惯导系统的对准计算、按发射顺序选择导弹、鉴定飞机姿态是否符合发射参数要求、进行射前时间计算、计算虚目标轨迹的36个瞄准系数并将其存入弹载计算机。

作战使用

工作过程　作战时，驾驶员首先受领攻击目标的任务，有关目标的地理坐标数据事先记录在磁带上。载机起飞前，将任务数据输入载机主计算机。起飞后，每枚导弹的惯性平台自动地与载机惯导系统对准，但目标数据在载机计算机确定最佳发射时机前不久才输入弹载计算机。导弹的这种使用方式使其可以攻击不同于预先指定的、由载机在遂行任务途中发现的、更值得攻击的目标。至于辐射性质的目标，由载机目标截获系统负责截获，并通过有关的逻辑系统向武器操纵手发出告警信号，由他决定是否发出要攻击的自动程序指令。导弹的发射过程是自动的，其中包括给弹上制导系统电子设备加温，全部系统的检查以及制导系统的调整等。武器操纵手的工作只限于接通系统、解除保险以及状态监控。从开始准备到准备完成，只需几秒钟的时间，在此期间，将最后的目标数据输入弹载计算机。但必要时也可以采取人工控制发射。在发射前的最后阶段，飞机进入突防走廊，并对导弹惯性平台进行最后一次对准修正，当到达发射点时，主计算机就选择导弹并按自动发射程序发射导弹。

飞行弹道　根据作战条件，“近程攻击导弹”可以采用四种基本弹道：（1）半弹道式弹道（Ⅰ），导弹低空发射后在惯性系统控制下沿椭圆弹道飞行，这是获得最大射程的弹道（Ⅰ）；（2）地形跟踪弹道（Ⅱ），在雷达高度表控制下以地形跟踪方式飞行；（3）从雷达遮蔽地形后面发射、爬高，然后转入惯性飞行（Ⅲ）；（4）在惯性系统控制下爬高，然后转入地形跟踪方式飞行（Ⅳ）。事实上，由于采用了惯性加雷达高度表和双脉冲发动机，导弹几乎可以实现无限多的弹道。

测试与维修　导弹在武器储存地区的综合维修工厂测试维修，所用的主要设备是一辆装有AN/GSM-133测试仪的重726 kg的设备车。用一转接装置将AN-GSM-133与被测试部件相连。AN/GSM-133以通过不通过方式将故障隔离到组件级，有故障的电路卡片可以在综合维修工厂更换修理，但有故障的微型组件要



“近程攻击导弹”的飞行弹道

送到生产厂修理。

系统特点 “近程攻击导弹”具有以下一些特点：1、雷达散射截面小，仅为0.2 m^2；2、采用了双脉冲式固体火箭发动机，结合弹道安排，可实现各种不同的射程和末端冲刺速度；3、采用虚目标导引法，使大部分计算量由机载计算机来承担，大大简化了弹载计算机，降低了导弹成本；4、采用多种弹道，并且能离轴（高达180°）发射，然后以折线飞行，这样就可以实现导弹的齐射，其中每枚导弹发射后按不同的弹道飞行，最后同时到达目标。

发展和改进

AGM-69B 1976年美空军曾计划为B-1轰炸机生产1000多枚改进型的导弹，称作B型“近程攻击导弹”（SRAM-B），并与锡奥科尔化学公司签订了研制一种新的改进型火箭发动机，还打算研制新的软件、地面支援设备并改装W-80核战斗部。由于B-1计划1977年中断，该项计划也随之撤销，但新发动机的研制仍继续进行，并于1981年通过鉴定。这种发动机采用了新的稳定性更好的端羟基聚丁二烯推进剂，预计可存放10年。1981年波音公司用新的发动机对AGM-69A进行改装，据说还采用了新的计算机和改用W-80战斗部。1984年全部改装完毕，每枚的改装费为5.5万美元。

近程攻击导弹Ⅱ 随着B-1B轰炸机计划的恢复和AGM-69A不断被消耗，1984年1月美空军宣布将研制第二代“近程攻击导弹”（SRAMⅡ），以补充并最终取代目前的“近程攻击导弹”。计划九十年代初达到初步作战能力。 （廖朝佩）

亚音速巡航武装诱惑弹

SCAD (Subsonic Cruise Armed Decoy) AGM-86A

概　述

“亚音速巡航武装诱惑弹”（SCAD）是美空军原打算装备B-52轰炸机，用来提高其突防攻击能力的诱惑弹，它装有欺骗电子设备和核战斗部。欺骗电子设备可以模仿B-52的飞行速度和轨迹，扰乱敌方雷达，其核弹头可以压制对方区域防空设施，攻击无核防御能力或核防御能力不足的目标。

该弹是“鹌鹑”诱惑弹的后继型，1967～1969年由美战略空军司令部和国防部提出计划要求，1970年批准研制，主承包商是波音公司。1973年美空军提出研制“空射巡航导弹”之后，该弹计划即终止，而将其技术转移到“空射巡航导弹”。

SCAD投放发射过程分解图

主要战术技术指标

目标	压制由远程截击机、雷达指挥所组成的区域防空力量，攻击无核防御或核防御能力不足的目标（如机场、远程警戒雷达及地面防空雷达等）。
最大射程	1207km
巡航速度	亚音速
投放高度	从400 m到B - 52的最大升限
使用要求	可与“近程攻击导弹”（SRAM）混装在机舱内的旋转发射架上。
弹长	4.27m
弹径	0.46m
翼展	2.44m
战斗部	使用“近程攻击导弹”的W - 80核战斗部。
动力装置	一台威廉F107 －101 涡扇发动机，净推力2669N（海平面）
制导	惯性＋地形匹配
欺骗设备	噪音发射机、连续波发射机、定位接收机、目标欺骗转发器，重约91kg
载机	B - 52G/H和B - 1轰炸机

（郑万千）

空射巡航导弹

ALCM(Air Launched Cruise Missile) AGM-86

“空射巡航导弹”是美空军为攻击苏联纵深内的目标而研制的一种携带核战斗部的战略空对地导弹，1974年开始研制，总承包商是波音飞机公司。该弹有三个型号，A型就是原来的“亚音速巡航武装诱惑导弹”（SCAD），但因射程太近，只有1200多千米，不能满足空军的作战要求，未能投产就设计了B型。B型改进了气动性能，加长了燃料箱，并采用新的发动机，从而使射程增加到了2500多千米。该型1976年3月首次进行飞行试验，1982年底投产，1983年3月达到初步作战能力，装备B - 52飞机。原计划采购4388枚，后因需要研制具有更小的雷达散射截面和红外辐射特征的“高级巡航导弹”（ACM），后美空军只决定采购1736枚，计划1986年底停止生产。C型据说采用更大推力的发动机和复合结构材料，速度更快、射程更远，并具有更小的雷达散射截面，

加上采取有源对抗措施，可以对付具有下视下射能力的截击机和具有反巡航导弹能力的SA-10地空导弹系统。但该型后来并未投产，估计它可能是波音公司为与通用动力公司的"高级巡航导弹"相竞争而提出的一种型号。有关"空射巡航导弹"的更详细介绍参见"巡航导弹"部分。 （廖朝佩）

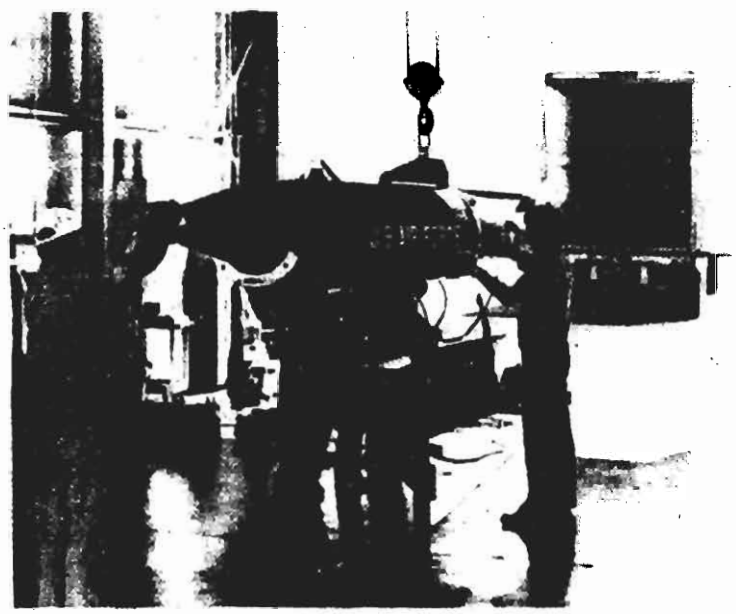
先进巡航导弹

ACM(Advanced Cruise Missile)

"先进巡航导弹"是美空军为突破苏联改进了的防空系统（如米格—31/AA-9导弹武器系统和SA-12地空导弹系统）、提高战略轰炸机的生存能力而于1983年3月开始研制的最新的战略空对地导弹，其总承包商是通用动力公司。该弹将采用一系列的新技术，如新的气动外形，复合结材料和吸波材料，高函道比涡扇发动机和先进的电子设备，具有很低的雷达和红外特征，更小的体积，更高的精度，更远的射程（大于2750千米）和更强的机动性。计划的研制采购费为70亿美元，预计生产2849枚，首批采购数为1350枚。预定1987年初开始生产，装备B-1B和正在研制的"隐身"轰炸机，逐步取代AGM-86B "空射巡航导弹"。有关该弹的较详细介绍参见"巡航导弹"部分。 （廖朝佩）

先进战略空射导弹

ASALM(Advanced Strategic Air Launched Missile)



先进战略空射导弹

概　述

"先进战略空射导弹"（ASALM）是美空军的一项发展计划，其目的是研制一种装备B-52、B-1B和FB-111以及其他宽机身飞机的、既具有空对地攻击能力、又具有空对空作战能力的多用途超音速战略导弹，

以取代AGM-69A "近程攻击导弹"，但后来又改变方向，只用来攻击八十年代中后期和九十年代苏联的空中预警和控制系统飞机。但是，由于技术上的困难，该项计划在1981年财政年度作为一个预算项目被撤销了，空军转向研制一种新的"近程攻击导弹"后继型——"近程攻击导弹Ⅰ"（SRAMⅠ）。

"先进战略空射导弹"计划起源于研究了十多年的整体式火箭冲压喷气推进系统。1968年开始研制，当时叫做"轰炸机防御导弹"（BDM），"轰炸机防御导弹"后来演变成"多用途导弹"（MPM），最后演变成"先进战略空射导弹"。该计划撤销前，由麦克唐纳·道格拉斯与联合工艺公司化学系统分公司合作同马丁·马里埃塔与马夸特公司合作进行竞争研究。大部分工作是研究发展高温结构、整体式火箭冲压喷气推进系统及进气口的结构型式。导弹要求与现在用于"近程攻击导弹"和"空射巡航导弹"的SWL-1旋转发射架和正在研制的通用旋转发射架兼容。这个要求的一个主要技术困难是研制一种适于在这种导弹上使用的小型整体式火箭冲压喷气发动机。原型已进行过广泛的风洞和其他模拟试验，而且马丁·马里埃塔公司的整体式火箭冲压发动机的鉴定飞行器在1979年10月到1980年5月也已完成了飞行试验。

1981年，"先进战略空射导弹"被撤销，官方的理由是，该弹的任务可以由"先进中程空空导弹"和其他武器系统来完成。但是外刊认为，实际上是由于其推进系统计划未能取得预期进展和其他技术困难造成的。事实上，与"先进战略空射导弹"有关的一些技术仍在继续进行研究，如整体式火箭冲压喷气发动机，因技术困难被搁置一年多之后在1983年重新获得了研究资金，另外，与远距离攻击空中预警和控制飞机有关的制导技术也在进行研究。因此，可以预料，在这些技术取得适当进展之后，"先进战略空射导弹"计划的任务将可能恢复，但不一定再叫此名称。

主要战术技术指标

目标	地面固定目标及空中预警和控制飞机	翼展	910mm
射程	575～927km	发射重量	1224kg
最大飞行高度	巡航飞行高度24000m，最大设计飞行高度35000m	动力装置	整体式火箭冲压喷气发动机
		制导方式	中段惯性＋被动修正；末段被动雷达寻的或主动频率捷变雷达导引头。
速度	M＝4		
弹长	4.27m	战斗部	核战斗部或常规高爆战斗部
弹径	530 mm	装备机种	B-52，FB-111，B-1B，ATB

（廖朝佩）

近程攻击导弹Ⅱ（SRAMⅡ）XAGM-131A

"近程攻击导弹Ⅰ"又叫做"先进空对面导弹"（AASM），是美空军最近开始研制的一种超音速、低雷达散射截面的战略空对地导弹，是现役"近程攻击导弹"的后继型，预定九十年代初装备战略空军的B-52，B-1B和"先进技术隐身轰炸机"，用来补充并最终取代现役的"近程攻击导弹"，攻击苏地面防御系统，辅助战略轰炸机突防，然后用"空射巡航导弹"（ALCM）和其他核武器打击战略目标。

这种导弹是美国三位一体战略核力量之一的远程有人驾驶轰炸机现代化计划的一部分。在六十年代末七十年代初的技术基础上研制的现有"近程攻击导弹"，到九十年代，不仅技术上已经落后，而且由于历年的训练和支援反卫星计划的不断消耗，在数量上也不能满足需要。因此，1983年，空军就开始"近程攻击导弹Ⅰ"的可行性研究，内容包括突防分析、重量、形状、特征、速度、飞行弹道、材料、推进及制导等方面的系统设计问题。1984年1月，空军正式宣布决定研制此种导弹。目前正由波音、马丁·马里埃塔和麦克唐纳·道格拉斯三家公司进行方案论证，计划1986年从中选择一家或两家公司进行全面工程研制，1989年开始生产，九十年代初达到初步作战能力。

"近程攻击导弹Ⅰ"将不是作为一种创新的战略武器研制的，而是现有"近程攻击导弹"进一步流线型化

的改进型，但是，它将采用一系列新的技术。因此，比现有“近程攻击导弹”小而轻（弹长约为 3 米，直径 375—400 毫米），精度更高。射程预计为200 千米，速度M＞3.5 ，动力装置仍采用固体推进剂火箭发动机。导弹仍采用惯性制导，但将使用新的环形激光陀螺捷联式系统，还可能采用容错式航空电子设备和隐身技术。目前计划的采购数量是1900枚。 （廖朝佩）

鳟鱼(Kipper) AS-2

挂在图—16飞机上的“鳟鱼”导弹

概　述

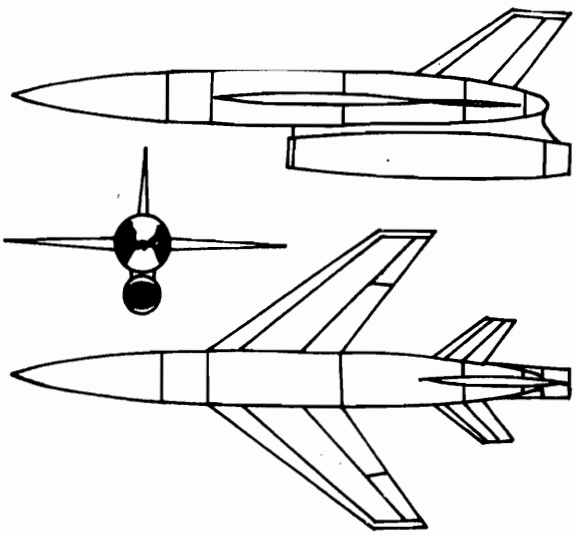
“鳟鱼”导弹是苏联空、海军现役的战略空地（舰）导弹，美国代号为AS-2，主要用以攻击海上大型目标，特别是战时出现在挪威海的敌航空母舰，也可以对地面重要目标实施战略轰炸。比AS-1大，性能也先进些；其外形类似美国的“大猎犬”空地导弹，但要小一些，性能也差一些，可携带常规战斗部或核战斗部。1961年7月在莫斯科的土希诺航空展览会上首次展出，挂在图—16“獾”C飞机腹部，1965年装备部队，据外刊报道，目前苏联还有90枚，由于导弹体积大，性能差，命中精度低，现正在逐步被淘汰。其载机是图—16“獾”C和米亚—4轰炸机，每次战斗出动只能携带一枚，挂在机腹。

主要战术技术指标

目标	航空母舰和地面固定目标	翼展	4.88m
射程	180～210km	发射重量	4500kg
发射高度	8000～12000m	战斗部	烈性炸药1000kg或核装药
最大速度	M＝1.4	制导	惯性＋末段主动雷达或无线电指令＋末段主动雷达（或末段红外）
发射时载机速度	800～850km/h		
机动能力	有两种基本弹道	发动机	一台Lyulka AL-5涡轮喷气发动机，推力49033 N
弹长	9.45m		
弹径	1.14m		

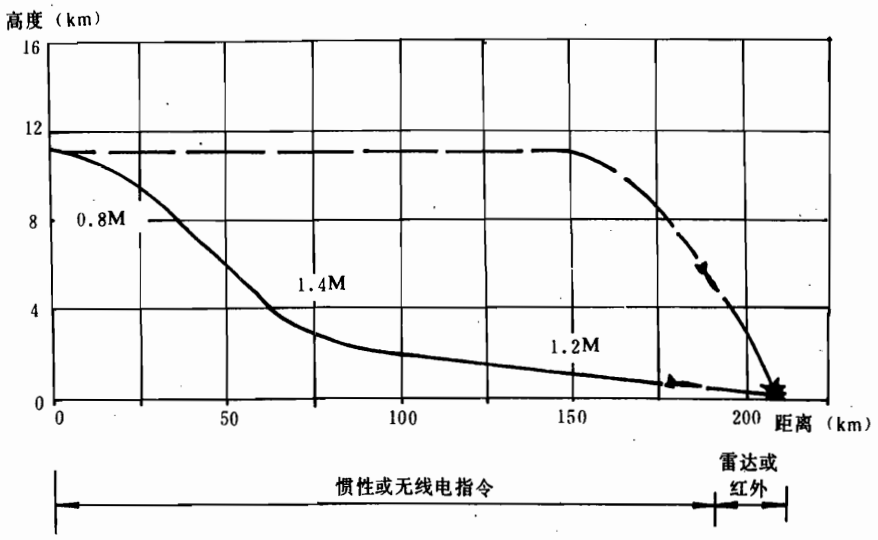
导　弹

布局与结构　“鳟鱼”导弹采用飞机式结构，尖头，弹体呈圆柱形，后掠形弹翼配置在弹体的中部，尾部装有后掠尾翼，发动机挂在弹体后部的下方。



“鳟鱼”导弹的三面图

制导与控制　据外刊报道，“鳟鱼”导弹有两种制导方式，一种是无线电指令加末段主动雷达（或红外）制导，另一种是惯性加末段主动雷达制导。从苏军演习的情况来看，导弹发射后，载机实施跟踪制导，直至导弹进入自动导引状态时才脱离。在制导过程中，如果载机航向改变40°～50°，仍可对导弹实施制导。“鳟鱼”导弹有时也选择红外导引头作为末制导，以避免海面杂波干扰和更有效地攻击航空母舰。这是因为航空母



“鳟鱼”导弹的飞行弹道示意图

舰的上层结构较小，雷达反射信号比其它类型舰艇的弱。然而，由于它的尺寸及甲板上各种装备的工作情况，在一个舰队中它是最大的热源，这对于红外导引的导弹是一个最理想的目标。

探测、发射与指控

由机载雷达搜索、识别和跟踪目标，并作好发射前的准备工作（如启动发动机等），目标进入导弹射程内即发射导弹。

作战使用

采用无线电指令加末段主动雷达（或红外）制导时，导弹发射后，以低超音速飞行，利用机载制导雷达的两个天线分别跟踪导弹和目标，计算机根据导弹与目标的关系位置和导弹偏离目标航向的情况，自动求出修正数据，并不断地向导弹发出无线电指令，控制机构按照指令控制导弹飞行。在离目标 30~40千米时，弹上导引头开始工作，将导弹自动导向目标，此时载机即可脱离。

如果采用惯性加末段主动雷达制导，则导弹脱离载机后在控制系统的控制下，按预定的弹道飞向目标，在离目标30～40千米时，弹上主动雷达导引头开始工作，将导弹导向目标。其飞行弹道如图中的虚线所示。

（李英林）

袋鼠 (Kangaroo) AS-3

“袋鼠”导弹挂在图—20飞机腹部

概　述

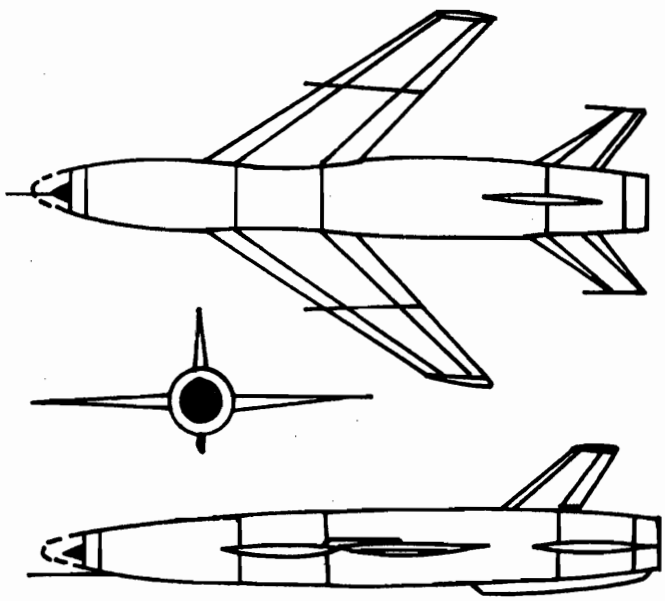
“袋鼠”AS-3 导弹是苏军现役中最大的战略空地（舰）导弹，主要用于攻击港口设施、铁路枢纽、机场、城市等大型固定目标和大型军舰（特别是战时出现在挪威海的敌航空母舰）。1961年 7 月在莫斯科土希诺航空展览会上首次展出了挂在图—20“熊”式轰炸机腹部的AS-3，1963年装备部队。AS-3 目前正在被淘汰，尚存100 枚，主要载机是图—20“熊”B 和C 。

主要战术技术指标

目标	港口、铁路枢纽、机场、城市等大型固定目标和大型军舰	弹长	14.96m
		弹体直径	1.85m
射程	480km（指令制导）；180～650 km（惯性制导）	翼展	9.14m
		发射重量	11000 kg
发射高度	8000～11000 m	战斗部	核战斗部
最大速度	M＝2（高空） M≈1（海平面）	制导	无线电指令＋末段红外或惯性＋末段主动雷达
发射时载机速度	700 km/h	发动机	一台涡轮喷气发动机，推力为5001千牛
机动能力	有两种基本弹道		

导　弹

布局与结构　“袋鼠”导弹为飞机式结构，其弹翼、进气道、进气锥、空气动力控制装置和外表结构类似于五十年代的喷气战斗机。在尾部下方增加了腹鳍，以改善稳定性，装载时垂直尾翼装在机身内。发射导弹之前，导弹的进气道由一个流线型整流罩罩住，发射时将其抛掉。进气锥是不可调的，固定在适于M＝1.6～1.8的最佳位置。



“袋鼠”导弹的三面图

制导与控制　“袋鼠”导弹与“鳟鱼”导弹一样，也有两种制导方式：无线电指令加末段红外制导和惯性加末段主动雷达制导。前者射程较近，后者是前者的发展，射程较远。无线电指令系统由机上系统和弹上系统组成。

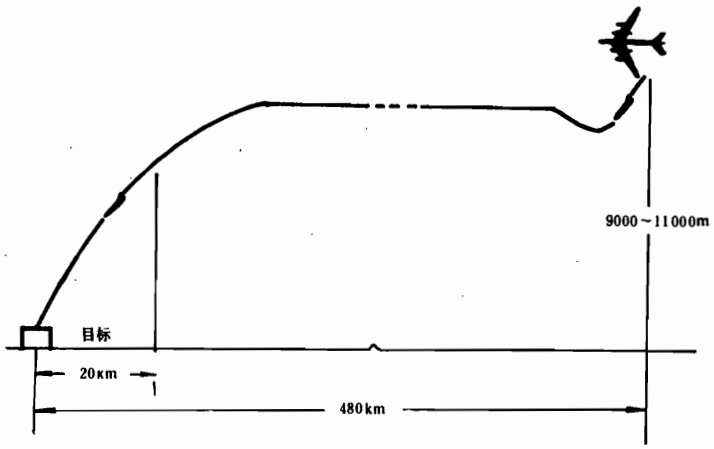
探测、发射与指控

“熊”式轰炸机头部有一个大型雷达天线罩，内装两个同时工作的雷达天线，分别跟踪目标和导弹，计算机根据获得的导弹与目标的相对位置，求出导弹偏离理论弹道的偏差值，据此向导弹发出无线电指令，经导弹

控制机构控制导弹飞向目标。

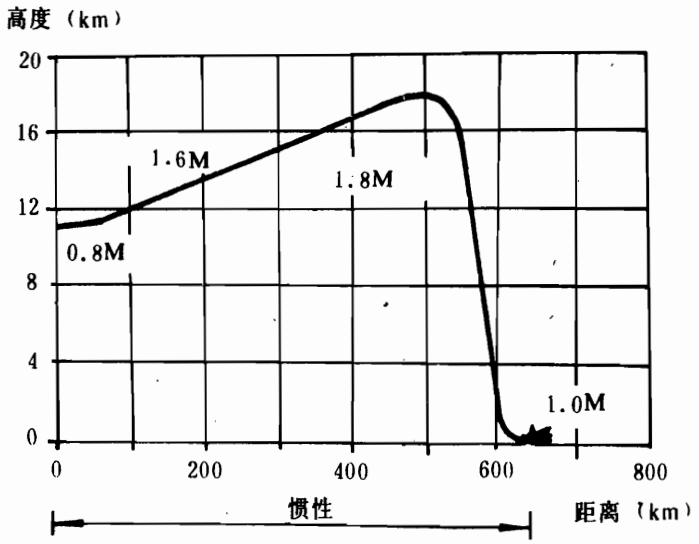
作战使用

采用无线电指令加末段红外制导时，导弹发射后下滑到预定的高度，然后根据载机的无线电指令转入水平飞行，高度通常为9000～11000 米，导弹飞至离目标20千米时转入俯冲。根据红外辐射的强度，红外末制导系统在5～15千米距离内开始工作，将导弹自动导向目标。



“袋鼠”导弹采用无线电指令制导时的飞行弹道示意图

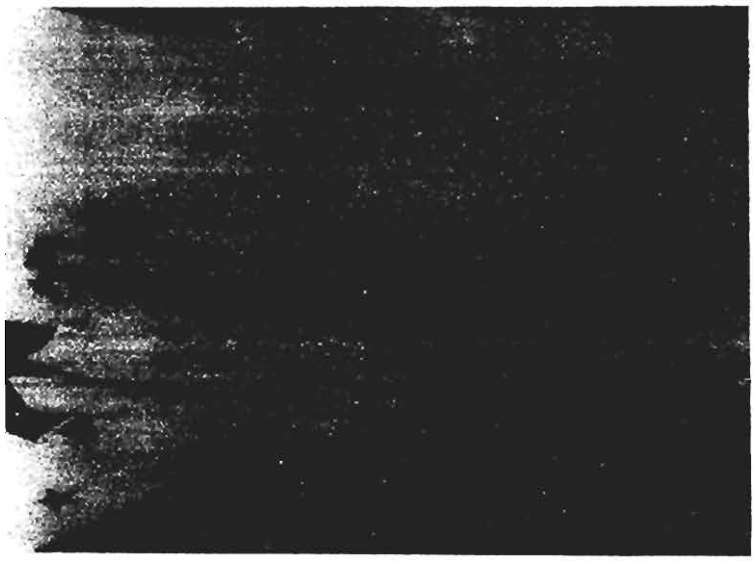
如果采用惯性加末段主动雷达制导，导弹离开载机后下滑到一定高度，然后载机控制导弹爬升至预定的飞行高度，导弹在惯性系统的控制下按预定的弹道飞向目标。当离目标约150 千米时转入俯冲，离目标40～50千



“袋鼠”导弹采用惯性制导时的飞行弹道示意图

米时，弹上主动雷达开始工作，将导弹导向目标。　　（李英林）

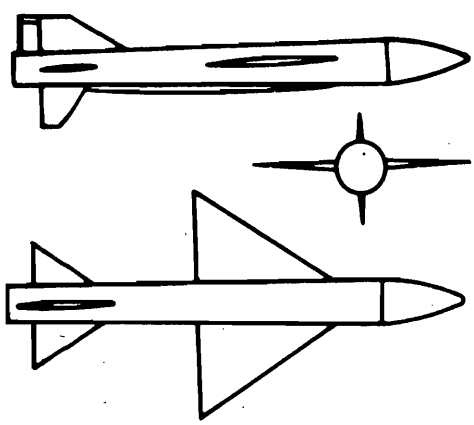
厨房(Kitchen) AS-4



“厨房”导弹半埋式挂在图—22M“逆火”式战略轰炸机腹下

概　述

“厨房”AS-4导弹，是苏联海空军现役的战略空对地（舰）导弹之一，主要用以攻击海上大型目标和对陆上重要目标实施战略突击。该弹1961年在莫斯科土希诺航空展览会上首次挂在图—22“眼罩”式轰炸机上展出，1967年装备部队。除图—22外，图—20“熊”式和图—22M“逆火”式轰炸机也装备了这种导弹。据外刊报道，目前苏联已装备830枚，并提供给利比亚35枚。该弹将不会再生产，而代之以更先进的AS-11。



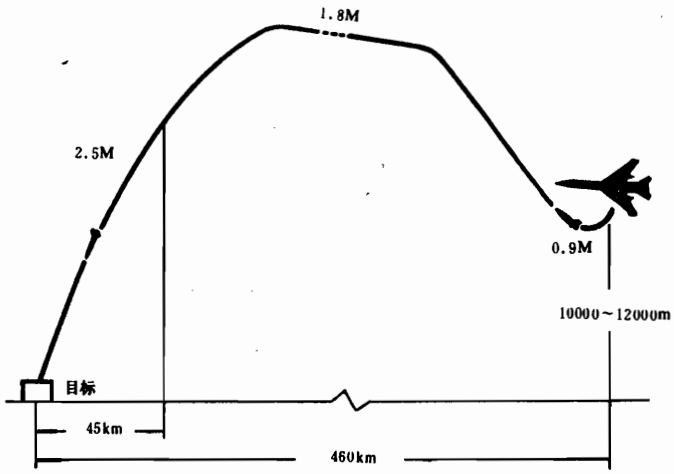
AS-4导弹三面图

主要战术技术指标

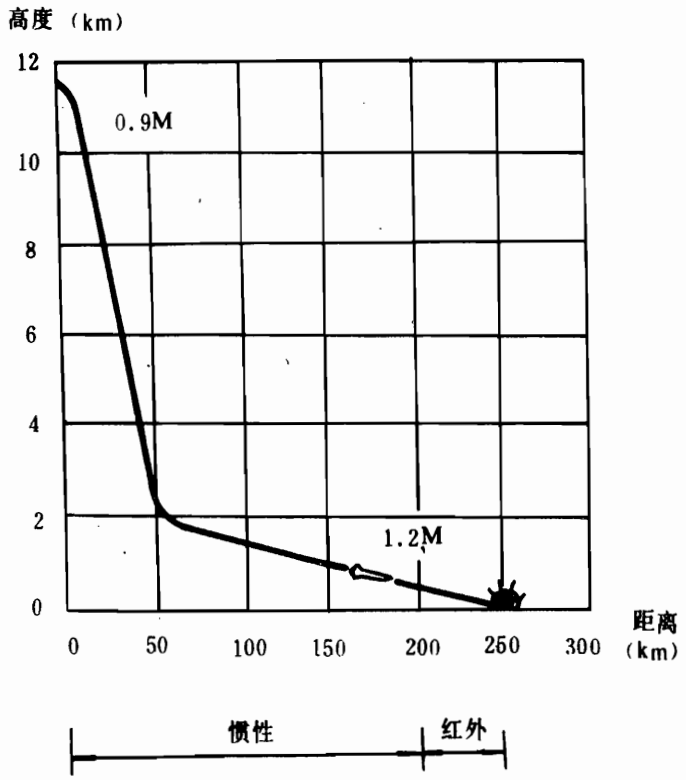
目标	大型海上目标和地面固定目标
射程	460 km （最大）
最大速度	M=2.5
发射高度	10000 ~ 12000 m
载机发射时的速度	800~900km/h （图—22）
	1300~1500km/h（图—22M）
弹长	10.98m
弹径	1.00m
翼展	3.5m
发射重量	6000kg
动力装置	一台液体火箭发动机

制导方式　　惯性＋末段主动雷达或被动雷达寻的

战斗部　　核战斗部（200 kt TNT当量）或1000k g 的常规战斗部



AS-4 导弹的高空弹道



AS-4 导弹的低空弹道

导　弹

布局与结构　采用飞机式结构，弹体基本上呈圆柱形，尖形头锥，一对小展弦比大后掠角三角形弹翼按“一”字形配置在弹体中部，尾部的尾翼成“十”字形配置。

制导与控制　采用惯性中段制导加末段主动雷达寻的制导，后来又出现了一种采用末段被动雷达寻的制导型号。

战斗部　两种战斗部，核战斗部，TNT当量约为200千吨，用于攻击地面战略目标；常规高爆战斗部，重约1000千克，用于执行反舰任务或战术任务。

发射、探测和指控

在图—22B型上，导弹半埋入式地挂在载机的机身腹部，为此，在机身腹部装有专用的型板，用来悬挂导弹。目标由装在机首下部整流罩内的一部大功率雷达搜索，识别和跟踪，或由其他手段指示。

作战使用

AS-4导弹有高、低两种弹道，采用高弹道时，导弹发射后，先以小角度爬升至18000～26000米高空巡航，在离目标一定距离时开始俯冲，距目标45千米左右时，转入末段主动雷达寻的制导，此时，导弹可获得最大射程。采用低弹道时，导弹发射后下滑至预定高度（1000米以下）巡航，此种弹道多用于攻击海上目标。

（廖朝佩）

王鱼（Kingfish）AS-6

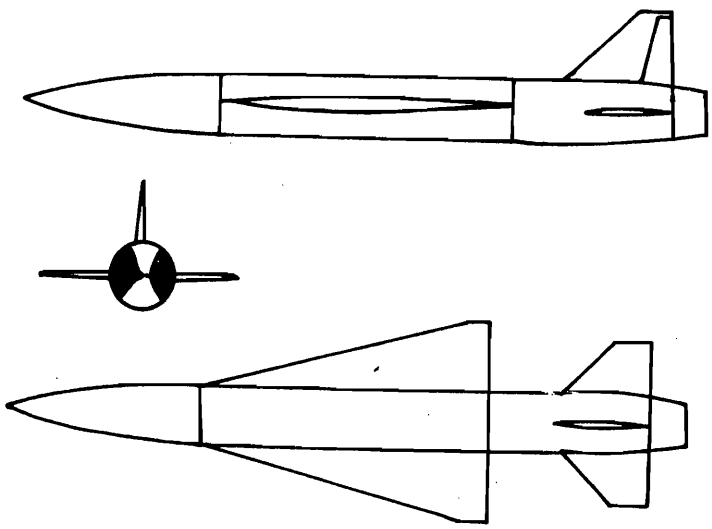
“王鱼”导弹挂在图—22M“逆火”B飞机翼下

概　述

“王鱼”AS-6导弹是苏联第二代空地（舰）导弹，也是苏联目前装备的较先进的空地（舰）导弹之一，主要用以攻击海上大型目标和对陆地重要目标实施战略轰炸。AS-6导弹是苏联海军从六十年代中期开始研制

“王鱼”导弹挂在图—16“獾”G飞机翼下

的一种全新的导弹，取代AS-2导弹。虽然早在1972年就报道说具备初始作战能力，但到1975年仍未见大量装备部队，直到1977年才见到挂在图—16G和图—22M飞机翼下的AS-6导弹。据外刊报道，苏联目前已装备820枚，每次战斗出动，图—22M携带两枚，图—16G携带一枚（有时两枚），均挂在翼下。



“王鱼”导弹的三面图

主要战术技术指标

目标	海上大型军舰和地面战略要地		M＝1.2（海平面）
射程	250km（海平面）；	发射时载机速度	超音速（图—22M）；
	650km（高空）		小于700km/h（图—16G）
发射高度	10000～12000 m	机动能力	有两种基本弹道
最大速度	M＝3（高空）；	弹长	10.7m

弹径	900mm	战斗部	烈性炸药或核装药
翼展	2.4m	制导	惯性＋末段主动雷达（或被动雷达）
发射重量	5000kg	发动机	一台固体火箭发动机

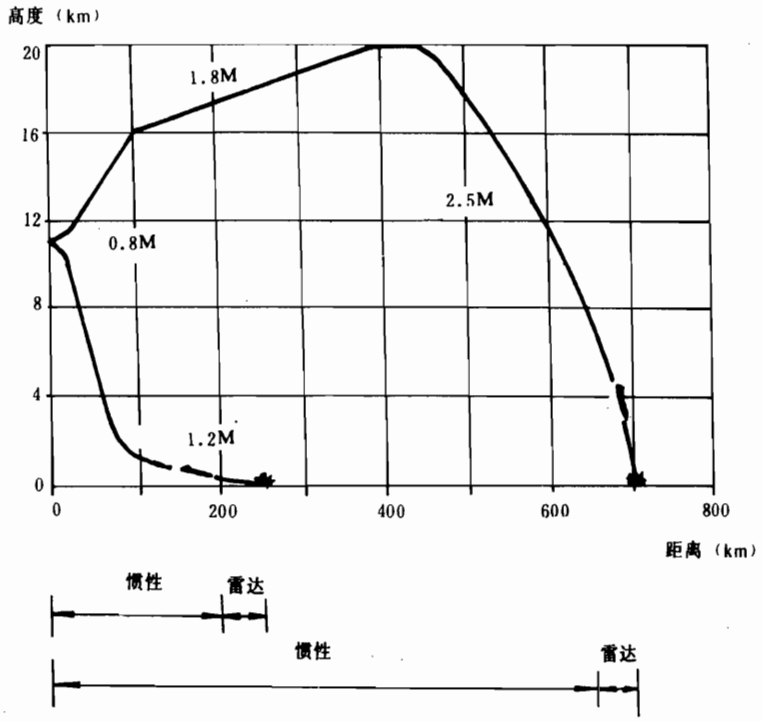
导　弹

布局与结构　AS-6是苏联第一个摆脱飞机式结构的空对地导弹。弹体呈圆柱形，尖头小展弦比三角形弹翼按一字形配置在弹体的中部，其后是小型飞机式尾翼。

制导与控制　AS-6导弹的制导方式是惯性加末段主动雷达（或被动雷达）制导。制导过程与AS-4基本相同，其主要特点是精度高，飞行性能好。执行反舰任务时，采用高空弹道超音速接近目标。

作战使用

采用高空弹道时，导弹发射后，按预定程序在初始阶段有小角度爬升，至16000～20000米高度时开始巡航，最大速度M＝3，离目标约50千米处，弹上主动雷达（或被动雷达）开始工作，将导弹导向目标。



"王鱼"导弹的飞行弹道示意图

导弹沿低空弹道飞行时，先以大角度下滑到2000～1000米的高度，尔后转入小角度下滑飞行，离目标约50千米处，弹上导引头开始工作，并以掠海（掠地）俯冲攻击地面或海上目标。　（李英林）

AS－11

AS-11是苏联一种携带核战斗部的远程战略空对地导弹，AS-4空对地导弹的后继型，该弹采用固体火箭发动机推进，长约5米，直径300毫米，速度M＝3.5，射程800千米。　（廖朝佩）

撑竿 (Kent) AS-15

“撑竿”AS-15是苏联最新装备的新一代战略空对地巡航导弹，1979年2月首次得到证实，估计七十年代中期开始研制，1984年达到初步作战能力，首先装备苏空军的图—95“熊”H型轰炸机的新生产型，然后装备“黑棒锤”轰炸机（正在研制）。该弹气动外形类似美国通用动力公司的地面发射巡航导弹，但要大得多，也装有地形匹配制导系统（这可使导弹的圆概率偏差值达到大约45米），射程大概为2000多千米。这种导弹无疑将明显提高苏战略空军部队在战区和洲际作战中的低空防空区外攻击能力（参见巡航导弹部分）。

（廖朝佩）

蓝剑 (Blue Steel)

挂在“火神”式轰炸机上的“蓝剑”导弹

概　述

“蓝剑”是英国的一种远程战略空对地导弹，由英皇家飞机研究所和阿芙乐公司从1954年开始研究，中间因财政困难，英政府曾一度停止研制，并打算选定美、英计划合作研制的“晴天霹雳”战略空对地导弹作为英国的核威慑力量。自美、英“拿骚会议”以后，英国取消了“晴天霹雳”研制计划，采用美国提供的“北极星”潜射弹道导弹作为英国的战略核武器运载工具。但当时考虑到英国在1970年以后才能建立一支“北极星”潜艇部队，因此，又决定继续研制“蓝剑”导弹，作为其过渡阶段的核武器运载工具。该弹1958年首次进行飞行试验，1962年装备部队。载机是“火神”和“胜利者”轰炸机。到1972年，只有两个轰炸机中队装备这种导弹。目前，该弹已全部退役。

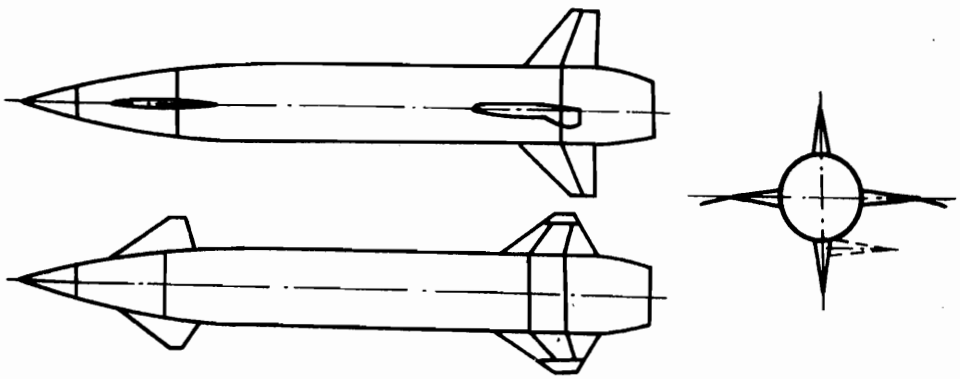
主要战术技术指标

		目标	战略要地
射程	320～370km	发射重量	6800kg
速度	M＝1.6	动力装置	液体火箭发动机，最大推力88847N
弹长	10.67m	制导方式	惯性
弹径（最大）	1.28m	战斗部	热核弹头
翼展	3.96m	现状	退役

导　弹

布局与结构　“蓝剑”导弹采用鸭式气动布局，以适应压力中心随马赫数的变化。三角形弹翼装在尾部，其上有内侧副翼。弹体前部装有一对全动式小三角形舵。此外，还有一对不一样大小的三角形垂直舵，上垂直舵装有偏航阻尼器，而较大的下垂直舵可以向旁边折叠，以便导弹挂在飞机上时保持足够的离地高度。

动力装置　使用一台液体火箭发动机。早期的试验导弹使用德·哈威兰公司制造的“双妖怪”发动机，它有固定推力和可变推力两个燃烧室，燃料是高浓度过氧化氢和煤油。作战型“蓝剑”使用布里斯托尔·西德利



“蓝剑”导弹三面图

公司制造的“史登托”式发动机，燃料仍是过氧化氢和煤油，它也有两个燃烧室，上下排列。上面的大燃烧室可产生71195 牛的推力，下面的小燃烧室可产生17652 牛的最大推力。在导弹加速到超音速的过程中，两个燃烧室都点火，产生88847 牛的最大推力。以后，大燃烧室由来自飞行规则计算机的指令控制熄火。小燃烧室在大部分爬升过程中，以最大推力工作，然后再根据飞行规则计算机的指令调节到巡航推力级。

制导与控制　采用惯性制导，其制导和控制系统由三部分组成：惯性导航仪，用以计算导弹的瞬时位置；飞行规则计算机，用以确定飞行弹道；自动驾驶仪，用以发出控制指令，保证导弹稳定飞行。

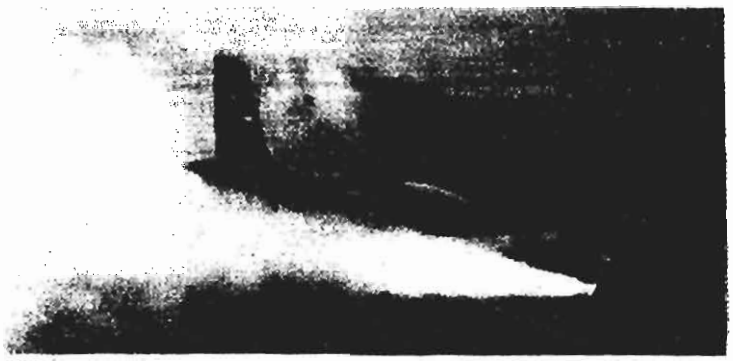
作 战 使 用

“火神”和“胜利者”式轰炸机每架携带一枚，半埋入式地悬挂在机身腹部。载机起飞后，导弹的惯性导航仪就与载机惯性导航仪接通，并在发射前的整个载飞过程中，载机的导航系统不断地校正弹载惯性导航仪。导弹可以在高空发射，也可以在300 米的低空发射，但作战训练以低空发射为主。导弹发射后，先自由下滑60 米，然后发动机点火，加速到超音速并爬升到预定巡航高度。在到达目标之前，可以在超音速下完成各种机动，然后沿最佳航线飞向目标。

（廖朝佩）

战 术 空 对 地 导 弹

翠鸟(Martin Pescador)



“翠鸟”从天鹰飞机上发射

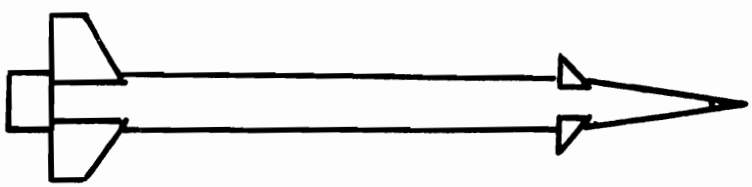
概 述

“翠鸟”是阿根廷武器装备科技研究院为军方研制的近程空对面导弹。估计七十年代中期开始研制，英阿马岛战争前后装备部队，在马岛战争期间是否使用了该导弹至今未得到证实。

主要战术技术指标

目标	中小型水面舰艇和地面目标	翼展	730 mm
射程	2.5～9km	发射重量	140kg
速度	最大M＝2.3	发动机	一台固体火箭发动机
弹长	2.94m	制导	无线电指令
弹径	219mm	战斗部	爆破型，重40kg

导 弹



“翠鸟”导弹线条图

布局与结构　圆柱形弹体，锥形头部。在弹体前段接近头部的地方有四个X形配置的鸭式控制舵，在弹尾部有四个X形配置的稳定尾翼。整个导弹可分为前、中、后三个舱段。前舱装有指令接收机、自动驾驶仪、逻辑装置、鸭式翼伺服机构和电源等；中舱装有战斗部和引信；后舱装一台固体火箭发动机，尾端装三个示踪曳光管。

动力装置　一台固体火箭发动机。该发动机采用圆柱形壳体，钟形排气喷管。在发动机推进下，导弹可飞行13秒。最大飞行速度达M＝2.3，与目标撞击时的速度为M＝1.1。

制导　制导设备分别装在载机和导弹上，机上主要有目标瞄准设备、导弹跟踪设备、计算机、指令发射机等；弹上主要有示踪设备、指令接收机、逻辑装置、自动驾驶仪、伺服机构和鸭式控制舵。机上计算机根据瞄准线与跟踪线的偏差计算出控制指令，弹上接收机将接收到的控制指令送入逻辑装置，通过逻辑装置得出具体的操纵信息，然后由驾驶仪、伺服机构和舵面操纵导弹。

战斗部　高能炸药，爆破型战斗部，重40千克，触发引信。

作战使用

“翠鸟”导弹已装备阿根廷的“天鹰”战斗机，也可装备大型直升飞机。由机上雷达或驾驶员目视搜索目标，发现目标后便用瞄准设备瞄准目标。当目标进入导弹射程之内驾驶员就发射导弹。导弹发射后，驾驶员通过指令控制线路控制导弹。当多架飞机同时向一个方向发射导弹时，指令制导线路要采用不同的频率以保证互不干扰。载机发射导弹时的飞行速度最小为M＝0.5。

发展与改进

“翠鸟”导弹已服役，但该导弹射程很近，只能用于攻击无防御能力的目标。为了满足现代对舰作战的需要，阿根廷现正在“翠鸟”导弹的基础上发展射程更远、威力更大的反舰导弹。　（盛德林）

长脚鹰（Caracara）MAS-1

MAS-1“长脚鹰”是巴西阿维伯拉斯航空航天工业公司为巴西空军研制的一种装备轻型攻击机的空对地导弹，据称于1973年开始研制，使用电视指令制导。有关该弹的资料很少，是否已经有一定数量装备巴西空军，还值得怀疑。　（廖朝佩）

AS·11

AS·11是法国航空航天公司生产的一种有线指令制导的多用途轻型空对面导弹，是该公司研制生产的SS·11反坦克导弹的机载型，主要装备直升飞机，可用来攻击地面各种小型目标。该弹到1982年底已生产了18万多枚，出口给30多个国家，目前仍由许多国家使用。该弹的详细介绍参见反坦克导弹部分。　（廖朝佩）

AS·12

AS·12是法国航空航天公司研制生产的SS·12有线指令制导反坦克导弹的机载型，是一种轻型多用途空对面导弹，主要装备直升飞机，除用作反坦克外，也可攻击其它小型目标。该弹到1982年底为止已生产了9500多枚，目前仍有许多国家使用。该弹的详细介绍参见反坦克导弹部分。　（廖朝佩）

AS·20

挂在机翼下的AS·20导弹

概　述

AS·20导弹是法国北方航空公司（现今法国航空航天公司）于五十年代在AA·20空对空导弹基础上研制的一种无线电指令制导的高速空对地导弹，用于攻击地面目标或水上舰船目标。1961年投产，到1974年停止生产时，共生产了8000多枚。除装备法空海军外，还出口给联邦德国、意大利和南非。该弹目前已退役，剩余的只用作AS·30空对地导弹的训练弹。

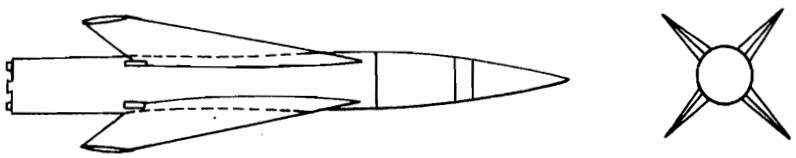
主要战术技术指标

目标	地面及水面各种点目标	翼展	780mm
射程	3～7 km	发射重量	143kg
速度	M＝1.7	动力装置	一台固体助推器和一台固体主发动机
飞行时间	16s	制导方式	无线电指令制导
弹长	2.59m	战斗部	穿甲、杀伤和爆破战斗部，重30kg
弹径	250mm		

导　弹

布局与结构　圆柱形弹体，尖卵形头部，无尾式气动布局，由装在主发动机喷管出口处的燃气扰流片提供控制力。弹体中部装有四片倾斜安装的十字形后掠弹翼，为导弹提供横滚稳定。弹体由三段组成，前段是战斗部和引信，中段装发动机，尾段是制导控制舱。弹尾还装有供目视跟踪用的曳光管。

动力装置　由一台固体助推器和一台固体主发动机组成，均采用双基推进剂。助推器装药16.3千克，药柱长213.5毫米，直径228毫米，燃烧时间1.63秒，总冲30千牛·秒，其燃气通过安装在弹尾两侧的外斜喷管排气。主发动机装药重23.5千克，药柱长365毫米，直径232.7毫米，其燃气通过制导舱中心的长排气喷管排



AS·20导弹两面图

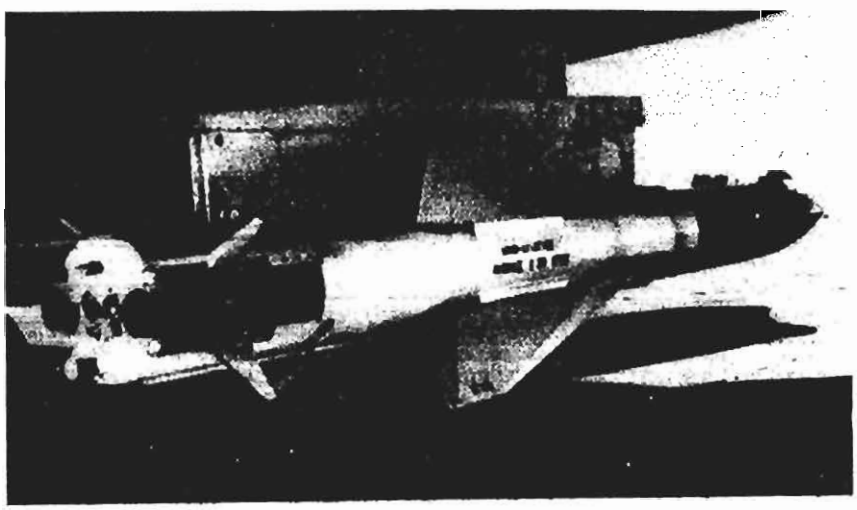
气。

制导与控制　采用目视跟踪无线电指令制导，其制导系统与AS·30基本相同，只要装一个专用的适配器，以AS·30为标准装备的飞机均能发射AS·20导弹。导弹飞行方向由燃气扰流片控制。

战斗部　配有教练、穿甲、杀伤和爆破四种战斗部，重量为30千克。

机载设备和作战使用参见AS·30。　　（钟建业）

AS·30



挂在机翼下的AS·30导弹

概　述

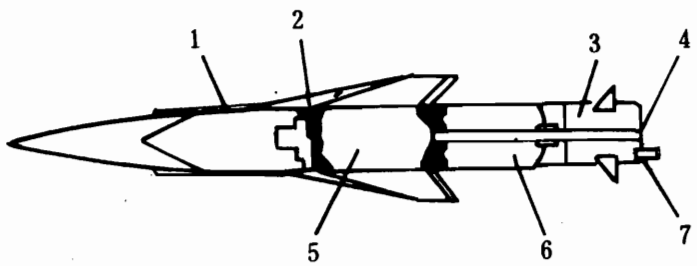
AS·30导弹是法国航空航天公司根据法国导弹技术局的要求在AS·20导弹的基础上研制的一种近程战术空对地导弹，用来攻击地面点目标和水上舰船目标。导弹技术局要求该弹射程不小于10千米，载机不必进入离目标3千米以内，圆概率偏差在10米以内。AS·30实际达到的指标均超过了上述指标。该弹的原型是原北方航空公司（现今的航空航天公司）的5401型，真正的AS·30是1968年开始研制的，1973年投产，1977年停止生产，总计生产了3850枚，除装备法国海空军外，还出口给印度、以色列、秘鲁、南非、瑞士、英国和联邦德国，单价约30.8万美元（1983年值）。

主要战术技术指标

目标	陆上点目标和海上舰船目标		装X 35型战斗部时3.89m
射程	11～12km	弹径	342mm
速度	M＝1.5	翼展	1.00m
发射高度	50～10000m	发射重量	520kg
发射时载机速度	M＝0.7～0.9（当高度为2600m时）	动力装置	一台固体助推器和一台固体主发动机
		制导方式	无线电指令制导
命中精度（CEP）	＜10m	战斗部	重230 kg，使用高爆炸药
弹长	装X 12型战斗部时3.84m		

导　弹

布局与结构　气动外形与AS·20相似，圆柱形弹体，尖卵形头部，中部装有十字形后掠弹翼。其原型没有尾翼，改型后的AS·30在助推器尾喷管之间装有四片小尾翼。导弹分为三段，前段是战斗部和引信，中段是动力装置，尾段装制导控制装置。



AS·30导弹结构图

1．战斗部　2．前悬挂装置　3．制导系统　4．燃气扰流片　5．固体火箭主发动机　6．固体火箭助推器　7．曳光管

动力装置　一台固体助推器和一台固体主发动机组成。助推器使用聚氯乙烯、高氯酸铵、铝粉复合推进剂，药柱长540毫米，直径330毫米，重57千克，工作时间2秒，总冲107千牛秒。主发动机使用浇铸双基推进剂，药柱长584毫米，直径329毫米，重73千克，工作时间21秒。助推器有两个喷管，分装在导弹尾部两侧，倾斜向外安装；主发动机一个喷管，其出口处装有四片燃气扰流片。助推器点火后约1秒钟，再由其燃气点燃主发动机。

制导与控制　采用无线电指令制导，初始段由燃气扰流片提供控制力，以后由尾翼提供控制力。

战斗部　两种战斗部X 12和X 35，一种装触发引信，一种装延时引信，重量均为230千克。

发射、探测和指控

机载雷达　用于AS·30导弹的机载雷达有“埃达诺”—Ⅰ、“西腊诺”—Ⅱ和Ⅲ，装备“幻影”Ⅲ等飞机，与导弹发射计算机交连，用以发射和控制导弹。“埃达诺”—Ⅰ工作在X波段，峰值功率80～100千瓦，作用距离35千米；“西腊诺”—Ⅱ为X波段单脉冲雷达，频率9～9.6千兆赫，重复频率645赫，峰值功率大于182千瓦，作用距离92千米，跟踪距离250米到40千米；“西腊诺”—Ⅲ也是X波段单脉冲雷达，峰值功率为200千瓦。

机载半自动制导系统　它由机载陀螺稳定光学瞄准具、红外跟踪装置和计算机组成。红外跟踪装置自动跟

弹导弹尾部的曳光管，给出导弹相对于目标—飞机瞄准线的角偏差，驾驶员只需要将目标保持在光学瞄准具的中心，计算机就会自动地根据两瞄准线之间的角偏差计算出制导修正指令，并发送给导弹。

作战使用

AS·30导弹可采用单机和双机两种攻击方式。单机攻击有两种方法，第一种是完全人工控制，驾驶员目视跟踪目标和导弹，并用操纵杆发出制导修正指令，使其保持在目标—飞机间的瞄准线上。另一种是利用半自动制导系统进行控制。AS·30主要使用后一种控制方法。

双机攻击只有在目标较大或允许有较大的圆概率偏差时使用。第一架飞机先逼近目标（第二架飞机尾随其后，相距数千米），发射导弹后，立即退出，由第二架飞机对导弹进行无线电指令控制。为了适应AS·30导弹单机和双机使用要求，载机上装有一个三位置转换开关。第一位置为发射并制导，单机攻击时使用；第二位置为发射不制导，双机攻击用，此时断开指令电路；第三位置为制导不发射，也是双机攻击时使用，此时断开发射电路。

（钟建业）

AS·30L

AS·30L装在法“美洲虎”飞机上

概　述

AS·30L是法国航空航天公司和汤姆逊·CSF公司在AS·30的基础上联合研制的一种激光制导的空对地导弹，其目的是克服无线电指令制导的AS·30导弹对载机机动所强加的限制。该弹1973年开始研制，1976年开始飞行试验，1983年正式投产，到1984年底已生产近400枚，装备“美洲虎”飞机，单价约为62万美元（1984年）。跟法国其它战术导弹一样，该弹也将主要依靠出口。

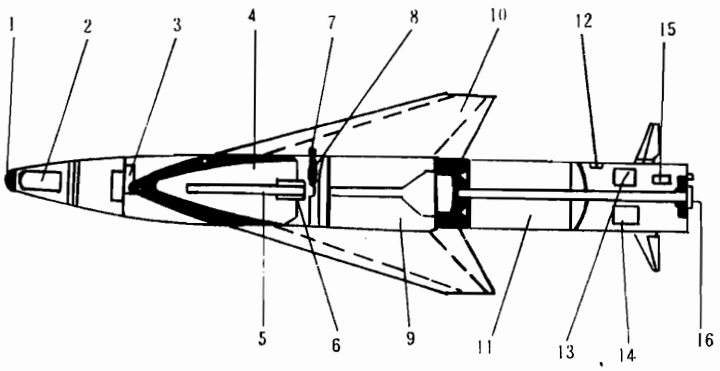
主要战术技术指标

目标	地面桥梁、机场和水面舰船	飞行时间	21 s
射程	10～12 km（最大）	弹长	3.65m
	3 km（最小）	弹径	342mm
速度	M=1.5	翼展	1.00m
发射高度	50～10000m	发射重量	520kg
命中精度（CEP）	0.5m	动力装置	一台固体助推器和一台固体主发动机

制导方式 激光半主动寻的，比例导引 **战斗部** 爆破和半穿甲两种战斗部，重240 kg

导 弹

布局与结构 导弹外形和气动布局与AS·30完全相同，所不同的它较短。



AS·30L 导弹结构图

1．红外整流罩 2．激光导引头 3．制导计算机 4．战斗部 5．引信 6．保险装置 7．前悬挂装置 8．保险制动器 9．主发动机 10．弹翼 11．助推器 12．脐形插头 13．配电盒 14．热电池 15．舵机陀螺插头 16．燃气舵

动力装置 由一台固体助推器和一台固体主发动机组成。发射时，助推器点火，产生推力，使导弹达到200 米/ 秒的速度，助推器燃烧时间为2秒。在助推器启动1秒钟后，主发动机由助推器的燃气点火，使导弹速度达到400 米/ 秒。

制导与控制 采用激光半主动制导，“羚羊”激光导引头由汤姆逊·CSF公司研制。目标反射回来的激光能量通过整流罩后，由陀螺稳定的反射镜反射到探测器上，由探测器测量出导弹速度矢量与瞄准线旋转角速度矢之间的角偏差，产生出比例导引指令。导引头的视场很大，即使在瞄准精度较差和强侧风情况下，也能截获目标。

初始段由主发动机喷管内的燃气扰流片进行控制，在助推器燃完后由尾翼进行控制。

战斗部 两种战斗部：一种装触发引信的普通战斗部，一种装延时引信的半穿甲战斗部，均采用高爆炸药，重245千克。

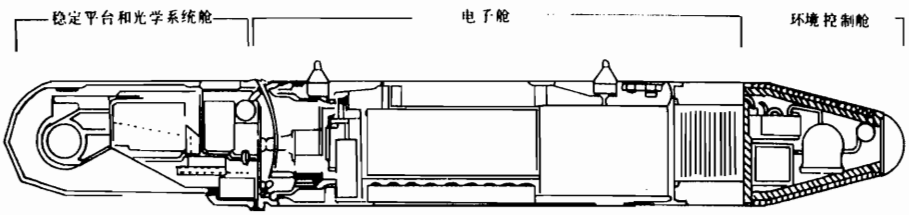
探测、发射与指控

指控系统 包括导弹控制板、发射按纽（装在驾驶杆上）、应急投放开关、电缆、ATLIS Ⅰ激光目标指示吊舱和电视显示器。

ATLIS Ⅰ激光目标指示吊舱 它是由法国汤姆逊·CSF和美国马丁·马里埃塔公司联合研制的一种高精度目标指示装置，内装有双视场摄像机、激光照射器/ 测距仪、自动双模电视自动跟踪器、稳定系统、空调装置和电子计算机。电视摄像机和激光照射器/ 测距仪均装在俯仰偏航速率稳定平台上，其监视范围达320°。电视自动跟踪器能以区域相关和对比度跟踪两种模式工作，它使激光束自动稳定地照射驾驶员所选定的目标。整个吊舱长2.52米，直径300 毫米，重160 千克，电源功率：电视跟踪器1000瓦，激光器1600瓦，备用500 瓦。

作战使用

载机到达目标区后，驾驶员借助电视摄像机搜索识别目标，在选定目标后，就启动自动跟踪器跟踪目标并用激光照射器照射目标。当弹上导引头接收到目标反射回来的激光能并稳定地跟踪目标后，就可发射导弹。导

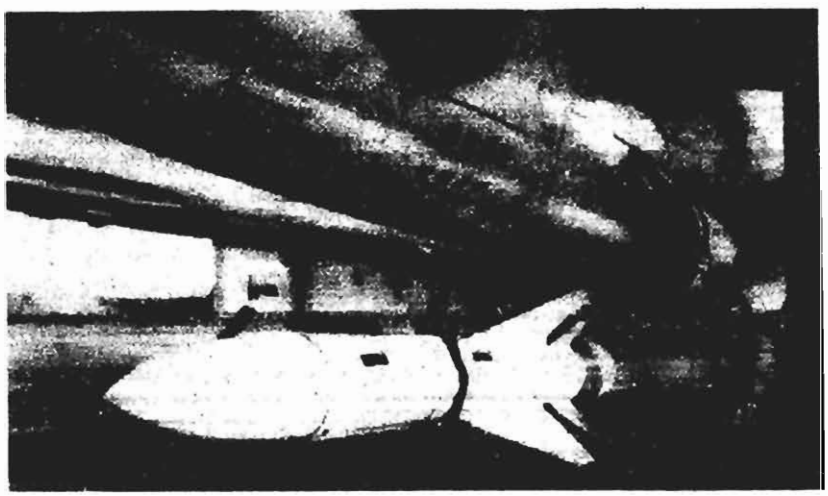


ATLIS Ⅱ吊舱结构图

发射后，其制导可分为两个阶段，第一阶段采用惯性制导（即陀螺参照），第二阶段采用激光半主动制导。

导弹发射时，载机的速度范围为647～1110千米/小时，最低发射高度为61米，载机退出战斗的机动飞行受激光照射器盲区（飞机后轴线±20°）的限制。当载机的速度为M＝0.8时，在距目标10千米处发射导弹后，即可做过载为4 g的机动转弯。飞机转弯时，照射器跟踪目标的最大角度为160°。　　（钟建业）

阿玛特(ARMAT)



“阿玛特”导弹挂在机下挂架上

概　述

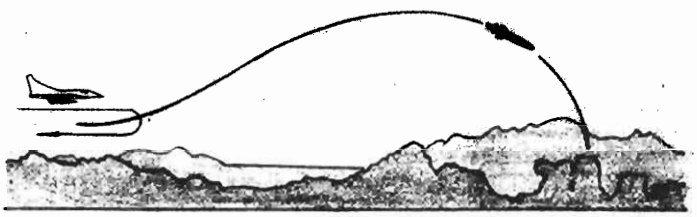
“阿玛特”导弹是法国玛特拉公司在AS·37“玛特尔”反雷达导弹的基础上发展起来的一种远程防御压制武器，装备法国“幻影”2000和F－1飞机，用来攻击地面固定的防空雷达目标，如监视和地空导弹制导雷达。

该弹采用AS·37导弹的弹体，其固体火箭发动机也基本相同，但弹上使用了更先进的电子设备和新的全固体化被动雷达导引头。该导引头频率覆盖范围宽，能对付跳频、闪烁和其它电子对抗手段。另外，还加装了惯性导航系统，以提供中段制导和末段抗雷达关机的能力。

“阿玛特”是为对付固定雷达目标实施预先计划的远距离攻击而设计的，其作战使用与AS·37基本相同（参见“玛特尔”AS·37）。该弹比同代的其它反辐射导弹（如美国的“高速反辐射导弹”和英国的“空射反辐

射导弹”）大而且重得多。适于远距离作战使用，不适于近距离作战使用，但它与法制战斗轰炸机兼容，因此，对于那些使用法制飞机的国家，会有一定的市场。

该弹1982年首次透露，估计方案论证始于1980年，1981～1982年开始工程研制，1983年进行飞行试验，1984年装备法国空军。该弹主要供应法国空军使用，但是还研制了一种出口型并已出口给四个中东国家，其中有：埃及、科威特、伊拉克和另一个还未透露的国家。据报道，伊拉克在两伊战争中使用过这种导弹（装在F-1 EQ飞机上），攻击了伊朗的美制“霍克”地空导弹制导雷达，共发射了8枚，有7枚命中目标。外刊推测，到1989年，该弹将生产495 枚。



“阿玛特”导弹的一种攻击弹道

主要战术技术指标

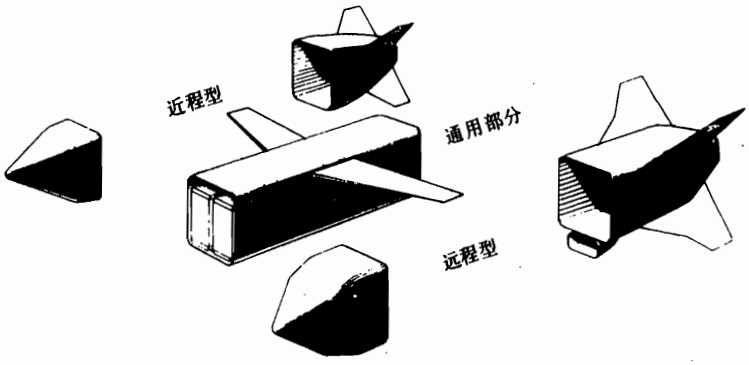
目标	监视雷达、地空导弹制导雷达	发射重量	544kg
射程	93km	动力装置	二级固体火箭发动机
弹长	4.267m	制导方式	被动雷达寻的加辅助惯性导航系统
弹径	396mm	战斗部	高爆破片杀伤战斗部，重150kg
翼展	1.219m	现役	已服役
速度	M＞1	装备机种	“幻影”2000，“幻影”F-1

（廖朝佩）

飞马座 (Pegase)

“飞马座”是法国汤姆逊·勃兰特公司于八十年代初开始研制的一种从防空区外距离发射的模式化布撒武器，用来抛撒各种子弹，攻击机场、坦克编队和装甲车编队等面目标。这种武器无论是外形还是战术技术性能，与联邦德国道尼尔公司正在研制的“近程防区外发射导弹”（SRSOM）极相似。因此，在1984年3月，两公司曾协商联合进行研制，1985年4月，法国航空航天和汤姆逊·勃兰特公司与联邦德国道尼尔和迪尔公司达成协议在“飞马座”和“近程防区外发射导弹”的基础上联合研制一种叫“莫比迪克”的布撒武器，因而“飞马座”计划也随之撤销。

汤姆逊·勃兰特曾计划研制三种基本型：“飞马座”Ⅰ、Ⅱ和Ⅲ，前两种又有滑翔型和动力型，但所有各型布局和结构基本相同，为一种装有折叠弹翼和控制舵面的矩形横截面飞行器，弹体由整流罩、有效载荷和动力三个模块组成。前端的整流罩模块内装制导装置或目标敏感器/制导装置；中间的有效载荷模块是一些内装有子弹药及其抛射系统的容器，其长度可长可短，但所有的容器都具有相同的横截面积（560×620 毫米）；尾部的动力模块内装有飞行控制设备和发动机（动力型）。“飞马座”Ⅰ和Ⅱ的动力型使用一台固体火箭发动机，“飞马座”Ⅲ射程较远，计划使用低成本的小型涡喷发动机。制导则使用简单的惯性导航系统或目标敏感器/制导装置，对于射程较远的“飞马座”Ⅲ，还打算加装外部修正装置。有效载荷模块可根据目标类型和作



“飞马座”的组成模块

战环境选择。

“飞马座”计划装备北约各种攻击机，其中包括象“阿尔法喷气”这样的轻型飞机。Ⅰ型使用北约标准的355.6 毫米（14英寸）挂架，Ⅱ型和Ⅲ型使用标准的762 毫米（30英寸）挂架。导弹一般由低空发射，然后以地形跟踪方式飞行，在最后阶段爬升到最低50米的离地高度抛射子弹药。

主要战术技术指标

	飞马座Ⅰ 滑翔/ 动力	飞马座Ⅱ 滑翔/ 动力	飞马座Ⅲ 动力型
目标	机场、装甲编队和部队集结区等面目标		
射程	6 km/ 15km	8 km/ 15km	60km
速度	各型均为亚音速		
发射高度	50～1000m/50～100m	50～1000m/50～100m	50～100m
发射重量	720 kg	1300kg	1300kg
弹长	3.4 m	4.2m	4.2m
横截面积	570×620mm	570×620mm	570×620mm
动力装置	—/固体火箭	—/固体火箭	涡轮喷气
制导	惯性	惯性	惯性加位置修正
有效载荷重量	450kg	760kg	760kg
子弹药			
AB反跑道弹	4	8	
AMV/ABL 120mm	24	36	
BAP100mm	14	28	14
地雷	154	224	
70mm榴弹	234	342	
传感器辅助武器			
TACED	14	20	10
PPGT	14	28	14
TGSM	24	36	24

（廖朝佩）

玛特拉激光制导炸弹

挂在“美洲虎”上的“玛特拉激光制导炸弹”

概　述

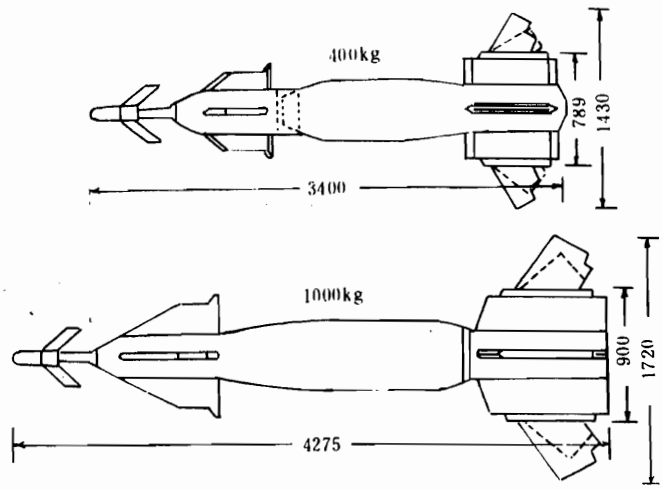
法国玛特拉公司根据其政府的要求，正在为法海空军研制几种激光制导炸弹，其目的与美国“宝石路”计划一样，将激光半主动制导系统附加于标准炸弹上，以提高从较远的距离攻击各种地面和水面目标的精度。该炸弹系列从1978年开始研制，计划研制250 、400 和1000千克级三种型号。400 千克级1980年底研制成功，1984年法空军已装备500 枚。专门为破坏坚固目标而研制的1000千克级炸弹1982年开始进行试验，1984年开始生产。载机有“美洲虎”、“幻影Ⅲ”、“幻影”F 1 和“幻影”2000。400 千克级的炸弹已接受外国定货。

主要战术技术指标

目标	各种地面和水面目标	折叠翼	650mm（250 kg级）
射程	4～10 km		800mm（400 kg级）
最大投弹速度	M＝0.9		900mm（1000kg级）
最低投弹高度	50～100m	舵展	600mm（250 kg级）
飞行时间	30～40s		650mm（400 kg级）
命中精度（CEP）	约 1 m		800mm（1000kg级）
命中目标时的速度	180 m/ s	重量	
弹长		总重	340 kg（250 kg级）
总长	3.15m （250 kg级）		470 kg（400 kg级）
	3.35m （400 kg级）		990 kg（1000kg级）
	4.2 m （1000kg级）	制导舱	55kg（250 kg级）
制导舱长	1.3 m （250 kg级）		55kg（400 kg级）
	1.3 m （400 kg级）		60kg（1000kg级）
	1.5 m （1000kg级）	尾舱	60kg（250 kg级）
翼展			60kg（400 kg级）

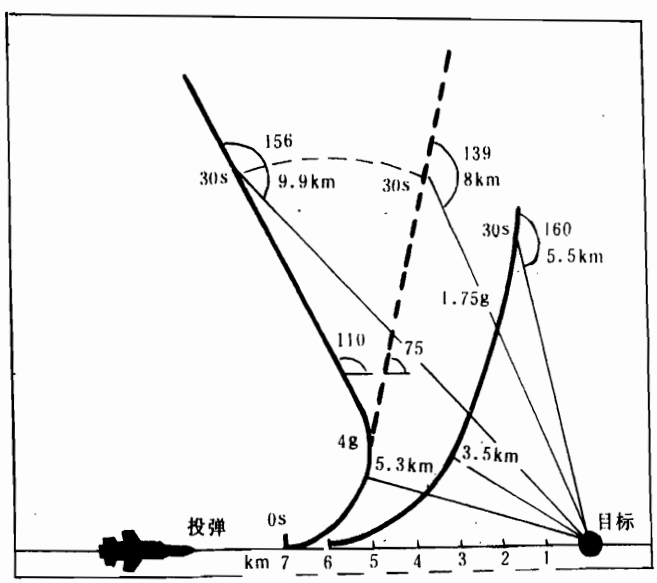
	80kg（1000kg级）	355kg （400kg级）
制导方式	半主动激光制导	850kg （1000kg级）
战斗部重	225kg（250kg级）	

导　弹



“玛特拉激光制导炸弹”线条图

布局与结构　“玛特拉激光制导炸弹”系列类似美国的“宝石路”系列，采用鸭式气动布局，模式化结构，头部为风标式导引头：导引头后面是制导控制舱（内装有制导计算机，横滚陀螺、伺服机构），制导控制舱的外面装有四片X形控制舵面。接着是战斗部，尾部是装有折叠弹翼的尾舱。



载机在水平飞行中投弹

载机速度M＝0.78　**高度**100米　炸弹射程7千米，飞行时间30秒。

制导与控制　半主动激光制导，其风标式导引头TMV630 EBLIS是AS·30L激光制导导弹“敏捷”导引头的改进型，由汤姆逊·CFS公司研制。导引头测量炸弹的速度矢量与飞机—目标瞄准线旋转角速度矢之间的角偏差，横滚陀螺提供横滚基准，计算机产生误差信号，控制伺服电机带动舵面调整炸弹的弹道。导引头和电子设备由电池供电。

战斗部　1000千克级炸弹采用一种专门设计的两级串列装药战斗部，只需要两枚炸弹，就可以炸毁体积达几十立方米的桥墩。

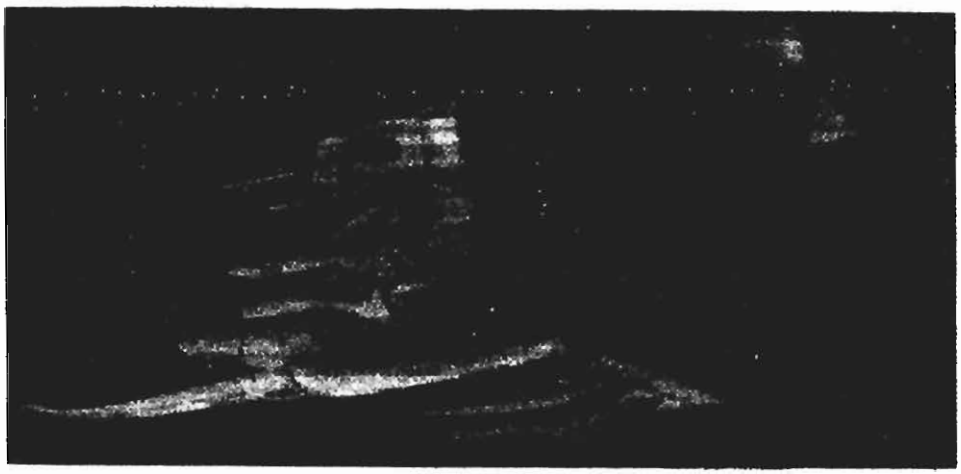
作战使用

“玛特拉激光制导炸弹”象普通炸弹一样，挂在机翼下（使用标准的355.6毫米或762毫米挂架），其目标使用机载激光目标指示器或地面激光照射器照射。在前一种情况下，通常使用ATLIS Ⅰ激光目标指示吊舱

（参见AS·30L）。此时驾驶员发现目标后就用指示器跟踪照射目标，载机进入投弹区后投掷一枚或多枚炸弹，并立即进入规避机动，但指示器仍继续跟踪照射目标。在后一种情况下，由前线地面观察员用便携式指示器照射目标。

根据地形情况，载机以俯冲或水平方式接近目标，然后改平或上仰投弹，最后以低速或正常速度退出。该系列制导炸弹不需要准确地瞄准目标，允许有几度的偏差，并不影响命中精度。 （董月娟）

玛特尔(Martel) AS·37/AJ168



挂在“海盗”飞机翼下的一枚AS·37导弹和两枚AJ168导弹及其数据传输吊舱

概 述

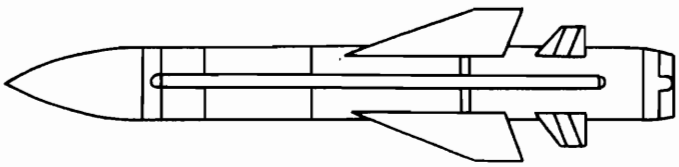
“玛特尔”是英法两国合作研制的一种空对面战术导弹，它有两种不同的型号，一种使用被动雷达寻的导引头，定名为AS·37，由法国玛特拉公司负责研制生产，用来攻击雷达目标；另一种使用电视指令传输制导，定名为AJ168，由英国霍克·西德利（现今的英国航空航天公司动力部）负责研制生产，用来攻击桥梁、发电站、机场及水面舰船等固定或活动目标。两型号虽制导不同，但在弹体结构和其它一些系统方面有很大通用性。该弹1960年开始方案论证，1964年9月，英、法两国签署合作研制生产的协议，同年开始工程研制，1967～1969年进行飞行试验，1969～1971年进行作战使用鉴定，1972年开始生产装备部队。电视型仅英国采用。该弹的主要载机有英国的“海盗”、法国的“幻影Ⅲ”和“大西洋”等飞机，1980年停止生产，两型共计生产4237枚，单价为23.6万美元（1984年值）。

主要战术技术指标

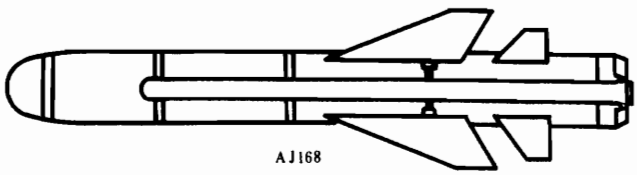
目标	桥梁、发电站、机场、水面舰船和雷达站等各种固定或活动目标	弹径	400mm
		翼展	1.2m
最大射程	60km	发射重量	550kg（AJ168） 530kg（AS·37
有效射程	30km	动力装置	一台固体助推器和一台固体主发动机
发射高度	15～14000m	制导方式	电视（AJ168） 被动雷达寻的(AS·37
速度	M=0.9	战斗部	爆破战斗部（AJ168），破片杀伤战斗部（AS·37）
弹长	AJ168 3.9m，AS·37 4.2m		

导　弹

布局与结构　弹体呈圆柱形，AJ168 头部为半球形，AS·37头部为尖卵形，尾部稍收敛，四片后掠梯形弹翼配置在弹体中部，与尾部的四片梯形控制舵成一线配置。导弹由导引头舱（内装电视导引头或被动雷达导引头、自动驾驶仪、电子设备）、战斗部舱、发动机舱和尾舱（内装舵机和电源）组成。



AS37



AJ168

“玛特尔”导弹线条图

动力装置　一台固体火箭助推器和一台固体火箭主发动机，分别由英霍奇基斯·布兰特和法航空航天公司研制。两型助推器完全相同，药柱长490 毫米，直径370 毫米，重43千克，使用聚丁二烯复合推进剂，推力37.9千牛，工作时间2.4 秒。主发动机略有不同，以适应其特定要求。AJ·168 主发动机药柱长830 毫米，直径329 毫米，重110.4 千克，推进剂为聚氨酯/ 浇铸双基药。AS·37主发动机药柱长930 毫米，直径370毫米，重125.5 千克，推力11.9千牛，工作时间22.4秒，推进剂与AJ·168 相同。

制导与控制　AJ168 采用电视制导，电视摄像机和双路数据传输装置由马可尼航空电子设备公司研制。数据传输装置除弹载电视发射机外，其余部分均装在吊舱内悬挂在载机翼下挂架上。但有的报道认为，自动驾驶仪可以预编程序，以提供中段制导。

AS·37使用法国马赛·达索电子公司的AD·37被动雷达导引头，其天线为可旋转的卡塞格伦天线。使用时，一般需根据预先侦察到的目标雷达的频率特性装定导引头的天线和高频组件，但其频率覆盖范围能对付现代各种雷达的跳频。

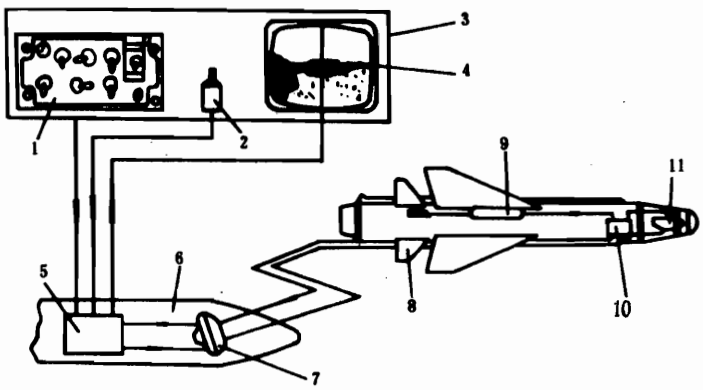
战斗部　AJ168 使用高爆爆破型战斗部，AS·37使用破片杀伤战斗部，重量均为150 千克。

作战使用

AJ 168 的使用方法与一般电视制导导弹一样，载机到达目标区后，弹载电视摄像机开机，并将所观察到的景象再现在载机座舱内的显示器上，由武器操作手搜索目标，一旦发现并选定目标后，操作手就将显示器的十字标线移至目标上，使电视导引头锁定目标，然后发射导弹。导弹在飞行中依靠气压高度表保持一定高度，操作手通过双路数据传输装置继续监控导弹，直至命中目标。

在陆地上空从防空区外距离发射时，操作手借助双路数据传输装置操纵导弹飞越陆标到达目标区（也可能采用程序控制导向目标区），然后象前所述那样将导弹导向目标。为了使载机尽可能不被敌雷达发现，AJ168 通常在低空发射。

AS·37 在作战使用时，若载机起飞前已知敌雷达频率，可以预先装定导引头的高频组件。在飞行过程中，当载机接收到已知雷达的照射信号时，就接通导引头使天线作 90° 的方位扫描。待导引头发现并锁定目标后发射导弹。如果导弹在飞向目标途中频率改变，只要频率变化在预先装定的频率范围内，导弹就能继续跟



AJ168 导弹系统工作示意图

1．控制面板 2．驾驶杆 3．飞机座舱 4．电视屏幕 5．译码器数据组件 6．数据传输吊舱 7．天线 8．控制舱 9．制导计算机 10．译码器数据组件 11．电视摄像机

踪。如果载机在起飞前不知道敌雷达频率，导引头可装定在全频带状态，在飞行过程中转换频带，并让天线作90°的方位扫描，使其在转换的各频带内搜索目标，待发现并锁定目标后发射导弹。 （刘 飞）

远程防区外发射导弹

LRSOM(Long Range Stand-Off Missile)

通用动力/ 亨廷工程/ 道尼尔财团建议的“远程防区外发射导弹”模型

“远程防区外发射导弹”是美、英和联邦德国三国政府计划合作研制的一种模式化防区外发射的空对地导弹。该弹计划装备各种攻击机，用来撒布各种子弹药攻击华约纵深的机场和其它高价值的地面静止目标，以提高飞机执行常规攻击任务时的作战范围、灵活性和生存能力。目前处于可行性研究阶段。

该弹是根据北约空军军械组提出的“空军参谋部目标”（NST）文件要求而研制的，1982年由美空军提出联合研制，1984年7月，美、英和联邦德国三个国家签署谅解备忘录，1985年4月将两个为期15个月价值600万美元的竞争可行性研究合同授予两个三国财团，一个是由美国波音公司领导的包括英国航空航天公司动力部和GEC航空电子设备公司及联邦德国MBB公司在内的财团，另一个是由美国通用动力公司领导的包括英国亨廷工程和索恩·EMI及联邦德国道尼尔公司在内的财团。合同由美空军军械处管理。

原来设想，“远程防区外发射导弹”是一种投掷整体式战斗部和撒布子弹药的低空高亚音速巡航导弹。波音公司建议研制其“空射巡航导弹”（ALCM）的一种派生型，通用动力公司建议的模型则多少与已放弃的“中程空对面导弹”（MRASM）有些相似。但由于政治和技术上的原因，巡航导弹方案已经放弃，而代之以欧洲人愿意接受的动力式制导布撒器方案。导弹采用小型涡喷或涡扇发动机推进，有效载荷重量设想为500～600千克，所采用的子弹药系列尚未最后确定，实际上最后很可能各国将采用各自的子弹药系列。联邦德国将使用它在MW-1上所使用的子弹药系列加上正在研制的子弹药系列，英国则可能使用它在JP233上所使用的SG357 / HB876组合弹药，而美国则将使用它的BKEP / HB876组合弹药。由于这三种系列的子弹药可能需要使用不同的抛射系统和撒布程序，因此，最后很可能出现三种不同的型号。

导弹的射程要求还没有准确的报道，目前公开报道的多是200千米，据说美英要求比这更远些（达600千米），联邦德国由于其所处的地理位置，并不真正需要超过200千米的射程。

该弹目前设想九十年代初、中期达到初步作战能力，预定装备的飞机有英国和联邦德国的“狂风”飞机，美空军的B-1B、B-52、F-111、F-16等飞机。另外，除研制空射型外，还打算研制一种地面机动发射的改型。　　（廖朝佩）

低成本动力布撒器

LOCPOD(Low Cost Powered Dispenser)

“低成本动力式布撒器”（LOCPOD）是北约四个成员国加拿大、意大利、西班牙和美国联合研制的一种近程防区外发射的模式化布撒器，其任务与“远程防区外发射导弹”（LRSOM）一样，主要是用来攻击敌机场目标。1984年下半年四国签署谅解备忘录，1985年4月开始进行为期20个月的可行性研究阶段，计划九十年代初（可能在中期）达到初步作战能力。

据报道，“低成本动力式布撒器”采用惯性制导，固体火箭发动机推进，最大射程约38千米，具有离轴发射能力，能根据不同目标类型选用合适的子弹药。计划使用的子弹药有反跑道弹药和面杀伤小地雷。另外还要求尽可能采用现有的低成本技术，以降低成本（单价不超过10万美元，这是一个很难达到的目标）。

目前，已组成了一个以美国布鲁斯维克公司为首包括加拿大的加雷特公司、意大利的阿克斯塔系统公司、西班牙的国营圣巴巴拉公司在内的四国财团。该财团已建议将布鲁斯维克公司的“低阻低空布撒器”（LDLAD）作为“低成本动力式布撒器”的近期候选对象，“低阻低空布撒器”已研制成功，但美空军还没有决定采用。建议作为候选对象的型号将由三台“响尾蛇”导弹固体火箭发动机推进，三台发动机依次点火，能获得38千米的轴向最大射程和24千米的横向射程，所用的子弹药是BLU-106（动力式低阻低空布撒器能携带30枚BKEP或24枚BKEP和42枚HB876）。　　（廖朝佩）

近程反辐射导弹

SRARM(Short Range Anti-Radiation Missile)

“近程反辐射导弹”（SRARM）是北约组织七个成员国比利时、加拿大、意大利、荷兰、英国、美国和联邦德国计划合作研制的一种空对地和空对空两用小型高速反辐射导弹，要求比目前美国的“高速反辐射导弹”

（HARM）和英国的“空射反辐射导弹”（ALARM）小而轻，能装备各种战术作战飞机，主要是为执行对地攻击任务的飞机提供自卫能力，同时也用来补充红外制导的“响尾蛇”和“先进近程空空导弹”（ASRAAM），执行空对空作战任务。

1984年10月，七国武器装备官员在布鲁塞尔签署了此项计划的谅解备忘录，并进行了一些初步的可行性研究，讨论了几种实现途径。一种是类似美国的“响尾蛇反辐射导弹”（SideRAM）计划，采用“响尾蛇”弹体、换装反辐射导引头；另一途径是采用欧洲国家正在研制的“先进近程空空导弹”的弹体加装新的反辐射导引头。但也可能研制一种全新的导弹。现在，为期15个月的可行性研究已于1985年底开始，七个参加国的有关公司组成了两个竞争财团：一个是由英航空航天公司动力部领导，包括BDM、AEG、荷兰信号设备公司、菲利浦—MBL E、SNIA-SPD和加雷特制造公司；另一个是由美福特航空航天公司领导，包括布里斯托尔航空航天、意大利电子公司、福克、马可尼防御系统、MBB和比利时航空制造公司。每个财团各获得了一个约200 万美元的合同。合同由美空军系统司令部负责管理。如果此项联合计划能顺利持续下去，该弹大约要到九十年代初期或中期才能达到初步作战能力。 （廖朝佩）

集装箱式武器系统/可抛射子弹药的滑翔武器

CWS/ APACHE(Container Weapon System/ Arme Planante á Charges Electables)

在法国布尔歇航空展览会上展出的CWS/ APACHE 系统模型

概　述

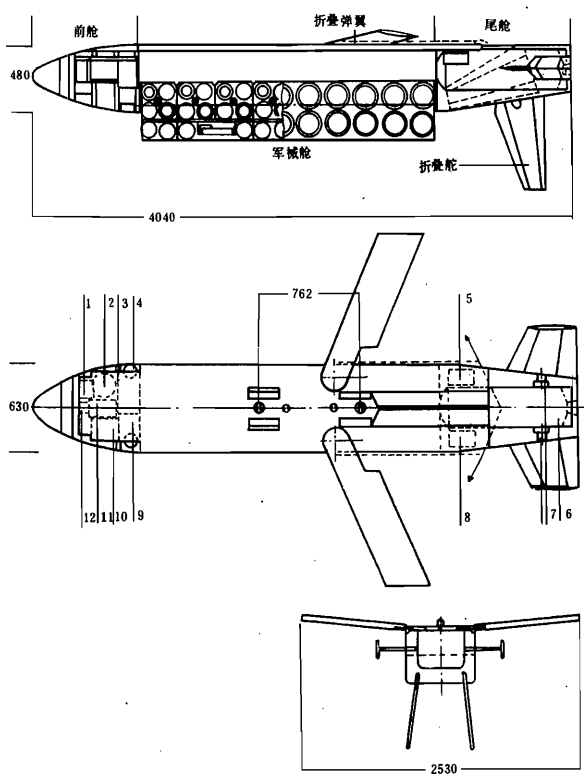
“集装箱式武器系统/ 可抛射子弹药的滑翔武器”（CWS/APACHE）是法国玛特拉公司与联邦德国MB公司正在联合研制的一种可投掷各种子弹药的模式化布撒器空对地导弹，其用途是供战术飞机从防区外低空射，攻击诸如机场、坦克编队等各种地面目标。该项联合武器计划是1983年5月由MBB公司的“集装箱式器系统”（CWS）计划与玛特拉公司的“可抛射子弹药的滑翔武器”（APACHE）计划合并而成，1984年成方案论证开始研制，计划1986年年中开始飞行试验，1988－1989年达到初步作战能力。但目前法、德两国府尚未对此类武器提出具体的战术技术要求。

两公司计划研制三种型号，近期研制射程7～15千米的滑翔型，中期将研制用固体火箭发动机推进、射

约为25～30千米的动力型，将来也可能研制一种使用小型涡喷发动机推进、射程在50千米以上的动力型，但此型号尚未最后决定。该武器将与法航空航天和汤姆逊·勃兰特公司及联邦德国道尼尔和迪尔公司1985年4月计划联合研制的“莫比迪克”（MOBIDIC）模式化布撒器进行竞争。

主要战术技术指标

目标	机场、坦克等各种地面目标	发射重量	1000kg（滑翔型）
射程	7～15km（滑翔型）		1150kg（火箭推进型）
	25～30km（火箭推进型）		1220kg（涡喷推进型）
	40km以上（涡喷推进型）	制导方式	惯性（滑翔和火箭推进型）
速度	亚音速		惯性＋外部修正（涡喷推进型）
发射高度	低到高空（滑翔型）	战斗部	不同类型的可以互换的子母弹箱，内装通用炸弹或地雷、反跑道弹、反坦克弹、反掩蔽部炸弹等等，散布面积为1000m（长）×350m（宽）
	60～100m（动力型）		
弹长	4.04m		
横截面	630mm（宽）× 480mm（高）		
翼展	2.53m		



CWS/APACHE武器系统三面图

1．遥测装置　2．1号电池组　3．定时器　4．天线　5．2号电池组　6．推进装置　7．执行机构　8．执行控制装置　9．电源　10．惯性导航系统　11．武器计算机　12．高度表

导　弹

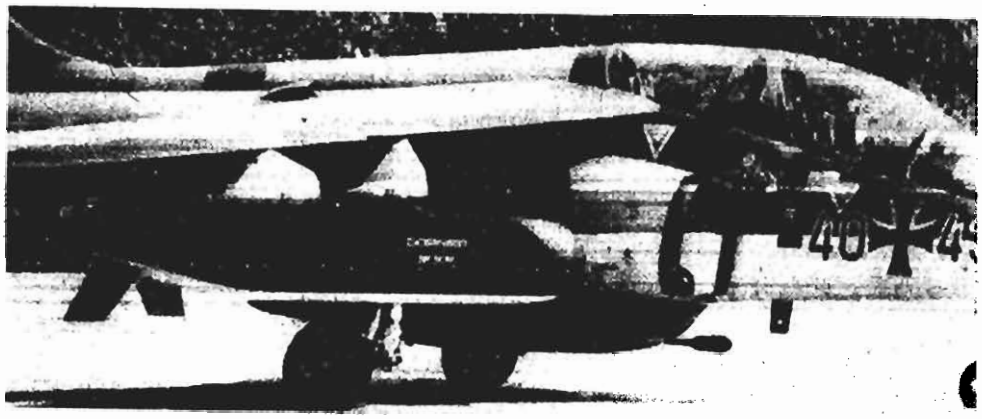
布局与结构　基本飞行器以MBB公司的“集装箱武器系统”为基础，但具有更合理的长细比，采用正常式气动布局，弹翼和控制面均可折叠，弹体呈矩形。全弹由三个模块式舱段组成，前舱、军械舱和尾舱。前舱装有高度表、惯性导航系统、武器计算机、定时器、电源以及供飞行试验用的遥测装置，尾舱装有推进系统（火箭发动机或小型涡喷发动机）和飞行控制系统（执行机构和执行控制装置）。军械舱段长2.2米，装各种可以更换的子母弹箱。

制导与控制　滑翔型和火箭推进型采用简单的惯性制导，涡喷推进型将采用更先进的惯性＋修正制导系统。导弹一般在低空发射并在高度表控制下以地形跟踪方式超低空突防。

战斗部　目前计划使用为MW-1研制的横向抛射系统，因而可以使用联邦德国现有的各种子弹药。但是高度模块化的结构，加上有效载荷制作成可以互换的“子弹药模件”，最终将允许使用不同的抛射技术和子弹药（玛特拉公司正计划为反机场和反装甲作战研制一系列新的子弹药）。

发射架　所有各型均使用北约标准762毫米（30英寸）外挂架，并且各型只需一个通用的接口与飞机相接。　（廖朝佩）

莫比迪克(MOBIDIC)



挂在“阿尔法喷气”飞机翼下的MOBIDIC导弹

概　述

MOBIDIC（莫比迪克）是英文Modular Bird with Dispensing Container的缩写，意即携带子母弹箱的模式化导弹。该弹是在法汤姆逊·勃兰特公司和联邦德国道尼尔公司早先各自独立进行的“飞马座”（Pegase）和“近程防区外发射导弹”（SRSOM）计划的基础上，由法航空航天和汤姆逊·勃兰特与联邦德国道尼尔和迪尔四家公司于1985年4月提出联合研制的一种近程防区外发射的模式化布撒武器，用来投掷各种类型的子弹药，攻击诸如机场、装甲编队等各种地面目标。“莫比迪克”将与法玛特拉和联邦德国MBB公司目前正联合研制的“集装箱式武器系统/可抛射子弹药的滑翔武器”（CWS/APACHE）进行竞争以争取政府的认可，但至今法德两国官方还没有就这类武器举行实质性的谈判，提出具体要求。若得到两国官方的认可，计划于九十年代初达到初步作战能力。

四家公司计划研制两种型号，一种是重量700千克左右的小型号，用来装备象“阿尔法喷气”这样的轻型攻击机；一种是重量1400千克级的大型号，用来装备象“狂风”和“幻影”2000这样的较大型飞机。四家公司的初步分工是：航空航天公司负责制导系统和推进装置，道尼尔公司负责系统综合和试验，汤姆逊·勃兰特和迪尔公司负责子弹药。

主要战术技术指标

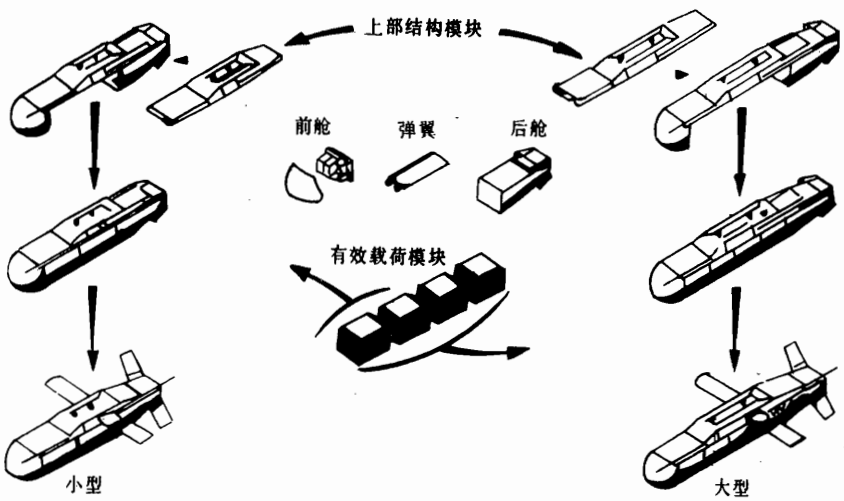
目标	机场、坦克等各种地面目标	发射重量	660～720kg（小型）
射程	25～30km		1150～1400kg（大型）
速度	M=0.8	动力装置	固体火箭发动机
发射高度	50～100m	制导方式	惯性或智能传感器系统
弹长	3.4m（小型）	战斗部重量	350kg（小型）
	4.2m（大型）		900kg（大型，最大）
横截面积	550mm（高）×650mm（宽）		

导　弹

布局与结构　建议的导弹布局与道尼尔公司目前正在进行的“近程防区外发射导弹”和汤姆逊·勃兰特公司已终止的“飞马座”很相似，是一种矩形截面的布撒器，按模式化设计方式设计，主要由四个模块组成，前端是整流罩模块，内装有制导控制设备：中间是飞行器的主体部分有效载荷（子母弹箱）模块；尾部是动力模块，内装有动力装置和飞行控制设备，其外部装有可折叠的控制尾翼；第四个是装有折叠弹翼的上部结构模块，它用来将前三部分组装成一完整的导弹。两种型号，除上部结构模块长短不同外，弹翼、整流罩和动力模块均相同。有效载荷模块也相同，只是数量不同。

动力装置　根据已确定的防空区外发射距离（最大30千米），决定采用固体火箭发动机，但如果需要更大的射程（40～50千米以上），也可能使用小型涡喷发动机。

制导与控制　制导预计使用惯性导航系统，但也可能根据任务要求采用多种制导系统（如道尼尔公司的“智能传感器系统”）。



“莫比迪克”的组成图

战斗部　携带何种子弹药，可能最后由各国自行选择，子弹药箱将设计成既能满足法国的需要，又能满足联邦德国的需要。原来计划的子弹药范围包括联邦德国MW-1上使用的子弹药系列，再加上汤姆逊·勃兰特公司研制的BM400集束弹上使用的SMAP和SMABL（分别为反跑道和反装甲弹），从BAT120派生出的通用杀伤弹，从BAP100派生出的反跑道小炸弹，装自锻破片战斗部的灵巧反坦克小炸弹，“智能”末制导反坦克弹PGMT。迪尔公司参加后，这个范围还可能扩大。

发射架　“莫比迪克”也是设计成使用北约标准762毫米（30英寸）外挂架。

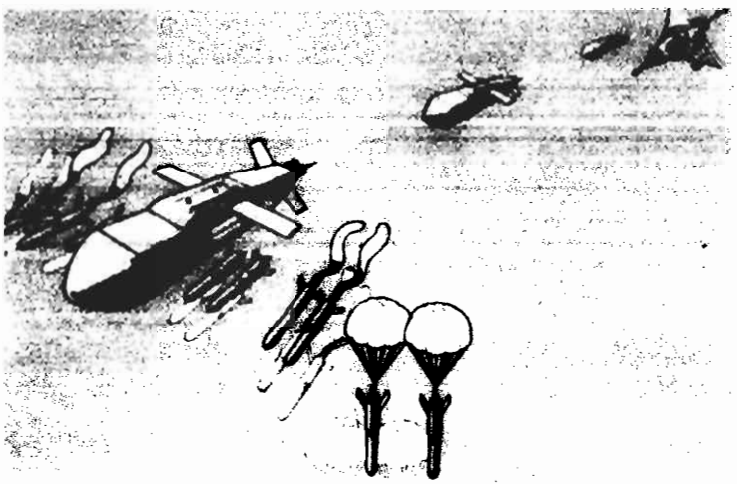
作战使用

设想载机在低空水平发射。发射后先以地形跟踪方式飞行，在最后阶段作上仰机动，爬升到抛射子弹药所需的离地高度，再水平飞行抛射子弹药。

现　状

试验飞行器（道尼尔公司的“近程防区外发射导弹”）1985年4月已从“阿尔法喷气”飞机上发射进行了首次飞行试验，在飞行中撒布了惰性STABO子弹药，并用弹载降落伞回收飞行器。道尼尔新研制的横向抛射

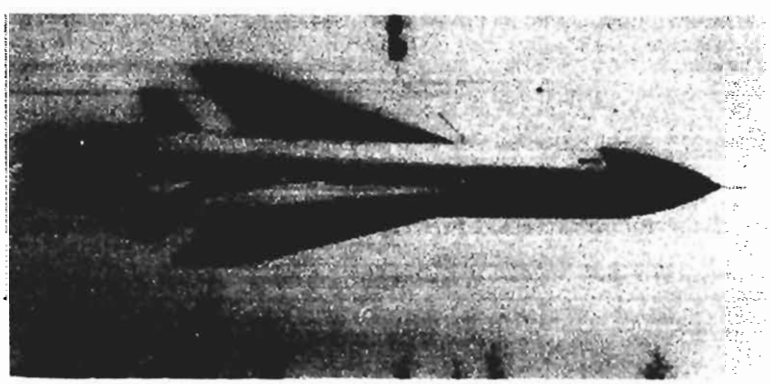
系统也装在美国布鲁斯维克公司的“低空布撒器”（LAD）上在美国埃格林空军基地成功地进行了试验。目前，联邦德国空军正在草拟战术要求，法国政府也希望研制这类武器。但是据外刊报道，北约盟军司令部正在起草一个用来执行反装甲任务的“近程防区外发射导弹”的目标文件，如果将来联邦德国参加此项计划（肯定有美国参加），法国就有可能单独研制主要用来执行反机场任务的“近程防区外发射导弹”，那时法德联合的“莫比迪克”计划就很可能落空。



“莫比迪克”作战使用示意图

（廖朝佩）

大象 (Jumbo)



“大象”导弹

概　述

“大象”是联邦德国MBB公司研制的一种电视制导空对地导弹，主要攻击铁路枢纽、渡口、油库、坦克群以及其它有生力量和面目标。在研制中，最大限度地采用了研制“鸬鹚”空对舰导弹的一些技术和经验，拟于七十年代末装备联邦德国战术航空兵，但由于某些原因，于1975年停止发展。该弹可携带普通战斗部，也可携

带核战斗部，可以在各种不同高度上发射。

主要战术技术指标

目标	桥梁、油库、集群坦克及各种固定目标	发射重量	1150kg
弹长	5.24m	战斗部	烈性炸药或核装药，重500kg
弹径	500mm	制导	程序＋电视复合制导
翼展	1.25m	发动机	固体火箭发动机

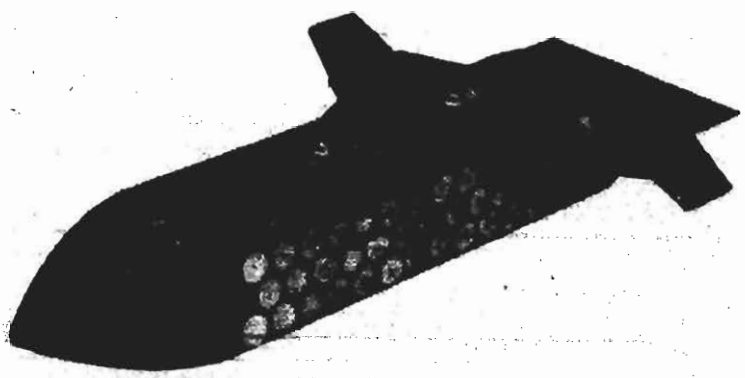
导　弹

布局与结构　在结构上按正常气动布局设计，弹体呈圆柱形，X形弹翼和X形尾翼配置在同一直线上，并且相互挨得很近。导弹头部装有电视摄像机。弹上有稳定平台和雷达高度表，可按各种不同的弹道飞行。此外，在载机上（F-104G等机型）携带有指令设备舱，它不仅提供指令，而且在发射前担负检测和计算发射所必需的数据，这与美国的“秃鹰”和英国的“玛特尔”（AJ168）空地导弹相似。

战斗部　可以携带核战斗部，也可以携带常规战斗部。在使用常规战斗部时，拟与子母弹配合使用。在子母弹箱中，有许多小口径航空炸弹、反步兵炮弹和反坦克炮弹。导弹到达目标上空的一定高度上战斗部起爆，于是小口径炸弹（炮弹）便大面积散开，此时采用瞬发引信的炸弹瞬时爆炸，采用延时引信的炸弹延时爆炸。据称，这种方法在常规战争条件下是杀伤面状目标的最有效方法之一。　　（刘瑞忠）

集装箱式武器系统

CWS(Container Weapon System)



“集装箱式武器系统”模型

“集装箱式武器系统”是联邦德国MBB公司在1982年汉诺威航空展览会上展出的一种模式化的空对地大面积布撒武器，专门设计用来运载各种子弹药模块，装备各种攻击机，执行封锁机场、攻击集群坦克和装甲车、杀伤人员等任务。计划在1986年完成研制任务并开始生产，但在1983年年中，MBB和法国的玛特拉公司宣布联合研制一种叫做“集装箱式武器系统/可抛射子弹药的滑翔武器”（CWS/APACHE）的大面积布撒武器，该武器计划大概已合并到新的联合计划中去了。

“集装箱式武器系统”是原来由MBB公司、英国航空航天公司和美国麦克唐纳·道格拉斯公司联合进行后来又被放弃的“防空区外发射导弹”（SOM）计划的继续，它在很多方面与该公司专门为“狂风”飞机研制的MW-1多用途武器相似，只是它比较小，比较轻，可以由更多类型的飞机携带。另一个更重要的差别是它

可以自由飞行，而MW-1只能由飞机携带抛撒子弹药。据报道，“集装箱式武器系统”曾计划研制四种型号，一种是外挂式布撒器（象MW-1那样），另一种是子母航弹，第三种是滑翔式布撒器，第四种是动力式布撒器。它们均由三个舱段组成。前端为整流罩，滑翔型整流罩内装有自动驾驶仪和高度表，动力型除自动驾驶仪和高度表外还打算装简易惯导和计算机。尾部也是有一个整流罩，整流罩外装有四片控制舵面，其内装飞行控制设备，动力型还装有一台固体火箭发动机。中央则是有效载荷舱段，实际上它是一个集装箱，其内可装各种专用子弹药，以满足不同的作战要求。一种集装箱横向配置42根抛射管，所用子弹药及其抛射方式与MW-1相同。中央舱段上面装有转接器，武器通过转接器悬挂在北约标准762毫米挂架上。滑翔和动力型的转接器上还装有折叠弹翼。气动设计适于在高亚音速下载飞并在低空发射。

主要战术技术指标

目标	机场、坦克和装甲车及部队集结区	长度	3.91m（动力型4.15m）
射程	最大20km	弹体横截面积	720mm（宽）×420mm（高）
速度	亚音速	翼展	2m
发射时载机速度	高亚音速	尾翼展	1.18m
发射高度	50～70m	重量	外挂型900kg；航弹型950kg；滑翔型1000kg；动力型1200kg
飞行高度	50～100m		
子弹药抛射高度	≥50m		

（廖朝佩）

小斗犬(Bullpup)AGM-12

概　述

“小斗犬”（Bullpup）是美军的一系列无线电指令制导的空地导弹的总称，共包括六种型号，是美军的第一代空对地导弹，用来攻击各种地面和水面目标。该弹五十年代初提出并开始研制。朝鲜战争期间，美海军为了减小直接轰炸所招致的损失，希望研制一种能从防空区外发射的精确制导武器，于1953年提出其战术技术要求，并向工业界招标，1954年选定马丁·奥尔兰德公司进行研制。先后研制了多种型号，已知情况如下：

AGM-12A　是小斗犬的原型，原编号为ASM-N-7。该弹使用固体火箭发动机推进，1959年投入使用，但未大量生产。

AGM-12B “小斗犬A”原编号ASM-N-7A，使用预包装液体火箭发动机推进，1960年装备部队，美国生产22100枚，以挪威康格斯伯格为首的欧洲财团生产了8000枚。1964年开始在越南使用。

AGM-12C “小斗犬B”是“小斗犬A”的改进型，主要改进是增大了战斗部、射程和速度，导引头尺寸相同，可以互换。该弹1960年开始研制，1962年生产，1963年装备部队，美国生产了4600枚。

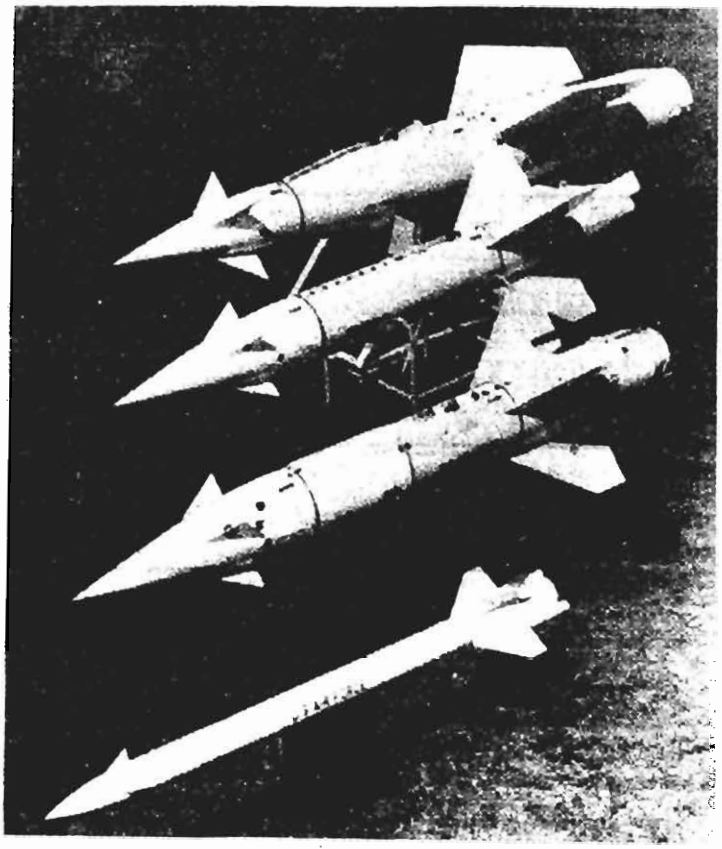
AGM-12D “核小斗犬”是“小斗犬A”的核战斗部改型，可以携带可互换的核和常规战斗部。1960年开始研制，1962年生产，1963年装备，但只装备美空军。

AGM-12E　也是只装备美空军的型号，它携带集束弹战斗部，生产量不大，为840枚。

ATM-12A　为“小斗犬”导弹的训练弹。

此外，“小斗犬”导弹还有几种派生型，一种是AGM-12E的光学区域相关制导型，叫做“蓝眼”（Blue eye），编号AGM-79A；另一种使用捷联式惯性制导，叫做“毒蛇”（Viper），编号AGM-80A；这两种型号未完成研制就撤销了。第三种是激光半主动制导型，叫做“大斗犬”（Bulldog），编号AGM-83A（参见“大斗犬”），此种也未大量生产。

“小斗犬”系列导弹是美军大量生产的一种导弹，1964年就开始在越南使用，但对于严密设防的目标，只



大量生产的几种“小斗犬”导弹

自上至下，AGM-12C，AGM-12B，AGM-12D和ATM-12A

取得了有限的成功。该弹目前已不再生产，但仍在美军武库中，装备的机种很多，美海空军的A-4A/E、A-5A、A-6A、A-7攻击机，F-4B/C、F-6、F-8、F-100D、F-104、F-105D、F-111战斗机和P-3B等。英空军的“海盗”和“蚊”等。拥有此弹的其它国家有：阿根廷（880枚）、澳大利亚（450枚）、智利（620枚）、丹麦（560枚）、希腊（600枚）、以色列（1614枚）、新西兰（400枚）、挪威（2800枚）、菲律宾（200枚）、南朝鲜（1000枚）、土耳其（940枚）、英国（3100枚）、委内瑞拉（730枚），另外中国台湾也有850枚。

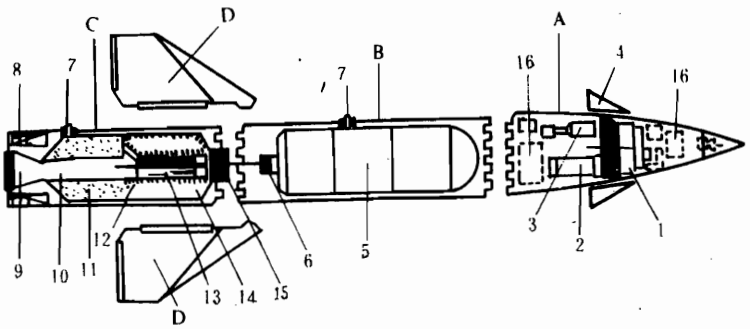
主要战术技术指标

	AGM-12B	AGM-12C	AGM-12D
目标	炮兵阵地、交通枢纽、桥梁及海上目标		
最大射程	11.3km	16～17km	16.5km
发射高度	1500～4500m	1500～4500m	1500～4500m
发射时载机速度	650～835km/h	650～835km/h	650～835km/h
最大速度	M=2	2.4	2.4
命中精度	低，实战中常常偏离目标200～300m		
发射方式	从翼下挂架上发射		

作战环境要求		能见度好	
弹长	3.2m	4.07m	3.48m
弹径	305mm	440mm	330mm
翼展	950mm	1.18m	905mm
发射重量	259kg	812kg	327kg
战斗部重	113kg	454kg	W45核战斗部
动力装置		液体火箭发动机	
	LR-58-RM-4	LR-62-RM-2	LR-58-RM-4
制导		无线电指令制导	
现状		未退役	

导　弹

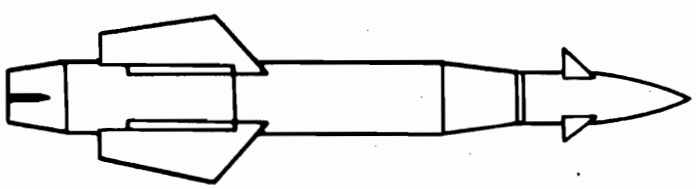
布局与结构　“小斗犬”系列各型导弹在尺寸和弹头装药上有很大差别。从布局上看，它们都采用鸭式布局，有一个流线型圆柱弹体，十字形弹翼配置在尾部，与头部的三角形控制舵成一直线配置。各型弹体头锥相同，并可以互换，长1.06米，其内装有无线电接收机、信号放大器、电源、控制机构和触发装置，外部有两对由压缩空气驱动的鸭式控制舵，弹体中段内装战斗部、引信系统和保险装置，弹体后段装发动机及其辅助装置、推进剂箱、曳光管，其外部装有弹翼和天线。



“小斗犬”A结构图

1．制导和控制系统　2．干电池　3．气动伺服系统　4．控制舵　5．战斗部　6．引信和保险执行机构　7．滑块　8．曳光管　9．喷管　10．燃烧室　11．燃料　12．烧料喷嘴　13．预压装药　14．氧化剂　15．起爆药　16．供将来装雷达导引头

A．头部　B．弹体（中部）　C．尾部　D．稳定尾翼



“小斗犬”B线条图

动力装置　原型“小斗犬”AGM-12A使用固体火箭发动机，以后各型均使用预包装液体火箭发动机。“小斗犬”A（AGM-12B）和核小斗犬AGM-12D均使用锡奥科尔公司的LR-58-RM-4型液体火箭发动

机，推力53341 牛，工作时间只有数秒，使用预包装氨基燃料和红色发烟硝酸推进剂，发动机点火延迟时间不大于0.1 秒。燃烧室由燃料冷却，喷管内涂有陶瓷层，使其耐高温。

“小斗犬”B 使用锡奥科尔公司的LR-62-RM-2 型液体火箭发动机，推力为146.696千牛。

制导与控制　目视跟踪无线电指令制导，各型制导系统均相同，并可以互换。

战斗部　“小斗犬”A 战斗部重113 千克，装烈性炸药，威力相当于250 千克的普通炸弹，弹坑直径10米，能穿透25毫米厚的钢板和150 毫米厚的水泥墙。

“小斗犬”B 战斗部重454 千克，也是装烈性炸药。核“小斗犬”装W45核战斗部，其TNT当量约为100～15000 吨级。AGM-12E 装集束弹战斗部，用以杀伤人员和破坏器材。

引信有触发和无线电高度表近炸引信。

探测、发射和指控

机载设备　与导弹发射有关的机载设备有指令发射机、发射天线和操纵系统。发射天线装在起落架舱盖上。“小斗犬”B 的机载设备还有计算机。

作战使用

携带“小斗犬”A 的载机在遂行战斗任务时，首先打开机载雷达搜索目标。在发现并识别出目标后，飞行员操纵飞机对准目标，并以3°～45°（通常为20°～30°）的俯冲角、650～835 千米/小时的速度向目标俯冲，按下控制杆上的按纽发射导弹。此时，导弹头部的点火器自动点火，接通干电池，发动机工作。导弹离开载机后，飞行员借助导弹尾部的两个曳光管对导弹实施目视跟踪，并通过按纽向导弹发出上、下、左、右偏转的无线电指令。所发出的脉冲信号送至发射机，经转换、调制后从天线发射出去。弹上接收机接收到指令后，经定位陀螺系统送至制导放大器，放大后送至控制气动阀继电器，控制导弹头部的舵面偏转。由于载机上只有一副控制杆，因此，只有在发射的第一枚导弹命中目标后才能发射第二枚导弹。

“小斗犬”B 使用时，除可由飞行员目视跟踪手控操纵外，还可由雷达—计算机制导设备向导弹发射无线电控制指令。这种控制方式的缺点是雷达跟踪地面目标困难。

核“小斗犬”作战使用时，导弹发射前无需对准目标，只需在平行的航线上进行发射和制导，以增大载机与弹着点的距离，确保载机的安全。

特点　1．导弹发射前，载机往往侧面通过目标，然后两次转弯对准目标俯冲，通常俯冲角为20°～30°。载机发射导弹的速度为650～835 千米/小时，发射高度为1500～4200米。

2．导弹发射后需沿原俯冲航线连续跟踪10～20秒，在命中目标前，不能退出。

3．只能晴天使用，而且命中精度低，实战使用常常偏离目标200～300 米。　　（钟建业　廖朝佩）

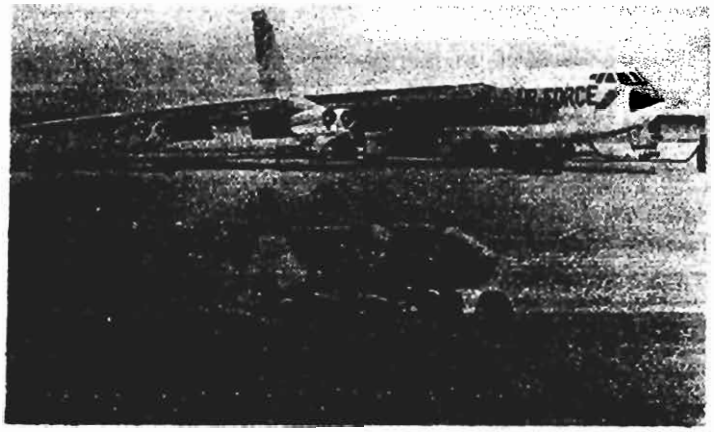
鹌鹑(Quail)ADM-20

概　述

“鹌鹑”是美空军为装备B-52战略轰炸机，辅助其突防而研制的一种诱惑导弹。它不装战斗部，只装有电子对抗设备，用以干扰敌雷达。另外，它具有同B-52一样强的雷达散射截面，能模拟B-52的飞行轨迹，使敌防空雷达无法识别真假B-52，从而达到扰乱敌方，实现突防目的。该弹1955年由麦克唐纳公司研制，1961年生产，1962年装备B-52，每机携带四枚，装在舱内。它有A、B、C 三种型号，目前均已退役。

主要战术技术指标

射程	640km	速度	M=0.9



“鹌鹑”导弹

发射高度	16000m	发射重量	545kg
发射方式	从B-52弹舱中投放	动力装置	一台通用动力公司的J85-GE-7涡喷发动机，推力为10878 N
弹长	3.93m		
弹高	1.03m	制导方式	程序控制，由自动驾驶仪实施
弹径	760mm	有效载荷	电子干扰装置、自毁装置
翼展	1.65m		

导　弹

布局与结构　该弹头部呈球形，弹体短粗，呈矩形，由玻璃钢制成。三角形弹翼置于弹身尾部上方，装于机舱内时呈折叠状，投放后自动展开。弹翼前缘后掠角45°，面积2.6 米^2，其后缘有一对副翼和一对垂直尾翼。垂直尾翼前缘后掠角为55.1°。主翼顶端可向下折叠，形成垂直稳定翼。右翼顶端有一空速管，进气口在弹体两侧。整个弹身分为前后两个舱段，前段装操纵系统、程序控制设备、无线电探测设备、电子干扰机、红外干扰机，此外，还有各种电器连接装置、继电器、配电盘等。后舱段装有燃料箱、发动机、燃料供应系统、电子对抗天线。

动力装置　采用通用动力公司的J58-GE-7涡喷发动机，它有八级压缩机，一个环形燃烧室和两级涡轮，其燃料为JP-4和55MB混合物。

制导和控制　程序控制，发射后在自动驾驶仪控制下按预定轨迹飞行。

作战使用

B-52每架可携带4枚，装在机内弹舱里，投放时，先将弹舱盖打开，导弹滑轨垂直放下，左下方的一号弹沿着滑轨到达其终端，主翼和垂直尾翼展开，发动机点火，然后导弹发射出去。接着左上方、右下方和右上方依次发射出去。各弹按预先编排的轨迹飞行，模拟真实的B-52轰炸机攻击，以达到扰乱之目的。为了对付红外制导的导弹，“鹌鹑”还能投放数个红外发射体。　（钟建业）

百舌鸟(Shrike) AGM-45A/B

概　述

“百舌鸟”是美国第一代反辐射导弹，主要用于摧毁地对空导弹和高炮炮瞄雷达。

“百舌鸟”导弹在中国湖美海军武器中心准备飞行试验

五十年代末期，美国为了对付苏联设在古巴的防空体系，开始研制“乌鸦星座”（Corvus）和“百舌鸟”反辐射导弹。1961年，古巴危机期间，撤销了“乌鸦星座”计划，而集中力量研制“百舌鸟”导弹。该导弹由美海军武器中心在AIM-7“麻雀Ⅲ”空空导弹的基础上研制而成，由得克萨斯仪器公司生产。1963年研制成功，1964年生产，1965年就开始在越南战争中使用。该导弹的改进与生产一直持续到1981年，共计生产2.4万多枚。据统计，型号有20种之多（AGM-45A-1，－1A，－2，－3，－3A，－3B，－4，－6，－7，－9，－10；AGM-45B-2，－3，－3A，－3B，－4，－6，－7，－9，－10等，其中AGM-45A-1，－1A为早期型号，后停止了生产），它们装有不同的导引头，以攻击特定型式的苏制雷达。另外，还生产了六种教练弹。

该导弹除大量装备美海、空军之外，还出售给以色列、伊朗和英国。目前正被“高速反辐射导弹”（HARM）取代，但还有大量库存。

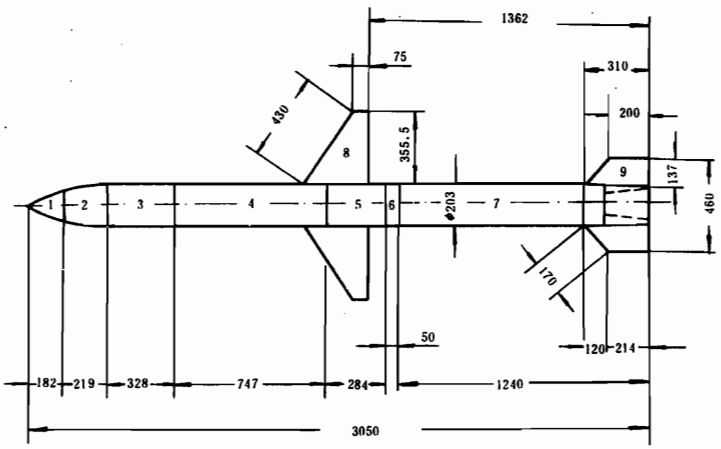
主要战术技术指标

目标	各种雷达，主要是防空导弹的制导雷达、高炮炮瞄雷达、警戒雷达
射程	最大射程45 km，有效射程8～18.5 km
速度	M＝2
发射高度	1500～10000 m
频率覆盖范围	D～J频段
可靠性	在越南战场上使用中，初期命中率较高，后来在采取关机、摆头措施以后，命中率显著降低，仅为3～6％。但经过改进，在1973年的中东战争中又取得了较高的命中率。
使用环境温度	－54～70℃
弹长	3.05m
弹径	203mm
翼展	弹翼914 mm，尾翼460mm
发射重量	181～189kg
动力装置	一台固体火箭发动机，推力33342N 总冲94967Ns
制导方式	被动直检式比辐单脉冲雷达导引头，跟踪导引
战斗部	破片杀伤战斗部，重66.7kg，烈性炸药25kg
现状	服役
装备机种	A-4、A-6、A-7、F-105G、F-4G

导　弹

布局与结构　其外形与“麻雀”Ⅲ空对空导弹相似，弹体呈细长圆柱形，头锥为尖顶式，尾端稍收敛。四片相隔90°的全动式梯形弹翼呈“X”形配置，位于弹体中部。四片固定式梯形尾翼与弹翼配置在同一平面。其弹体大致可分为：天线罩、制导舱（高频部分）、制导舱（低频部分和引信电子线路）、战斗部舱、控制舱和发动机舱。控制舱前端上方有一根与载机相连的电缆，一端用螺钉固定在弹体上（发射前，用剪切法将螺钉

剪断，使电缆与弹体分离）。发动机右下方有一个安全栓，从弹体外部调节可使发动机处于“点火状态”或“安全状态”。制导舱（低频部分）两侧各有一个无线电引信天线组件。



“百舌鸟”导弹结构

1．天线罩 2．制导舱（高频部分） 3．制导舱（低频部分和引信） 4．战斗部
5．控制舱 6．承力件 7．发动机 8．弹翼 9．尾翼

动力装置 使用一台固体火箭发动机，但其型号多达10种，有洛克达因公司生产的Mk 39 Mod 0、3、4、5、6、7型，有航空喷气通用公司生产的EX-53和Mk53、Mod 0、2、3型。Mk39的典型数据如下：

长度	1320.8mm	比冲	230s
直径	203mm	工作时间	3～4s
重量	74kg（推进剂重量43kg）	推进剂	聚丁二烯、过氯酸铵
总冲	94967Ns		

制导与控制 “百舌鸟”导弹采用被动直检式比辐单脉冲导引头 它主要由天线罩、控制信号形成部分，增益控制电路、目标选择电路、状态转换电路和电源等组成。

天线罩 最初用玻璃纤维压制而成，后来的型号改用氧化铝陶瓷材料。

控制信号形成部分 天线为等角四臂平面螺旋天线，它嵌在深λ／4的腔体内，并固定地安装在弹体上。该天线经波束形成网络，在空间形成上、下、左、右四个波束，彼此部分重叠。各波束中心轴线之间有20°～30°的分离角。四波束彼此正交，并与导弹的舵面成45°角。四波束接收的目标信号经隔离器、检波器输出视频负脉冲信号。当目标偏离导弹轴线不同方向时，相应波束的电路输出大小不同的视频负脉冲送至低频部分，经和差处理，形成直流误差信号。将此信号送至载机，引导载机瞄准目标并发射导弹，送至控制信号放大变换电路，形成舵机控制信号，再送至舵机控制相应的针阀。

目标选择电路 包括时间选择电路、角度选择电路和幅度选择电路，分别用来抑制反射的目标信号，控制导引头视场在跟踪状态时为8°，在搜索状态时为8°～70°内，抑制跟踪状态时暂时进入导引头的其它雷达的强信号。

增益控制电路 保持和信号幅度不变（接近0.8 V）并使差信号强度只与目标偏差角有关，而不受目标信号强弱的影响。

状态转换电路完成搜索和跟踪状态的转换。

“百舌鸟”导弹的导引头基本上一个频段一个高频系统，总计有18个，覆盖D～J各个频段，它们只有等角四臂平面螺旋天线是通用的。但后来的型号，导引头有很大的改进，能覆盖几个频段。

控制系统使用燃气发生器和针阀式燃气舵机，工作方式为继电式。

战斗部　有破片杀伤战斗部和磷质战斗部两种，较多使用的是杀伤式战斗部。

杀伤战斗部重66.7千克，其中装药23～25千克；内部装有一万多块小钢片，每块钢片的体积为 4.8 ×4.8 ×4.8 毫米^3，用环氧树脂胶粘成圆环。战斗部的有效破坏半径（对无装甲器材）是15.239米，有效杀伤半径为50～60米。

磷质战斗部　里面装满白磷或赤磷，弹皮薄，爆炸时产生一团很大的白色或黄色的烟雾，温度极高，但弹片数不多。这种战斗部主要是在天气不好时为轰炸机指示目标，同时也借助弹片和高温来破坏一部分目标。

引信有触发和近炸两种，近炸引信为被动无线电比相引信。

探测、发射和指控

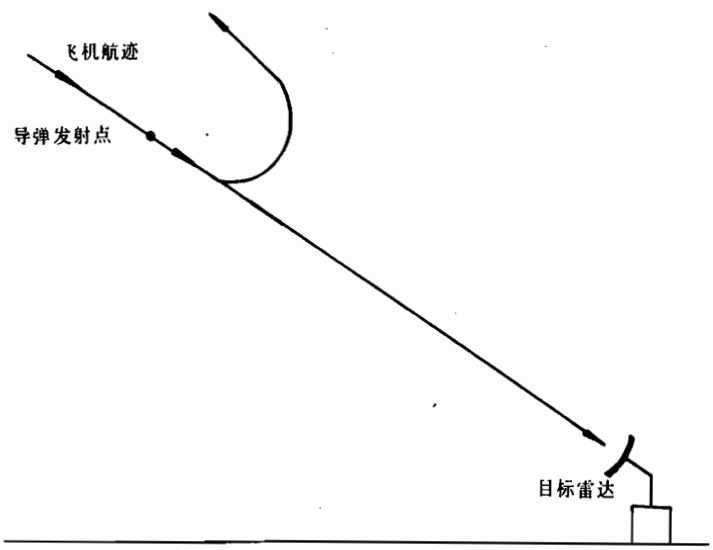
机载设备　“百舌鸟”导弹的机载设备主要是侦察引导设备。早期的APR-25、26、27及频谱分析仪IR-133，用于判定目标雷达方位、类型、数量和大致距离。近期的有ALR-45、ALR-50和APR-38，它们能对探测到的信号进行分析、选择和从中确定重点，并为显示、攻击程序编排和发射提供相应的输入信号。其它有关设备还有显示器、数据装定计算机、发射控制盒、设备检查和指令执行装置。

作战使用

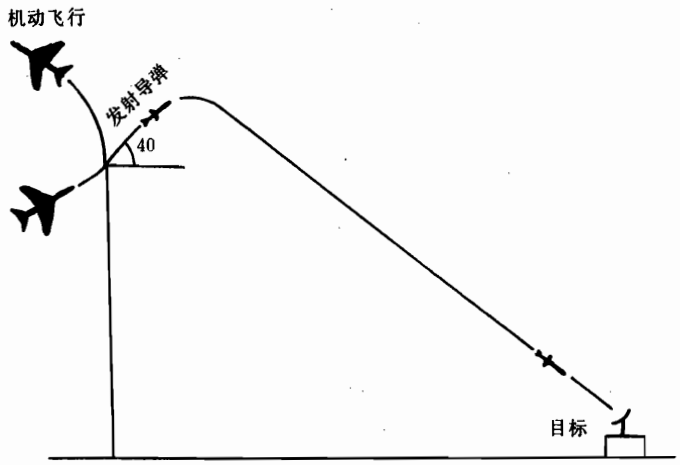
发射飞行过程　载机飞行到预定空域发射导弹直至击毁目标，整个过程大致分为四个阶段：载机和导弹搜索引导阶段、瞄准发射阶段、导弹自由飞行阶段和导弹控制飞行阶段。

载机和导弹搜索引导阶段　载机借助于侦察引导设备确定地面目标雷达类型、方位、大致距离后，飞临目标区，并使导弹导引头大概对准目标。导引头先以最小波束角搜索目标。若搜索不到，逐步扩大搜索角。一旦截获目标，就把接收到的角误差信号送到机载显示器上，以显示目标、导弹和载机三者之间的关系，同时导引头给载机送音响信号和波门展宽信号，作为驾驶员判别目标性质、距离的依据，操纵载机，使导弹对准目标。

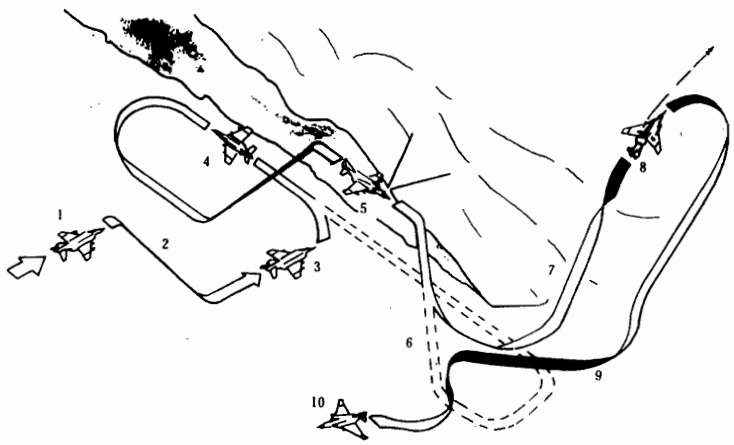
导弹瞄准发射阶段　载机显示器的十字标线正交在中心，表示导弹已对准目标。驾驶员定出发射诸元（速度、高度、发射距离、发射角等），即可按下准备发射导弹的按钮，将弹上电池接通，完成载机与弹上供电的转换。此时，导引头便增加了角度和幅度选择，以便更精确瞄准目标。在最终满足发射条件后，自动发出发射指令，发动机点火，发射出导弹。



直接瞄准发射



间接瞄准发射



F-4G野鼬鼠飞机“百舌鸟”导弹训练飞行（1982年在内利斯靶场）

1．在最佳高度上以经济巡航速度飞临目标区　2．下滑到战斗飞行高度　3．战斗飞行高度定在152 米　4．利用地形掩护建立环形搜索航线　5．爬高确定目标雷达位置　6．若没有发现目标或可用的数据不足，重复环形搜索航线飞行　7．若发现目标，在战斗飞行高度上做好发射准备并将速度增至1020千米/ 小时　8．跃升机动，离目标22千米时发射“百舌鸟”导弹　9．低空退出　10．到达安全距离后爬升至最佳高度返航

自由飞行阶段　“百舌鸟”导弹的燃气舵机的燃气发生器工作时间仅为26秒，而导弹的飞行时间一般长达40～50秒（随发射高度和角度的不同而不同），因此，导弹发射后开始时处于自由飞行阶段，只有飞行高度降到5400米以下时才开始控制飞行。

控制飞行阶段　当导弹处于5400米以下飞行时，导引头已转入跟踪状态，导弹进入控制飞行阶段。在控制飞行中，若目标丢失，在0.3 秒后，转为搜索状态，直至重新捕获目标，再转为跟踪状态控制飞行。

发射方式　“百舌鸟”有直接瞄准法和间接瞄准法两种发射方式。

直接瞄准　载机对着地面雷达波束以一定的发射角俯冲瞄准发射。发射后飞机沿原航线继续俯冲3～4千米，或在发射区做小盘旋，其目的是吸引雷达继续照射飞机，便于导弹进入雷达波束。

间接瞄准　载机以低空进入目标区，避开地空导弹和高炮的威胁。当搜索到目标雷达信号以后，到适当距离爬高到2400～3000米高度时，即向目标俯冲，当俯冲到1500米时，将机头拉起到需要的发射角，发射出导弹。发射后，导弹在没有控制的情况下，利用飞机给予的初速和自身发动机的推力，以抛物线型弹道进入目标雷达波束，沿波束飞向目标。随后载机侧转下滑低空返航。

应该指出，上面所述是早期“百舌鸟”导弹的作战使用，随着载机航空电子设备和“百舌鸟”导弹本身的改进，导弹的作战使用也有所变化。

发展与改进

特点：1．能杀伤多种雷达装置，虽然单个型号的频率覆盖范围很窄，但各种型号组合起来能覆盖D～J各个频段。

2．布局紧凑、造价低、使用维修方便。

3．结构简单而且通用，可为多种战斗机携带。

4．易受干扰，命中率低，1970年仅为3～6％。

5．载机需以特有俯冲角进入发射导弹，而且发射后，不能立即返航以引诱对方雷达继续开机，给载机造成被动挨打的局面。

改进：七十年代美国对“百舌鸟”导弹导引头继续进行了改进，加装了记忆装置，扩展了某些型号的频率覆盖范围，使“百舌鸟”的性能有所提高，从而使以色列在1973年第四次中东战争和1982年的黎巴嫩贝卡谷地的战斗中均取得了较好的战绩。然而，美国认为，“百舌鸟”导弹是一种过渡性的武器，从1972年就开始研制性能要优越得多的“高速反辐射导弹”。　　（杨才　廖朝佩）

秃鹰(Condor) AGM-53A

秃鹰AGM-53A导弹

概　述

“秃鹰”（Condor）是美国洛克威尔国际公司为美海军研制的一种空对面导弹，用以攻击地面和海上目标。它有近程和远程两种，近程编号为AGM-53A；远程称为“涡轮秃鹰”，但此型没有投产。

该弹方案设想1962年提出，1966年开始研制，1971年2月首次进行全弹飞行试验，1975年7月完成作战鉴定试验，1976～77财年批准生产215枚，但由于该弹成本太高，国会暂停了1977～1978财年的生产费用，此后就未再恢复生产，研制费用为1.24亿美元，单价10万美元，机上控制系统价格为30万美元。

该弹主要是为A-6A/E型飞机设计的，但也可装备其它许多美制飞机。

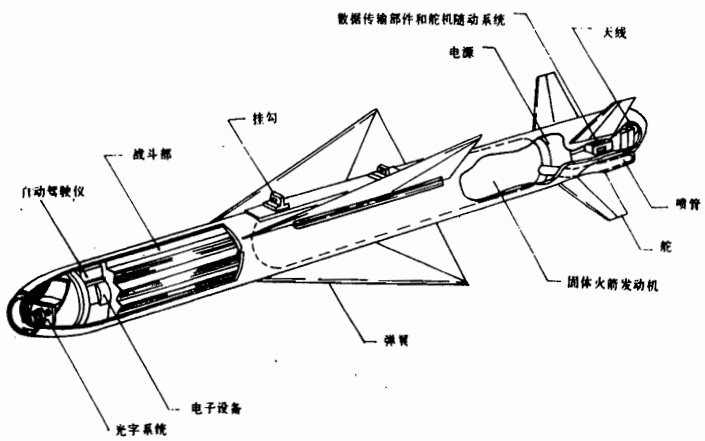
主要战术技术指标

目标	水面舰船及地面严密设防目标如桥梁、导弹阵地、指挥中心等等	弹长	4.22m
		弹径	430mm
射程	60～80km	翼展	1.35m
速度	M=0.95	发射重量	966kg
命中概率	双发0.9997（估算）	战斗部	爆破型，烈性炸药，重286kg
机动能力	发射后能作80°的转弯，能在各种高度上飞行、爬升和俯冲	制导方式	程序加电视
		发动机	一台固体火箭发动机

导　弹

布局与结构　弹体为圆柱形，在流线型头部的顶端装有球形玻璃整流罩。导弹外形按正常式气动布局设计，四个小展弦比三角形弹翼与四个全动式尾翼呈“X”形配置在同一直线上。

全弹由四个舱段组成：导引头舱（内装电视摄像机、自动驾驶仪、电子设备），战斗部舱，动力装置舱，尾舱（内装电源、数据传输装置的一部分、舵机和随动机构）。



“秃鹰”导弹结构及部位安排图

动力装置　原计划采用高能燃料的液体火箭发动机，以提供可控推力，从而提高导弹的机动性。但由于高能燃料的毒性和腐蚀作用未能解决，故1969年决定改用一台固体火箭发动机。该发动机由洛克达因公司研制，编号为Mk70 Mod 0，使用聚丁二烯复合推进剂（过氯酸铵、聚丁二烯、铝粉），端面燃烧。它有两个喷管，分别配置在弹体后下方左右两侧，推力4452牛，工作时间100～200秒。

制导与控制　采用程序加电视制导方式。导弹发射后，先由中制导系统将导弹引导到目标区，然后转向电视制导。

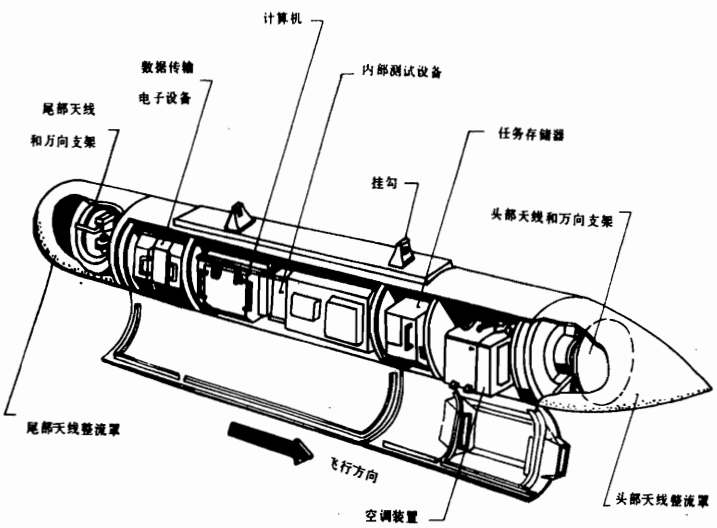
自动中制导系统包括飞机导航系统、D 26J-44 数字计算机和数据传输系统。机载雷达将目标运动参数输入计算机，飞机导航系统也将飞机的运动参数输入计算机，计算机计算出导弹相对飞机的航向，相对目标的方位和自身的位置变化，产生出中制导指令，然后通过数据传输系统发送给导弹自动驾驶仪，操纵导弹飞向目标区。

电视制导系统包括电视摄像机、目标跟踪器、电视监控器、数字计算机和数据传输系统。通过电气公司制造的电视摄像机装在导弹头部的双轴稳定平台上，它具有宽窄两种视场，宽视场用于目标搜索、识别和捕获，窄视场用于目标跟踪。它可摄取的目标区图象由导弹尾喷管上方整流罩内的电视发射机通过其平板天线发送给载机并显示在监控器上，由飞行员发出指令操纵导弹锁定目标并继续对导弹实施监控，直至击中目标。

战斗部　为爆破型战斗部，重286 千克，烈性装药。“涡轮秃鹰”还曾计划使用核战斗部。

探测、发射和控制

机载双路数据传输吊舱　该吊舱由休斯飞机公司研制，吊舱直径430 毫米，长2.92米，重209 千克，其内装有数据传输电子设备、天线、计算机、内部测试设备、空调装置。双路数据传输天线装在吊舱头部和尾部整流罩内的万向支架上，以保证载机相对于目标处于任何方向均能接收到导弹发送来的电视图象。该数据传输装置工作频率为10～20千兆赫，频带宽为 6 兆赫，工作距离可达 185 千米。计算机为威斯汀豪斯公司的D 26J-44专用数字计算机，存储容量为8192个12位字，重20千克，功耗250 瓦。它自动执行中段制导和内部测试，并实施发射前的准备。空调装置采用冲压空气涡轮使氟利昂12进行蒸发冷却循环，其冷却能力为1300瓦，工作寿命估计为1000小时。此外，吊舱内还装有录像机和一部长焦距镜头（视场为28°×21°），用来记录目标图象，供以后分析作战效果使用。

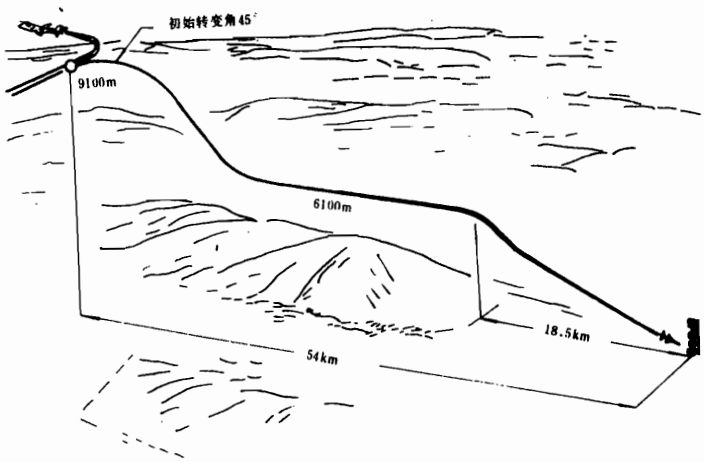


“秃鹰”导弹控制吊舱结构图

作战使用

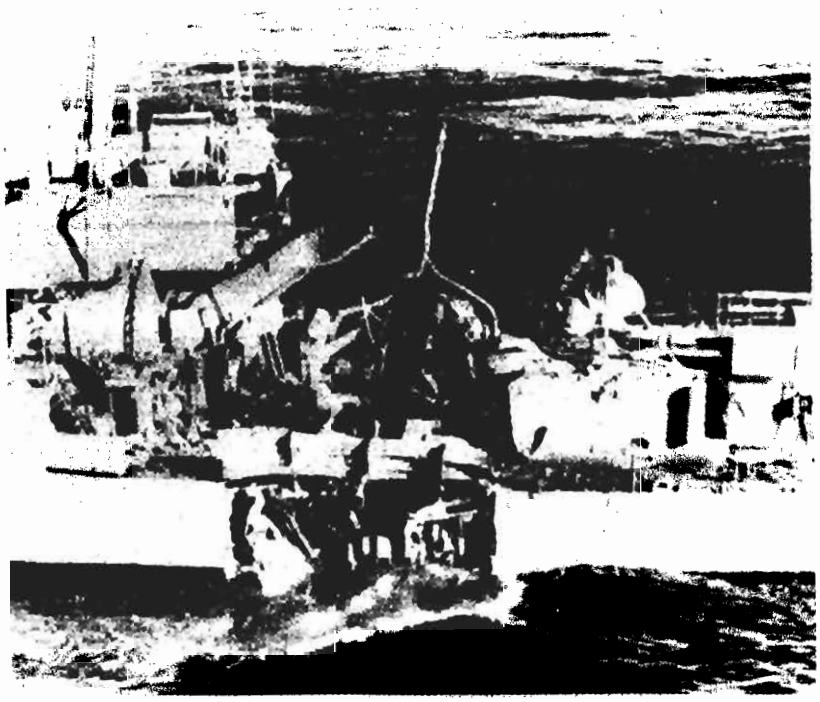
携带“秃鹰”导弹的载机，在其最佳高度上对地面或水面目标进行搜索，发现并识别出目标后，载机即接近目标区，同时由计算机控制对导弹进行射前检查并给出弹道参数。当进入导弹射程范围内时，计算机给出“射程内”指示，这时就可发射导弹。导弹发射后三秒钟，发动机点火，导弹按预定程序飞行，载机改变航

向，同时可通过双路数据传输系统对导弹实施监控。当导弹到达预定目标距离时，飞行员向导弹发出指令，控制电视摄像机旋转搜索目标，其目标区图象通过双路数据传输系统的电视波道显示在座舱内的显示器上，供飞行员识别捕获目标。一旦捕获到目标，就发出指令将电视摄像机的宽视场改为窄视场，并旋转十字标线对准目标，自动跟踪电路锁定目标，然后按比例导引自动导向目标，必要时飞行员仍可通过数据传输线路继续对导弹进行监控。



“秃鹰”导弹垂直剖面内的典型弹道

飞机在距目标64千米、高度9100米处发射导弹，发射后先以－45° 下滑，降至6100米高度时，发动机点火，导弹转为水平飞行，在离目标18 .5千米时锁定目标，开始自动跟踪。



“秃鹰”导弹攻击靶舰的破坏效果

该舰标准排水量1400吨，满载排水量2100吨，爆炸后一弦破坏长度约8米，舰面破坏长度约10米，两弦中间破坏深度不大，靶舰大量进水失去战斗能力。

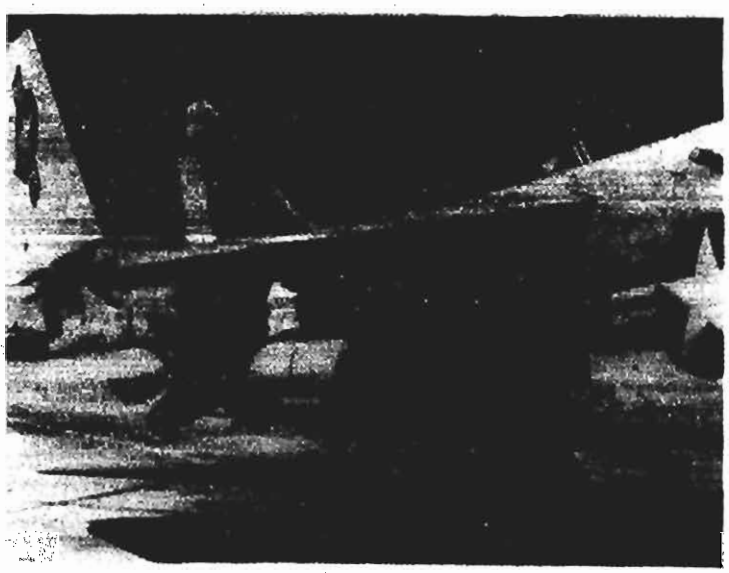
发展与改进

“秃鹰”导弹采用电视制导，精度虽高，但受云、雾遮蔽的影响，容易丢失目标，并且遥控指令制导还增加了载机的易损性。为此，美海军曾研究过几种可能的改进途径：1、为进一步提高射程和有效载荷，1973年曾在“秃鹰”上改装小型低成本涡喷发动机J401-GA-400（称为“涡轮秃鹰”），发动机悬挂在导弹后下方，原固体发动机舱段改装成燃料箱，该发动机包括燃油控制系统重45.4千克，推力提高到3785牛，可使射程增加三倍，经打靶试验是成功的。2、采用可伸展翼尖的新型弹翼以提高翼面积和展弦比，从而提高射程。3、计划采用雷达/电视复合导引头，使其具有全天候作战能力。但由于“秃鹰”导弹生产计划受挫，这些都未能实现。

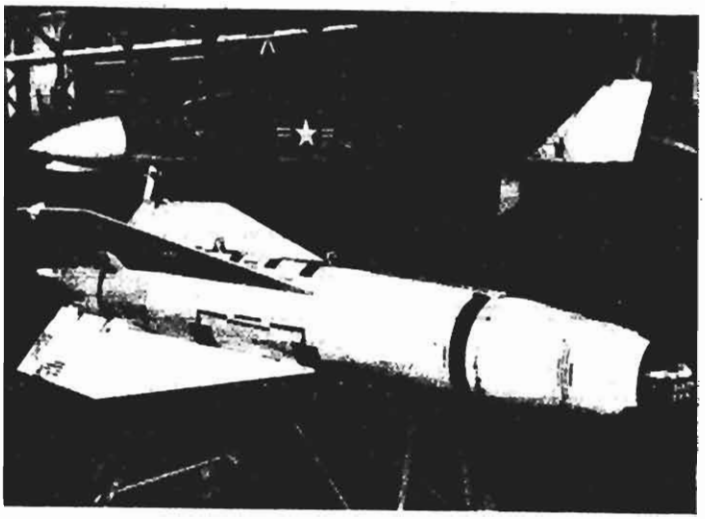
“涡轮秃鹰”

（吕玉华）

白星眼(Walleye) AGM-62A



挂在A-7“海盗”攻击机翼下的
“增程白星眼Ⅰ”，旁边挂的是数据传输吊舱



“白星眼Ⅱ”

概　述

“白星眼”（Walleye）是美军的一系列无动力装置的电视制导滑翔炸弹，用来攻击地面和海上点状目标，1962年由海军军械试验站开始研制，当初，研制这种导弹的主要目的是为克服目视无线电指令制导的“小斗犬”空地导弹作战使用时载机的机动受到严重限制的缺点。

“白星眼”导弹系列由四个型号组成：“白星眼Ⅰ”（海军编号Mk 1 Mod 0），“增程白星眼Ⅰ”，“白星眼Ⅱ”（海军编号Mk 5 Mod 4），“增程白星眼Ⅱ”（海军编号Mk 13 Mod 0）。

“白星眼Ⅰ” 其作战要求1962年8月提出，1963年开始研制，1966年由马丁·马里埃塔公司开始批量生产（1967年休斯飞机公司也参加生产），1967年装备美海军在越南战场使用，1970年停止生产，共计生产了4531枚。此型的缺点是战斗部威力小（385千克），不能有效地摧毁较坚固的目标。据报道它有一装W-72核战斗部的派生型。

“白星眼Ⅱ” 1968年由美海军武器中心在休斯飞机公司的协助下开始研制，1974年开始生产，1975年停产，共计生产了529枚。它基本上是“白星眼Ⅰ”的放大型，使用Mk 84炸弹做战斗部（907千克），导引头窗口变小并且有更远的滑翔距离。

“增程白星眼Ⅰ” 它是在“白星眼Ⅱ”的基础上加装双路数据传输装置和增大弹翼而成。1969年规划，1971年2月正式开始研制，1973年曾在越南战场进行过作战使用鉴定，1976年生产装备部队，共计生产和改装了2400枚。

“增程白星眼Ⅰ” 将已有的“白星眼Ⅰ”加装双路数据传输装置而成。1978年计划将全部1400枚“白星眼Ⅰ”改装成“增程白星眼Ⅰ”。

该系列导弹除全部改装成增程型外，美军还计划在红外成像导引头研制成功以后，改装可互换的这种导引头，但导弹本身没有新的生产计划。随着该族导弹不断消耗，它将被新的GBU-15滑翔炸弹取代。

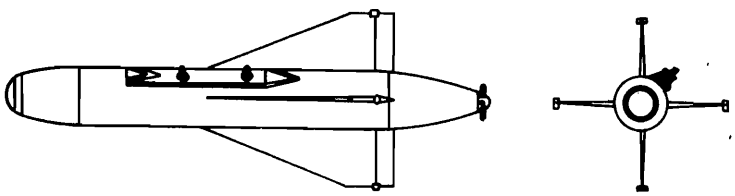
主要战术技术指标

	Ⅰ型	增程Ⅰ型	Ⅱ型	增程Ⅱ型
目标	坦克、桥梁、指挥所、坚固工事等各种地面目标及海上目标			
射程	9km			56km（最大）

发射高度	500 ~ 9000m	500～9000m	500～9000m	500～9000m
最大速度	M＝0.5 ~ 0.9	M＝0.5～0.9	M＝0.5～0.9	M＝0.5～0.9
命中精度（CEP）	3～4.5m	3～4.5m	3～4.5	3～4.5m
弹长	3.44m	3.38m	4.05m	4.05m
弹径	390mm	390mm	457mm	457mm
翼展	1.16m	1.16m	1.37m	1.74m
发射重量	510kg	510kg	1089kg	1089kg
制导	电视	电视/ 数据传输	电视	电视/ 数据传输
战斗部	385kg	385kg	907 kg	907kg
装备机种	A-6A，	A-7A， F-4D，	F-105D，	F-111 A

导　弹

布局与结构　该弹为无尾式气动布局设计，弹体呈圆柱形，四个带控制面的小展弦比梯形弹翼成“X”配置。整个导弹由四个舱段组成：导引头舱，内装陀螺稳定电视摄像机，自动跟踪电路，逻辑电路和伺服系统；控制舱，内装控制和制导设备；战斗部舱；尾舱，内装液压舵机和风力发电机，对于增程型，尾舱还装有双路数据传输装置及其天线。



“白星眼”滑翔炸弹两面图

制导与控制　导引头使用陀螺稳定的变焦距光电导摄像机和自动边缘（或形心）跟踪电路跟踪目标。发射时，由驾驶员借助座舱内的电视监控器识别目标并操纵导引头锁定。投放后，由自动跟踪电路的信号产生控制力矩操纵导弹至目标。对于增程型，借助双路数据传输装置遥控至目标，或在飞行末段转为自动跟踪。

导弹由尾部的风车带动的一部发电机为电视导引头和控制系统提供电力。

战斗部　为直列式空心装药战斗部。

发射、探测和指控

“白星眼”导弹的机载设备包括：发射装置、电视监控器和导弹控制板，对于增程型，还有一双路数据传输吊舱。目标借助机载目标搜索截获系统搜索，由驾驶员根据监控器上显示的图象识别。双路数据传输吊舱采用为“秃鹰”导弹研制的吊舱，其工作频率为10～20千兆赫，带宽6兆赫，天线安装在吊舱的前端和尾部万向支架上。吊舱内还装有一台计算机和一部长焦距电视录像机，计算机用来自动执行中段制导和内部测试，并执行发射前的准备。电视录像机供记录目标破坏效果使用。

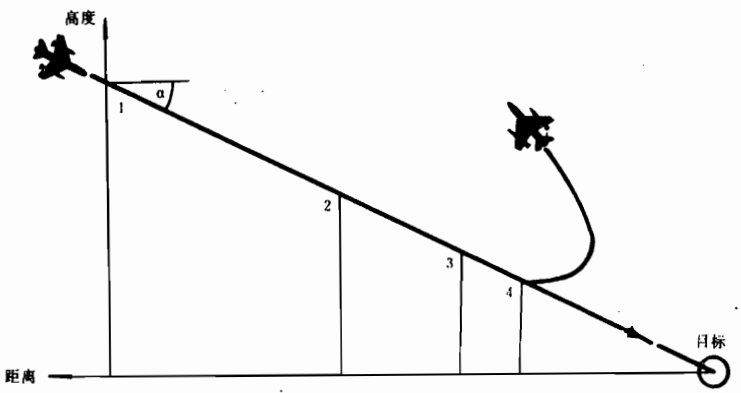
作战使用

导弹发射前，借助机载目标搜索捕获系统（如AN/ APQ-100 或AN/ APQ-109 A 火控雷达）搜索目标。发现目标后，驾驶员就将导弹电视摄像机对准目标，接通制导系统，摄像机就将目标区的全景图象显示在座舱内的监控器上，然后通过操纵手柄上下、左右移动摄像机，使目标处在瞄准十字线的中心，同时调整摄像机的焦距，按下跟踪开关，使自动跟踪电路锁定目标，发射导弹。此后载机即可退出，弹上制导系统自动产生控制

信号操纵导弹飞向目标。

对于增程型导弹，驾驶员首先向着目标区发射导弹，双路数据传输吊舱中的计算机自动控制导弹飞向目标区，到达目标区后，弹上电视发射机将目标区的全景图象传送给载机，显示在监控器上，这样驾驶员就可选择目标，通过遥控指令控制摄像机对准目标，调整其焦距并使其锁定之。美军在越南战场的使用表明，使用两架飞机更可取，第一架飞机发射导弹（如果可能的话，锁定目标附近的突出参考物），然后退出，由在其附近的第二架飞机接过去遥控导弹，更换锁定点并监控其飞行。

“白星眼”只能在白天使用，一般要求能见度不小于9千米，目标必须有良好的对比度，发射时载机必须顺着阳光，“白星眼Ⅰ”的俯冲角通常为10°～30°。



“白星眼”导弹使用战例示意图

（1967年5月21日，攻击越南北方某电厂）

α —— 载机俯冲角 H —— 载机俯冲高度 D —— 离目标距离

1．载机进入俯冲 $\alpha=20°$ H＝2400米 D＝7800米 2．载机进行照相 H＝1200米 D＝4600米 3．发射导弹 H＝1050米 D＝3700米 4．载机退出 H＝900 米 D＝2900米

发展和改进

“白星眼”导弹是为克服“小斗犬”导弹使载机的机动受到严重限制而研制的，曾在越南战场大量使用，并被认为是当时最精确最有效的空对地常规武器。但是，实战使用也暴露出，在载机机动性方面，“白星眼”并不比“小斗犬”强多少。由于机载电视摄像机分辨率一般都较低，加上飞机的机动和电噪声，图象跳动很厉害，使驾驶员从捕获目标，操纵飞机对准目标并使其锁定到发射导弹，这个过程一般需要15秒钟，再加上小角度俯冲和极易受攻击的进入战术，载机的暴露时间跟发射“小斗犬”不相上下（约20秒）。增程型将发射距离扩展到防空区外距离，提高了载机的生存能力。目前，与“白星眼”有关的改进计划有两项，一是提高双路数据传输系统的抗干扰能力（1977年开始），另一是改装红外成像导引头，将作战使用扩大到夜间。但不会有进一步的生产计划。

（廖朝佩）

大黄蜂(Hornet) ZAGM-64A

概　述

“大黄蜂”是北美洛克威尔公司为美空军研制的一种空对地导弹，原计划是用来攻击坦克、车辆、机场飞机和野战指挥所等目标的，后来被改用作新型制导系统的试验飞行器。该弹1963年开始工程研制，1964年10月首次进行试射，其后又进行了一系列发射试验，其中有光电导引、磁导引等多种方式。由于美空军的兴趣在于

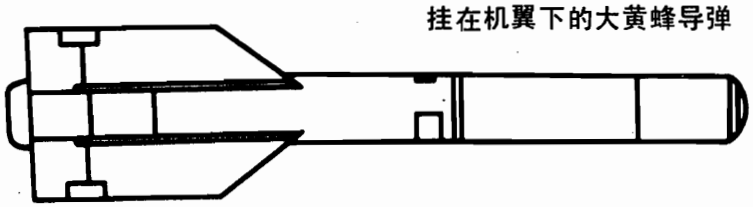
制新的制导系统，特别是电视和激光导引系统，因而该弹作为型号计划于1968年终止。1970年，该弹作为多制导系统试验飞行器重新复活，1971－1972年用半主动激光导引头进行的飞行试验获得完全成功，为“海尔”（Hellfire）反坦克导弹的方案论证、试验和鉴定提供了数据。

在该试验飞行器上试验过的制导系统还有用于制导炸弹的导引头，如洛克威尔公司的KMU-353 A/B，KMU-398/B，KMU-359/B等定型前都用此飞行器进行过飞行试验，并作了改进。其中前两种为电视制导系统，后一种为红外成像系统。此外，激光制导炸弹的导引头也在该飞行器上进行过试验。

主要战术技术指标

最大射程	57km
最大速度	M＝2
发射重量	8kg
弹长	2.31m
弹径	152mm
动力装置	一台TX-439-1固体火箭发动机　推力970 N

挂在机翼下的大黄蜂导弹



大黄蜂导弹线条图

（钟建业）

幼畜(Maverick) AGM-65

概　述

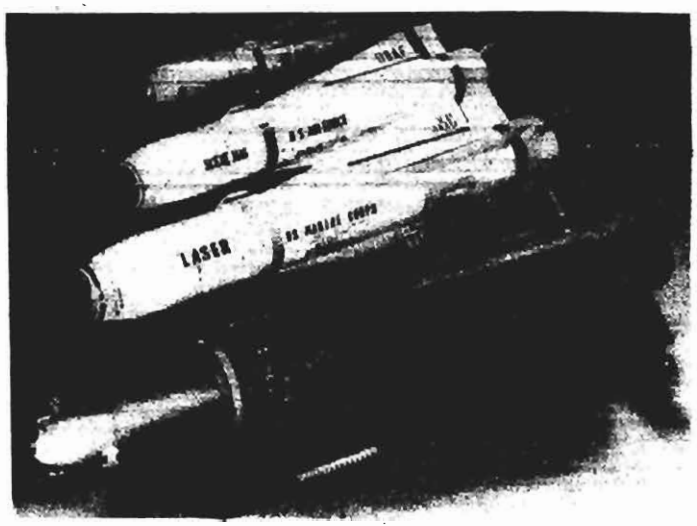
“幼畜”是美国休斯飞机公司为美国空军、海军和海军陆战队研制的空地（舰）导弹，代号为AGM-65，用以攻击地面和水上目标。这种导弹已有六个型别，组成“幼畜”导弹系列，各型的主要区别在于导引头和战斗部不同。

每枚“幼畜”导弹的价格因型号不同而有别，A、B型为2.54万美元（1979财年），C型5万美元（1980年出口价），D型为14万美元（1986财年），E型为13万美元（1986财年），F型为15.68万美元（1985财年）。

主要战术技术指标

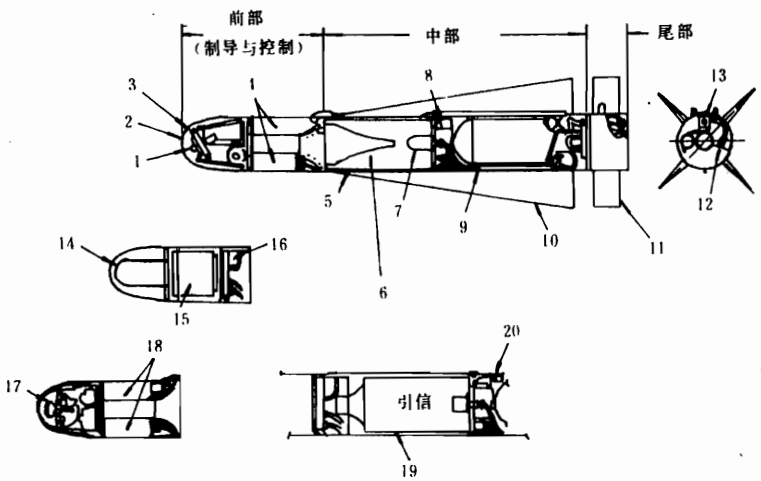
目标	坦克、装甲车、导弹与高炮阵地、车队、地面防御工事、桥梁、指挥所、雷达、停机坪上的飞机、舰艇等	直接命中概率	大于85%
		抗干扰措施	根据作战环境，可使用电视、红外、激光导引头
射程	最小0.6km，最大48 km	弹长	2.49m
发射高度	低空～高空	弹径	305mm
巡航速度	M≈1	翼展	720mm

发射重量	A、B、D型　210kg		片杀伤型，重135kg
	C、E　型　299kg	制导方式	A、B型为电视制导，C、E型为半主
	F　型　306kg		动激光，D、F型为红外成像
战斗部	A、B、D型　采用爆破型，重58.7kg	发动机	一台固体燃料火箭发动机
	C、E、F型　采用穿甲爆破—破		



“幼畜”系列的四种型号：
AGM-65D，AGM-65E，AGM-65B，AGM-65F（从前至后）

导　弹



“幼畜”导弹各型号的布局图（图注见下页）

1．电视或景象放大电视导引头　2．整流罩　3．接触传感器　4．电子设备　5．主要布线线路　6．前端点火聚能爆破战斗部　7．安全执行机构　8．热电池　9．双推力固体火箭发动机　10．主翼（弹翼/ 襟翼，可转动45°）　11．液压式飞行控制舵面　12．火箭发动机点火连接器　13．与发射架相连的脱落插座　14．激光导引头　15．接口电子装置　16．自动驾驶仪的传感器　17．红外导引头　18．电子设备　19．备用穿甲/ 爆破—破片杀伤战斗部　20．引信延迟选择装置

布局与结构　“幼畜”导弹的六个型号弹体相同，均为圆柱形，十字形弹翼和舵配置在同一平面上，舵的偏转角为±35°。

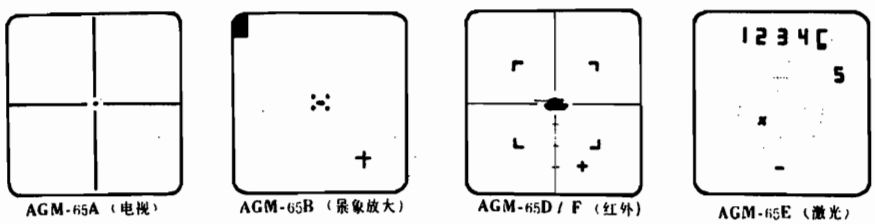
动力装置　A、B型采用一台SR109-TC-1双推力固体火箭发动机。1972年起改用一台TX-481双推力固体火箭发动机，烟迹较小，不易被对方发现，其长度为1.02米，直径为280毫米，重47千克，助推阶段（3.495秒）推力为44557牛，巡航阶段（3.495秒）推力为9674牛。C型亦采用这种发动机。D、E、F型采用TX-633无烟固体火箭发动机，其性能比TX-481有所改进。

制导与控制　AGM-65A的电视导引头装在弹体的前部，包括：电视摄像机（含光学系统、磁场偏转与聚焦线圈、光电导摄像管）和电子系统。为保护光电器件，在镜头和光电摄像管之间涂有保护层，在镜头上方装有光敏元件。

AGM-65B采用改进的电视（即景象放大）导引头，主要是：改进常平架和电子设备，改用新的镜头，将视场从5°缩小到2.5°，座舱显示器上的目标图象增大，使飞行员能在较远的距离上控制导引头锁定目标，并减少载机在目标区的暴露时间。

AGM-65C/E的激光导引头搜索攻击载机前方约16千米范围内的目标，一旦探测到有关的编码信号，显示器上示出综合的视频信号，导引头就自动锁定和跟踪该目标，无需飞行员看到目标。发射距离只取决于反射到导引头的激光能量。荧光屏上部的数码是随所用激光指示器而异的。当激光制导“幼畜”导弹处于受控状态时，就出现字母“S”；当激光电子装置处于对抗状态时，就出现字母“C”。

AGM-65D/F的红外成像导引头，采用16元光导碲镉汞探测器，可在昼夜间、有雾、战场烟尘及一定程度的恶劣气象条件下使用。能发现和跟踪停止工作数小时的坦克和其他目标。对隐蔽与伪装的目标识别能力强，使这种导弹具有“发射后不管”的能力，这种导引头还可作为目标搜索的辅助手段使用。



“幼畜”导弹载机上的四种显示器

战斗部与引信　“幼畜”导弹有两种战斗部，一是前端点火聚能装药爆破型，瞬发引信，重58.7千克，装烈性炸药37.6千克，供AGM-65A/B/D采用。

二是穿甲/爆破—破片杀伤型，装有延时引信（三个延迟时间），重135千克，供AGM-65C/E/F采用。

探测、发射与指控

探测与跟踪　由载机探测系统提供目标数据。在使用A、B型时，由飞行员根据显示器上的图象选定目标，控制导引头锁定目标。在使用E、D、F型时，由导引头自动锁定和跟踪目标。

发射装置　“幼畜”导弹从载机翼下发射，现有四种发射架可供各种飞机携带“幼畜”导弹时选用：

LAU-88/ A三导轨发射架，可供A- 7D、F- 4D/ E等飞机携带各型“幼畜”导弹。拟作改进，以供F- 16使用。

LAU-88A/ A三导轨发射架，改进了电子设备，可携带各型“幼畜”导弹。

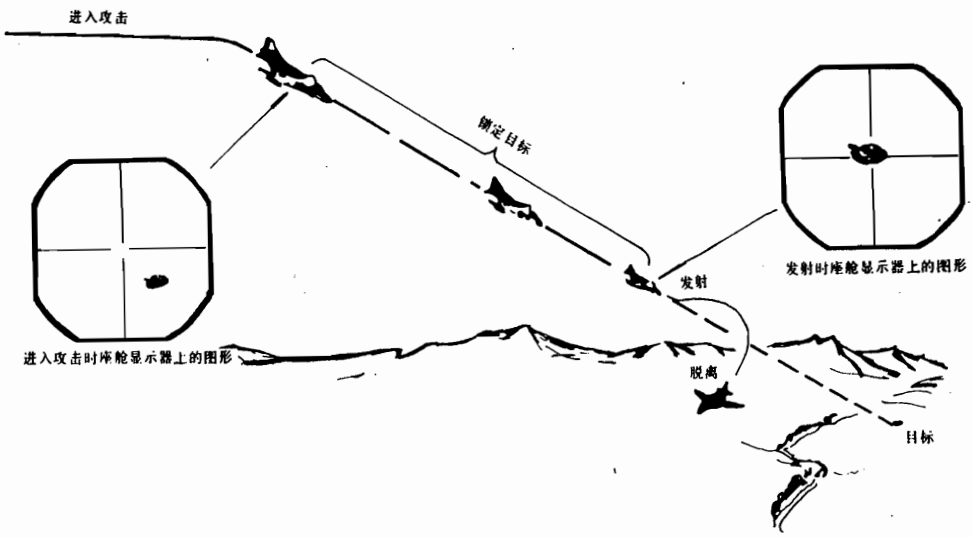
LAU-117 / A单导轨发射架，供大多数战术飞机使用。

LAU-108 / A单导轨发射架，供“阿尔法喷气”飞机使用。

作战使用

“幼畜”导弹的作战过程随其制导方式而异。

在使用AGM-65A时，飞行员操纵飞机在152～244米的高度上，4～8秒内捕获目标，使目标图象处在光学瞄准具的光环内。此时，待发导弹的陀螺自动开锁，头部的护罩抛掉，摄像机向座舱内的电视监视器传送飞机前方的全景实时视频图象。飞行员从荧光屏上选定目标，并控制导引头锁定目标，这时即可进行发射（最大俯冲角为60°）。导弹发射后，载机即可实施机动，或发射另一枚导弹。载机暴露在敌火力范围内的时间为10～15秒。



AGM-65A的战斗使用过程示意图

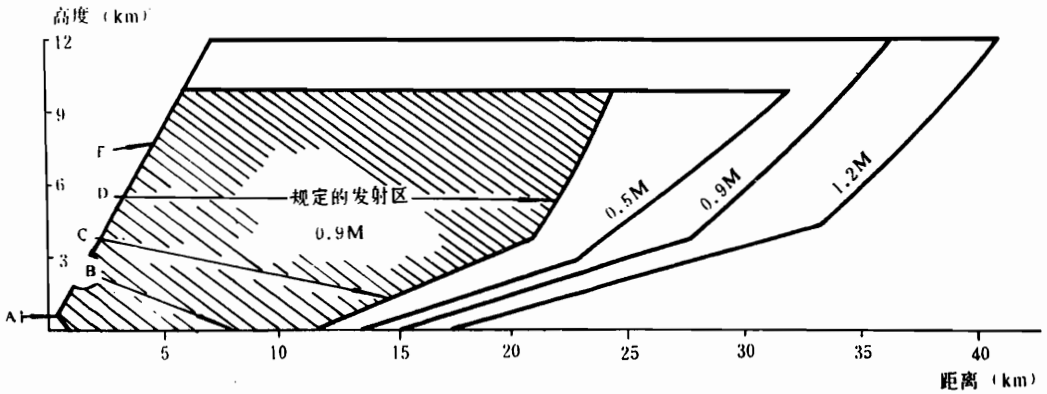
AGM-65B系统在目标显示方面有所不同。它将捕获的目标置于四个点组成的正方形的中心。这时瞄准点“十”字形标志出现在摄像机镜头所瞄准的相对于飞机中心线的某个位置。如果偏移角太大或者目标太小时，则“十”字形标志和荧光屏角落的符号就闪亮。当导弹瞄准时，荧光屏的左上角就会出现一个实心的正方形。发射程序在其它方面均与A型的相同。

在使用激光制导“幼畜”导弹AGM-65E时，由飞行员选定导弹，输入与激光指示器相一致的密码，这时“一”形标志停止闪亮并稳定下来。飞机接近目标区时，飞行员按下触发器按钮，使选定的导弹处于待发状态。然后按下旋转指令按钮，并用驾驶杆使导引头处在所需要的俯冲角位置。当松开旋转指令按钮时，导引头就按选定的角度自动进行方位扫描。导引头探测到目标反射的激光能量，就自动锁定和跟踪目标。显示器上的“X”形标志就变为实心的正方形。这时，如有必要，飞行员就操纵飞机，使这个正方形处在虚线圆内，并按下发射按钮，发射导弹。激光指示器继续照射目标，直到导弹命中为止。

AGM-65D/ F装同样的红外成像导引头，D型适用于攻击地面目标，F型装有跟踪舰艇的逻辑电路，适用于执行反舰任务。飞行员使导引头瞄准目标区，导引头根据细微温差，在较远的距离上发现和锁定目标，并利用机载扫描系统在监视器上显示出图象。飞行员将瞄准器转向要攻击的目标并发射导弹。尔后，导引头将

弹导向瞄准器所指示的目标，而无需载机控制。在飞行中，导弹可改变航向，跟踪活动目标。必要时可连续射。AGM-65D还可在装有探测设备的其他飞机的配合下实施攻击。

载机可以从低、中、高空发射“幼畜”导弹，遂行近距支援等任务。



AGM-65A～E的发射区

发展与改进

1965年开始研制AGM-65A，1971年投产，已生产了22650 枚，曾在越南和中东战场使用过。在1969－1975期间进行工程研制的AGM-65B，已生产了10000 多枚。A、B型适于白天使用，除装备美军外，已向20多国家出口。1984年10月开始给A型加装反辐射导引头，使之可遂行两种任务。

1973年开始研制的AGM-65C，后因导引头稳定性有问题，未能投产，由1983年8月开始生产的AGM-65取而代之。用于攻击对比度低和轮廓不清晰的目标。

1974年开始研制的AGM-65D，于1983年10月首次交付200枚。1983年5月，美国空军选定雷锡恩公司该型导弹的第二家生产厂商。

1980年10月开始研制攻击军舰和岸上目标的AGM-65F，已少量生产。

预计1984～1993年间，D、E、F型导弹的生产数分别为77350 枚、18925 枚、8044枚。

虽然D、E、F型适用性较强，提高了美军在夜间和恶劣气象条件下的作战能力，但仍不是全天候导弹。此，美军还将研制其改进型。

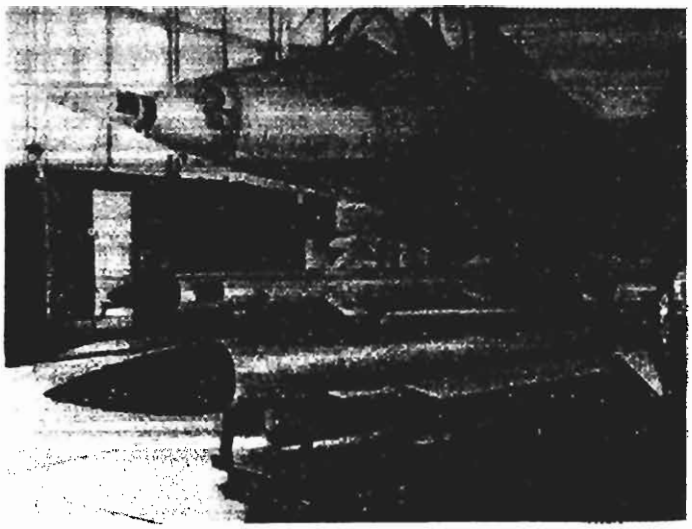
1100多次实弹射击和100 多次实战使用效果表明，“幼畜”导弹抗干扰性能好，可靠性高。现已装备F-、F-5、F-16、F-111、A-4、A-6、A-7、A-10、AV-8A、F/A-18、AJ-37、“阿尔法喷”、“狂风”等型飞机。一般战术飞机可携带六枚“幼畜”导弹，各种飞机携带的数量，随其载弹能力和任而异。　　（徐兴举）

标准反辐射导弹

(Standard ARM) AGM-78

概　述

“标准”反辐射导弹是美国第二代反辐射导弹，用来攻击地面或舰载各种雷达。该弹是在RIM-66A“标”中程舰空导弹的基础上研制的，气动外形未做变化，只换装了被动雷达导引头，其意图是克服“百舌鸟”



图中前面的是AGM-78“标准”反辐射导弹

反辐射导弹射程近、威力小和性能差的缺点。通用动力公司从1966年开始研制，1967年进行飞行试验，1968年完成研制任务并投入批生产，以后又陆续研制了一批性能更好的型号，它们的情况如下：

AGM-78A “标准”反辐射导弹原型，又称过渡性反辐射导弹，1968～1970年生产，使用得克萨斯仪器公司为“百舌鸟”AGM-45A-3研制的导引头。曾在越南执行反雷达作战任务。

AGM-78B 装马克森电子公司的宽频带导引头，能攻击搜索、地面引导、地空导弹制导雷达和其它雷达。1969～1971年生产。也在越南使用过。

AGM-78C 使用具有更高灵敏度和频率覆盖范围的导引头，1971～1973年生产，只装备美空军F-105G飞机。

AGM-78D 1970～1971年研制，1974年停止生产，只装备美空军的F-4G，也可能有空军的F-105G飞机。

AGM-78D-2 只装备美空军的F-4G，1976年停止生产。

另外，还有一个舰载派生型RGM-66D。

“标准”反辐射导弹总计生产了3000多枚，除美军在越南战场上使用过外，以色列1982年在黎巴嫩贝卡谷地也使用过。该导弹也装备了南朝鲜空军。

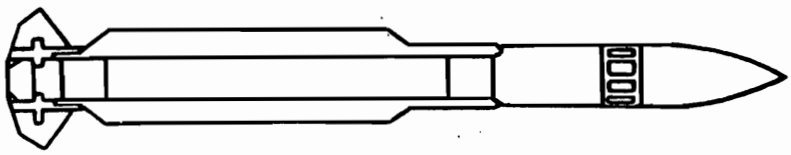
主要战术技术指标

目标	搜索、地面引导、地空导弹制导和其它雷达	发射重量	635k
射程	>25km，最大可达 56km	动力装置	一台双推力固体火箭发动机Mk27Mod（AGM-78B）、Mk27 Mod 5/6（AGM-78C/78D）
发射高度	3000～6000m		
最大速度	M=2.5		
抗干扰能力	导引头装有目标位置和频率记忆电路	制导方式	两种宽带被动雷达寻的导引头
弹长	4.57m	战斗部	预制破片杀伤战斗部，触发和近炸两种引信
弹径	343mm		
翼展	1.09m	装备机种	A-6B、F-4G、F-105F和F-105(

用户　　美海、空军，南朝鲜，以色列

导　弹

布局与结构　气动外形与RIM-66A "标准"中程舰空导弹相同。弹体呈圆柱形，展弦比极小的长脊鲹形翼与梯形控制舵成一线"X"形配置。



"标准"反辐射导弹线条图

动力装置　一台航空喷气通用公司生产的双推力固体火箭发动机，AGM-78B使用Mk27 Mod 4，AGM-78C和AGM-78D分别使用Mk27 Mod 5和Mod 6型。发动机长度2616毫米，直径为343毫米，聚丁二烯、聚胺脂和高氯酸铵推进剂。Mod 4重358千克，助推段的工作时间大于4秒。

制导与控制　AGM-78A使用得克萨斯仪器公司为"百舌鸟"AGM-45A-3研制的导引头，AGM-78B、C、D各型使用马克森电子公司研制的宽频带导引头。该导引头的天线与"百舌鸟"一样，为四臂螺旋天线，组装在常平架上，以便为载机提供更大的机动范围，更重要的是可以不要求载机以发射"百舌鸟"时那种特有的俯冲进入飞行。导引头的频率覆盖范围也较"百舌鸟"导引头宽得多，两种导引头就覆盖了苏联现役主要雷达的频率范围。导引头还装有目标位置和频率记忆电路，以便导弹在目标雷达关机后仍能按关机前记忆的目标位置继续飞行，一旦目标雷达再次开机时，重新捕获。

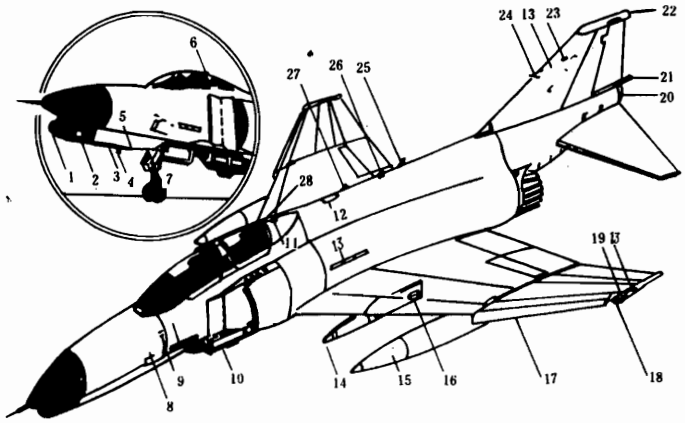
战斗部　烈性炸药预制破片杀伤战斗部。威力为"百舌鸟"导弹战斗部的两倍。战斗部内还装有磷光物质，用来为其它飞机指示目标。预制破片为钢质立方体，每边长7～8毫米，重3.3克，对人员的有效杀伤半径为100米，对雷达的有效破坏半径为25～30米。

探测、发射和指控

侦察引导设备　"标准"反辐射导弹对载机的航空电子设备有较高的要求，只能装备专用的反雷达飞机，它们均载有各种目标侦察引导设备，A-6B上使用AN/APS-118目标识别和截获装置，F-105F飞机上使用AN/APS-107定位识别装置和AN/APR-35雷达寻的告警装置，F-105G飞机上使用AN/APR-6和-37雷达寻的告警装置，F-4G飞机上为AN/APR-38控制指示装置。这种系统能对苏联现有全部雷达进行搜索、自动识别、定位，并能向操纵员同时显示15个雷达目标的威胁等级及其大致的距离和方位，由操纵员通过计算机控制反辐射导弹实施攻击。该系统的频率覆盖范围为2～18千兆赫，测向精度小于2°。

发射控制设备　"标准"反辐射导弹的发射控制设备由导弹控制组件和导弹控制面板组成。机载侦察引导设备接收到的雷达信号先送至导弹控制组件，在此转换成攻击目标的信息，再送至导弹控制面板显示出来。操纵员根据导弹控制面板上的显示，进行适当的操作，将指令信号传给导弹。

导弹控制面板上有一个频率刻度盘，在发射导弹以前，将刻度盘上的频率调到控制面板上显示出来的威胁最大的目标雷达频率上，导弹就自动对准该雷达目标的频率。控制面板上还有一个脉冲重复频率控制盘，将刻度盘的数值调到该雷达目标的重复频率上，导弹就自动跟踪该雷达目标。控制面板上还有距离指示器和方位控制盘，距离指示器指示导弹到目标的距离，最大可达110千米，方位控制盘控制导弹的方向。"标准"反辐射导弹导引头能在±25°范围内跟踪目标。若目标超出此范围，转动载机航向控制盘可使导引头对准目标，此时截获指示灯亮，表明可以发射导弹。导引头的搜索范围可以进一步缩小，此时发射导弹，导弹便径直飞向目标。



F-4G野鼬鼠飞机上的AN/APR-38控制指示装置的配置图

1．AN/APR-38前向中高频段天线 2.AN/APR-38中高频段定向天线 3.AN/APR-38高频段天线 4．AN/APR-38低频段全向天线 5．AN/APR-38中频段天线 6．电子战军官后视镜 7．下部特高频通信天线 8．未知（左、右两侧） 9．AN/APR-38前端定向低频段天线（左、右两侧） 10．AN/ALQ-131干扰吊舱 11．敌我识别天线 12．空中加油门 13．编队灯 14．反辐射导弹吊架（左、右两侧） 15．1166升副油箱（左、右两侧） 16．AN/ALE箔条投放器（左、右两侧） 17．机动缝翼（左、右两侧） 18．翼梢雷达寻的告警系统天线（左、右两侧） 19．翼梢导航灯（左、右两侧） 20．后向雷达寻的告警系统天线（两个） 21．加油管 22．AN/APR-38后端中高频天线 23．AN/APR-38后端定向低频段天线（左、右两侧） 24．皮托管 25．上部特高频通信天线 26．泰康天线 27．AN/APR-38全向天线 28．AN/APR-38专用告警天线

作战使用

发射方式 “标准”反辐射导弹的发射方式与“百舌鸟”反辐射导弹基本相同，有直接瞄准和间接瞄准发射两种。所不同的只是在其载机上装有目标识别和截获系统。借助于该系统，只要地空导弹制导雷达或高炮炮瞄雷达一开机，就能在一定距离内计算出目标雷达的位置并测定有关数据，随后即使目标雷达突然关机，它仍可根据可测出的数据求出弹道参数，对准目标发射导弹。

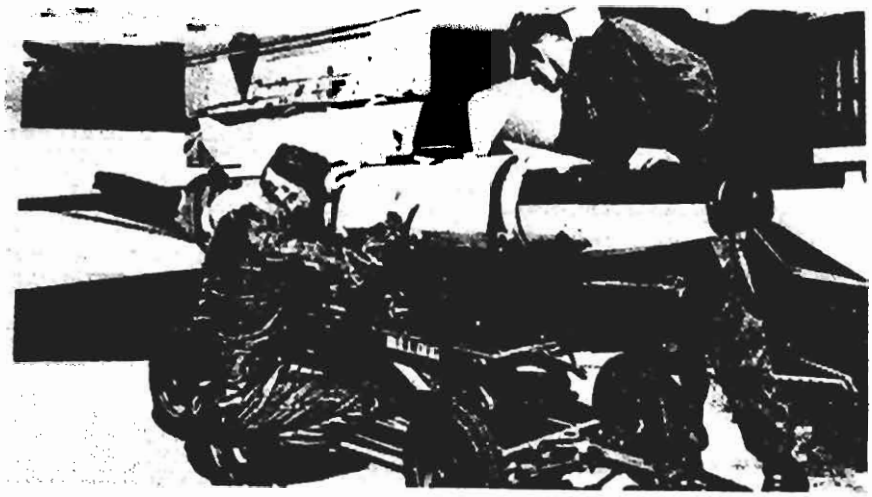
发展与改进

“标准”反辐射导弹虽然在射程、威力和性能方面比“百舌鸟”有所改进，但也认为是一种过渡性的武器。它在越南只是有限地使用过，并且实战证明，采用记忆电路的办法对付雷达突然关机是不大成功的。此外，它的成本高（约为“百舌鸟”的五倍）、笨重（重量约为“百舌鸟”的两倍），因此，美军从1972年就着手研制第三代反辐射导弹——“高速反辐射导弹”（HARM），并且在该弹还没有研制成功之前（1976年）就停止了生产。

（廖朝佩）

大斗犬(Bulldog)AGM-83A

概 述 “大斗犬”（Bulldog）是美海军第一种激光制导的空地导弹，由“小斗犬”导弹改



“大斗犬”导弹在装弹车上

:激光半主动导引头而成。它与各种现有的激光指示器配合，用来攻击小型舰船、桥梁、坦克等静止或活动目:。该弹1969年由得克萨斯仪器公司开始研制，1973年开始小批量生产。由于美国会要求取消重复性的激光制:武器研制计划，而当时性能更优越一些的激光制导“幼畜”已投入生产，因此,于1974年停止了该弹的生产。

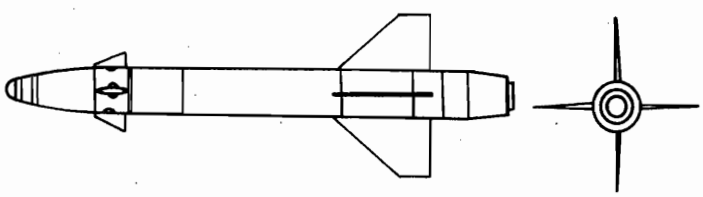
主要战术技术指标

目标	小型舰船、桥梁、坦克等等	发射重量	272kg
最大射程	11.3km	动力装置	一台Mk 8 Mod 2 固体火箭发动机或一台LR-58-RM-4 液体火箭发动机
速度	M= 2		
发射高度	1500～4200m		
弹长	2.98m	制导方式	激光半主动
弹径	305mm	战斗部	Mk19Mod 0 烈性炸药战斗部
翼展	950mm		

导　弹

布局与结构　弹体布局和结构与“小斗犬A”相同（参见“小斗犬”）。

动力装置　采用LR-58-RM-4 型预包装液体火箭发动机或Mk 8 Mod 2 固体火箭发动机。



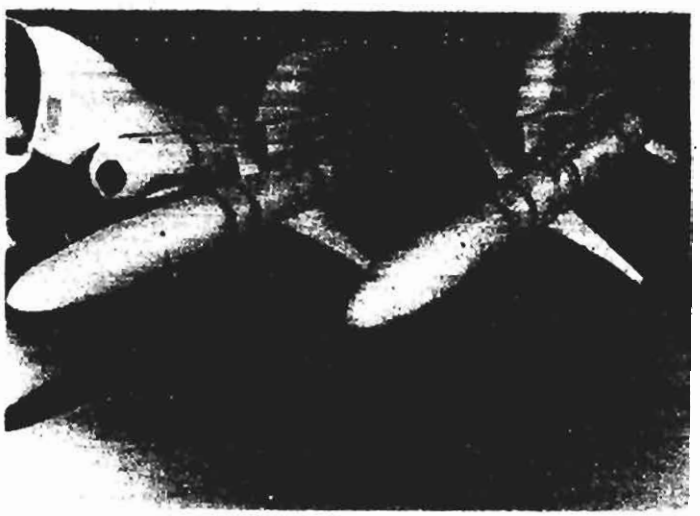
“大斗犬”导弹两面图

制导与控制　激光半主动制导，其制导系统AN/DSM-126 采用了很多“响尾蛇”空空导弹导引头中的技术。

作 战 使 用

携带“大斗犬”的载机在遂行任务时，先由地面前进观察员或空中目标侦察指示飞机指示目标，然后通知载机引导其进入目标区，飞行员启动导引头探测目标，当探测到目标后，控制盘上就出现一亮点，同时还发出音响信号，表示目标已被捕获。然后飞行员借助目标位置指示器操纵飞机使导弹对准目标发射。导弹发射后，载机可以立即退出。“大斗犬”还可以低空发射。 （钟建业）

高速反辐射导弹(HARM) AGM-88A



高速反辐射导弹

概 述

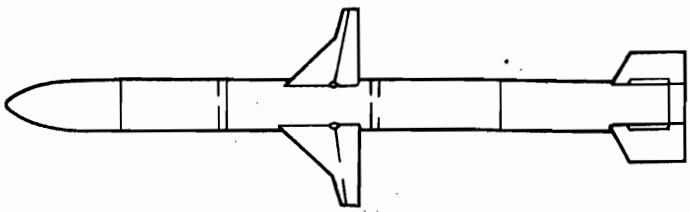
“高速反辐射导弹”是美国得克萨斯仪器公司为海、空军研制和生产的空对地反辐射导弹，代号为AGM-88A。主要用于摧毁地面或舰上雷达控制的导弹和高炮，以降低飞机的消耗，并逐渐地取代“百舌鸟”“标准”反辐射导弹。1972年签订了第一个研制合同，1982年10月首次向海军交付了八枚导弹，1983年11月成了首批80枚导弹的交付任务，具备作战能力。美空军和海军计划采购1.7 万枚，其中空军九千枚。主要装的机种有：F-4、A-6、A-7、F-111、F-16、F-18、F-105 和B-52等。1986年 4 月美国对利比的战争中使用了该导弹。整个研制经费超过3.5 亿美元。每枚导弹的价格：1984财年售给海军的是838(美元，空军的是624435美元；而1985财年售给海军的是285398美元，空军的是278779美元。

主要战术技术指标

目标	各种雷达，主要是防空导弹的制导雷达、炮瞄雷达和警戒雷达	翼展	1.1
		发射重量	362
射程	>20 km	动力装置	双推力固体火箭发动
速度	M= 3	制导方式	被动雷达寻的，比例导
弹长	4.17m	战斗部	破片杀伤战斗部，重66kg，采用激光
弹径	250mm		炸引信。

导　弹

布局与结构　“高速反辐射导弹”为圆柱形弹体，尖锥形头部，十字双三角形弹翼和小型尾翼配置在同一平面。弹体有四个舱段，分别装导引头、战斗部、发动机和飞行控制系统。



“高速反辐射导弹”线条图

动力装置　采用锡奥科尔公司研制和生产的无烟、高速双推力固体火箭发动机（TX-481），其燃料为无铝HTPB，重127 千克。

制导与控制　“高速反辐射导弹”采用被动雷达寻的制导，弹翼实施控制。被动寻的导引头和控制部分由得克萨斯仪器公司制造：导引头由一个天线阵、十个微波电路插件和一个视频处理机等组成。天线阵是固定的，有很宽的频带，可覆盖现役各种雷达的频谱，能探测并锁定各种威胁频谱（包括连续波）。导弹还装有捷联式惯性系统，即使目标雷达关机，也可以继续跟踪。采用比例导引的方法引导导弹飞向目标雷达。

战斗部与引信　采用高能炸药预成型破片杀伤战斗部，重66千克。由“百舌鸟”反辐射导弹的战斗部改进而来，具有反应灵敏的特点，它有与众不同的冲击波分布图，采用激光近炸引信起爆战斗部。

探测、发射与指控

F-4G 的机载设备AN/APR-38为“高速反辐射导弹”搜索和指示目标，确定最佳攻击状态。其频率覆盖范围为2～18千兆赫，探测精度小于2°。在其它载机上装有AN/ALR-45，AN/ALR-50或者AN/ALR-67雷达告警系统为导弹确定攻击重点。在雷达告警系统与导弹之间装有数字变换装置，能对探测到的雷达信号进行分析，选择和从中确定重点，并为显示、程序编排和发射导弹提供相应的输入信号。

作战使用

“高速反辐射导弹”有三种作战方式：

1、自卫方式：机载雷达探测系统探测目标雷达信号，计算机适时进行分类，判断威胁的程度，选出攻击重点，向导弹发出数字指令，装定好频率等有关参数，飞行员即可发射导弹。使用这种最基本的作战方式时，即使目标雷达在导引头的视野之外，也可发射导弹，导弹按预定的方式飞行，直到导引头截获到所要攻击的目标。

2、机遇方式：在载机整个飞行过程中，导弹的导引头都处于工作状态。导引头比机载雷达探测装置的灵敏度高，它用存贮装置中的各种威胁数据对目标进行探测、定位和识别，并将威胁数据显示给机组人员，使之向威胁最大的目标雷达发射导弹。“高速反辐射导弹”能攻击“百舌鸟”、“标准”反辐射导弹探测不到或不能攻击的目标。但发现目标的机会往往受探测天线视场的限制。

3、预定程序方式：向已知方位的目标雷达发射导弹，并按预定程序寻找和摧毁目标，实现远距离攻击。导弹发射之后，载机不再发出指令，导弹有序地搜索和识别辐射源，并锁定到威胁最大或预先确定的目标雷达上。导弹在飞行过程中，如果目标一直不发射电磁波，导弹就自毁。

载机发射“高速反辐射导弹”的情景

发展与改进

发展过程 1972年签订了第一个研制“高速反辐射导弹”的合同，在发射了10枚飞行试验弹和三枚制导弹后，才于1974年5月选定得克萨斯仪器公司作为主承包商，1981年投入有限量生产。在研制阶段，实验室试验历时10万小时。外场试验66枚，其中59枚有纪录：44枚成功，3枚部分成功，12枚失败。“高速反辐射导弹”比“百舌鸟”和“标准”反辐射导弹速度高、反应快、射程远、战斗部威力大。它采用了集成电路和新的抗干扰技术，导引头可覆盖现役各种雷达的工作频率，并能采用重编程序取代修改硬件的办法对新威胁实施攻击。但“高速反辐射导弹”造价太高，装备量受到限制。

AGM-88B 1982年美海军开始研制B型。该型导弹计划使用一种低成本的被动雷达导引头，以期降低“高速反辐射导弹”的成本。国会1985年已正式批准，并要求在1989年底达到初步作战能力。 （刘发来）

GBU-15(V)模式化制导滑翔炸弹

GBU-15(V) Modular Guided Glide Bombs

GBU-15（V）滑翔炸弹

概　述

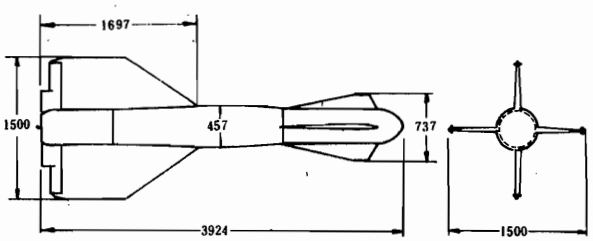
GBU-15（V）模式化制导滑翔炸弹，前身叫做“寻的炸弹系统”（HOBOS），是美空军军械发展试验中心根据“防御压制”（Defence Suppresion）和“宝石闪击”（Pave Strike）计划，为提高攻击机在攻击严密设防的目标时的突防和生存能力而研制的一种多用途模式化制导炸弹。六十年代末期，美军在越南战场相继引进了电视和激光末制导的制导炸弹，但由于地面防空火力猛烈，使用这类炸弹攻击设防的目标，仍难以达到预期的目标。因此，空军制订了一个“防御压制”计划，根据此项计划，研制了折叠弹翼、双路数据传输系统和集束弹战斗部。1973年中东战争后，美空军在“宝石路”计划和“防御压制”计划所获得的经验基础上又制订了一个“宝石闪击”计划，GBU-15（V）就是此项计划中的一个项目。该炸弹可以配用多种战斗部、制导装置和引信，以执行不同的作战任务。原计划研制两种基本型，一种是十字翼型，另一种是平面翼形。十字翼型由洛克威尔国际公司负责系统总装，1974年开始研制。平面翼型由休斯飞机公司负责系统总装，1975年开始研制，由于该型计划与“精确定位攻击系统”（PLSS）配合使用，因而于1980年5月单独被领命名为GBU-20，不久又因资金短缺和技术问题而终止了研制，只保留了十字翼型。目前，十字翼型已经和正在研制三种型号，GBU-15（V）1/B型使用MK84通用炸弹战斗部和电视导引头，1980年开始生产，先交付给以色列（已交付300～400枚），1982年开始交付给美空军，1983年7月结束作战使用鉴定试验。2/B型也使用MK84通用炸弹战斗部，但使用红外成像导引头，该型1985年已完成作战使用鉴定试验，目前正小批量生产。美空军计划采购3133枚1/B和2/B型，现已交付约1000枚。N/B型使用SUU-54集束弹战斗部，电视和红外成像导引头随意选择，该型目前仍在研制。

GBU-15（V）除装备美空军外，已出口给以色列和澳大利亚，联邦德国空军也曾打算采购，装备其“狂风”攻击机。

GBU-15（V）1/B的出厂价目前为128000美元，2/B型的出厂价为182000美元。

主要战术技术指标

目标	严密设防的点目标和面目标	弹径	457mm
射程	投放高度60～300m时8～11 km	翼展	1.5m
	投放高度7000m时48 km	发射重量	1140kg
	最大可达80 km	制导	电视或红外成像加双路数据传输系统
投弹速度	亚音速	战斗部	1/B和2/B型使用MK84通用炸弹
命中精度（CEP）	1m左右		N/B型使用SUU-54集束弹
弹长	3.92m	载机	F-4“鬼怪”Ⅱ、F-111和F-15E。



GBU-15（V）滑翔炸弹两面图

GBU-15（V）滑翔炸弹

GBU-15（V）滑翔炸弹按鸭式布局设计，前面四片小的十字翼配置在制导连接器的外面，尾部有四片大的梯形弹翼，配置在控制舱的外面，其后缘装有四片控制舵面，用来控制炸弹的飞行路线。

GBU-15（V）采用模块式结构，其主要组成部件如下：

1）两种战斗部选择 一种为MK 84通用炸弹战斗部，使用FMU-124 A/ B引信，用来攻击桥梁、建筑物等点目标；另一种为SUU-54集束弹，其内可装BLU-97/ B或BLU-106 / B等子弹药，使用FMU-123/B引信。该引信是一种装有雷达高度表和“调整瞄准点补偿”装置的引信系统。“调整瞄准点补偿”装置与雷达高度表配合，控制集束弹箱的打开时间，以获得最佳作战效能。

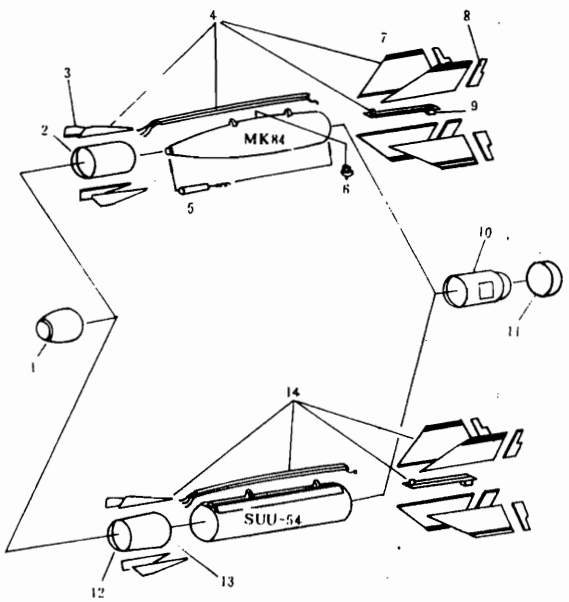
2）翼组件 十字翼组件，它是越南战场使用的制导炸弹小型组件的改进型，扩大了翼面积，提高了炸弹的滑翔距离和低空性能。

3）两种制导组件 电视和红外成像导引头。电视导引头DSU-27A/ B是“白星眼”导引头的改进型，用于白天攻击；红外成像导引头WGU-10/ B与“幼畜”导弹红外成像导引头相同，白天黑夜均可使用。

4）两种连接器 ADU-452 A/ B和ADU-453 A/ B，其内装有制导电子设备和引信。连接器通过边条和弹箍用来将制导组件和战斗部连接起来。

5）一种控制组件，其内装有自动驾驶仪和控制舱的伺服机构以及双路数据传输系统的收发部件。

除战斗部外，上述各组件均以成套附件方式由主承包商提供。洛克威尔国际公司已生产的成套附件分别命名为KMU-353 A/ B、KMU-390 / B和KMU-359 / B。前两种为电视制导型，后一种为红外成像制导型，它们与不同战斗部组合，就构成了GBU-15(V)的不同型号，其中KMU-353A/ B后单独命名为GBU-8。



GBU-15(V) 滑翔炸弹系列的基本结构图

1．导引头：TV DSU-27A/ B，IR WGU-10/ B 2．ADU-452A/ B制导连接器 3．十字翼（弹箍） 4．MXU-724 / B翼组件 5．FMU-124 A/ B引信（2） 6．ADU-421 A/ B引信连接器 7．弹翼（4） 8．控制舵面（4） 9．脱落插头 10．WGU-8/B控制组件 11．OA-8921/ AXQ-14收发组件 12．ADU-453A/ B制导连接器 13．FMU-124 A/ B引信（雷达高度表） 14．MXU-723 / B翼组件

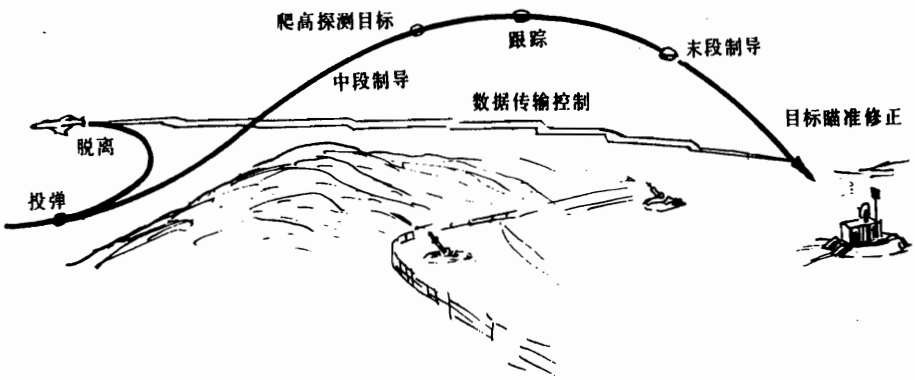
探测、发射与指控

双路数据传输系统 GBU-15（V）所使用的双路数据传输系统是“增程白星眼”滑翔炸弹系列所用双路

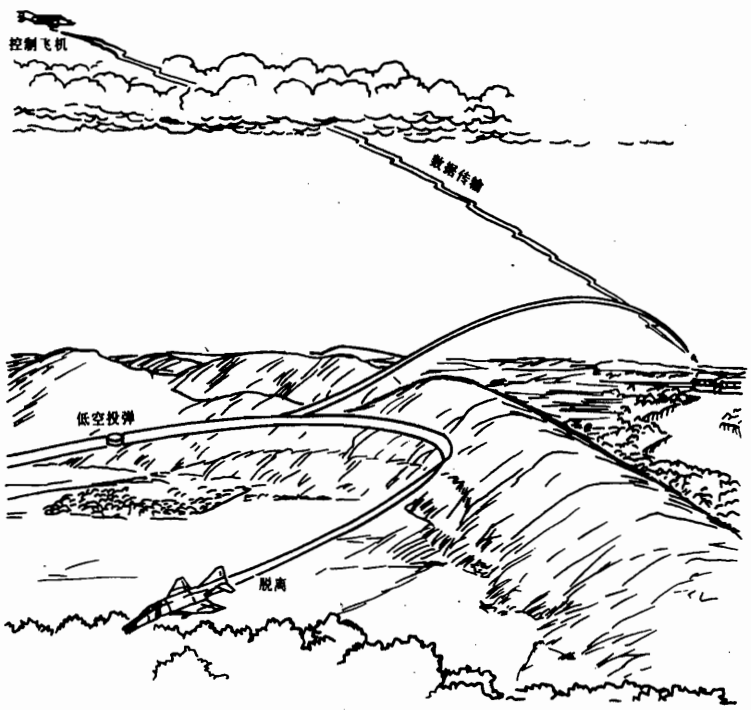
数据传输系统的改进型，代号为AN/AXQ-14，由休斯飞机公司研制。该系统工作在D波段，主要由三部分组成：外挂在飞机上的（通常在机腹下）的数据传输吊舱、装在炸弹尾部的数据收发组件和装在飞机座舱内的控制器，另外还加上一个座舱显示器。吊舱长3.05米，重182千克，其内装有：1、吊舱尾部的椭圆形电子扫描天线，用来跟踪炸弹，该天线能在180°的范围内转动，以便能从飞机任意一侧进行跟踪；2、一个电子组件，装在电扫描天线的前面，它由射频收发装置、操纵指令多路信号解调器和天线控制器组成；3、录像机，记录从导引头传输给座舱显示器的目标图象；4、前向喇叭形天线，用来使别的飞机接收指令信息和视频数据。该系统全部数据均以数字形式传输并具有频率选择能力。

作战使用

GBU-15（V）滑翔炸弹战斗使用时可以采用直接攻击方式，也可以采用间接攻击方式，通常以间接攻击



GBU-15（V）单机间接攻击方式



GBU-15（V）双机间接攻击方式

方式为主。间接攻击可以由携带GBU-15(V)炸弹和AN/AXQ-14双路数据传输吊舱的飞机单机独立实施，也可以双机协同进行。遂行攻击的飞机先低空或超低空接近目标，然后在预先选定的陆标上方60～300米的高度向着目标方向投掷GBU-15(V)炸弹。投放后，炸弹按预先编排的爬升—滑翔路线飞行，在此阶段，武器操纵手可根据需要通过双路数据传输系统随时对其飞行路线进行修正。在到达目标区后的末段飞行阶段，一旦导引头捕捉到目标，操纵手可以选择如下两种作战方式中的一种。一种是自动末端寻的，操纵手操纵导引头锁定目标，此后炸弹就自主地进行攻击，操纵手不再向炸弹发送制导信号，但在必要时，操纵手也可以中途进行人工控制。另一种是自始至终人工控制，炸弹从捕捉到目标直至击中，一直由操纵手控制。这是最常用的一种方式，因为此种方式精度最高，但只有在双路数据传输系统没有受到干扰时才能使用。

以直接攻击方式使用时，GBU-15（V）在投放前导引头先锁定目标，投放后按瞄准线弹道自主地飞向目标。此时，任何能使用电视制导炸弹的飞机均能使用GBU-15（V），但载机将暴露在敌防空火力之下，从而明显降低了GBU-15（V）的防空区外攻击能力。

特点和缺点 GBU-15（V）制导滑翔炸弹系列是“白星眼”电视制导滑翔炸弹系列的后继型，与“白星眼”相比，GBU-15（V）明显改进了滑翔性能，提高了防空区外的攻击能力；精度高，圆概率偏差达到了1米左右，是美军现有武库中最精确的一种武器；采用模式化结构，用户可根据不同攻击剖面和目标类型进行改装，提高了执行任务的灵活性，并为今后进一步进行改进创造了条件；采用红外成像导引头，使炸弹白天黑夜均可使用并具有有限的全天候能力。但GBU-15（V）也还存在一些缺点，主要是：1、实际攻击阶段完全人工控制；2、双路数据传输系统易受干扰；3、攻击低对比度目标时，导引头的目标捕获和跟踪能力有限。

发展与改进

1、为进一步扩大防空区外攻击能力，美空军和洛克威尔国际公司目前正在GBU-15（V）上加装一台固体火箭发动机，使其射程达到24千米。该新的型号命名为AGM-130。

2、正在研究使用其它类型的寻的制导系统，其中包括使其具有真正全天候能力的毫米波导引头，能在飞行中自动识别捕获目标并准确地进行跟踪的先进红外导引头，以及毫米波/红外双模导引头和辐射测量相关制导系统。在中制导系统方面，正在研究各种低成本导航系统，这些制导系统将利用罗兰、全球定位系统（GPS）、精确定位攻击系统（PLSS），和联合监视目标攻击雷达系统（JSTARS）来导航。

（郑万千 廖朝佩）

超音速战术导弹

STM (Supersonic Tactical Missile)

“超音速战术导弹”是美海军未研制成功就中止了研制的一种超音速战术空对面导弹。它采用整体式固体火箭冲压发动机推进，其原来的意图是用来攻击舰船和陆上面目标。该计划始于1977年，其前身是美海军的小体积冲压喷气发动机（LVRJ）计划。主承包商是伏特公司，整体式固体火箭冲压发动机由联合工艺公司化学系统分公司研制。导弹长约4.8米，直径432毫米，无弹翼，由弹身和四个配置在后部的长进气道提供升力，并由尾部的四个控制舵进行操纵。攻击舰船目标，计划采用一种当时正在试验的X波段合成孔径雷达导引头。这种雷达的优点是可以大大减小导弹的弹径，从而大大减小气动阻力，但由于它是一种旁视雷达，不能直视正前方。因此，使用时，要求导弹绕着弯飞向目标。对于地面目标，计划采用微波辐射测量区域相关装置修正的惯导系统来达到所需的末端精度。

该弹的试验飞行器到1979年4月，成功地进行了六次飞行试验，最后一次射程达到了161千米，速度达到了3220千米/小时（M=2.7）。此后就再也没有进行新的飞行试验，但其整体式固体火箭冲压喷气推进技术却一直在进行研究。

（廖朝佩）

挂在A-7飞机上准备进行飞行试验的“超音速战术导弹”

中程空对面导弹 MRASM

(Medium Range Air-to-Surface Missile)AGM-109 H/L

概　述

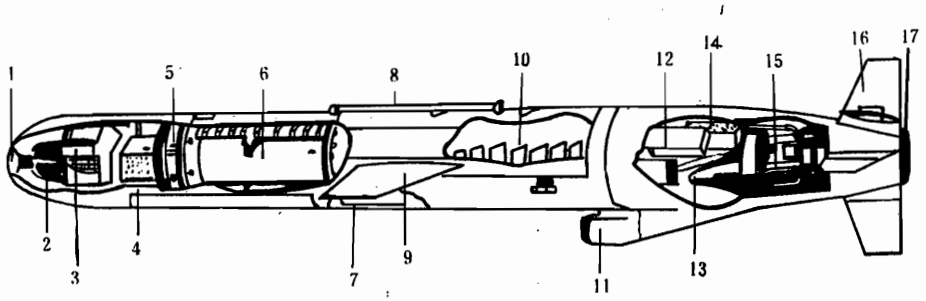
“中程空对面导弹”是通用动力公司研制的“战斧”巡航导弹的派生型，是美海、空军联合进行，但尚未成功就终止了研制的一种战术空对面巡航导弹。1979年，“战斧”作为战略空射巡航导弹与波音公司的AGM-86B空射巡航导弹竞争飞行试验失败以后，于1980年4月，在美国防部的要求下，海、空军决定联合将其改进成“中程空对面导弹”，仍由联合巡航导弹计划办公室负责管理。计划研制两种基本型，AGM-109 H和AGM-109 L。H型装备空军，用来攻击机场目标，L型装备海军,用来攻击地面坚固点目标和海上舰船目标。然而，由于海军与空军对此计划的目的意见不一致，于1981年1月退出了联合计划，致使“中程空对面导弹”的研制受到挫折，最终于1983年年中空军宣布终止整个计划。

主要战术技术指标

目标	机场（H型）　地面坚固点目标和舰船目标（L型）	发射重量	1400kg（H）　1000kg（L）
射程	500km（H），600km（L）	动力装置	一台涡轮喷气发动机
速度	M=0.6～0.7	制导	惯性+地形匹配+数字式景象匹配区域相关器（H）
飞行高度	10～250 m		惯性+地形匹配+数字式景象匹配区域相关器/红外成像（L）
弹长	5.9m（H）　4.87m(L）	战斗部	反跑道子弹药（H）
弹径	540mm		单一整体式战斗部（L）
翼展	2.61m		

导　弹

布局与结构　“中程空对面导弹”的弹体布局与“战斧”其它各型基本相同，弹身呈圆柱形鱼雷状，尾部略微收敛，两个短的窄弦折叠弹翼位于弹身的中部，尾部有两对十字型尾翼。飞行时，一个弹翼略高于另一个弹翼（因为安装在同一枢轴点的两弹翼在载飞时需要折叠入弹身上的缝隙内）。与“战斧”其它各型不同的地方是，它的弹身较短，并且采用后掠弹翼（后掠角为15～30°）。



“中程空对面导弹”L型部位安排图

1．红外窗口　2．红外成像导引头　3．末制导装置　4．DSMACⅠ导航修正装置　5．数据传输装置　6．WDU-18/B战斗部　7．DSMACⅡ照明器　8．悬挂装置　9．弹翼　10．中部燃料舱　11．进气道　12．电子设备　13．发动机整流罩　14．TERCOM软件　15．J402涡轮喷气发动机　16．尾翼　17．喷管

动力装置　由原来使用威廉斯公司的小型涡扇发动机改为使用特里达因公司的J 402 －401 涡喷发动机，后者的转速可以调节，推力与涡扇发动机一般大，而成本仅是前者的三分之一。

制导与控制　H型跟“战斧”常规陆地攻击型巡航导弹一样，中段采用惯性加地形匹配（TERCOM）修正制导，末段采用惯性加数字式景象匹配区域相关器（DSMACⅡ）修正制导，但惯导系统将使用环形激光陀螺捷联式系统取代原来的平台系统。海军的L型，除上述各系统外，还增装了红外成像导引头和双路数据传输装置，以用于攻击海上舰船目标。

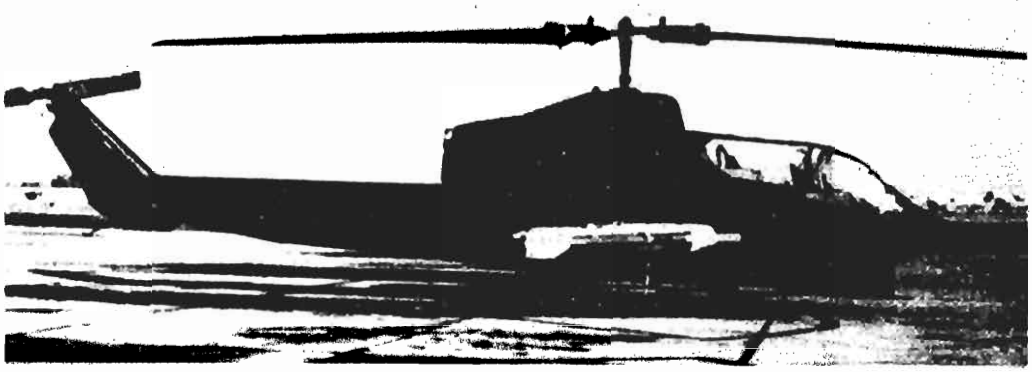
战斗部　H型使用反跑道子母弹战斗部，其内装有许多反跑道子弹药，这些子弹药借助中央气囊的突然膨胀弹射出去，将跑道炸毁。为此，美空军研究试验了两种反跑道子弹药，一种是美空军自己研制的装有助推火箭的子弹药——BKEP，它长380毫米，直径100 毫米，重约8千克，每个AGM-109H 的战斗部可以装28～70个子弹药。BKEP弹射出去后，借助减速伞下降到一定的离地高度，小助推火箭点火，由其加速而获得的动能将爆炸装药送入跑道下层爆炸。另一种是联邦德国研制的STABO反跑道子弹药，它长580 毫米，直径132毫米，内装有两段串列装药，投放后，减速伞展开使头锥向下。触地时前段锥形装药引爆，使混凝跑道炸开一个小洞，接着爆炸装药进入洞内，在混凝土下层爆炸。L型采用整体式战斗部，既可以用来攻击坚固的地面目标，也可以用来攻击舰船目标。　（廖朝佩）

响尾蛇反辐射导弹

（Side ARM）AGM-122 A

概　述

“响尾蛇反辐射导弹”是美国海军武器中心在“响尾蛇”AIM-9C 半主动雷达制导的空对空导弹基础上



装在AH-1J 攻击直升机上准备进行试验的“响尾蛇反辐射导弹”

改装设计、莫托罗勒（Motorola）公司生产的一种近程反辐射导弹，主要装备美海军陆战队的攻击直升飞机和固定翼攻击机，用来攻击高炮炮瞄和近程地空导弹制导雷达。该弹1981年开始研制，最初由海军和空军合作进行，空军打算用它作为近期代用的自卫武器，然而由于该弹没有满足空军的全部战术技术要求，于1984年年中退出计划，另与北约一些成员国合作研制一种新的“近程反辐射导弹”（SRARM），由海军单独继续进行，1986年1月已开始进行作战使用试验。1986财年，海军获得0.8 亿美元的拨款，将885 枚AIM-9C 改装成“响尾蛇反辐射导弹”，此数大概也是可以用来进行改装的全部AIM-9C 的库存数（该弹共生产了2000 枚）。另外，海军还决定将半主动雷达制导的“麻雀”空对空导弹也改进成反辐射导弹，用来执行空对空和空对地压制任务。

主要战术技术指标

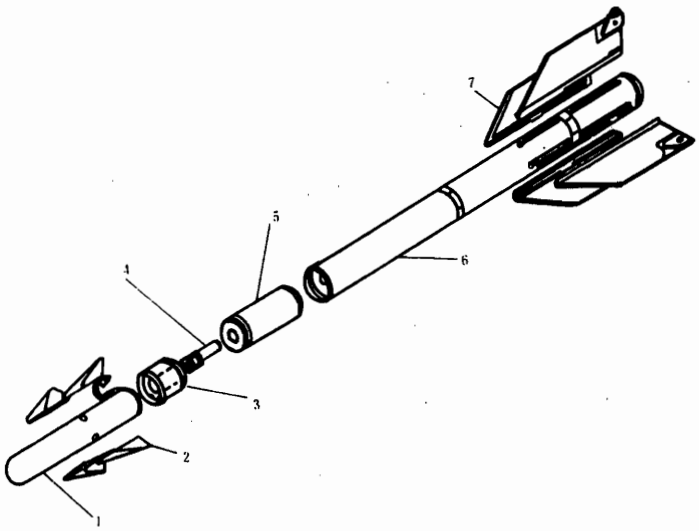
目标	高炮炮瞄和近程地空导弹制导雷达	动力装置	1 台固体火箭发动机
最大射程	约5 km	制导方式	宽带被动雷达寻的
最大速度	M=2.5	战斗部	破片杀伤战斗部，重11.4 kg，装药2.74 kg，杀伤半径10～11 m
弹长	2.91 m		
弹径	127 mm	装备机种	AH-1攻击直升机、AV-8B、F-4G 以及一切可以携带“响尾蛇”空对空导弹的飞机
翼展	640 mm		
发射重量	113 kg		

导　弹

“响尾蛇反辐射导弹”由标准的“响尾蛇9C”导弹部件战斗部、发动机和弹翼与改进的制导控制舱组合而成，气动外形与“响尾蛇9C”基本相同，所不同的是它采用半球形天线罩。制导控制舱是海军武器中心在原AIM-9C 制导控制舱基础上重新设计的，更改部分是射频检测和信号处理装置，其它如旋转稳定框架式导引头和伺服系统均相同。引信采用AIM-9L 的主动光学目标探测装置。

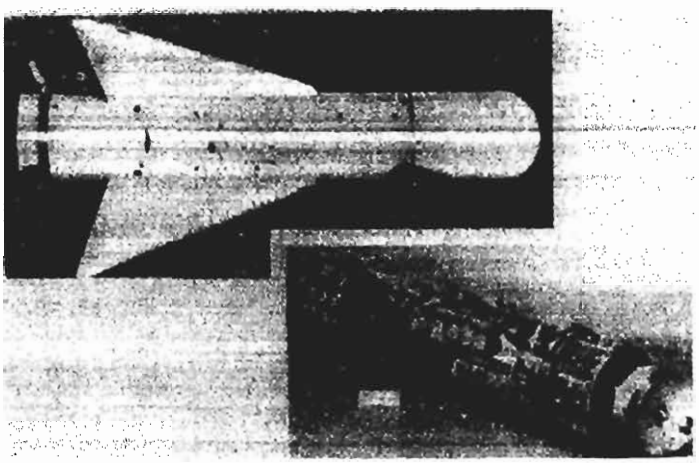
作战使用

“响尾蛇反辐射导弹”在作战使用时，开始由载机上的雷达告警接收机指示威胁雷达的位置，然后由驾驶员操纵飞机使视场较窄的导引头对准目标。象发射标准“响尾蛇”导弹一样，一旦目标处于导弹射程之内，就发出音响信号，驾驶员就可发射导弹。“响尾蛇反辐射导弹”也可以从超低空发射，发射后不久按预编程序爬升到较高的高度捕获目标。这使载机可以利用地形掩护进行攻击。



“响尾蛇反辐射导弹”结构图

1．制导控制舱（Mk12 Mod 3） 2．鸭式舵面（1517568） 3．目标探测装置（DSU-15A/B） 4．保险执行机构（Mk13 Mod 2） 5．战斗部（WDU-17B） 6．火箭发动机（Mk 36 Mod 9） 7．弹翼（Mk 1 Mod 2）



“响尾蛇反辐射导弹”的制导控制舱

（廖朝佩）

机长2(Skipper Ⅱ) AGM-123A

概 述

“机长2”导弹又名“动力式激光制导炸弹”，是美海军将现有“宝石路2”系列的GBU-16B/BMk83

从A-6E攻击机上发射的“机长2”激光制导导弹

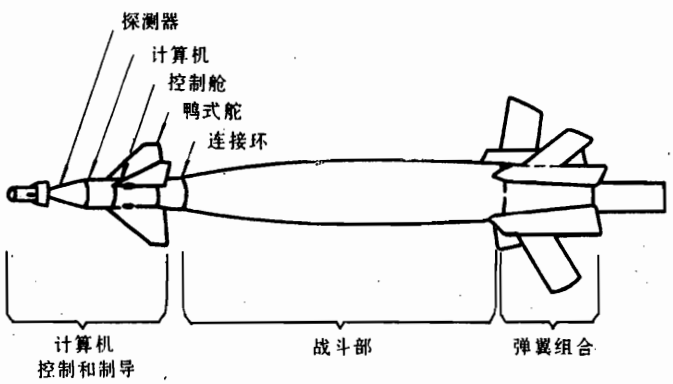
低空激光制导炸弹加装一台固体火箭发动机研制而成的一种近程空对面导弹，计划装备美海军的A-4、A-6、A-7和F/A-18等飞机，用来从防空区外距离攻击海面或陆上点目标。该弹1978年开始方案论证，1982年完成火箭发动机和弹翼的权衡研究，1983～1985年进行飞行试验和使用鉴定试验，1985年开始生产。系统总装承包商为埃默森公司。美海军计划到1989财年采购1.2万多枚，目前首批2000枚导弹已开始交付，单价为2.1万美元。

主要战术技术指标

目标	水面舰船和陆地点状目标	动力装置	一台改进的“百舌鸟”导弹Mk78Mod0
射程	25km		固体火箭发动机，编号WPU-5/B
速度	亚音速	制导和控制	激光半主动制导，导引头为得克萨斯
弹长	4.112m		仪器公司生产的“宝石路2”导引
弹径	356mm		头的改进型，气动作动控制。
翼展	1.63m	战斗部	Mk83 454.54kg 通用炸弹
发射重量	582kg		

导　弹

“机长2”是一种模式化导弹，是在现有的“宝石路2”系列的GBU-16B/B Mk83（454.54千克）低空激光制导炸弹上加装一台改进的“百舌鸟”导弹的固体火箭发动机而成，其气动布局和结构均与GBU-16B/B



“机长2”导弹结构图

相同，稍不同的是改进了弹翼设计，以便安装固体火箭发动机。另外，还将装有微计算机和陀螺的G 偏置电子组件的控制部分作了些改进，综合成一个微处理机计算机控制的组件。

“机长 2 ”的挂机方式与普通炸弹一样，作战使用也与标准的激光制导炸弹相同。据报道，这种导弹的能力与“幼畜”AGM-65E 激光制导导弹大致相当，而每枚导弹的成本却低得多（2.1 万美元对 8 万美元），只是攻击运动目标的机动能力不如“幼畜”导弹。 （廖朝佩）

AGM-130A /B /C

AGM-130导弹

概 述

AGM-130 是美洛克威尔国际公司正在为美空军研制的一种模式空地导弹，由已投入生产的GBU-15模式化制导滑翔炸弹加装一台固体火箭发动机、一台雷达高度表和一个任务控制器而成，其目的是为了从更远的防空区外距离攻击严密设防的目标，而又保持原GBU-15的高精度。

1982年，GBU-15投入生产后不久，美空军就开始进行其有动力型的可行性研究。同时，美空军提出要研制一种能从防空区外距离攻击机场目标的武器，曾要求此种武器能投掷破坏跑道、飞机和区域封锁弹药，后选中GBU-15的有动力型来满足此种要求，并定名为AGM-130 。洛克威尔曾提出六 种 备 选 方案，空军最决定研制两种型号AGM-130 A 和AGM-130 B 。A 型1984年开始全面工程研制，现已在进行飞行试验，预1987年达到初步作战能力，美空军初步计划采购4250枚。B 型在研究过程中于1986年 2 月撤销，改为研制一使用BLU-109 / B 907千 克 坚 固目标弹作战斗 部 的 AGM-130C 。

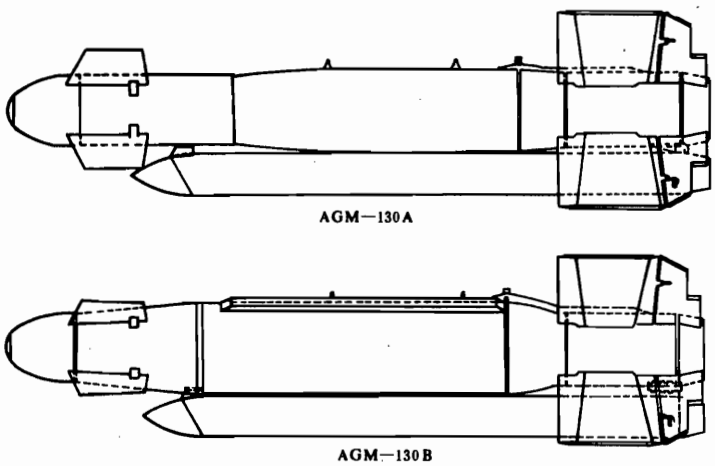
主要战术技术指标

目标	各种严密设防的目标，如机场跑道、机库、指挥中心、桥梁等。	命中精度（CEP）	1 ～ 2
		弹长	3.94m（A
射程	24.95km		4.02m（B
速度	M＝0.55	弹径	460mm（A
发射高度	最低60m		520mm（B

翼展	1.5 m
发射重量	1323kg（A）
	1316kg（B）
动力装置	一台固体火箭发动机
制导方式	电视或红外成像＋双路数据传输装置＋雷达高度表
战斗部	A型使用907kg的Mk84通用炸弹 B型使用907 kg的SUU-54集束弹，内装396 颗BLU-97B组合效应弹或15颗BLU-106BKEP反跑道弹和75颗HB76区域封锁雷组合子弹药。 C型使用BLU-109/B坚固目标弹
装备机种	F-111、F-4、F-15、F-16和A-10等

导　弹

布局与结构　AGM-130 的布局与十字翼型的GBU-15基本相同，只是其弹翼和头部的控制舵稍做了些改动，采用了翼弦较短的梯形翼面，以便不妨碍子弹药的撒布。固体火箭发动机捆绑在导弹的下部，燃烧完后就抛掉，以减轻阻力和减小雷达散射面积。导弹的模式化结构和组成参见GBU-15（V）制导滑翔炸弹。



AGM-130 导弹线条图

动力装置　使用一台赫克里斯公司研制的固体火箭发动机，该发动机长 2.9米，直径 228 毫米，重 220 千克。

制导与控制　制导系统采用与GBU-15（V）相同的系统，即电视或红外成像加双路数据传输装置，所不同的是它增加了一台杭尼威尔公司的HG-7700型雷达高度表和一台任务控制装置。雷达高度表用来控制导弹的巡航高度和子弹药的布撒高度，任务控制装置起自动驾驶仪的作用。

战斗部　AGM-130 A使用标准的MK 84通用炸弹。AGM-130 B使用SUU-54集束弹，其内装 396 颗BLU-97/ B组合效应弹，或15颗BLU-106 / B BKEP 反跑道弹加75颗HB 76区域封锁地雷。AGM-130C使用BLU-109 / B坚固目标弹，它能在60° 的碰撞角度下贯穿2.4 米厚的钢筋混凝土结构。

探测、发射与指控

AGM-130 使用与GBU-15（V）相同的双路数据传输装置和发射控制装置，因此，所有能携带GBU-15（V）的飞机均能携带AGM-130 。

作战使用

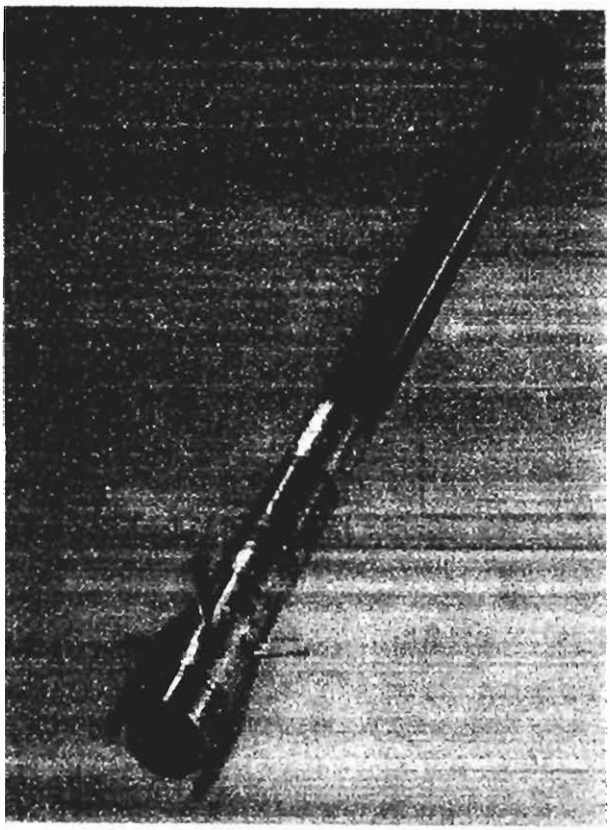
AGM-130 通常在60～300 米之间的高度上发射，但也可以在高空发射。发射时，先象GBU-15（V）那

样作为滑翔武器投放，当速度在预定高度上降到M＝0.55时，固体火箭发动机自动点火，然后在发动机推进下作水平等速巡航飞行，直至发动机药柱燃完抛掉。导弹一般在300米或600米的离地高度上巡航，也可以在飞行中做一次从300米到600米的跃升。如果需要，巡航高度也可以以60米的档次降低，以便使导弹的飞行高度尽可能保持在云层的下面，以利于尽早捕获目标。AGM-130导弹在飞行过程中的操纵与GBU-15（V）相同。

（廖朝佩）

防空压制导弹

ADSM (Air Defence Suppression Missile)



防空压制导弹外貌

概　述

“防空压制导弹”是一种从直升飞机上发射、用来压制敌防空火力的导弹，是美国通用动力公司波莫纳分公司在单兵便携式防空导弹“被动光学导引技术型尾刺”(Post-Stinger)的基础上进一步改进而成。该公司在“红眼睛”（Redeye）肩射式地空导弹基础上研制出“尾刺”(Stinger)地空导弹，其改进型称为“被动光学导引技术型尾刺”，它采用了一种新型的红外紫外双色反干扰逻辑线路和探测性能更好的玫瑰花型扫描自动导引头。目前，该公司正在将“尾刺”导弹发展成一种机载导弹，装备所有的攻击型直升机以及A-10和“阿尔法”等固定翼近距支援飞机，为这类飞机提供空对空和空对地的自卫能力。对于空对空任务，导弹被称为“多用途导弹系统”（MLMS），而对于后一种任务，则被称为“防空压制导弹”（ADSM）。美陆军对“防空压制导弹”已经进行过一些试验，但目前尚未决定作为正式的型号发展。

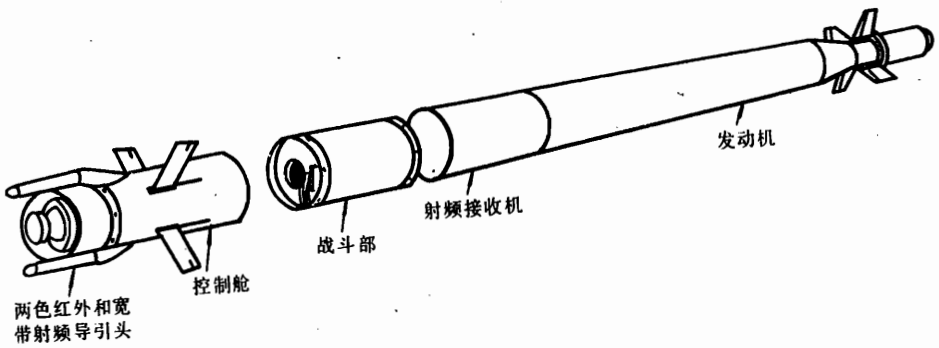
主要战术技术指标

		目标	防空武器控制雷达
		射程	＞4 km
速度	超音速	动力装置	一台助推火箭发动机和一台固体主发动机
弹长	1.77m		
弹径	70mm	制导方式	被动射频/红外复合制导，比例导引
尾翼展	91.4mm	战斗部	“毒蛇”导弹的高爆战斗部，重4.76kg
发射重量	15.8kg		

导　弹

布局与结构　与标准“尾刺”完全相同，为鸭式布局。两对“十”字形配置的折叠鸭式翼，一对可动，一

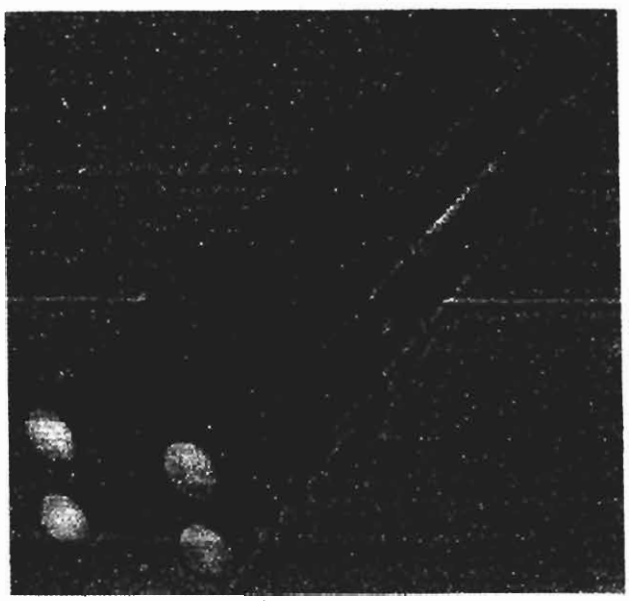
对固定，可动翼由电动舵机驱动。尾翼为“X”形配置，可以折叠。导弹离筒后，鸭式翼和尾翼在弹簧及弹体滚动离心力的作用下自动展开并锁定。与标准“尾刺”不同的地方是在战斗部舱后面增加了一个射频接收舱段，弹体加长了200多毫米。



“防空压制导弹”结构图

动力装置　由两台固体火箭发动机组成。助推发动机为Marc80型，长99毫米，直径70毫米，重0.68千克，燃料为聚氯乙烯，氧化剂为高氯酸铵。主发动机为Marc81型，长1米，直径为70毫米，重6.72千克，燃料为端羧基聚丁二烯和铝粉，氧化剂也是高氯酸铵。

制导与控制　制导采用比例导引法和射频/红外复合导引。导引头的射频部分接收天线是伸出于玻璃整流罩前方的两根宽带干涉仪天线，它接收目标雷达的辐射信号，经处理后产生控制指令。在导弹飞行中，它只用于初段和中段制导。导引头的红外部分与“被动光学制导技术型尾刺”完全相同，为红外紫外比色型，只用于导弹的末端制导，以提高命中精度。



大型四管发射吊舱

探测、发射和指控

发射筒　它既是导弹的发射筒，又是导弹的包装筒。导弹装在筒内可以长期保存，寿命可达20年。发射筒用玻璃纤维制成，一次使用，其后端用易碎护盖密封，前端用可抛掉的玻璃护盖密封。

发射架　为吊舱式发射架，吊舱内装有模块式电子设备、电源和冷却剂（氩）蓄瓶。吊舱上面装有可更换的转接板，以便于吊舱悬挂在不同的飞机上。两枚导弹安装在吊舱的两侧，两分钟内即可装好。两个吊舱可以上下叠置，配合成一个大型发射架，供大型直升机使用。

机载设备　与导弹发射有关的主要机载设备有接口设备、瞄准具、火控面板和环形射击按钮。

作战使用

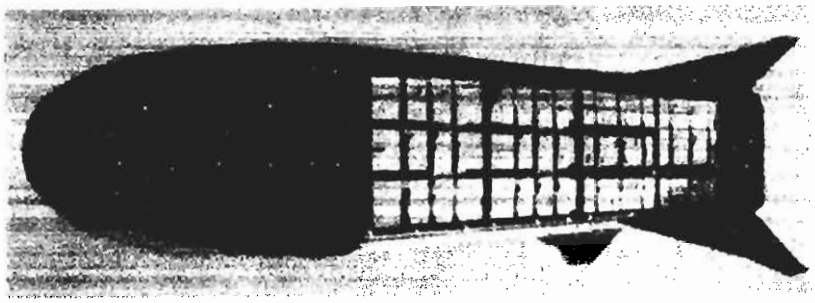
驾驶员通过十字瞄准具或前方显示器的控制面板捕捉目标。瞄准后，按下驾驶杆上的选择射击控制按钮，使所选定的导弹通电和通

气。在导引头瞄准和跟踪目标后，就给驾驶员发出音响信号，驾驶员按下发射按钮，发射出导弹。

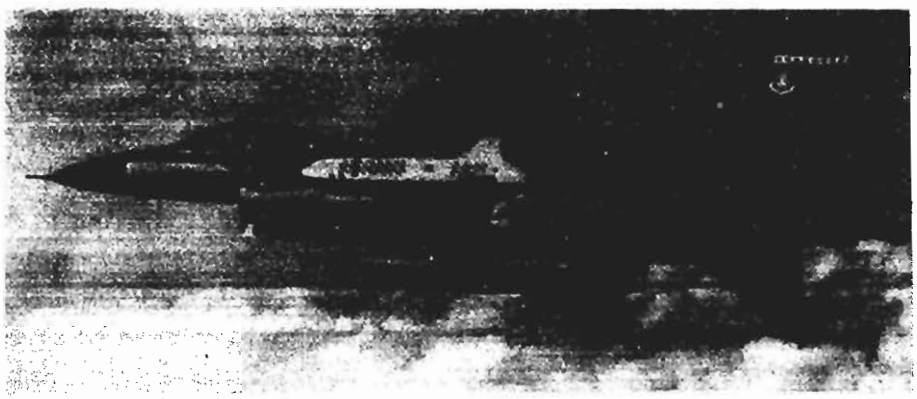
（郑万千 廖朝佩）

低空布撒器

LAD(Low Altitude Dispenser)



低空布撒器



挂在F-16上进行载飞试验的滑翔型“低阻低空布撒器”

概 述

“低空布撒器”（LAD）是美国布鲁斯维克公司为美空军研制的一种模式化空对地导弹，其进一步流线形化的改进型叫做“低阻低空布撒器”（LDLAD），它们又都有滑翔型和动力型两种，其用途是使低空飞行的战术攻击机和其它飞机能从防空区外距离投掷各种子弹药，攻击诸如机场、装甲编队和车辆及部队集结区等各种固定和机动的地面目标。该弹目前已研制成功，但美空军还没有决定采用。动力型“低阻低空布撒器”最近已被以布鲁斯维克公司为首的一个四国财团推荐为“低成本动力式布撒器”（LOCPOD）的近期候选方案。

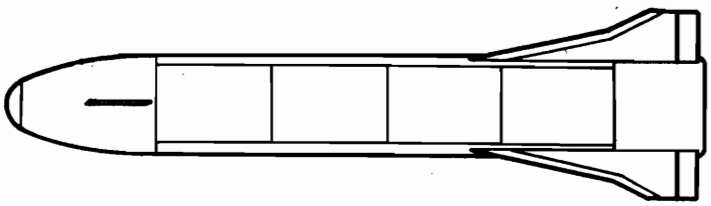
主要战术技术指标

	LAD	LDLAD
	滑翔/ 动力	滑翔/ 动力
目标	机场、装甲编队、部队集结区	

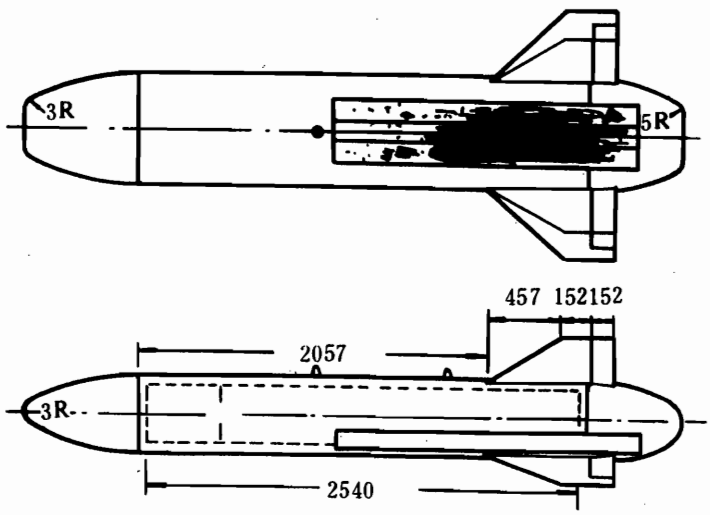
射程		
轴向	10km/24km	13km/38km
横向	4.7km/—	3.6 km/24km
速度	1297km/h	1297km/h
发射时载机速度	556 ～1112km/h	556 ～1112km/h
弹长	4.165 m	4.17m
弹体横截面	580mm（宽）×580mm（高）	660mm（宽）×440mm（高）
翼展	1.47m	约1.57m
发射重量	1406kg （最大）	1020kg （最大）
动力装置	—/ 固体	—/ 三台固体
制导与控制	惯性或自动驾驶仪加高度表	
战斗部	可根据目标类型选用各种子弹药	
战斗部重量		744kg

导　弹

“低空布撒器”是作为飞机外挂物使用北约标准762 毫米（30英寸）挂架而设计的，结构十分简单，基本是一个内部可以装各种子弹药的模式化矩形截面飞行器，大致由三个舱段组成。流线型头锥内装制导设备，飞



LAD

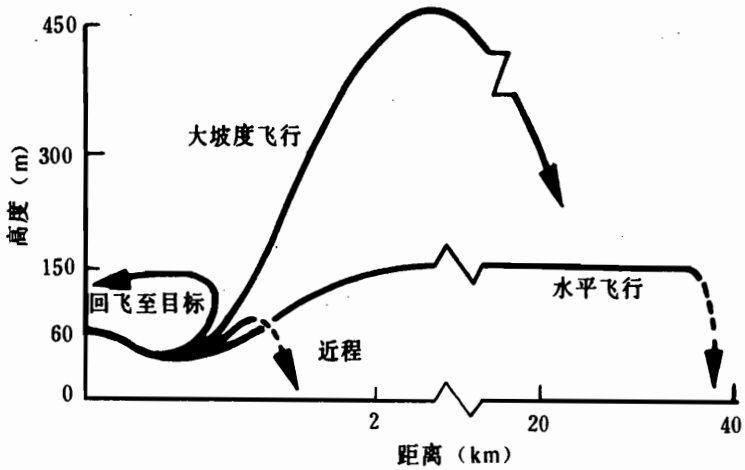


“低空布撒器”和“低阻低空布撒器”线条图

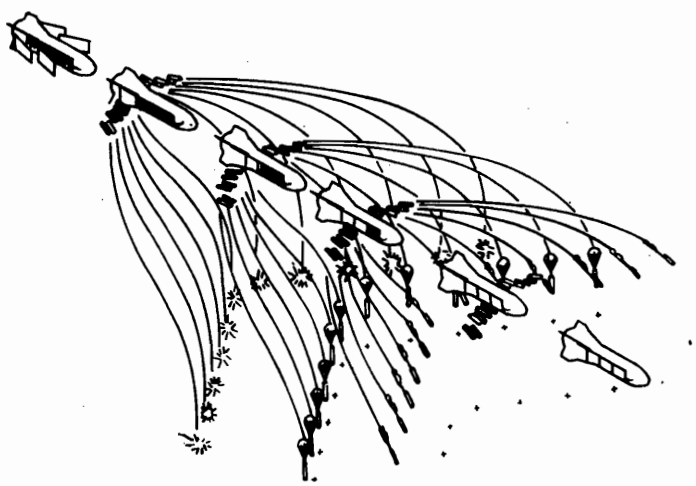
行控制设备装在尾舱内，四片弹翼呈“X”形配置在尾舱上，弹翼后缘装有控制舵面，动力型布撒器尾舱内还装有一台推力为1765牛的固体火箭发动机。中央则是有效载荷舱段。全弹重约1400千克，其中有效载荷和发动机约占910 千克。

进一步流线形化的“低阻低空布撒器”的布局和结构与“低空布撒器”基本相似。它也有动力型和滑翔型，动力型在后下侧装有三台并排安装的“响尾蛇”导弹的固体火箭发动机，它们依次点燃，可使导弹达到38千米的最大轴向射程。这种低阻型携带30枚“加速式动能穿地弹”（BKEP）或24枚“加速式动能穿地弹”和42枚HB876 小炸弹。

该弹可以利用各种机载目标指示装置指示目标，如头盔瞄准具，“夜间红外低空导航瞄准系统”（LANTIRN），“精确定位攻击系统”（PLSS）以及“联合战术雷达系统”等。飞行路线由自动驾驶仪和高度通过装在四片尾翼上的控制面进行控制，但也可能装一台简易惯性导航系统。它可以在飞行中或在地面预编程序，数



“低阻低空布撒器”的攻击剖面图



“低空布撒器”顺序抛射子弹药示意图

据通过军标1553B数据总线输入弹载微处理机，在程序控制下进行机动，攻击载机侧面的离轴目标，甚至回飞攻击载机后面的目标。

有效载荷将制作成一个个的子弹药模件装入布撒器中。子弹药的抛射时机，布撒器的姿态和高度均可编程，这样就可以调整子弹药的地面散布图。通过调整横向抛射速度，子弹药的抛射顺序，以及改变各子弹药延时器的延迟时间，还可以进一步调整地面散布图。已用多种子弹药进行过一些试验，其中有美国BKEP反跑道弹，传感器引爆反坦克弹和破坏设施的燃烧弹（AMIS），联邦德国的STABO反跑道弹和KB 44反坦克弹。试验中使用了两种抛射器，一种是联邦德国MBB公司在MW-1上使用的135毫米管式焰火抛射器的改进型，它利用顺序控制的焰火发生器按特定的散布图横向抛射各个子弹药；另一种是布鲁斯维克公司设计的四舱气囊系统，它同时抛射一个舱内的全部子弹药。　　（廖朝佩）

先进武器运载器一体化技术AWCIT

(Advanced Weapon Carriage Integration Technology)

"先进武器运载器一体化技术"（AWCIT）是美空军系统司令部军械处于1985年6月提出的一项武器技术计划，该项计划的目的是为其F-15E和未来的"先进技术战斗机"（ATF）研制一种近程防区外发射的空对地导弹。根据已有的消息，该弹也是一种矩形截面的布撒器，但采用保形细长体布局，以减小导弹载飞时的阻力并能在超音速飞行情况下载飞。弹体结构全部用复合材料制造，以减小雷达特征：导弹长约4米，宽约1米，重约900千克，每架F-15E和"先进技术战斗机"均可携带四枚；它可以装多种类型的子弹药，以遂行不同的任务；也有动力型和滑翔型两种。计划1986年制造第一个样机，1987～1988年进行飞行试验。

（廖朝佩）

宝石路激光制导炸弹

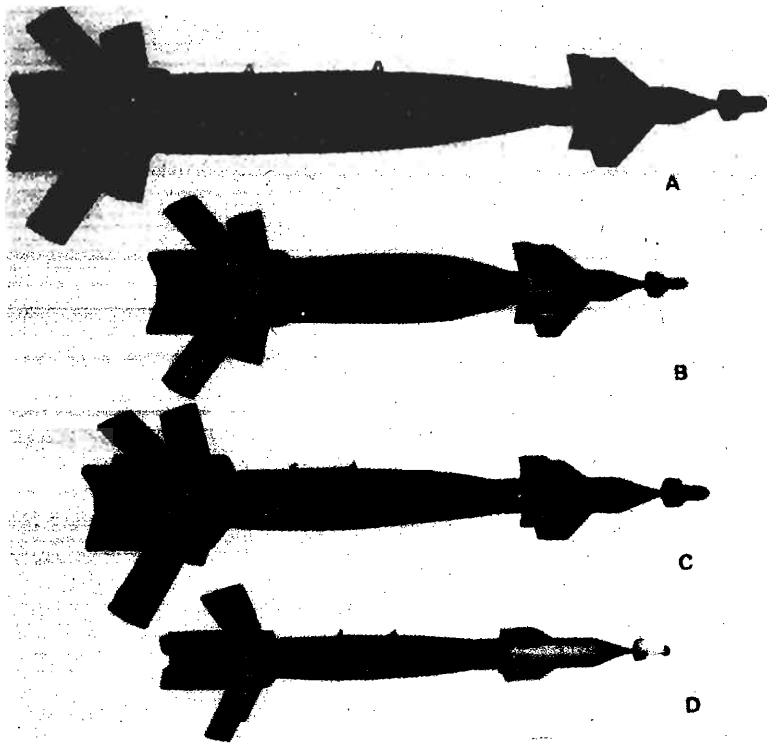
(PAVE WAY Laser Guided Bombs)

概　述

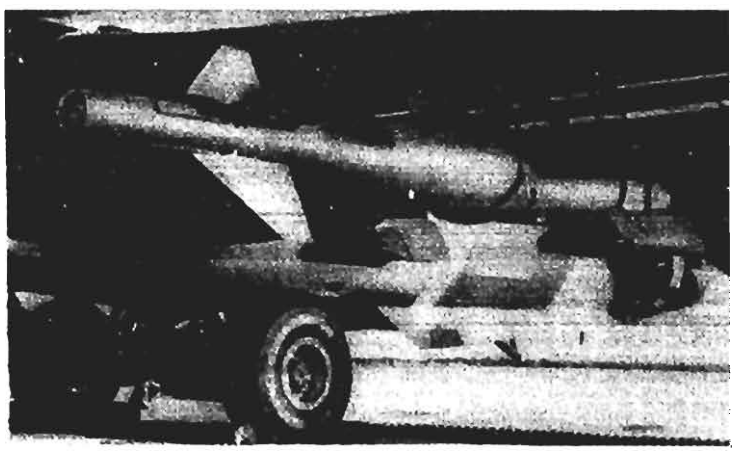
"宝石路"系列激光制导炸弹是美国在Mk 80系列标准炸弹上加装激光制导系统和弹翼而成的一类成本很低的精确制导武器，可以从有限的防空区外投掷，准确地攻击各种地面和水面目标。这种武器使用通用的激光制导系统，只是气动力面（舵和弹翼）不同，以适应特定尺寸炸弹的需要，而且除普通炸弹战斗部外，所有其余的部件（激光导引头、控制舱、舵和尾部弹翼组合）均以成套制导附件形式由主承包商得克萨斯仪器公司提供。

"宝石路"系列激光制导炸弹1965年开始研制，至今已经发展了三代，即"宝石路"Ⅰ、"宝石路"Ⅱ和"宝石路"Ⅲ。"宝石路"Ⅰ是在1974年前发展的。1965年4月，美空军军械发展试验中心对在标准炸弹上使用的两种激光制导概念进行了竞争性鉴定试验，试验证明，激光制导概念是可行的，接着成立了"宝石路"计划办公室，并选定得克萨斯仪器公司为研制生产成套制导附件的主承包商。首先改装M117通用炸弹，并于1968年在越南战场成功地进行了试验。后来又对Mk 82和Mk 84两种通用炸弹和M118爆破弹成功地进行了改装。1970年研制出"石眼"（Rockeye）子母弹，1971年鉴定"宝石风暴"（Pave Storm）子母弹。到1974年共研制改装了八种型号，它们适于从中、高空近距投放，并在越南战场大量使用（约25000枚）。

第二代激光制导炸弹"宝石路"Ⅱ1975年开始研制，1977年投产。使用这一代激光制导系统的主要炸弹有Mk 82、Mk 83和Mk 84，另外还专门研制了一种破坏坚固目标的"坚固结构弹"（GBU-17/B），这一代适于从中、低空和更远的防空区外距离投放。



“宝石路”Ⅱ系列激光制导炸弹
A．GBU-10E/B B．Mk 13/18 C．GBU-16B/B D．GBU-12D/B



“宝石路”Ⅲ激光制导炸弹

第三代激光制导炸弹“宝石路”Ⅲ或“低空激光制导炸弹”（Low Level Laser Guided Bomb）1980~81年开始研制，1983年完成作战使用鉴定并批准生产。使用这一代制导系统的主要炸弹有Mk 82和Mk 84，但Mk 83和坚固结构弹也适用。这一代适于在低空低能见度条件下从更远的防空区外距离投放，并具有更高的机动能力和精度。

“宝石路”激光制导炸弹是美国生产和装备量最大的一种制导武器，至1984年，总生产量已超过12万多枚，并且仍以每年1万枚的速度生产，其中最主要的是“宝石路”Ⅰ，这一速度可能还要持续4～5年。“宝石路”Ⅱ1985年也将开始大量生产。可以使用“激光制导炸弹”的飞机有F-4、F-5、F-14、F-15、F-16、F-18、F-111、A-4、A-6、A-7、A-10、AV-8和B-52等。除装备美海、空外，还装备了英国（由得克萨斯仪器公司同英皇家航空研究所和朴茨茅斯航空公司联合研制的Mk 13/18）、澳大利亚、希腊、荷兰、沙特阿拉伯、南朝鲜、西班牙和泰国等的空军和海军，我国台湾也购买了美国的激光炸弹。

美国激光炸弹表

名　称	成套制导附件名	代　号	战斗部	战斗部重	战斗部类型
GBU-1/B	KMU-420/B	石眼Ⅰ	Mk 20	227 kg	子母弹
GBU-2	KMU-421/B	宝石风暴Ⅰ	CBU-75B	907 kg	子母弹
GBU-2/B	KMU-351/B	宝石风暴Ⅰ	CBU-75B	907 kg	子母弹
GBU-3/B	KMU-422		CBU-74B		子母弹
GBU-6/B	KMU-351/B	宝石风暴Ⅰ	CBU-79B	907 kg	子母弹
GBU-7/B	KMU-351/B	宝石风暴Ⅰ	CBU-80B	907 kg	子母弹
GBU-10/B	KMU-351A/B	宝石路Ⅰ	Mk 84	907 kg	通用
GBU-10A/B	KMU-351B/B	宝石路Ⅰ	Mk 84	907 kg	通用
GBU-10C/B	KMU-351D/B	宝石路Ⅰ	Mk 84	907 kg	通用
GBU-10D/B	KMU-351E/B	宝石路Ⅰ	Mk 84	907 kg	通用
GBU-11A/B	KMU-370C/B	宝石路Ⅰ	M118	1360kg	爆破
GBU-12A/B	KMU-388A/B	宝石路Ⅰ	Mk 82	227 kg	通用
GBU-12B/B	KMU-388B/B	宝石路Ⅰ	Mk 82	227 kg	通用
GBU-12C/B	KMU-388C/B	宝石路Ⅰ	Mk 82	227 kg	通用
GBU-13			SUU-51		
GBU-16B	KMU-455/B	宝石路Ⅰ	Mk 83	454 kg	通用
GBU-17B		宝石路Ⅰ	坚固结构弹		穿地
Mk13/18	KMU-351E/B	宝石路Ⅰ	UK-13/18	227 kg	
GBU-22/B		宝石路Ⅱ	Mk 82	227 kg	通用
GBU-24/B		宝石路Ⅱ	Mk 84	907 kg	通用

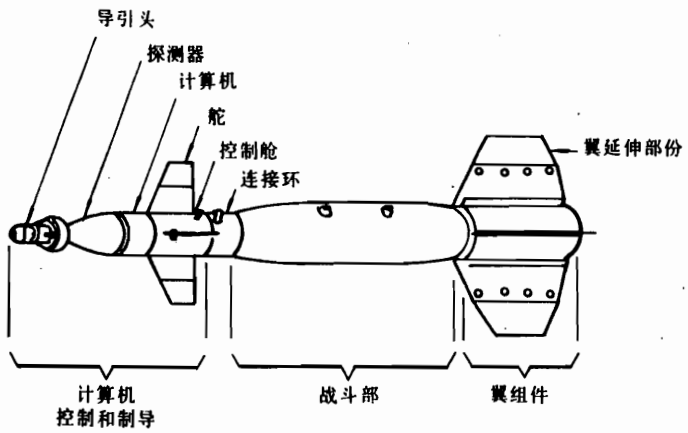
主要战术技术指标

目标	各种地面和水面固定和运动目标	
射程	视投放高度和投放速度而定	
速度	随投放高度和投放速度而变	
命中精度（CEP）	宝石路Ⅰ 3～3.7 m	实际7.5 m
	宝石路Ⅱ 1～2 m	
	宝石路Ⅲ 约1 m	
弹长	4.32m（GBU-10/C/B～F/B）	3.33m（GBU-12B/B～E/B）
	3.68m（GBU-16A/B～B/B）	3.51m（GBU-22/B）
	4.40m（GBU-24/B）	
弹径	457mm（GBU-10C/B～F/B）	274mm（GBU-12B/B～E/B）
	356mm（GBU-16A/B～B/B）	274mm（GBU-22/B）

	457mm（GBU-24/ B）	
翼展	1.68m（GBU-10C /B ～F /B）	1.32m（GBU-12B /B ～E /B）
	1.63m（GBU-16A /B ～B /B）	1.40m（GBU-22/ B）
	2.03m（GBU-24/ B）	
弹重	944kg （GBU-10C /B ～F /B）	277kg（GBU-12B /B ～E /B）
	499kg （GBU-16A /B ～B /B）	326kg（GBU-22/B）
	1037kg（GBU-24/B）	
战斗部	Mk 84（GBU-10C /B ～F /B、GBU-24/B）	
	Mk 83（GBU-16A / B ～B / B）	
	Mk 82（GBU-12B /B ～E /B，GBU-22/B）	

炸　弹

布局与结构　所有各型激光制导炸弹几乎都采用鸭式气动布局，只有M117激光制导炸弹例外，采用正常式气动布局。在结构上，均采用模式化，最前端是激光导引头，接着是控制舱，其上有四片较小的控制舵面。中部是标准炸弹战斗部，尾部是十字形配置的较大的弹翼组合。“宝石路”Ⅰ制导炸弹上，尾部弹翼是固定式的。“宝石路”Ⅱ采用了升力更大一些的、用模压塑料制成的“折刀”式折叠弹翼，提高了炸弹的滑翔能力。“宝石路”Ⅲ则采用了新的、更高升力的折叠弹翼，较“宝石路”Ⅱ具有更好的低空滑翔性能。

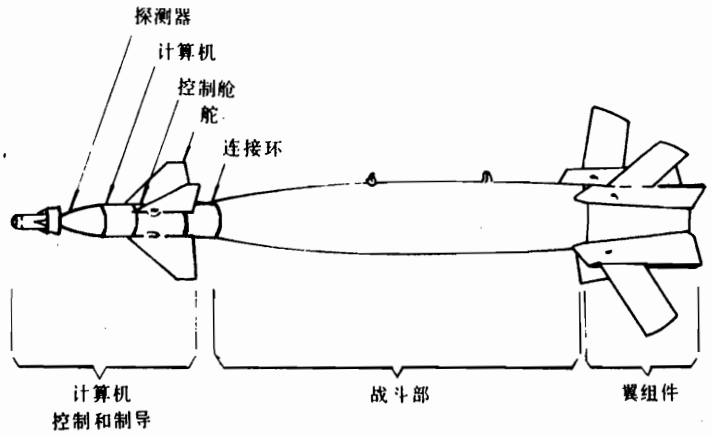


“宝石路”Ⅰ制导炸弹的基本结构型式

制导与控制　“宝石路”Ⅰ和Ⅱ系列炸弹采用风标式导引头，其外形基本上是一个钝头圆柱体，后部装有一个稳定环，通过万向接头与控制舱相连。平时，导引头处于锁定状态，投放后导引头开锁，稳定环在相对气流作用下使导引头偏转，其轴线与炸弹轴线形成一定夹角α'，它与炸弹的攻角大致相等，即$\alpha' \approx \alpha$，这样做一方面使导引头始终对准目标，另一方面是为了使炸弹能带一定的攻角飞行，从而增加滑翔距离。导引头与控制舱之间不能做相对旋转运动，在下落过程中，导引头与弹体可以一起缓慢地转动，而滚动速度也不太大，对制导精度影响不大，因此，不需要加装复杂的滚动稳定系统，简化了系统，降低了成本。

导引头的前面是直径36～40毫米的胶玻璃，接着是滤光片，它只允许0.6 ～1.06微米的激光通过，滤光片后面是聚焦透镜和四象限硅光电二极管探测元件。探测元件不位于透镜的焦点上，而是偏离一定距离，使聚焦在探测元件上的激光形成一个光斑，以防烧坏探测元件。导引头视场较大（一般10～20°），因此导引头不做扫描运动。

导引头后面是控制舱，其前段装“百舌鸟”导弹计算机，由前置放大器、选择放大器、放大信号处理机、



“宝石路”Ⅱ激光制导炸弹的基本结构型式

比较电路四个部分组成，分装在五块印刷电路板上。它按追踪导引律处理接收到的信号，产生正或负的误差信号，输入控制系统控制舵机带动舵面。舵机装在控制舱的中段，它是“百舌鸟”导弹上使用的燃气舵机系统的一种改进型，其期望寿命只够飞行所需。舵面由发生器产生的用针形活门控制的喷气带动活塞调整，因而舵面位置不是连续变化的，而是继电式的。舵面偏角最大±5°，上下或左右舵面转动方向相同，其作用是使导引头对准目标，而不是使炸弹轴线对准目标。这种舵机的特点是系统简单，成本低，其缺点是制导修正不够快。整个电子设备由热电池供电，它装在控制舱的后段。

“宝石路”Ⅱ系列仍采用风标式导引头和追踪导引法，但较“宝石路”Ⅰ有改进，使用塑料透镜取代了玻璃透镜，提高了灵敏度。此外，“宝石路”Ⅱ还采用了集成电路元件，提高了系统的可靠性，缩短了制造时间并延长了存放期。“宝石路”Ⅲ系列采用扫描式导引头和比例导引法及数字式自动驾驶仪，并改用了新的弹翼和电动舵机。新的导引头具有更大的视场和更高的灵敏度，能在低空低能见度条件下截获更远距离的激光能量。数字式自动驾驶仪可自动使炸弹的弹道最佳，而连续动作的电动舵机提高了制导修正速度，所有这些使“宝石路”Ⅲ系列炸弹能在极低的高度上投掷，并具有更高的精度和更远的射程。

探测、发射和指控

激光目标指示器　激光制导炸弹的目标或者用地面激光指示器指示，或者用机载激光指示器指示。美国已研制了多种地面和机载激光目标指示装置，它们是“宝石路”计划的一个重要组成部分。

现有的各种机载激光目标指示器多为吊舱式装置，挂在机翼或机腹的外挂架上。激光发射器多采用掺钕钇铝石榴石激光器，其工作波长为1.06微米，为了对付可能的干扰，所发射的激光均经过编码处理。为了使载机能规避机动而同时又能稳定地照射目标，激光发射器与其它自动目标跟踪传感器（电视摄像机或红外前视装置）一起装在陀螺稳定平台上。下面是美国几种与“宝石路”制导炸弹配合使用的机载激光目标指示装置。

1、AVQ-10“宝石刀”　它是美国早期的一种完全自主的机载吊舱式目标指示装置，由飞歌·福特公司研制。其吊舱由激光发射器、电视摄像机、稳定平台及有关的电子设备组成，吊舱前部是一个特为方便后视而设计的下垂头，它可左右摆动，摆动幅度为±90°。操纵反射镜，瞄准线可以前后转动，其范围为180°。该吊舱具有本机照射、自动跟踪和本机投弹能力。美国在越南战争期间曾用它装备F-4、A-6等飞机投掷激光制导炸弹，攻击预先指定的纵深严密设防的坚固点目标。但是它只能晴天使用，其照射距离为4.8～11.3千米。

2、AN/AVQ-23“宝石矛”　该系统装在F-4D/E上并与武器投掷计算机和其它电子设备配合使用时，其编号为AN/ASQ-153。它也是一种只适于白天使用的激光指示装置，允许从机动飞行的飞机上从防

空区外距离捕获、跟踪和照射目标。该指示装置由机上和吊舱两部分组成。机上部分包括瞄准线指示器、控制面板、距离指示器、改进的雷达操纵手柄和武器投放计算机。吊舱由光学分系统、稳定和激光束瞄准分系统、电视跟踪传感器、AVQ-10激光指示器/ 测距仪、环境控制分系统和有关的电子设备组成。吊舱长3.66米，直径254 毫米，重193 千克。AVQ-10的初始目标捕获方式有两种，一种是将AVQ-10的瞄准线与飞机纵轴调成一线，然后操纵飞机直接朝着目标飞行。如果驾驶员在侧面发现目标，可将吊舱的光学头转到侧向位置，另一种是利用机载雷达与AVQ-10交连，如果已知地面目标位置，只要将雷达荧光屏上的活动标线压住目标，AVQ-10的瞄准线将自动对准目标。该激光指示装置到1977年已交付给美空军156 套，另出口82套。目前的生产只供出口。

3、AN/AVQ-26“宝石平头钉”电光攻击与侦察吊舱 该系统是一种可在全高度24小时和坏天气条件下使用的目标指示系统，它可为现有的和未来的各种激光、电视和红外成像武器捕获并指示目标，它还可以为飞机武器投放计算机提供目标位置数据，以便更准确地投掷自由落体炸弹。

AVQ-26吊舱长2.7 米，直径510 毫米，重544 千克，它基本上由两部分组成，一部分是吊舱主体，另一部分是吊舱头。吊舱头内有一光学平台，红外前视装置AVQ-9、激光指示器/测距仪AVQ-25和稳定瞄准组件均装在此光学平台上，而光学平台装在转台上，此转台可在伺服电机带动下沿俯仰方向转动。转台装在吊舱头上。吊舱头可相对于吊舱主体滚动，这样吊舱头的横滚运动和转台的俯仰运动使吊舱头的观察范围覆盖了整个下半球，并且无论载机如何机动，均能提供高度稳定的跟踪。

控制吊舱头的电子设备装在吊舱主体部分内。吊舱主体部分还装有电源、环境控制系统、数字接口装置及阴极射线管显示器接口装置。数字接口装置与机载的数字式航空电子设备（如F-4E和RF-4C的ARN-101）相连，为载机武器投放计算机提供目标位置数据。反过来，载机计算机为吊舱各部件提供机内测试。

另外，AVQ-26还包括一个虚像显示装置，它是一种多元双色透镜系统，装在飞机座舱内，能不失真地为观察者提供一组小的高分辨率阴极射线管显示图象的放大虚像。它最初是为F-111 研制的，现在也用来装备F-4E、RF-4C，以扩大其夜间攻击系统的武器投掷能力。

诺斯罗普公司现正在研制一种视频增强跟踪装置，用以改装AVQ-26吊舱，这种使用高密度封装技术、微处理计算机、自备电源和用数字接口与昼夜光学传感器相连的下一代全数字双模跟踪系统可以自动地跟踪地面目标，从而可进一步减轻武器操作手的工作负担。

“宝石平头钉”目前仍在生产，到1982年7月，已交付149 套，60架RF-4C，180 架F-4E和100 架F-111 将改装这种系统。

4、“低空导航目标瞄准红外夜视”系统（LANTIRN），它是一种供攻击机捕获、跟踪地面目标并用制导或非制导武器予以摧毁的吊舱式系统，由马丁·马里埃塔和休斯公司联合研制。它最初是为单座F-16和A-10飞机设计的，但也可用于其他单座或双座攻击机。该系统分两个吊舱，一个导航吊舱，一个目标瞄准吊舱，载机可根据特定的任务要求，选用其中的一个或两个都用，从而可获得最大的使用灵活性，并使系统支援减至最低限度。

导航吊舱装有一部宽视场前视红外装置和一部地形跟踪雷达。前者将图象显示在一种新的宽视场平视显示器上，供驾驶员夜间低空飞行观察用。地形跟踪雷达使飞机能以超低空或在复杂气象条件下飞行，并可实施盲目下降机动。

目标瞄准吊舱内装有双视场前视红外装置和激光指示器/ 测距仪（吊舱前段）、自动目标识别装置和“幼畜”移交装置（中段）及环境控制系统（尾段）。它与载机控制、显示器和火控系统交连，可以在低空昼夜自动或手动捕获指示目标并准确地投掷如“幼畜”导弹和激光制导炸弹等武器。

该系统已于1982年9月开始飞行试验，计划八十年代中期投产。

作战使用

激光制导炸弹的挂弹和投弹方式均与普通炸弹的一样，但是，它允许有一定的投弹误差，即只要在一定的高度、速度、方位和俯冲角范围内，就能命中目标。另外，由于制导炸弹的精度是在飞行末段获得的，因此，

要能适当地指示目标，制导炸弹就可以穿过云层投掷，也可以采用常规雷达轰炸技术盲目投弹。目标指示或者地面进行，或者由飞机来完成。在后一种情况下，通常采用双机协同进行攻击。即一架飞机携带激光目标指器在空中盘旋指示目标（典型情况下，盘旋半径为3～4千米，坡度35°～40°，速度800千米/小时，高3600米），然后由另一架飞机按一定的速度、高度和俯冲角进入照射飞机前方投弹（一般来说，激光反射能最强的方向是在以照射激光束为轴线的20°～30°的锥角内，所投的炸弹必须保证进入此锥角内）。一架飞照射，一般能保证20架飞机投弹。为了避免炸弹爆炸烟尘对激光接收的影响，一般不同时投弹，而至少应有秒的时间间隔。

低空激光制导炸弹（“宝石路”Ⅱ和Ⅲ）可允许载机在敌防空区外投弹，另一架飞机可以从隐蔽处突然爬，向选定目标发射激光束，在激光炸弹飞行的最后几秒把它导向目标。此时，载机速度为M＝0.9，在100高度．宝石路Ⅲ一般的投弹方式的最大攻击距离是4～7千米，低空减速伞投放时，距离可增至6～8千米，弹投放后的飞行时间可达30～40秒。

发展与改进

特点　1、与普通的非制导炸弹相比，大大提高了轰炸的成本效益。虽然激光制导的成本约为非制导炸弹4～5倍，但由于精度高，通常使用200枚非制导炸弹才能摧毁的目标用一枚激光制导炸弹就能达到，因比，其成本效益约为常规投弹方式的普通炸弹的50倍，为计算机控制投弹的40倍。更重要的是，使用激光制导炸弹，可显著减少轰炸架次，并且不要求攻击机靠近目标，因而可显著减小攻击机和飞行员的损失。据报道，美国在越南使用了25000枚以上激光制导炸弹，摧毁了18000多个目标。

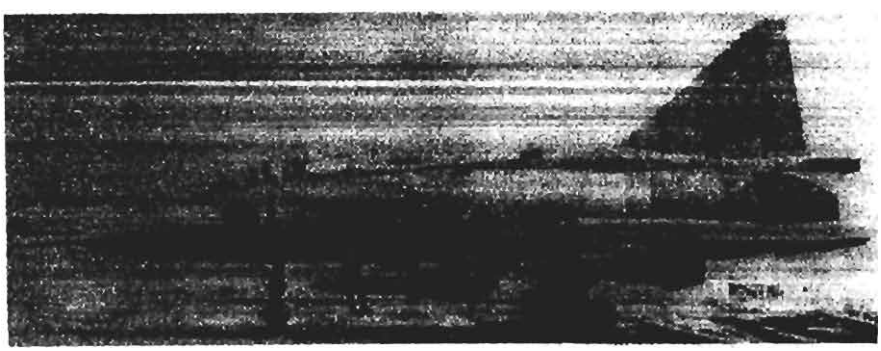
2、与空对地导弹相比，激光制导炸弹的有效载荷比高，威力相对来说比较大，另外它的结构简单，成本低，不足之处是机动能力较差，攻击运动目标的能力有限，另外，其防空区外攻击能力也有限。

3、与电视或红外成像制导炸弹相比，激光制导炸弹在整个攻击过程中需要持续地照射目标，因此，照射飞机的生存率较低。

CO_2激光目标指示器　现有的激光制导炸弹使用1.06微米激光波段，易受战场尘烟、霾雾的影响，CO_2激光器工作波段为10.6微米，具有更好的穿透战场烟尘、霾雾能力。目前CO_2激光制导炸弹仍处于探索性研究中。

（董月娟　廖朝佩）

萨伯(Saab) Rb05



携带两枚Rb 05A和两枚“响尾蛇”的“萨伯”105飞机

概 述

Rb05是瑞典萨伯公司为瑞典皇家空军研制的一种战术空对面导弹，用来攻击陆上和海上目标，也可用以执行空对空任务。该弹有两种型号，一种采用无线电指令制导，叫做Rb05A，1960年开始研制，1968～1969年试验，1969年投产，装备瑞典AJ37和萨伯105飞机，现仍在使用；另一种是Rb05A的电视制导型Rb05B。该型1975年开始研制，但由于研制经费太高，瑞典政府1977年撤销了此项计划，决定购买美国电视制导的"幼畜"导弹。由于此项决定，Rb05A也停止了生产。

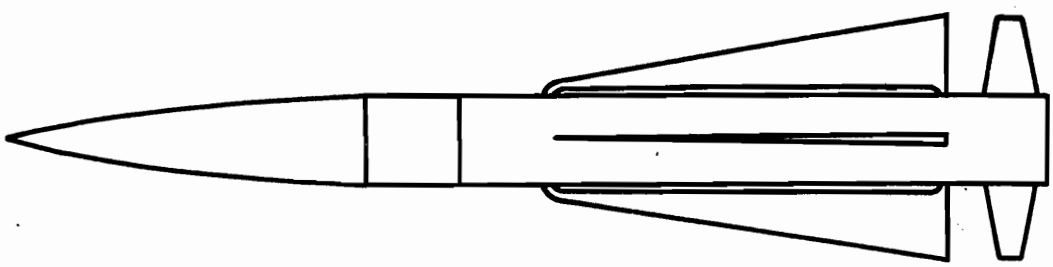
主要战术技术指标

目标	地面和水面目标	发射重量	Rb05A	305kg
射程	9km		Rb05B	330kg
最大速度	M＞1	动力装置	预包装液体火箭发动机	
发射高度	300～400m	制导方式	Rb 05A	无线电指令
发射时载机速度	M＝0.4 ～ 1.4		Rb 05B	电视
弹长	Rb 05A 3.60m	战斗部		高爆
	Rb 05B 3.64m	现状	Rb 05A仍在使用	
弹径	300mm	装备机种	AJ 37 Saab105	
翼展	800mm			

导 弹

布局与结构 Rb 05A导弹的弹体呈圆柱形，头部呈圆锥形，Rb 05B弹体分为直径不同的两段，头部为球冠型，均用一般飞机材料制成。采用正常式气动布局，小展弦比三角形弹翼和梯形舵面呈X－X型配置。

导弹大部分控制设备装在尾部，液体火箭发动机装在导弹的中部，其壳体构成导弹外蒙皮和承力结构的一部分，尾喷管一直延伸到弹尾，推进剂配置在重心周围，以免重心偏移。



Rb05导弹线条图

动力装置 采用瑞典沃尔沃飞机发动机公司生产的VR35预包装液体火箭发动机。该发动机长1.77米，直径300毫米，重127千克，其氧化剂为红色发烟硝酸，燃料为60％的偏二甲肼与40％的二乙三胺混合物，采用燃气挤压输送推进剂。

制导与控制 Rb 05A采用无线电指令制导，弹尾装有无线电指令接收天线和曳光管，以便目视跟踪。Rb 05B采用电视制导，其电视导引头是萨伯·斯卡尼亚公司生产的TVT-300电视跟踪系统的一种改进型。该电视跟踪系统也用于地面和舰艇。导弹发射前电视导引头锁定驾驶员选定的目标，发射后载机可以自由机动。

舵面由燃气舵机控制，电子设备由热电池供电，但其预热由机载电源提供。

战斗部 烈性炸药，由近炸引信引爆。

发射、探测与指控

机载设备　Rb05A 导弹的机载设备有瞄准具、控制杆、编码器、发射机及其天线、搜索雷达等。控制杆除了用于导弹控制外，还能在紧急情况下用作驾驶员的扶手。编码器用来对控制杆的信号进行编码调制，并由微波天线发送给导弹。

Rb 05B 导弹的机载设备有操纵手柄、电视监控器等。

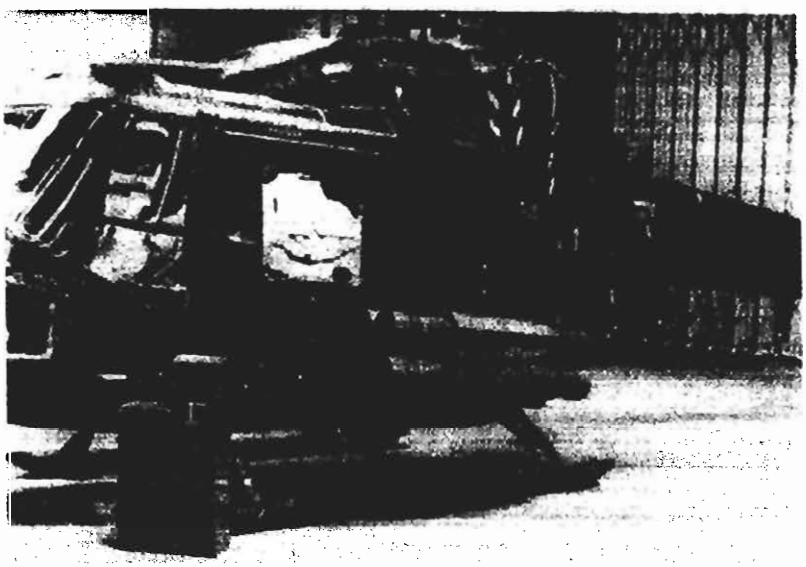
作战使用

携带Rb05 导弹的载机在遂行战斗任务时，先以允许的最低高度（约20～50米）飞行，隐蔽接近目标区，到达一定距离时，爬高至300 ～400 米选择发射点，瞄准目标，发射导弹。发射后，导弹在自动驾驶仪的控制下自动进入瞄准具的视场内，飞行员借助于瞄准具和导弹尾部的曳光管，并通过控制杆发出控制信号。导弹尾部的接收机接收控制信号，通过自动驾驶仪和燃气舵机，控制舵面偏转，使导弹保持在瞄准线上。

（王建平）

RBS 70直升飞机自卫导弹

(RBS70 Helicopter Self Defence Missile)



挂在“山猫”直升飞机上的RBS 70导弹

1981年年中，瑞典博福斯公司透露它已成功地将RBS70便携式地对空导弹改装到攻击直升飞机上，用来在战场上攻击敌直升飞机（自卫用）和地面目标。这种直升飞机自卫导弹系统由两个四联装发射吊舱和一个专门改进设计的RBS70控制装置（瞄准/制导装置）及直升飞机上的标准设备—瞄准具（包括激光指示器）组成。如果瞄准具还装有夜视设备，该武器系统也可在夜间使用。

目标最初由射手利用标准瞄准具捕获，并由射手进行跟踪，同时将目标及其方位告诉驾驶员，驾驶员就操纵直升飞机转向目标方向。当导弹对准目标方向时，控制装置中的稳定反射镜就与瞄准具同步运动。发射导弹时，先激活控制装置的激光器，激光波束就从稳定反射镜反射到目标上。导弹发射后通过无线电指令遥控导弹

进入制导波束。导弹接近目标时，启动射手瞄准具中的激光器照射目标，使制导波束锁定在目标上，以保证导弹准确地命中。该弹的详细介绍参见地对空导弹篇。

主要战术技术指标

射程	5km	翼展	330mm
速度	超音速	重量	
飞行时间	8.5s（至3km远）	弹重	15kg
反应时间	＜5s	吊舱加四枚导弹	137kg
重新装填时间	＜60s （4枚导弹）	控制装置	54kg
弹长	1.32m	动力装置	两级固体火箭发动机
弹径	120mm	制导方式	激光驾束

（廖朝佩）

鲑鱼(Kelt) AS-5 反雷达型

概 述

北约取名为“鲑鱼”、代号为AS-5的导弹是苏联的一种中程空对面导弹，该弹有两种型号，一种使用全程主动雷达寻的制导，主要用于反舰（见反舰导弹篇）；另一种采用被动雷达寻的制导，用于反雷达。该弹1966年开始装备苏海、空军，并已出口给埃及。埃及在1973年第四次中东战争中曾使用过该弹，但由于飞行速度低，弹道高，目标大，所以大部分（80%）在飞行途中就被以色列防空系统击毁，战绩不佳，目前正被淘汰。

主要战术技术指标

目标	工作在10厘米波段的地面和舰载雷达	弹径	1.00m
射程	最大170km	翼展	4.522m
速度	M＝0.9	发射重量	3983kg
发射时载机速度	700～850km/h（在10000m高度时）	动力装置	一台液体火箭发动机
		制导方式	全程被动雷达寻的
弹长	8.647m	战斗部	破片杀伤战斗部 重840kg

导 弹

该型导弹的弹体、发动机、自动驾驶仪、引信、弹上电源均与主动雷达型相同，所不同的是它采用被动雷达导引头，此外，自动驾驶仪还包括一个高度表和一个空速管系统。在巡航飞行段，由高度表控制导弹以近似水平弹道飞行，垂直方向的误差信号不输入导弹控制系统，只有在飞行末段，当弹轴与目标雷达的连线成25°角时才输入，此时导弹开始俯冲。

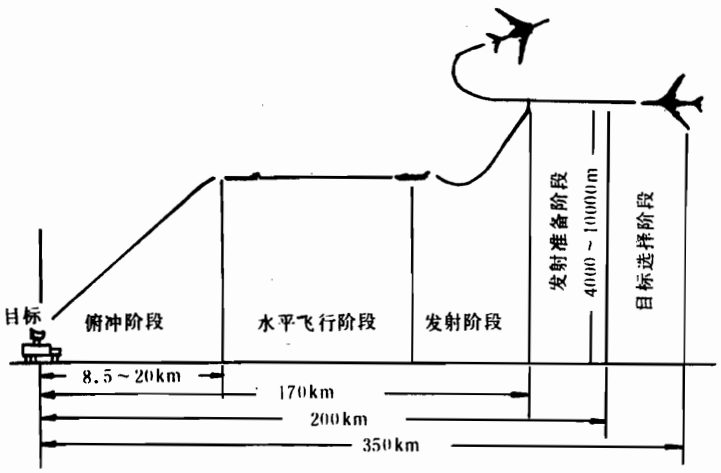
被动雷达导引头采用陀螺稳定四喇叭天线，它利用介质片的转动来改变喇叭间的相位实现扫描。扫描范围方位±14°，高低10°～33°。接收机为超外差式，跟踪灵敏度102分贝/毫瓦，动态范围120分贝。

探测、发射与指控

机载设备 反辐射型AS-5采用“里察”机载雷达接收机探测目标。该接收机应用相位定位原理，从不同天线上接收地面或舰船脉冲雷达信号并比较其相位，确定其位置，它工作在10厘米波段，在10000米高度，对地面雷达的探测距离为270～350千米。

作 战 使 用

在离目标320～350 千米处，载机上的“里察”雷达接收机开机搜索目标，并根据其频率特性确定所要攻击的目标。在离目标170 ～ 280 千米时，调整弹上的被动雷达导引头的频率捕获目标，并使其天线对准目标。离目标 170 千米时投放导弹。导弹发射后1.5 秒钟，发动机点火进入第一级推力工作状态，导弹自控飞行。40秒钟后发动机转入第二级推力工作状态,导弹在高度表控制下开始平飞。导引头继续对准并跟踪目标。当导弹离目标 8.5 ～20千米时，自动转入俯冲攻击目标。



反辐射型AS-5 导弹的飞行弹道

（孙桂风）

黑牛(Kerry) AS-7

概　　述

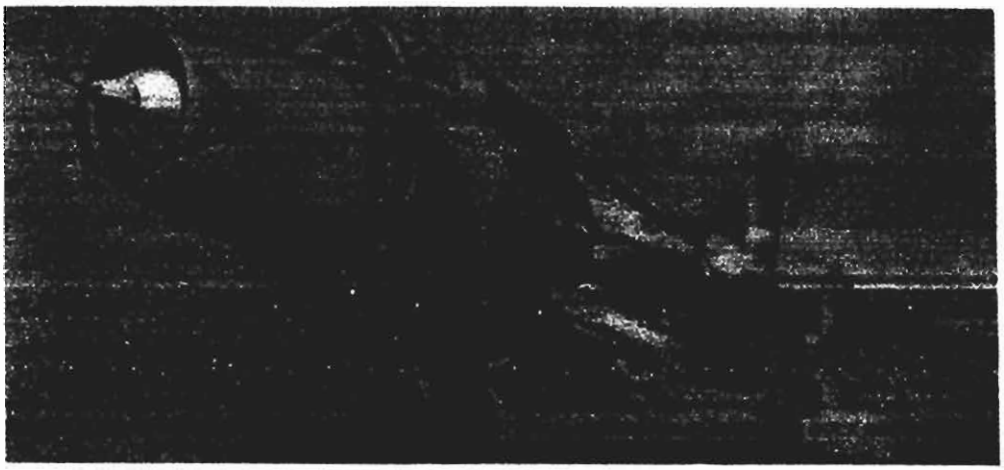
美国代号AS-7 导弹是苏军近年来大量装备部队的一种近程战术空对面导弹，其尺寸和外形大致与美国的“小斗犬”导弹相当，用来攻击地面火炮阵地、桥梁、交通枢纽和海上小型舰船目标，1971年初具作战能力，1982年中期大量装备部队，据报道，苏空军已装备了900 多枚，海军装备了600 多枚。

主要战术技术指标

目标	地面各种点目标和海上小型舰船	弹长	3.5m
射程	10km	弹径	310mm
速度	M＝0.6	动力装置	单级固体火箭发动机
发射高度	300～600m	制导方式	指令制导或驾束制导
发射重量	300～400kg （有的报道1200kg ）	战斗部	高爆战斗部　重约100 kg

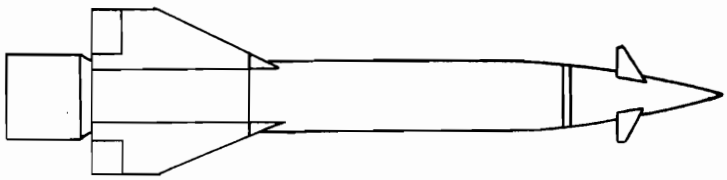
导　　弹

弹体呈圆柱形　尖锥形头部，鸭式气动布局，尾部四片较大的十字形弹翼与四片小型鸭式控制舵面成一线



挂在苏－17翼下的AS-7导弹

配置。导弹制导方式没有可靠的报道，一般认为采用无线电指令制导。战斗使用时，一旦发现目标，载机降低高度至600～400米，在距目标10千米左右时发射导弹。苏－24“剑术师”每次出动可携带2～4枚，均挂在翼下。米格－27、苏－17和雅克－36也装备有该弹。



AS-7导弹线条图

（廖朝佩）

AS－8

AS-8导弹是苏军装备攻击直升飞机的一种“发射后不管”空对地导弹，类似美国的“海尔法”空对地导弹，主要用于反坦克。该弹射程8～10千米，速度M＝0.5～0.8，动力装置为两级固体火箭发动机，制导方式报道不一，有的推测为激光半主动寻的，有的认为是被动雷达寻的或毫米波雷达寻的。该弹1977年初具作战能力，载机主要是米－24“雌鹿”A、D型和米－28“浩却”直升飞机，机上装有新式全天候瞄准系统

主要战术技术指标

射程	8～10km	助推器长	250m
速度	M＝0.5～0.8	弹重（不含助推器）	40k
弹长	1.45m	动力装置	两级固体火箭发动
弹径	135 mm	战斗部	聚能破甲战斗部 重10k

（廖朝佩）

飞镖 (Kyle) AS-9

“飞镖”AS-9导弹是苏联的一种反辐射导弹，目前有关该弹的资料极少，而且报道也互相矛盾。美国来源说它是一种使用涡轮喷气发动机推进的大型巡航导弹，重量不到2000千克，射程80～90千米（有的报道200千米），由图—16、图—22和图—22M等轰炸机携带，其使命类似美国的“近程攻击导弹”（SRAM），是用来掩护轰炸机实施纵深突防的。西欧来源说，它是一种采用液体火箭发动机推进的导弹，重约700千克，由苏—17、苏—24、米格—23和米格—27携带，每架苏—24飞机在其翼下可携带两枚。该弹长6.03米，直径490毫米，速度M＝0.8，战斗部重约150千克，制导方式为惯性加被动雷达寻的，1975年具备初步作战能力。

（廖朝佩）

克伦 (Karen) AS-10

“克伦”AS-10导弹是苏军的一种类似美国“幼畜”导弹的空对地导弹，射程约10千米，速度M＝0.8，弹长3米，最大弹径310毫米，发射重量约300千克，采用固体火箭发动机推进，激光半主动制导。装备苏—24、苏－17和米格－23等飞机。每架苏—24飞机最多可携带四枚，均挂在翼下，用来攻击高价值目标。据报道，AS—10已少量装备苏空军部队。

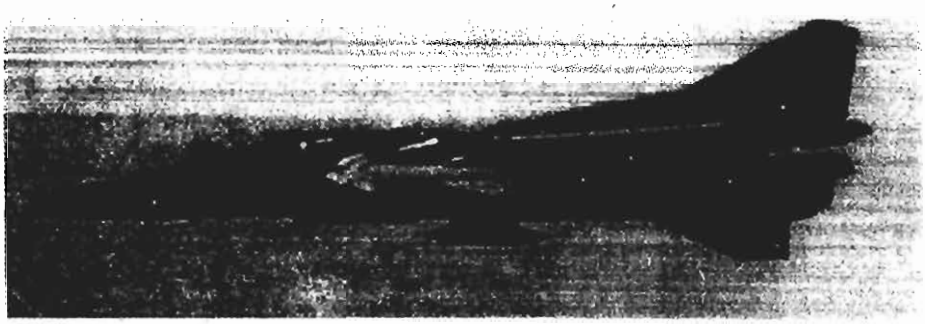
（廖朝佩）

投球手 (Kegler) AS-12

“投球手”AS-12是苏联一种新型反辐射导弹，是AS-9反辐射导弹的改进型，所不同的只是采用不同的导引头，并且具有更好的飞行性能，射程也是90千米。目前正在生产和交付使用，装备的机种有苏—17、苏—24和图—22M。

（廖朝佩）

小锚 (Kedge) AS-14



挂在米格—27“鞭挞者D”攻击机翼下的AS-14导弹

“小锚”AS-14是苏联新近装备使用的一种大型战术空对地导弹，用来攻击如飞机库这样的高价值目标。该弹长约4.1米，弹径450毫米，翼展1.3米，其尺寸与美国的GBU-15相当，但它有动力装置（固体火箭发

动机），重量约为900～950 千克，其中战斗部重量约占40％。制导方式现在还不清楚，挂在机腹下的吊舱可能是其制导设备。 （廖朝佩）

鲁兹—1(LUZ-1)

“鲁兹—1”是以色列自行研制的一种远程空对地导弹，主要用以攻击阿拉伯国家新装备的苏制SA-6 和SA-地空导弹、“飞毛腿”和“蛙”式地对地导弹以及23毫米四管高炮。1971年开始研制，并已制出样弹，后因缺乏资金而中断。在1973年第四次中东战争中，阿方有效地使用了苏制地空导弹，使以色列在遂行压制地空导弹的过程中损失较大，再加上美国提供的“幼畜”导弹射程近，价格高等原因，以色列从1974年起又将“鲁兹-1”列为重点研制项目。该弹已装备F-4 E 和C-2 飞机，据称它具有一定的抗干扰能力，而且造价也比较低。

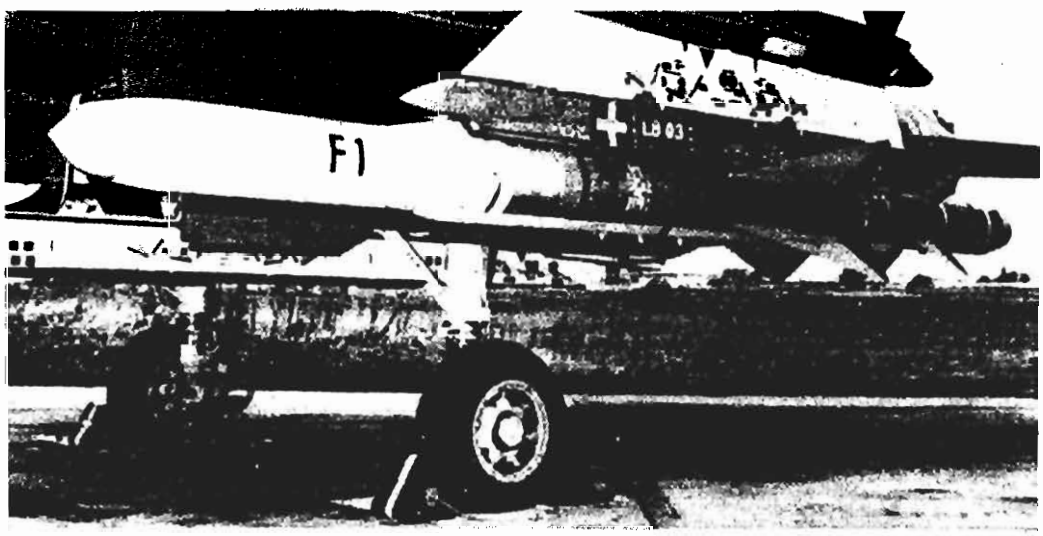
主要战术技术指标

最大射程	80km	制导方式	电视指
发射重量	200kg	战斗部	破片杀伤战斗

（廖朝佩）

空射反辐射导弹

ALARM(Air-Launched Anti-Radiation Missile)



挂在“狂风”飞机上进行载飞和弹射试验的“空射反辐射导弹”

概 述

“空射反辐射导弹”（ ALARM）是英国航空航天公司动力部和马可尼防御系统公司根据英国空军AS 1228号防御压制武器要求合作研制的一种防御压制导弹，其用途是通过摧毁其雷达来压制地对空导弹和雷达制的高炮武器，掩护攻击机实施纵深突防。1977年英空军提出AST1228号文件，同年，马可尼防御系统公司

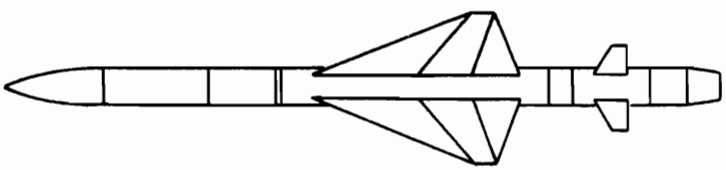
始研制导引头，1978年英航空航天公司动力部开始研制导弹，1983年完成详细的可行性研究。同年7月与英国国防部签订价值为两亿英镑的一揽子研制生产合同。目前正处于最后研制阶段，计划于1987年达到初步作战能力。英空军已订购750 枚，若生产2000枚，其单价约为25万英镑（1983年）。

主要战术技术指标

目标	防空雷达、地空导弹制导雷达、高炮炮瞄雷达	发射重量	280kg（含发射架重量）
		制导方式	捷联式惯导＋被动雷达寻的
射程	>20km	频率覆盖范围	2～18GHz（估计）
速度	M＝2	动力装置	双推力固体火箭发动机
弹长	4.06m	战斗部	高爆破片杀伤战斗部，激光近炸引信
弹径	230mm	装备机种	“狂风”、“美洲虎”、“鹞”、“霍克”、“阿尔法喷气”、F-16等。
翼展	730mm		

导　弹

布局与结构　弹体为尖头细长圆柱体，尾部略收敛，大前缘后掠三角形固定弹翼和全动式三角尾翼按“X”形配置，每个尾翼可独立驱动，以控制导弹的方向和滚动。导弹由头锥、电子舱、战斗部舱和发动机舱四个舱段组成。头锥使用塑料天线罩，内装被动雷达导引头。电子舱内装任务控制装置（MCU）、热电池、战斗部引信、捷联式惯性导航系统。战斗部舱装破片杀伤战斗部和保险执行机构。发动机舱装有单室双推力固体火箭发动机、伺服机构和减速降落伞包，伺服机构装在发动机尾喷管前段周围，减速伞包装在后段周围。



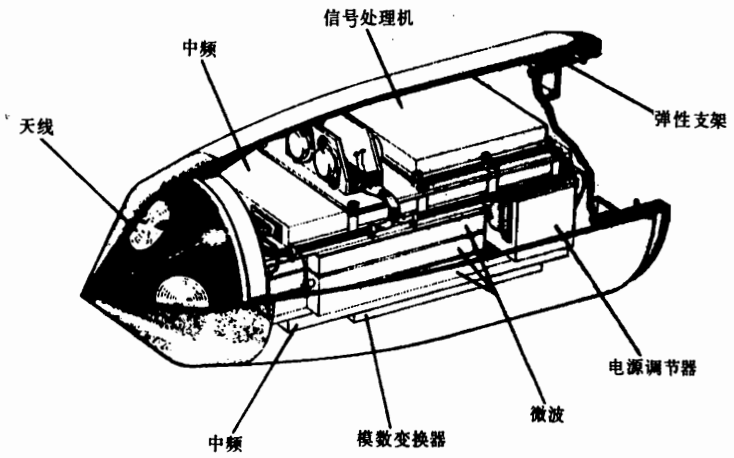
“空射反辐射导弹”线条图

动力装置　采用一台单室双推力固体火箭发动机，由英国推进剂、炸药和火箭发动机研究所研制，英皇家军械厂生产。据称，该发动机使用一种燃速高而性能又稳定的新推进剂。

制导与控制　被动雷达寻的导引头是一种全固体化宽频带单脉冲雷达导引头，四个平面螺旋天线固定在四面锥体的四个平面内，并嵌入吸波泡沫材料中。它们分别对各自象限进行扫描，其信号馈入四通道两级超外差接收机。宽带接收机采用现代雷达寻的告警接收机中所采用的信号处理技术。导引头的频率覆盖范围可能为2千兆赫到18～20千兆赫（E到J 波段），扫瞄范围为：宽20千米，纵深30千米。目标雷达根据其频率、脉冲宽度、到达角和功率来分析。

导弹由任务控制装置集中进行信息处理和控制。任务控制装置的核心是一台使用大规模集成电路的数字计算机，其存贮器内存有目标雷达的特性数据及其优先顺序。任务控制装置根据目标的类型和距离等参数控制导弹的弹道并决定战斗使用方式；向导引头提供角速度数据并根据导引头来的信息计算目标位置。它还担负自动驾驶仪的任务，根据捷联式惯性导航系统（使用微型挠性速率陀螺）来的信号产生控制指令，提供给控制尾翼的伺服机构；它还完成盲目寻的所需要的计算，即导引头一旦发现目标，就按一定的规律进行一系列的三角运算。这样，即使雷达关机，也能将导弹准确地导向目标。

战斗部　采用高爆破片杀伤战斗部，由联邦德国MBB公司研制生产，有触发和近炸两种引信。近炸引信是索恩·EMI公司研制的砷化镓二极管红外激光引信，引爆高度可根据目标的类型来调整。



马可尼防御系统公司为“空射反辐射导弹”研制的试验单脉冲导引头

探测、发射和指控

发射架 由最小面积无支架弹射器（MACE）、北约标准355.6 毫米（14英寸）或762 毫米（30英寸）外挂架和支架式定位投放装置搭配而成。发射导轨用铝合金制成。导弹借助发动机点火产生的推力投放出去。

探测和指控 导弹设计成具有高度的自主性，目标雷达的特性数据及其优先顺序和作战使用方式均预先存入导弹的存贮器中。因此，以最简单的方式使用时，只需要两个来自载机的脉冲信号，一个用来激活导弹热电池，一个用于发动机点火。导弹或在发射前，或在发射后自主搜索、捕获和跟踪目标。但现在也要求能接收机载系统的数据，如机载雷达告警系统的数据。此时，目标可由机载系统探测。因而，必要时可在飞行中改换攻击的目标或改变攻击方式。目前，英国正在对“狂风”GR1飞机进行改装，包括安装军标1553B 数据总线和一种标准化的存贮管理系统，这样就很容易实现上述要求。

作战使用

载机起飞前 用便携式程序装置将目标雷达的特性数据及其攻击优先顺序存入导弹存贮器中，但若载机有适当的接口装置，也可以在飞行中输入或加以改变。导弹有以下几种使用方式：

1、双重任务方式 导弹从远处低空发射后爬升到12000 米高空，然后做惯性水平巡航飞行，同时导引头开机搜索目标，对所有接收到的信号进行检测和分类，并同存贮器中的已知目标雷达特性进行比较，一旦识别出威胁最大的目标，就引导导弹进行攻击。若目标雷达已经关机，或发现目标较晚不能直接攻击，该导弹可以飞到预先选择的地区上空打开降落伞缓缓下降并继续搜索目标。若发现目标，就抛掉降落伞，在重力作用下滑翔攻击。

2、待机滑翔方式 导弹直接向目标区发射，爬升到12000 米高空后打开降落伞，搜索攻击目标。采用此种方式时，在弹道安排上要保证导弹有最多的利用降落伞时间（多达几分钟）。

3、直接攻击方式 当预定目标雷达信号出现在导引头中时，导引头就自动锁定跟踪目标，同时给驾驶员发出信号，然后驾驶员发射导弹直接进行攻击。

4、开辟空中走廊方式 此种方式是双重任务方式的扩展，只是它没有伞降阶段。导引头的搜索范围达400千米^2 以上。使用此种方式为执行任务的攻击机开辟一条安全的突防走廊。

发展与改进

特点：

1、“空射反辐射导弹”是作为英空军“狂风”GR 1 攻击机混合武器系统的一部分设计的，要求不影响其它正常的载荷（如两枚JP233 反跑道武器和一对副油箱）。因此，导弹尺寸小，重量轻，一架“狂风”飞机，除正常的载荷以外，还可携带四枚这种导弹或两枚这种导弹和两枚“响尾蛇”导弹。如全部携带这种导弹，可多达九枚。它还可以装备其它轻型攻击机和直升机，如“隼”式和“山猫”飞机等。

2、导引头采用数字式信号处理技术和预编程技术，频率覆盖范围宽，一种导引头就覆盖了现役各种苏制主要雷达的频率。而且，只要改变软件，就能对付新出现的威胁雷达，无需研制新的导引头。

3、导弹具有高度的自主性，对载机的航空电子设备依赖极小，可以装备没有复杂电子设备的飞机，大大提高了导弹的使用灵活性。

4、导弹装有简单的捷联式惯性导航系统，并能以多种方式使用，因而可以对付包括关机在内的多种战术行动。

（廖朝佩）

第六部分

反舰导弹

反 舰 导 弹

反舰导弹已成为打击水面舰艇的主要武器。它可以由空中、岸上、舰上和水下不同的场合发射，同一导弹也可用于不同的场合。二次世界大战后，反舰导弹发展十分迅速，世界主要工业国家都先后开展了反舰导弹的研制和生产，有的已形成了自己的反舰导弹系列。装备各种不同反舰导弹的国家已有七十多个。四十年来，随着科学技术的发展和战场环境的变化，反舰导弹也一代代向更先进的水平发展，目前已发展到第四代。

四十年代末，美国、苏联和瑞典等国开始在德国V-1导弹的基础上发展第一代反舰导弹，如美国的“潜鸟”，苏联的“扫帚”，瑞典的“罗伯特315”等。苏联的“扫帚”于1958年首先服役。这代导弹用脉冲喷气或涡轮喷气发动机推进，驾束式或无线电指令制导，比传统的火炮，鱼雷，航弹等反舰武器射程远，精度高。但这代导弹尺寸大、设备笨重，飞行速度低，导弹发射后，发射舰或飞机仍不能退出。

在第一代反舰导弹的发展中，西方国家与苏联的指导思想有所不同。西方国家把反舰导弹视为一种近岸防御武器，五十年代后期，有远洋舰队的西方国家几乎完全停止了反舰导弹的发展工作。但苏联则把反舰导弹作为抗击航空母舰的主要武器来发展，第一代导弹发展后，接着便发展第二代，并于五十年代后期首先制成了用雷达作为末制导的自动寻的反舰导弹。

1967年第三次中东战争中，反舰导弹首次实战应用，埃及用苏制“冥河”导弹击沉了以色列的“艾拉特”号驱逐舰，证明了反舰导弹是海上反舰的有效武器。因此西方国家重新开展反舰导弹的发展工作。至七十年代初，第二代小型化的反舰导弹开始服役。这代导弹的特点是用火箭发动机推进，自主式制导体制制导，掠海式弹道飞行和半穿甲爆破型战斗部。典型的导弹有法国的“飞鱼”，以色列的“迦伯列”等。这种小型化的导弹重量轻，可以装在小型快艇上，从而使只拥有中、小舰艇的国家迅速装备了反舰导弹。这代导弹的缺点是速度较低，射程较近，而且从岸上或舰上发射，其作战距离也受到限制。

七十年代初开始发展第三代反舰导弹，这一代多为中、远程反舰导弹，其特点是采用小型化涡轮喷气发动机、新的微电子技术和信号处理技术，提高了射程，减小了体积和重量，增强了电子对抗能力。为了进行远距离目标探测和制导，还采用了多种提高目标探测和制导雷达升空高度的方法，如飞机、飞行平台等。在设计上采用了一弹多用和模式化的设计方法。美国的“捕鲸叉”和反舰型“战斧”是这代导弹的典型代表。小型涡轮喷气发动机的应用，使导弹的射程增大到几百公里。但这种小型涡轮喷气发动机仅在马赫数0.7－0.8时工作效率最好，所以第三代导弹的飞行速度仍和第二代相近。随着反舰导弹的发展，各种反导弹技术，特别是反导弹导弹也获得了迅速的发展。英国的“海狼”，苏联的SA-N-6，法国的“海响尾蛇”，美国的“拉姆”等，在七十年代末至八十年代中期相继服役，因此，亚音速反舰导弹遇到了严重的突防问题。

为了解决突防问题，八十年代初开始发展第四代反舰导弹。这代导弹的特点是采用冲压发动机（含整体式火箭冲压发动机）推进和超低空飞行弹道。这种发动机最适于马赫2～4的条

件下工作。但目前由于铝合金耐热的限制，导弹飞行速度不能太高。法国发展的“超音速反舰导弹”、以色列的“超音速迦伯列”、英国的“超音速海鹰”均属于这类导弹，它们的飞行速度为两马赫左右。这些导弹预期在九十年代初期或中期进入服役。另外，有些国家计划把隐身技术引入反舰导弹，以进一步提高反舰导弹的突防能力。

反舰导弹的发展，有许多值得重视的问题，特别是1982年的马岛战争和1986年美、利冲突中，反舰导弹受到了较全面的实战考验，为反舰导弹的发展提供了许多宝贵的经验和教训。

在现代侦察条件下，水面舰只行动无法保密，发展水下发射的反舰导弹有着重要的意义。美国和苏联已有多种水下发射的反舰导弹在服役，法国的SM-39也开始装备部队，其他西欧国家有的正在开展水下发射技术的研究。

反舰导弹向远程方向发展，远距离目标（运动中的目标）探测和飞行中的导弹的制导是远程反舰导弹发展的关键。目前已使用和在研的探测和制导方法主要有三种方案：一种是利用飞行平台、飞机或舰艇提高探测雷达的高度或在发射舰的前方进行探测和制导，这种方法已在“沙道克”、“奥托马特”等导弹上应用。第二种是利用飞机、舰船和卫星等构成的综合系统，这种系统是美、苏近年来发展的重点。第三种是发展小型超视距雷达。

现代化舰艇已装备了各种电子战设备，反舰导弹必须采取相应的对抗措施。目前反舰导弹已广泛地应用编码技术和频率捷变雷达导引头等，并开始发展复合导引头、成像导引头、“智能化”导引头和隐身技术。

反舰导弹的广泛装备，引起海上作战战略战术的巨大变化，导致对航空母舰发展的激烈争论。对未来海上作战战术提出了许多新的方案。如快艇群和反快艇群战术，多方向同时攻击战术，远距离游击战术，以潜载远程反舰导弹为先导，以水面舰艇为后续的进攻战术等等。这些作战思想都未得到实战的检验，进一步研究和发展海上作战的战略和战术是关系到反舰导弹发展的重要问题。

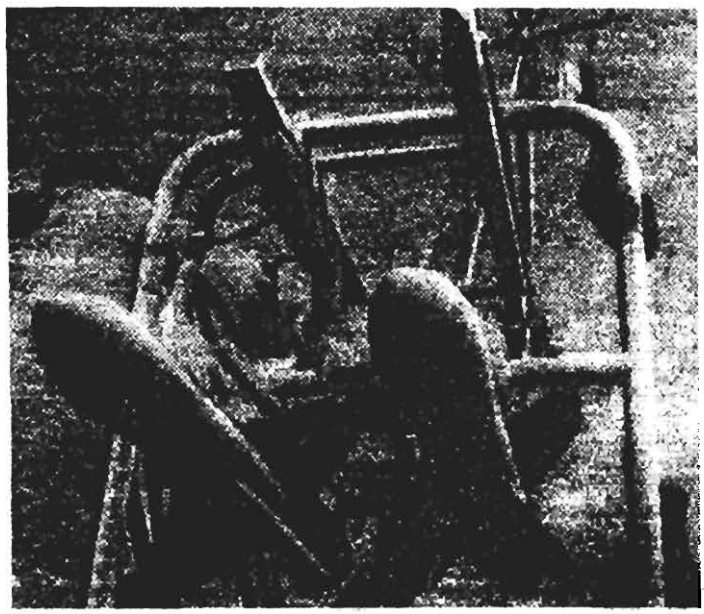
科学技术发展非常迅速，一项重大的技术突破，可能会对反舰导弹提出许多新的要求，所以在反舰导弹发展中，必须随时注意科学技术发展动向，及时吸取新的技术。

舰对舰导弹

SM-70

SM-70是巴西海军主管、巴西阿维布腊斯航空航天工业公司研制的一种舰对舰导弹。该导弹资料还不多，仅知弹径为336 毫米，采用一台固体火箭主发动机和一台固体火箭助推器推进，制导采用了惯导系统，有无末制导不详。（盛德林）

SS.11M和SS.12M



SS.12M装在支架式发射架上

SS.11和SS.12是法国北方航空公司（现为航空航天公司）在五十年代发展的反舰、反坦克系列化多用导弹。SS.11M和SS.12M是舰艇上发射的反舰、反潜导弹。弹体呈圆柱形，头部为卵形。在弹体中后部有十字形配置的弹翼（SS.11M为平行四边形；SS.12M为缺尖三角形）。弹体内装有战斗部、简单的陀螺仪、燃气舵操纵系统、固体火箭发动机（SS.11用主发动机和助推器；SS.12后来改用双推力固体火箭发动机）、有线制导设备和电源等。SS.12尺寸比SS.11几乎大一倍，性能也有较大的提高。

这两种导弹主要用于装备各种小型舰艇。发射架有两种类型，一为转盘式，一为支架式。每个发射架上都可装多枚导弹。

1959和1967年SS.11M和SS.12M先后服役。除法国海军装备外，还出售到许多中小国家。1983年SS.12M的单价为三万美元。目前法国、利比亚、摩洛哥、多哥、喀麦隆、加蓬等国海军仍装备着该舰对舰导弹。有关该导弹的详细材料参见反坦克导弹部分。主要战术技术指标为：

目标	水面舰艇和潜艇	SS.11M	3.5km
射程：		SS.12M	8.14km

飞行速度
SS.11M 680km/h
SS.12M M=1
飞行高度 约10m
弹长：
SS.11M 1.22m
SS.12M 1.87m
弹径：
SS.11M 160mm
SS.12M 180mm（头部为210mm）
翼展：
SS.11M 660mm
SS.12M 650mm

发射重量
SS.11M 27.9kg
SS.12M 75kg
发动机
SS.11M 一台固体火箭主发动机，一台固体火箭助推器
SS.12M 一台双推力固体火箭发动机
制导 有线制导
战斗部
SS.11M 穿甲型或破片型，重5.8kg
SS.12M 穿甲型、空心装药型、破片型，重24.4kg

（盛德林）

飞鱼(Exocet) MM38

“飞鱼”MM38从舰上发射

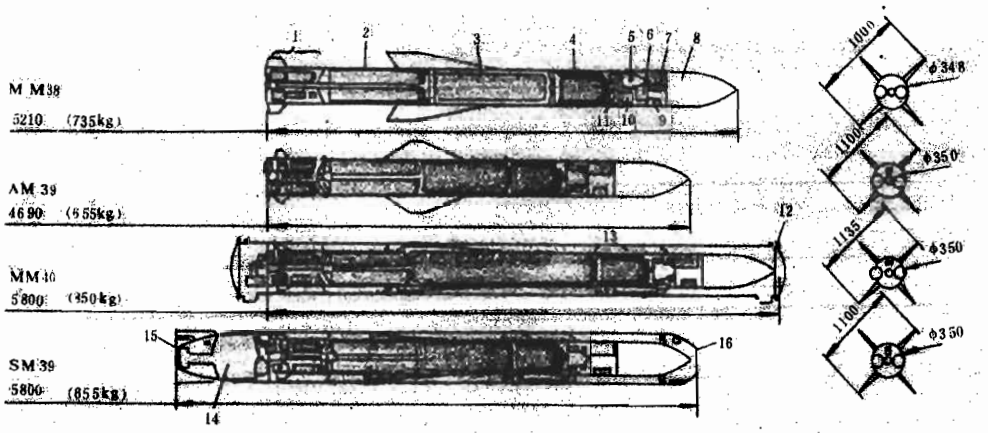
概　述

“飞鱼”MM38是法国航空航天公司战术导弹分部根据法国军方的要求，并在军方支持下发展的一种亚音速近程掠海飞行的舰对舰导弹。法国海军原要求发展反导弹导弹，但由于军费有限，转而发展进攻性的舰对舰导弹。特别是1967年10月第三次中东战争中，埃及用“冥河”舰对舰导弹击沉了以色列的“艾拉特”号驱逐舰，证明了反舰导弹是海上作战的有效武器，西方国家都迫切要求用先进的反舰导弹装备海军，极大地促进了“飞鱼”导弹的发展。

“飞鱼”MM38武器系统，要求以单舰为独立的作战单位，以雷达视距内的中型舰艇为主要攻击目标，同时也可攻击小型快艇。法国航空航天公司在研制中吸取了原北方航空公司发展的M20（法国第一代舰对舰

导弹）、本公司发展的AS33（惯性自主制导和低高度试验飞行器）和法、德联合研制的AS34（即“鸬鹚”空对舰导弹）的研制经验，并应用了CT20靶机和AS30空对地导弹的技术，从而成功地研制出这种尺寸小、重量轻、掠海飞行的第二代反舰导弹。

七十年代初，法国航空航天公司在“飞鱼”基本型MM38的基础上又开展了“飞鱼”AM39空对舰导弹、MM40舰对舰导弹、SM39潜对舰导弹以及MM38和MM40的岸对舰导弹的研制工作。至今“飞鱼”反舰导弹已成为具有不同射程、可从多种平台发射的系列化反舰导弹。



“飞鱼”导弹系列

1．后设备舱　2．助推器　3．主发动机　4．战斗部　5．垂直陀螺　6．无线电高度表　7．制导计算机　8．主动雷达导引头　9．高度表发射天线　10．航向陀螺　11．高度表接收天线　12．发射箱端盖　13．垫块　14．运载器推进发动机　15．燃气舵　16．运载器前端盖

“飞鱼”导弹已在多次实战中应用，特别是1982年5月英、阿马岛战争中，阿根廷用一枚“飞鱼”AM39导弹击沉了英国现代化的“谢菲尔德”号驱逐舰。随后击沉了“大西洋运输者”号运输船。而MM38击伤了“格拉摩根”号巡洋舰。显示了“飞鱼”反舰导弹的作战能力。

“飞鱼”MM38　1967年开始研制，1972年开始服役。研制费用为10亿法郎。除法国装备了该导弹外，还出售到英国、联邦德国等20多个国家。

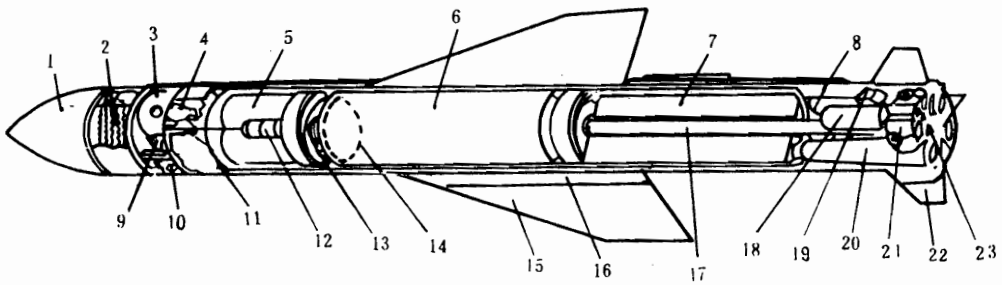
主要战术技术指标

目标	中型水面舰艇；巡逻快艇	反应时间	在冷状态下第一枚60s
射程	4～42km，有动力航程约37km		在热状态下第一枚30s
巡航高度	15m；末段2.5m、4.5m和8m（视海情而定）	发射间隔	2～5s
		作战环境	全天候
巡航速度	M=0.82（280 m/s）	作战海情	一般0～4级；最高5～6级
可靠性	设计要求为0.8	寿命	10年
	实际统计达0.93	弹长	5.21m
	装箱后一年不需维修	弹径	348mm
命中概率	实际统计达95%（包括直接命中和近炸命中）	翼展	1.004m
		尾翼展	750mm
发射方式	±30° 扇面发射	发射重量	735kg

系统总重	14.7t （4枚弹系统）	制导	简易惯导＋主动雷达末制导
	5.7 t （2枚弹系统）	战斗部	半穿甲延时爆破型，重165kg，触发延时
动力装置	1环形固体火箭助推器		和近炸双重引信
	1固体火箭主发动机		

导　弹

布局与结构　正常式气动布局。弹体呈圆柱形，头部为尖卵形，长细比为15。在弹体中后部有4个×形配置的大后掠“燕尾”式弹翼，弹体尾部有4个×形配置的梯形操纵尾翼，弹体两侧各有一流线形侧鳍。弹体和弹翼均用铝合金机加工制造。整个弹体从前至后由导引头舱、前设备舱、战斗部舱、发动机舱和后设备舱组成。导引头舱内装有一主动雷达导引头及其电子设备。前设备舱内装有制导计算机、无线电高度表、简易惯导装置、导引头专用电源以及高度表的发射天线。战斗部舱内装有战斗部、引信和保险机构，壳体上还装有高度表的接收天线和脐线插座。发动机舱内装有主发动机和环形助推器及其点火系统，在主发动机头部还装有自毁断裂索。后设备舱内装有主电池、舵机、变流机、自毁监控陀螺、自毁控制电路等。前设备舱和后设备舱之间的连接电缆置于两侧鳍内。导弹重心落在主发动机前部，离导弹顶端的距离为2.836 米。战斗部配置在导弹重心附近，这样使导弹在飞行过程中重心位移较小，可相对减轻控制系统的负担。



“飞鱼” MM38的结构配置图

1．主动雷达导引头　2．制导计算机　3．高度表　4．垂直陀螺　5．战斗部　6．主发动机　7．助推器　8．热电池　9．航向陀螺　10．高度表发射天线　11．高度表接收天线　12．引爆装置　13．保险机构和引火装置　14．自毁断裂索　15．弹翼　16．发动机点火机构　17．主发动机的长喷管　18．变流机　19．自毁控制设备　20．助推器喷管　21．舵机　22．尾翼　23．自毁监控陀螺

动力装置　由法国火药和炸药公司研制的固体火箭主发动机和固体火箭环形助推器串联组成。

主发动机由发动机壳体、端面燃烧固体药柱、隔热包覆层、长喷管和点火系统等组成。发动机壳体是硬铝合金圆管，与助推器外壳成一体。发动机燃烧室内装有一双基药药柱，药柱后端呈凹球面形，药柱与壳体之间除有包覆层外，还有一层隔热层。燃烧室后端中心部位，装有一包括排气管和尾喷管的长喷管。它从燃烧室后端沿导弹轴线一直延伸到导弹的尾端。长喷管用钢材制造，在喷管的喉部衬有耐高温、耐燃气冲洗的材料。

点火系统由带有斜轨开关的点火电路、点火药、燃气引出装置、点火索和延时电路等组成。平时电路是断开的，点火药后移，助推器工作后，其压力推动点火药前移并接通斜轨开关。经一定延时后点燃点火药，然后点燃点火腔内的点火索，使主发动机启动。主发动机工作时间约120 秒。

环形助推器紧接在主发动机燃烧室后面。它由环绕主发动机长喷管的燃烧室、助推药柱、两个排气喷管以及点火系统等组成。环形燃烧室外壁是与主发动机外壳成一体的硬铝管。而内环壁便是主发动机的长喷管。上底是主发动机的下底（共用），下底是专有的。燃烧室内装有星形内孔药柱，药柱与外壳之间有隔热层。由于助推器为内孔燃烧，工作时间较短，隔热问题不象主发动机那样苛刻。点火腔在药柱上端。两个排气喷管装在燃烧室下底上，水平配置在主发动机喷管两侧，穿过后设备舱直至导弹尾部，喷管喉部有吸热材料。点火

“飞鱼”MM38动力装置剖视图

1．主发动机　2．助推器　3．后设备舱

统由点火电路、点火药、点火装置（位于点火腔内）和保险起动机构等组成。除保险和起动机构外，其余均与主发动机点火系统相类似。保险起动机构中包括一电动机，平时电动机使点火药后缩，解除保险时，电动机推动点火药前移并使斜轨开关接通。助推器工作时间2.3 秒。

制导和控制　“飞鱼”MM38采用射后自主方式制导。主要设备有ADAC主动雷达导引头、简易惯导系统、无线电高度表和电动舵机等。

“飞鱼”MM38的主动雷达导引头

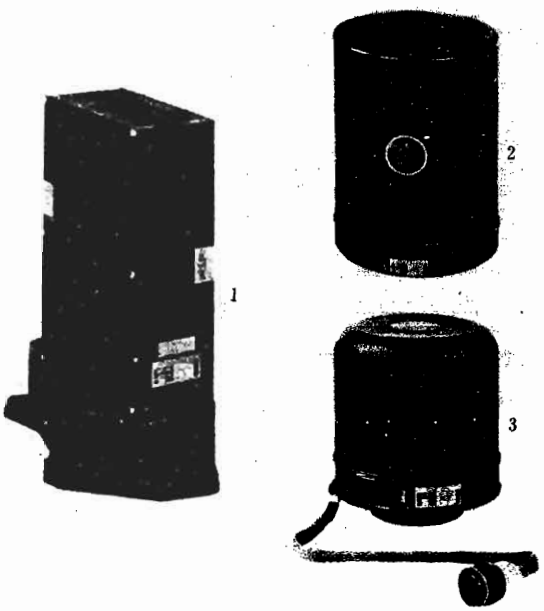
ADAC导引头是法国马塞尔·达索公司研制的单脉冲主动雷达导引头，它由天线、发射机、接收机、角跟踪线路、距离跟踪设备、电源以及天线罩等组成。发射机通过磁控管发射射频脉冲。接收机把接收到的回波信号送给放大器，然后从中取出角误差信息和距离变化信息。角误差信息送给角跟踪回路，用于实现比例导航。距离变化信息送给测距电路，用于测定导弹至目标的距离。根据射前装定的各次降高距离点，发出降高指令。另外测距电路在导弹未直接命中目标时，发出近炸指令，即当所测距离为零时，便发出引爆战斗部的指令，通过近炸引爆电路点燃引爆药。导引头中设有一自动增盖控制回路，该回路除对目标回波信号实现自动增益控制外，还能对海杂波、雨杂波、热噪音等干扰进行抑制。

该导引头长840 毫米，直径344 毫米，重32千克。捕获距离大于12千米（随目标反射面积和海情而定）。

简易惯导系统主要由垂直陀螺、航向陀螺、三个相互垂直的加速度表、计算机、无线电高度表等组成。导弹发射时，垂直陀螺转轴调至与地面垂直，航向陀螺转轴调至指向目标，形成发射点的基准坐标系。飞行中将三个加速度表测得的结果进行二次积分便得出惯性空间的X、Y和Z。X是射程，其输出用于控制导引头的开机点；Y是侧向距离，该输出用于控制导弹转弯和消除自控段侧向偏差；Z是高度，该输出与高度表的输出一起用于控制导弹在各段的飞行高度。

惯导系统的信息通过俯仰、偏航和滚动三条控制通道传至执行机构实施控制。

“飞鱼”MM38使用的高度表是法国电话和无线电通讯公司研制的AHV-7型高度表，它是AHV-6型调频式无线电高度表的改进型。



“飞鱼”MM38的惯性元件

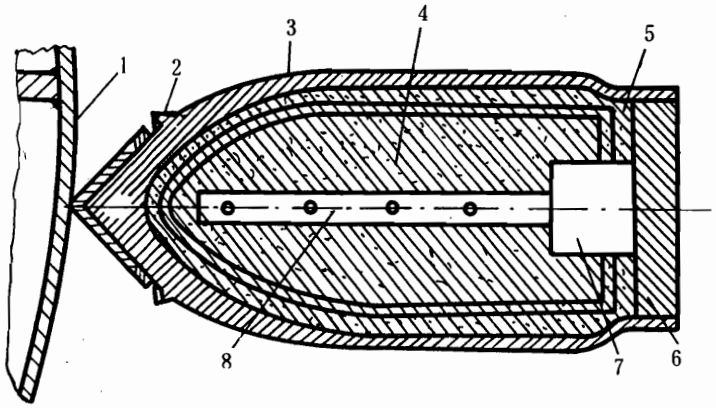
1．垂直基准陀螺电子设备 2．垂直基准陀螺 3．航向陀螺

它由发射机、接收机和天线等组成。测量范围0～600米，能抗海浪干扰。

制导计算机是一种模拟式计算机，主要用于坐标变换、积分运算以及存贮导引头开机和导弹降高等射前装定的控制指令。

战斗部和引信 法国塞拉特公司研制的半穿甲爆破型战斗部。根据现代化战舰绝大多数都无防护装甲的特点，该导弹利用导弹的动能，使战斗部进入舰内爆炸，以充分发挥战斗部的破坏效能。该战斗部由壳体、炸药、起爆装置和引信等组成。用炮弹钢制造的壳体，外形与炮弹相似，头部为尖卵形，其后为圆柱形。为防跳弹，在尖顶后面，沿周向均匀分布着六个防跳爪。为控制弹片的大小，在防跳爪后面的壳体上开了一定的沟槽。底端有一带短裙的底盘，底盘前面为一“子弹头”形的炸药腔，底盘后面为引信腔。炸药腔内装有高能炸药，圆柱形引爆装置位于炸药中心，传爆管在引爆装置底端，与引信腔相通。引信腔内装有保险装置和点火装置等。

“飞鱼”导弹约80％可直接命中目标，对小艇



“飞鱼”MM38反舰导弹战斗部结构示意图

1．目标舰甲板 2．防跳爪 3．壳体 4．炸药 5．底盘 6．保险机构和点火器 7．传爆管 8．引爆装置

则常从艇上面飞过，因此战斗部除有触发引信外还装有近炸引信。触发引信有机械等多重保险机构和一条电点火电路（包括延时电路）。导弹离开发射导轨后逐步解除保险。最后当导弹撞击目标时接通点火电路，延时电路延时后，点燃点火器。当导弹从舰上面飞过时，由导引头给出近炸指令，直接接通点火电路。

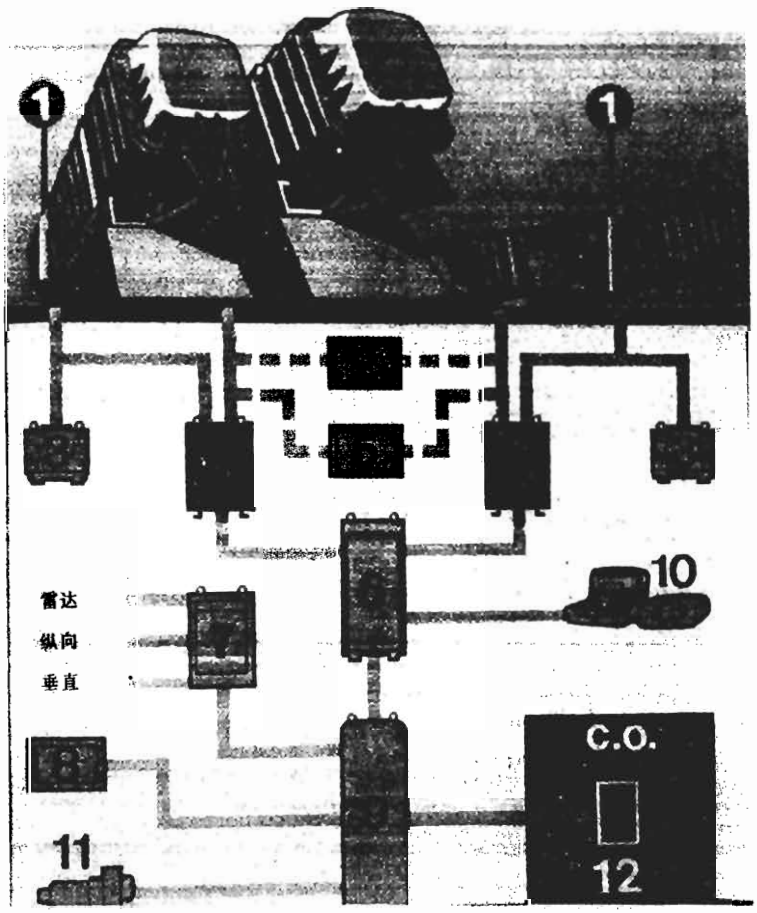
该战斗部总重165千克，内装炸药42千克。入射角（导弹轴线与甲板法线间的夹角）为70°时不跳弹。战斗部以冲击波和破片产生破坏效应。一般一枚导弹可使一艘中型水面舰艇（如护卫舰）失去战斗力。

自毁系统 自毁系统由断裂索、控制设备和监控陀螺组成。当导弹偏离预定航向达某装定极限时，监控陀螺便发出自毁指令，经过控制设备引燃位于主发动机头部的环形断裂索，将导弹炸成两段。

探测、发射和指控

目标探测　利用空中、海上或其他情报系统提供目标所在海域的信息。在作战海域利用发射舰上已有的雷达或光电系统对目标进行探测和跟踪。此外，本舰运动数据、直垂基准、弹道指令等均由发射舰上已有系统提供给“飞鱼”专用舰上系统。

指控系统　法国律埃尔造船公司为“飞鱼”舰对舰导弹设计了一套专用指控系统。该系统主要由坐标转换器、陀螺测量设备、监控设备、程序箱和指控台等组成。坐标转换器接收舰上设备提供的目标数据、舰艇运动数据等，并把它们转换成导弹坐标系中的相应数据。程序箱包括有导弹选择线路、舰艇—导弹匹配线路、发射程序控制线路、部件检查线路和计算机等，其中计算机用于计算发射间隔，并使之与惯性平台运动相一致。发射间隔一般为2～5秒，但每次发射的时机要根据发射平台的摆动情况确定，保证相对于海平面的发射角为12°～15°，否则弹道初始段不是太高使导弹过早暴露，便是太低使导弹落入水中。陀螺测量设备用于测定平台特性，并把结果输给发射程序装置。监控设备用于显示和记录导弹的发射程序，用指控台操作员把处理和选定的数据输入导弹，实施导弹发射控制。虽然该系统仅需一个操作员，但他要根据显示的目标距离、速度、海情、风速等对导引头开机距离、导引头搜索深度和角度、第二次降高后的高度、是否采用近炸功能、齐射时的

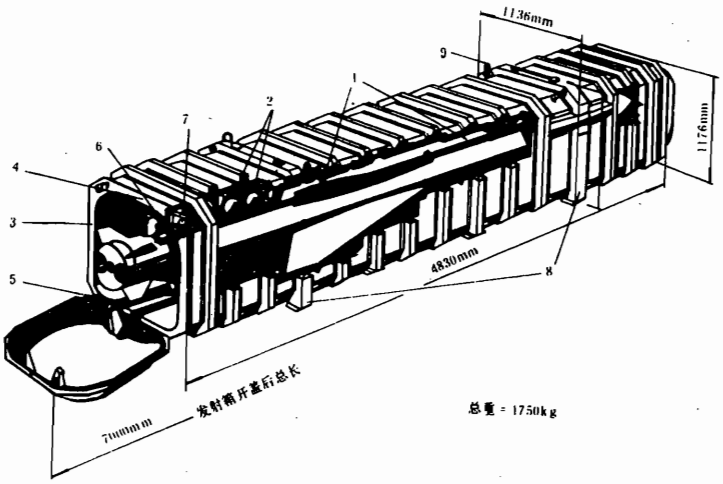


“飞鱼”MM38舰对舰导弹的舰上系统

1．发射装置　2．防冰设备　3．27伏电源盒　4．接线盒　5．发射箱关闭系统　6．转换开关　7．坐标转换器　8．监控器　9．程序箱　10．陀螺测量设备　11．变流器　12．指控台

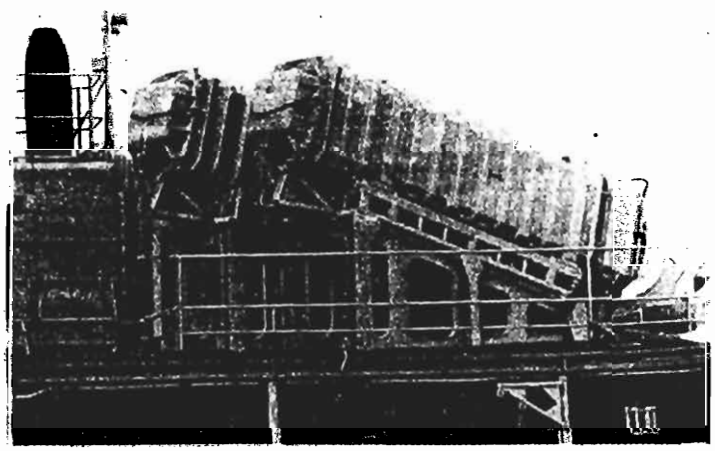
互相干扰等一系列的问题作出合理的选择和决策。导引头开机距离由惯导精度、目标的速度、射程远近等因素确定，一般操作员仅在15、12或8千米三档中选择，特别是当目标距离不能精确测定时应选较大的档次。搜索深度和角度同样有三档供操作员选定。第二次降高所降至的高度主要根据海情的高低来选定，高海情下（5～6级）选为8米，中海情下（3～4级）选为4.5 米，低海情下（0～2级）选为2.5 米。是否装定近炸功能主要根据目标的大小和海情的高低来确定，当目标较大，海情较低时，可取消近炸功能。齐射时操作员还要考虑相互干扰的问题。

该系统以两枚为一组，使用时只能一组一组顺序发射。装两枚导弹的系统（包括导弹和发射箱）重5.7 吨，装四枚导弹的系统重14 .7吨。



“飞鱼”MM38的贮运发射箱

1．发射导轨 2．弹性支承装置 3．程序装置 4．爆炸螺栓 5．弹簧作动器 6．活塞 7．弹簧锁 8．主支架 9．吊环



装于舰上的“飞鱼”MM38的发射装置

发射装置　由发射箱、托架和底座三部分组成。发射箱是一种两端有端盖的贮运发射箱。箱长5500毫米（不包括端盖为4830毫米），宽1136毫米，高1176毫米，重1750千克（包括一枚导弹）。箱壁用钢板制造。外面焊有15条加固框和四个主支架。主支架各有一条下伸的固定腿，其顶端有吊环。箱内有悬挂式发射导轨、弹性支承装置、发射箱工作程序装置、弹簧作动器、弹簧锁及防冰设备等。导弹悬挂在发射导轨上，用弹簧锁锁定。发射导轨通过12个弹性减震装置连在箱体上（发射时可用活塞锁定），使导弹免受装卸和运输中出现的冲击和震动的损伤。端盖内连弹簧作动器，外下侧有转轴。端盖用爆炸螺栓固定在箱体上。箱内充有压力比大气压略高的氮气。箱与盖之间有密封装置。箱与舰用四条电缆相连。

底座和托架是用钢材制造的。底座固定在舰艇甲板上，其上端面倾斜12°，托架固定在底座上斜面上。发射箱通过其主支架下伸的腿固定在托架上。

发射程序结束时，发射箱的程序装置首先令爆炸螺栓爆炸，接着弹簧作动器使箱盖打开。同时松开弹簧锁，活塞锁定发射导轨，使导轨由弹性支持状态转为锁定状态，使导弹保持在舰坐标系确定的位置上（主发动机偶然点火，纵向锁定可使导弹不动），最后助推器点火，纵向锁定松开，导弹沿导轨射出发射箱。

作战使用

系统组成与功能　系统由发射舰和导弹组成。每艘导弹舰均是一个独立的作战单位，能有效地攻击舰载雷达视距内防御能力和电子干扰能力较弱的各种目标。装备快艇可用于近岸防御，装备大舰可用于远洋作战。

工作过程　包括射前的发射过程和射后飞行过程两大部分。

射前的发射过程按下列发射程序进行。

任务阶段	操　作	程序和时间	导弹状态	时　间	可逆不可逆
进入作战区	发射舰驶向作战区		静止状态	不　定	
已进入作战区	按起动按钮（预热阶段）	导引头磁控管预热（60秒）	预　热	60　秒	可逆
			导弹预热	不　定	可逆
雷达探测和显示舰艇机动	按条件按钮	陀螺起动（30秒）	正常状态	30　秒	可逆
			导弹准备	不　定	可逆
导弹瞄准	按瞄准按钮	调节航向陀螺（6秒）	瞄　准	6　秒	可逆
			导弹已瞄准	不　定	可逆
导弹发射	按发射按钮	导弹发射	发射程序	2～5秒	可中断
			发动机已点火		不可逆

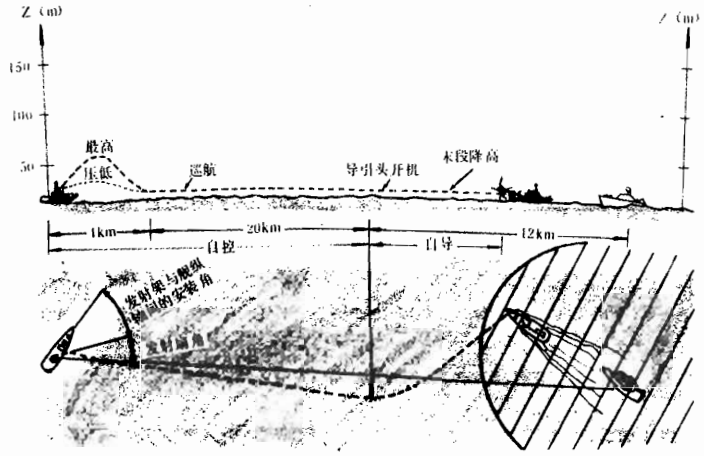
发射之后的整个飞行过程大致可分为三个阶段：初始段（或发射段）、自控段和自导段。

从导弹离开发射箱到开始在15米高度上巡航飞行为初始段。在这段中，导弹以大约12°的仰角离开发射箱后，在助推器推进下，先爬升至离海面约30米的高度（最大不超过75米），此时助推器燃完，主发动机启动，弹上控制系统开始工作。导弹在高度表和航向陀螺信号的控制下，一面下降，一面使飞行航向转到航向陀螺转轴指定的航向，即使导弹的纵轴与航向陀螺的自转轴一致。当导弹降至离海面为15米高时转为水平巡航飞行。

从开始巡航飞行（离发射舰约4千米处）到惯导终点为自控段。在该段的飞行中，导弹在高度表和惯导系统控制下，稳定在15米的高度上以280 米/ 秒的速度直线飞行，飞至离目标约12千米（由操作员射前装定）时，导引头开机。当导引头捕获目标，并开始提供制导信息时，自控段结束。由于采用惯导系统，自控段终点横向和纵向的偏差都很小。

从自控段结束至导弹撞击目标为自导段。导引头开机后很短时间内就能捕获目标。在离目标约10千米处，

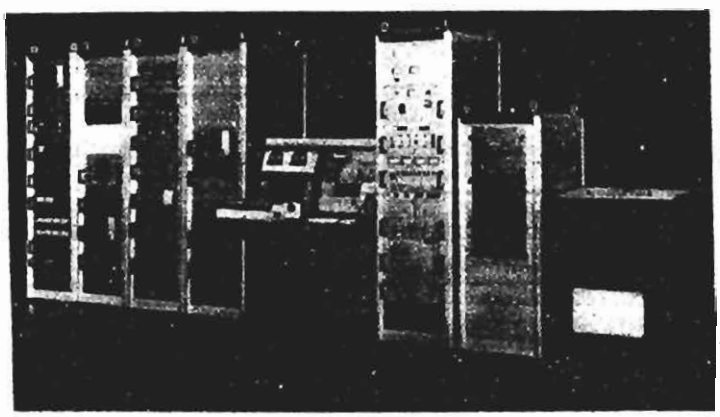
导弹按预定程序下降到离海面8米的高度上飞行。下降的同时，为了迅速消除自控段的横向偏差，导弹先转向目标方向。然后由导引头提供制导信号，按比例导引规律控制导弹飞行。当飞至离目标约5千米时，导弹第二次下降，降至离海面8米、4.5米或2.5米（视海情射前装定）的高度上飞行。飞至离目标的距离约为300米时，开始向目标俯冲攻击。战斗部穿入舰内爆炸。在高海情，而目标又很小的情况下，导弹不能直接命中目标。在这种情况下应用近炸引信，破坏目标的上层建筑。



“飞鱼”MM38的飞行弹道图

检测与维修 “飞鱼”导弹的维修包括导弹的维修和舰上系统的维修两部分，维修均分为三级，测试设备对各型导弹是通用的，仅接口有所不同。

导弹的维修。一级维修在舰上进行，主要是定期进行检查，一般每半个月进行一次检查。二级维修在岸上进行。装舰一年后要上岸进行一次全面的检查，更换有故障的零部件。二级维修不能进行的修理送回工厂进行三级维修。



“飞鱼”导弹的检测设备

从左至右为测量机柜，记录机柜，工作程序机柜，转换机柜，操纵台，导引头匹配机柜，接线机柜，直流电源

舰上系统的维修。一级维修在舰上进行，主要是定期进行检查，二级维修在岸上进行，有条件的也可在舰上进行，通过一个设备箱和一个接线盒可对发射设备进行检查。三级维修在工厂进行。

系统特点　主要特点：（1）采用掠海飞行弹道，从而提高了导弹的突防能力。（2）采用半穿甲延时爆破型战斗部，不但战斗部重量小，而且导弹也可小型化。（3）采用扇面发射。

发展与改进

1967年开始研制，1971年7月～1972年厂方进行了研制和定型试验，发射了6枚惰性弹，第一枚是陆上发射试验，未装末制导系统，其余5枚是海上发射的，装有除战斗部外的全部设备。定型期间发射了4枚战斗弹，全部取得成功。从1972年定型开始至1974年夏，法国海军，随后英国和联邦德国海军联合对“飞鱼”MM38进行了作战考核试验。该试验分三个阶段进行。第一阶段发射了15枚导弹，13枚获得成功；第二阶段发射了10枚导弹；第三阶段发射了15枚导弹。总共发射了40枚导弹，38枚获得成功。

1974年试验中被“飞鱼”MM38击中的“勇敢”号退役护卫舰

“飞鱼”MM38定型后，法国航空航天公司进行了多次改型发展。至今已发展和装备的型号有“飞鱼”MM38岸对舰导弹、AM39空对舰导弹，MM40舰对舰和岸对舰导弹，SM39潜对舰导弹。目前正在“飞鱼”的基础上发展“超音速反舰导弹”。　　（唐钟潇）

飞鱼(Exocet) MM40

“飞鱼”MM40舰对舰导弹从发射箱中发射

概　述

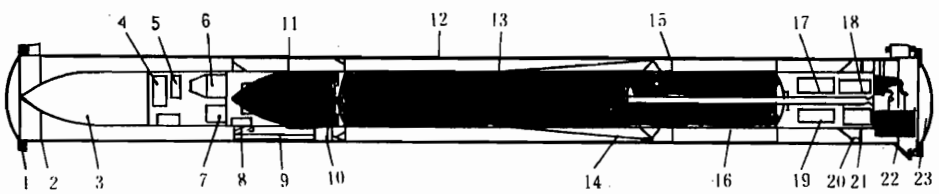
“飞鱼”MM40是法国航空航天公司在“飞鱼”MM38和“飞鱼”AM39的基础上发展的一种高亚音速、掠海飞行、超视距作战反舰导弹。七十年代，反舰导弹开始向中、远程方向发展，法国航空航天公司便利用其“飞鱼”MM38和AM39的已有技术和设备，以较小的研制费用，发展这种较便宜的中程反舰导弹来保持其获得的国际市场。该导弹有舰对舰型和岸对舰型。1973年开始研制，1980年完成鉴定试验。总共试射了110 枚，102 枚获得成功，两次实验打靶均直接命中“巴斯克人”号靶舰（废弃的护卫舰）。1981年初开始装备部队。法国海军用该导弹装备C 70型驱逐舰和A 69型护卫舰。另外还出售到卡塔尔、阿根廷、巴林、哥伦比亚、阿拉伯联合酋长国、科威特、阿曼、突尼斯、马来西亚、印度尼西亚、摩洛哥、喀麦隆等国。导弹的价格比“飞鱼”MM38略贵些。

主要战术技术指标

目标	各种水面舰船	翼展	1.135m
最大射程	大于70km（有动力段64k m）	尾翼展	760mm
巡航高度	中段15m，末段 3 ～ 5 m	发射重量	855kg
巡航速度	M＝0.93	发动机	一台固体火箭主发动机和一台固体火箭环形助推器
命中概率	约95％		
可靠性	一年内不需维修	制导	中段简易惯导，末段主动雷达导引头；直升飞机超视距目标定位
发射方式	±90° 扇面发射		
作战环境	全天候	战斗部	半穿甲爆破型，重165kg，触发延时引爆引信
弹长	5.78m		
弹径	350mm		

导　弹

布局与结构　MM40的布局和结构与MM38基本相同，但弹长、弹径和翼展都有所增大，最主要的不同是采用了折叠式弹翼和尾翼。弹内各部件配置方案也与MM38基本相同，但各件大都作了相应的改进。



“飞鱼”MM40导弹及其贮运发射箱的结构图

1．可弹开的发射箱前盖　2．前套　3．自动导引头　4．指令制导计算机　5．高度表　6．垂直陀螺　7．航向陀螺　8．高度表天线　9．前垫块　10．引信　11．战斗部　12．玻璃纤维贮运发射箱　13．巡航发动机　14．折叠弹翼　15．后垫块　16．环形助推器　17．弹上热电池组　18．舵机　19．变流机　20．操纵舵面　21．舵机放大器　22　后套　23．可弹开的发射箱后盖

动力装置　由法国火药和炸药公司研制的长喷管固体火箭主发动机和固体火箭环形助推器串联组成。固体火箭环形助推器与MM38的助推器基本相同。主发动机作了较大改进，采用钢材壳体比MM38轻合金壳体薄，从而提高了装药比；采用比AM39更高能量的推进剂药柱；增加了发动机长度，

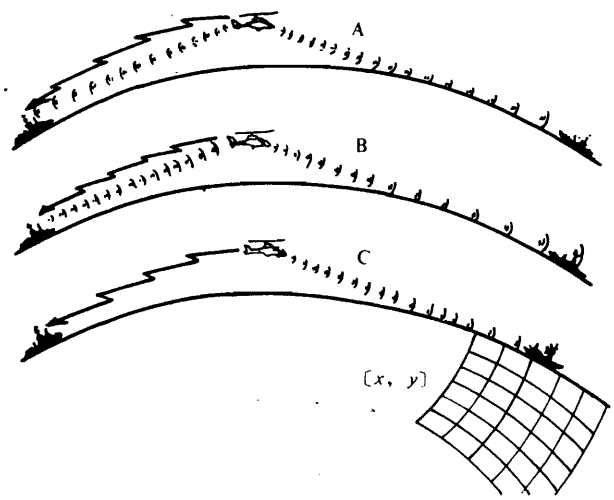
制导与控制　包括简易惯导系统、高度表、主动雷达导引头和舵面操纵系统等设备。简易惯导系统、高度表等与MM38基本相同，但航向陀螺有更大的预置角，使发射扇面达±90度。

探测、发射和指控

探测和跟踪　目标在舰载雷达视距内，直接用舰载雷达探测和跟踪；目标在舰载雷达视距外，用中继站进行目标探测和跟踪。由于MM40最大射程为70千米，所以仅增加对超视距目标进行测定，导弹仍保持完全自主制导，不进行修正制导。中继站位于发射舰和目标之间的适当地方，通常用直升飞机，也可用其它飞机、水面舰艇或陆上雷达。中继站上大概装有一部跟踪雷达、一台用于数据传输的超高频/甚高频无线电收发报机、一个陀螺罗盘和一应答机。在发射舰上则相应的装备一部监视雷达、一部跟踪雷达、一部敌我识别询问机和一套超高频/甚高频收发机。

MM40可有三种超视距目标测定方式。（A）直升飞机（中继站）探测和跟踪目标，发射舰决定相对坐标方式。这种方法是直升飞机用机上跟踪雷达测定目标的距离和方位，并通过高频或甚高频无线电收发机将目标数据发送给发射舰。而发射舰则利用监视雷达和敌我识别器测定直升飞机的方位和距离，然后由发射舰上的计算机计算导弹所需的参数。（B）直升飞机搜索、双跟踪以及计算处理方式。直升飞机用双跟踪雷达搜索和跟踪目标和发射舰，用机上计算机计算目标相对于发射舰的距离和方位。然后将计算结果发送给发射舰。（C）坐标网方式。直升飞机借助陀螺罗盘与发射舰始终保持在同一基准坐标网上，直升飞机将测得的目标坐标（x、y）发射给发射舰，发射舰再将此数据转换为导弹发射所需的数据。

直升飞机探测目标时，应爬升到可探测到目标的最低高度，以极少次数的雷达扫描测定目标的坐标，并发送给发射舰，然后直升机迅速下降，以此减少被敌方发现和攻击的机会。



MM40导弹武器系统超视距目标测定方式

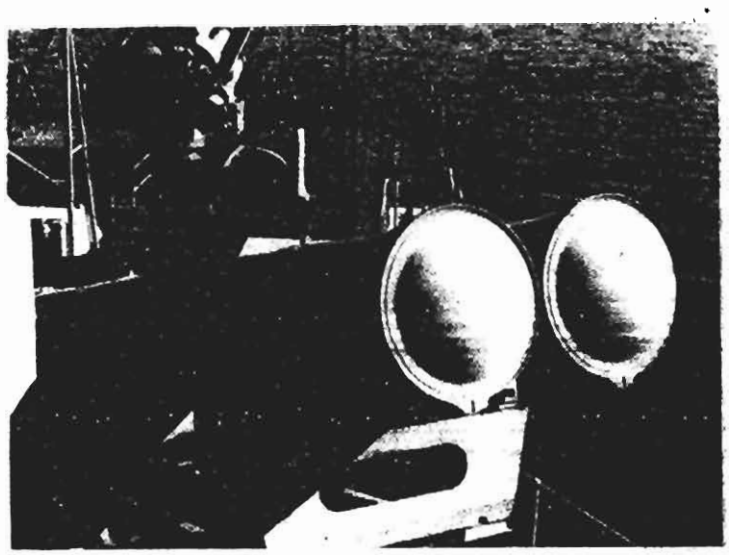
A图是直升飞机搜索和跟踪目标，发射舰决定目标坐标方式

B图是直升飞机进行双跟踪和进行数据处理方式

C图是坐标网方式

指控设备　MM40导弹用轻型火控系统指挥发射，MM38也可以应用该系统。该火控系统，由控制面板、中央机柜、网络稳定器（变流机）、连接板和发射架组成。控制面板位于作战室内，由一名操纵手操纵，它自动显示导弹发射程序的进展情况，可同时准备四枚导弹的发射，在海面平静的情况下，60秒钟内可发射四枚导弹。中央机柜进行导弹的发射计算并控制发射程序。连接板可以直接通过人工操纵将导弹与轻型火控系统连接起来。这种轻型火控系统采用数字技术进行控制，可控制8枚导弹的发射，重量轻（不包括发射架重2200千克），体积小，便于装到各种类型的舰船上。

发射装置　由贮运发射箱和底座组成。MM40改用了圆柱形贮运发射箱。该箱由玻璃纤维制造的圆柱形箱体和前、后可弹端盖组成。在两端盖内都有一导弹定位套，对导弹的头部和尾部进行定位。在箱内导弹战斗部和助推器的部位有垫块，防止导弹在箱内震动。发射箱长6.2米，直径650毫米，重390千克，装弹后总重1250千克。发射箱装在直接置于舰艇甲板上的发射架底座上。有并列双联、三联和叠置双联、四联、六联多种。并列双联发射架占用舰面空间5800×1410×2800毫米，叠置六联发射架占用6060×2070×3340毫米。由于采用了折叠弹翼，原装一枚MM38导弹的空间现可装四枚MM40导弹，从而加强了单舰的火力。发射仰角17～20度，为了在波动时能在规定的仰角范围内发射导弹，在发射架附近装有一套陀螺阻尼装置，以测定发射架实时相对于水面的发射仰角。

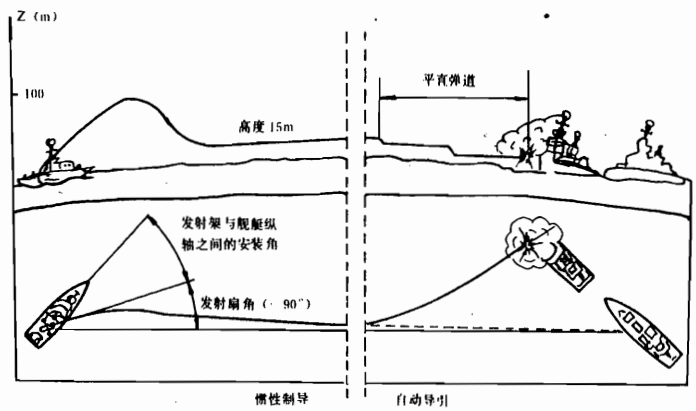


MM40并列双联发射装置

作 战 使 用

工作过程 发射舰进入作战海域后，先由目标探测设备（包括中继站）探测和识别目标。发现目标后，发射舰机动到发射阵位，火控系统进行数据处理，并对弹上导引头磁控管进行预热，随即启动弹上陀螺。然后按下瞄准按钮，航向陀螺对准目标。最后按下发射按钮，将数据输入导弹，导弹点火发射。

该导弹的飞行弹道与“飞鱼”系列其它导弹的弹道相同。在水平剖面上，其制导可分两个阶段，即中制导段与自动导引段。在中制导段，导弹利用其惯导平台进行制导，能对各种外部影响如风力自动进行修正。自动导引段从导引头开机到撞击目标为止。在发射前导弹已装定导引头开机时间和搜索范围，当导引头搜索到目标并锁住之后，即按比例导引规律将导弹导向目标。在垂直剖面上，导弹由与惯导平台相结合的无线电高度表来控制，实现掠海飞行弹道。弹道的最高点不超过60米，标定值为30米。巡航飞行高度为15米，当距目标10千米时降至8米，距目标5千米时，导弹降低到最后高度，它视当时的海情而定，有8、4.5和2.5米三种。导弹



“飞鱼”MM40导弹的飞行弹道

击目标的情况与“飞鱼”其它型号的情况相同。

检测与维修　导弹在舰上只定期进行检查，一般半个月检查一次，这称为一级维修。装舰一年后应上岸进行二级维修。二级维修用专用检测台对导弹进行全面的检查，并可用备件更换有故障的部件。

（唐钟藩）

MM-15

MM-15舰对舰导弹从四联装发射架上发射（模型）

MM-15是法国航空航天公司在AS-15-TT基础上研制的全天候轻型舰对舰导弹，目前正在研制中。主要战术技术指标为：

作战目标	小型舰艇
射程	15km
飞行速度	280 m/s
巡航高度	10m
命中概率	接近1
作战环境	全天候
抗干扰性	雷达采用了频率捷变和脉冲压缩技术
弹长	2.30m
弹径	180mm
翼展	530mm
发射重量	100kg
发动机	一台固体火箭主发动机，一台环形助推器
制导	指令制导
战斗部	半穿甲爆破型，重30kg

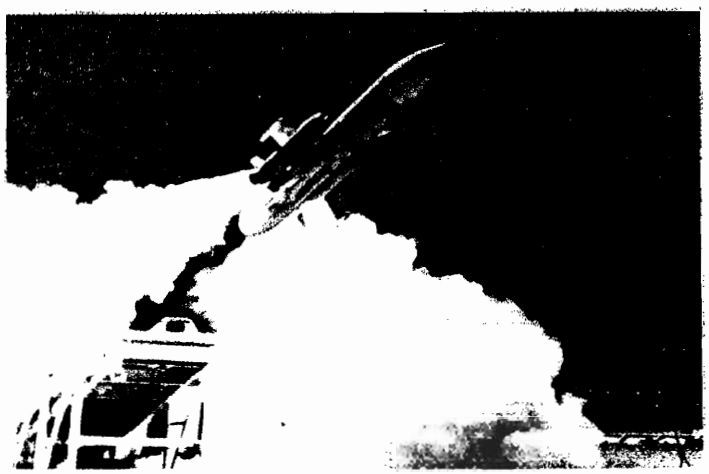
MM-15舰对舰导弹武器系统与AS-15-TT岸对舰导弹系统很相似，主要由导弹、火控系统和发射装置等组成。导弹与AS-15-TT同；目标探测和导弹指控仍用汤姆逊公司的AGRION-15雷达，雷达天线装在舰艇桅杆上，其电子设备和控系统装在舰艇内；两个四联装固定箱式发射架倾斜地置于支座上。

该弹主要装备各种小艇，在近岸或岛屿之间的狭小海域内执行作战任务。该武器系统模型1984年在法恩伯展览会上展出，已有中东国家与法国航空航天公司签订了购买合同。　　（盛德林）

奥托马特I (Otomat I)

概　述

“奥托马特”是意大利的奥托·梅拉腊（Oto melara）公司和法国马特拉（Matra）公司联合研制的程反舰导弹。1967年埃及用“冥河”导弹击沉以色列的驱逐舰之后，西方国家纷纷发展反舰导弹，“奥托马”计划就是在这种形势下出现的。“奥托马特”是西方第一个采用小型涡轮喷气发动机推进的超视距作战的



“奥托马特Ⅰ”在陆上进行发射试验

反舰导弹。其发展可分为两个阶段，第一阶段实现有效射程为60千米的“奥托马特Ⅰ”，第二阶段实现最大射程为180 千米的“奥托马特Ⅱ”。先后发展了“奥托马特”岸对舰导弹，现在正在发展其空对舰型。法国和意大利都享有独立的生产权和出售权。生产中两国都逐步推行国产化，因而就出现了意大利“奥托马特”和法国“奥托马特”。该弹1968年由意大利和法国分别开始进行研制，1970年联合，1977年定型生产，除装备法国和意大利海军外，还出售到埃及、英国、利比亚、秘鲁、委内瑞拉和尼日利亚等国。装备各种水面舰艇（包括水翼艇）60多艘。1983年“奥托马特Ⅰ”单价约为28万美元。

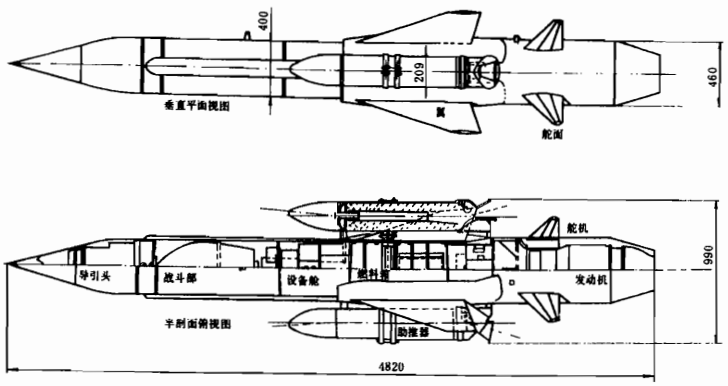
主要战术技术指标

作战目标	大、中型水面舰艇	弹长	4.82m
射程	有效60km，最大80km	弹径	前段400mm，后段460mm
飞行速度	M=0.7～0.93	翼展	1.196m
巡航高度	30m	发射重量	770kg（无助推器550kg）
命中概率	射程60km时为90%	发动机	两台固体火箭助推器，工作时间4s
	射程80km时为80%		一台Arbizon ⅢB涡轮喷气发动机
发射方式	全向发射	制导	惯性＋主动雷达末制导
反应时间	30s	战斗部	半穿甲爆破型，重210kg，装药65kg

导　弹

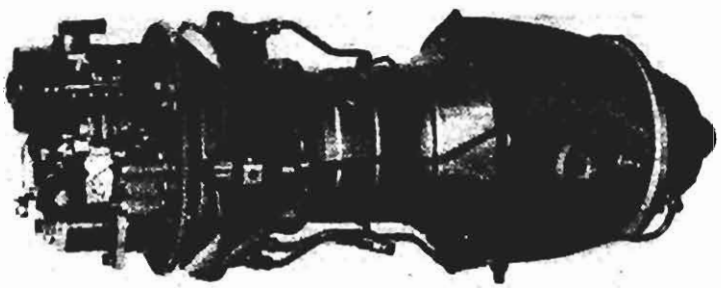
布局与结构　圆柱形弹体（前、后段直径略有不同），锥形头部，尾部为锥柱形。四个凸出的进气口和进气道呈X形配置，从弹体中部向后延伸至尾翼前部。四个弹翼装在进气道整流罩上，其后在各自对应的流线上装有操纵尾翼。两台固体火箭助推器分别装在弹体两侧两进气道之间。导弹由五个舱段组成：头舱装有导引头及其电子设备；战斗部舱装有战斗部和引信；设备舱内装有陀螺平台、计算机、高度表、自动驾驶仪等；燃料舱内装有燃料箱和润滑油箱；发动机舱内除装有一台涡轮喷气发动机外，还有舵机等。

动力装置　由一台主发动机和两台助推器组成。主发动机是法国微型涡轮发动机公司研制的“阿比左”（Arbizon）ⅢB型涡轮喷气发动机。它主要由两级空气压缩机（第一级轴流式、第二级离心式）、一级涡轮、环形燃烧室和尾喷管组成，附件装在发动机头部的中间圆锥体内。该发动机长1.361 米，直径410 毫米，燃烧室直径405 毫米，净重115 千克，涡轮转速32000 转/ 分（连续工作），33000转/ 分（起飞状态），压缩比



“奥托马特Ⅰ”导弹外形与部位安排

5.5，质量流量6千克/秒，起飞推力3777牛，续航推力3237牛。燃料消耗比起飞时为31.87毫克/牛秒，续航时31.44毫克/牛秒。工作时间：起飞2秒，续航30分钟。导弹携带燃料60千克。尾喷管向外倾斜的圆柱形固体火箭助推器直径为202毫米，工作时间为4秒。



“阿比左ⅢB”型涡轮喷气发动机

制导与控制　惯性加主动雷达末制导体制。惯导系统发射前能在±200°范围内装定方位角。导引头为法国汤姆逊—CSF公司研制的双轴单脉冲主动雷达。该导引头采用卡塞格伦天线和自动调频超外差接收机，工作在X波段，并可在该波段内选定不同的频率（工厂装定），距离搜索范围6千米，可跟踪干扰源和抗距离拖引干扰。在导弹飞行的最后15秒（或离目标6.4千米）时，导引头接通，并按比例导引规律导引导弹。

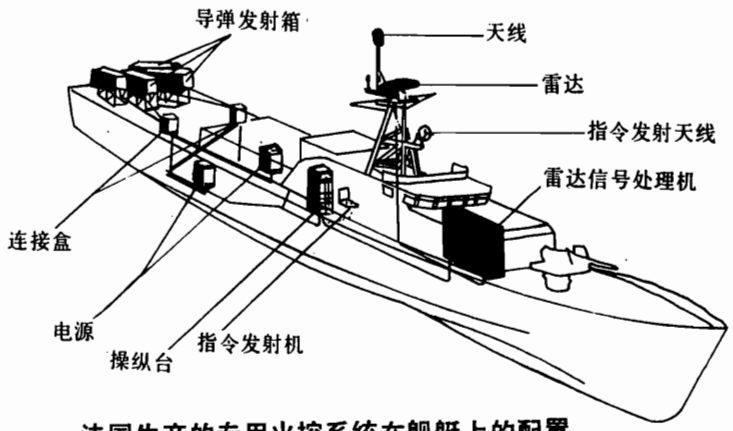
战斗部　半穿甲爆破型，重210千克，内装高能炸药63千克。能穿透40毫米厚的镍铬不锈钢板。仅装有触发引信。如果在60千米以内命中目标，弹上还有35千克燃料没有燃完，这可使总破坏效果大于单纯战斗部的破坏效果。

探测、发射和指控

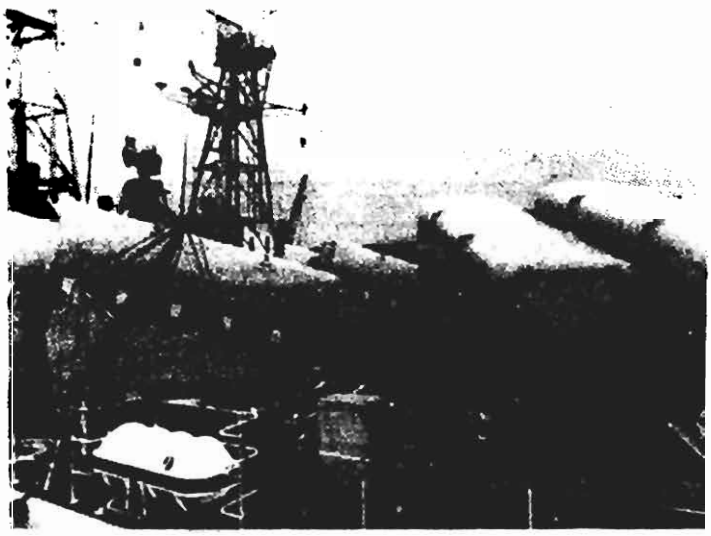
探测设备　用舰艇上的通用雷达、电光设备等探测目标，对小艇的探测距离为33.3千米，对大舰的探测距离为40.7千米。

火控系统　法国研制的一套“奥托马特”专用设备包括控制台、数据处理机、指令发射机、电源和接线盒等。这套设备可装于100吨以上的任何舰艇上。控制台和数据处理机总重0.5吨，能控制2～4枚导弹的发射。

发射装置　用专用贮运发射箱发射。玻璃增强塑料制造的长方形贮运发射箱长4.60米，宽1.40米，高1.30米，重1200千克（包括内装一枚导弹）。发射箱固定在简单的钢架支座上。



法国生产的专用火控系统在舰艇上的配置



“奥托马特Ⅰ”的贮运发射箱

作战使用

系统组成和功能 全武器系统主要由“奥托马特Ⅰ”型导弹和发射舰组成。该系统有较大的作战半径，不仅可用于近海防御作战，而且是远洋作战的有效武器。

工作过程 首先由探测设备对目标进行探测，并把测得的目标数据和本舰的运动数据一起送给处理机，计算发射诸元，然后由操作员通过指挥控制台输入待发的导弹，导弹以15°的仰角发射。

“奥托马特Ⅰ”的飞行弹道可分为五段，第一段从发射到最高点按弹道式弹道飞行。在此段内助推器把导弹推至120 米的高度，涡轮喷气发动机起动（点 2），助推器在点 3 处脱落，同时弹上制导设备开始启动，至弹道最高点时，涡轮喷气发动机达到额定巡航推力。

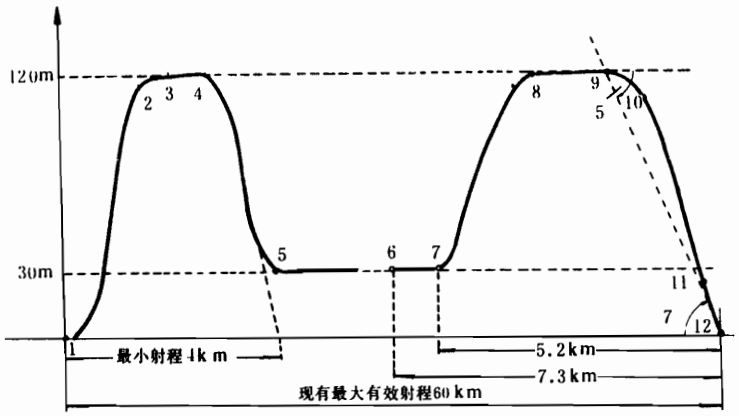
第二段从弹道最高点到末制导雷达开机。导弹越过弹道最高点后，在高度表控制下，从点 4 开始下降，同时航向转向目标方向，下降至离海面30米的高度时，转为水平巡航飞行（从点 5 至点 6 ）。这个阶段导弹由惯导系统和高度表控制。

第三段从点 6 开始至点 9 。根据预先计算结果，导弹飞至点 6 处，离目标的距离为 7 千米。此时末制导雷达开机，捕获目标后继续在30米高度上飞至离目标 5 千米处（点 7 ）时，导弹开始爬高，在 120 米高度再平飞，

弹对目标进行方位瞄准（点 8 到点 9）。这种爬高能较好抓住真正的目标，避开诱惑干扰和使防御火力不易瞄准导弹。

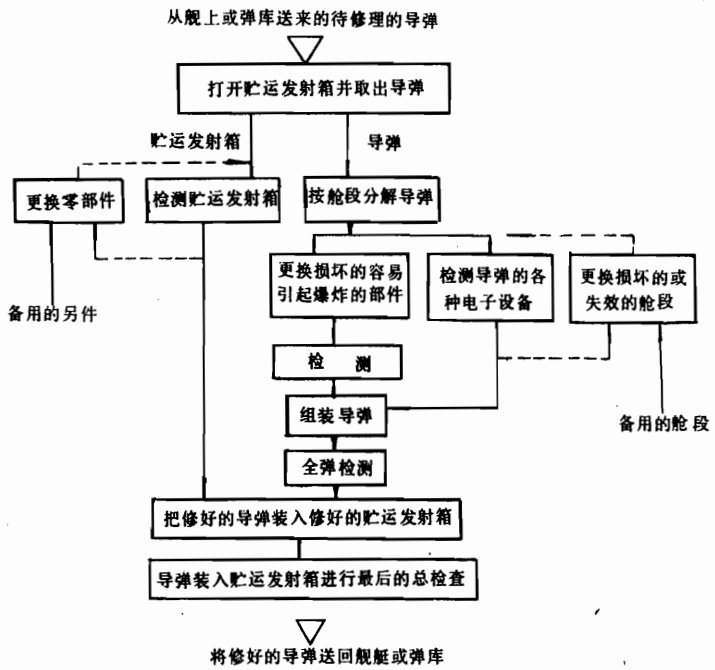
第四段，当导弹与目标瞄准线的夹角等于或超过 5° 时（点 9）进入第四阶段飞行，这时导弹轴线在俯仰方向上也对准了目标，即开始向目标俯冲。

第五段，第四段开始后一秒钟便进入第五段飞行，导弹按比例导引规律飞行，校正回波起伏引起的偏移。命中目标的角度为 7°。



“奥托马特Ⅰ”型导弹的飞行弹道

检测维修　导弹在贮运发射箱内一年不需维修。平常只需用遥测设备定期从箱外进行检测。当发现箱内导弹有故障需要维修时，其维修程序如下。



发展与改进

1968年意大利和法国各自制定了一个几乎完全相同的反舰导弹研制计划，1970年两国将计划正式合并，同年开展发动机、导引头等部件的研制和试验。1972年开始进行全弹飞行试验，1973年飞行试验结束（工厂级试验）。1975年进行定型试验，1976年开始小量生产，至1977年开始批生产，并装备部队。

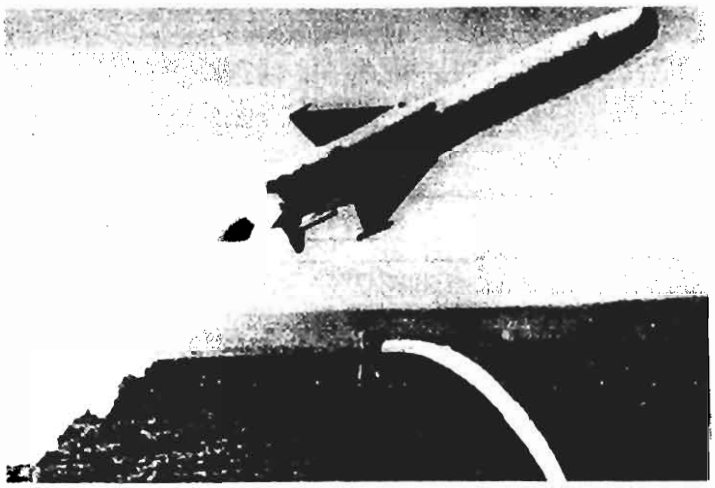
〔意〕“鹞”(Sparvièro)级水翼艇发射“奥托马特”

虽然“奥托马特”射程最大能达到180～200千米，但由于没有超视距制导系统、实际有效射程只有60千米。为了使导弹在作战中能使用其可达射程，1978年前后，法国和意大利都分别试验了各自研制的超视距制导系统。并把可实行超视距制导的导弹称为“奥托马特Ⅰ”。此外还在“奥托马特Ⅰ”的基础上发展了岸舰型“奥托马特”，目前正在发展空舰型“奥托马特”。意大利还在“奥托马特”的基础上发展“奥托马赫2”超音速反舰导弹。 （盛德林）

奥托马特Ⅱ(Otomat Ⅱ)

概　述

“奥托马特Ⅰ”是意大利奥托·梅拉腊公司和法国马特拉导弹公司联合研制的超视距制导舰对舰导弹，是“奥托马特Ⅰ”的增程型。该导弹实际上有两种型号：一为意大利型“奥托马特”，意军称为“特塞奥（Teseo）；一为法国型“奥托马特”，有时称为“增程奥托马特”（ERATO）。虽然这两种“奥托马特”的许多部件和分系统不同，但主要特征都是增加了超视距制导系统，使“奥托马特Ⅰ”原已具备的射程得到发挥。“奥托马特Ⅱ”计划实际上是“奥托马特”计划的第二阶段。早在1969年就已开始超视距制导设备的研制，但直至七十年代末，八十年代初才取得海上试验的成功。1984年每枚“奥托马特Ⅱ”的价格为56.8万元。

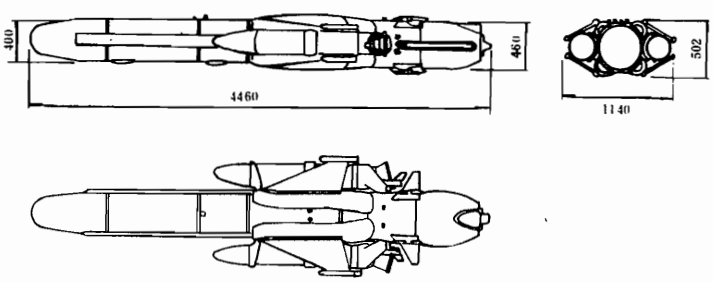


“奥托马特Ⅰ”型舰对舰导弹

主要战术技术指标

目标	各种水面舰艇	弹径	前段400mm，后段460mm
射程	100～180km	翼展	1.36m，折叠后1.14m
巡航高度	25m	重量	770kg，无助推器时550kg
飞行速度	M=0.9	发动机	一台ARBIZONⅠB型涡轮喷气发动机，两台固体火箭助推器
发射方式	全方位	制导	惯性中制导，超视距修正制导，主动雷达末制导
抗干扰能力	导引头能抗距离拖引干扰	战斗部	半穿甲爆破型，重210kg、炸药65kg
作战环境	3～4级海情		
可靠性	一年内不需维修		
弹长	4.46m		

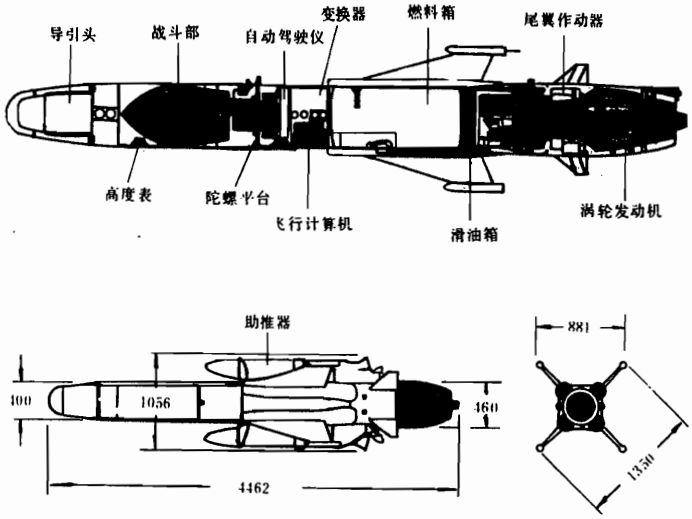
导　弹



法国折叠翼“奥托马特Ⅰ”

“奥托马特Ⅰ”导弹的外型、内部结构配置、推进系统、惯导系统、战斗部等与“奥托马特Ⅰ”基本相同，所不同的是尖形头部改为卵形头部；法国型采用了折叠弹翼；意大利型采用了本国特塞奥公司研制的SMA-SF 2型单轴主动雷达导引头；战斗部增加了近炸引信；为了适应超视距制导的需要，弹上增加了一个无线电收

发机。

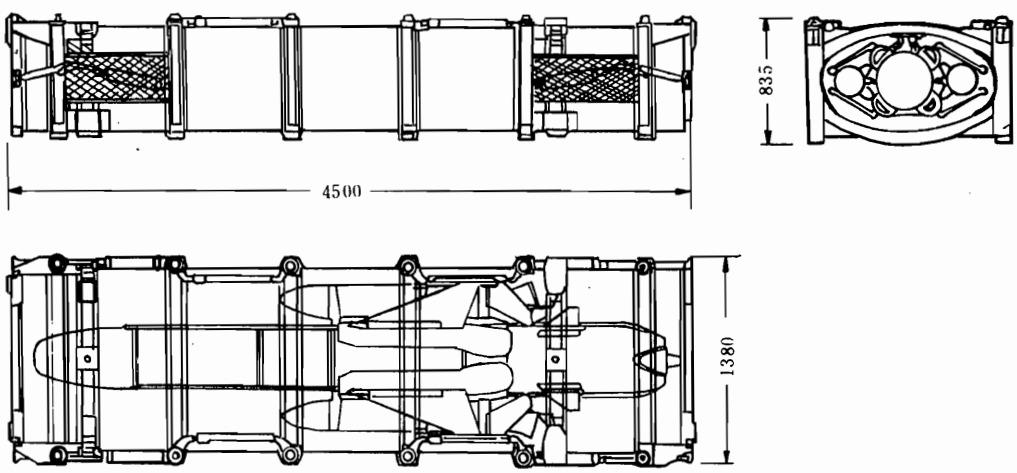


意大利型“奥托马特Ⅰ”

探测、发射和指控

目标探测 当目标在舰载雷达视距内时，用舰上通用雷达或电光系统进行探测。当目标在舰载雷达视距外时，用第二制导站（如直升飞机、其他舰艇等）上的雷达探测。

发射装置 1980年法国对折叠弹翼的“奥托马特Ⅰ”导弹设计了一种近似椭圆柱形的贮运发射箱。箱长4.50米，宽1.38米，高0.835 米，重205 千克，比原箱体减轻了225 千克。原放一枚导弹的空间可叠放两枚导弹，使单舰的火力提高了一倍。



椭圆柱形发射箱的三面图

指控系统 法国和意大利为其国产化“奥托马特Ⅰ”各自研制了一套超视距制导系统。

法国的超视距制导系统称为发射指控系统（Clio），它由原“奥托马特Ⅰ”舰上系统、舰载直升飞机、

舰载接收机和指令发射机、导弹跟踪器，以及弹载指令接收机等组成。直升飞机的主要任务是搜索、跟踪目标，并实时地将目标的位置参数连续不断地发送给发射舰。发射舰在发射导弹之前，利用直升飞机发送来的数据计算导弹飞行弹道。导弹发射后，利用直升飞机发送来的实时目标数据计算修正指令，最后由指令发射机将修正指令发送给飞行中的导弹。

意大利马可尼公司为“奥托马特Ⅰ”研制的超视距制导设备，主要有PRT401、PRT402、PRT403、PRT404和PRT405五种功能各异的收发机。

PRT401收发机装在发射舰上，用于对制导直升飞机、导弹或第二制导舰进行跟踪定位，对导弹进行修正制导。

PRT402收发机装在导弹上。其功能应包括：（1）与发射舰或制导站建立无线电联系，（2）接收制导站发送来的修正飞行弹道的指令，（3）将修正指令转送给自动驾驶仪实现飞行修正。

PRT403收发机装在制导直升飞机上，用于目标定位和导弹的超视距制导（改变导弹的飞行方向）。

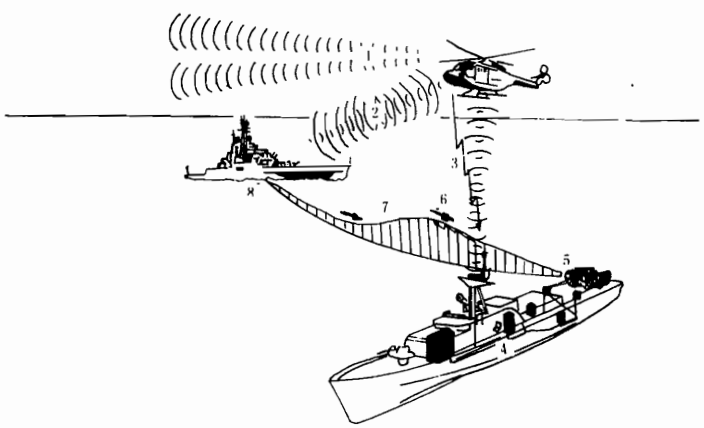
PRT404收发机可能装在第二制导舰上，用于与发射舰建立联系，并对导弹进行接力式制导。

PRT405收发机可能也装在直升飞机上，用于与发射舰建立数字通信联系，使发射舰能精确地确定直升飞机的实时位置。

作战使用

系统组成　全武器系统主要由“奥托马特Ⅰ”导弹、发射平台（各种水面舰艇）、探测制导设备、火控系统、发射装置、直升飞机或第二制导站等组成。

工作过程　法国型“奥托马特Ⅰ”超视距制导的发射指控系统（Clio）工作过程如下图所示。舰载直升飞机在空中搜索目标（1），捕获到目标并对目标进行跟踪（2）。同时通过机上发射机把目标的位置数据由下行线路（3）发送给发射舰，舰上接收机把接收到的数据送给火控系统的数据处理机（4），数据处理机根据目标数据和本舰运动数据计算导弹的飞行弹道。操作员选定待发导弹，将数据输入导弹，并实施发射（5）。发射后，导弹按预定的弹道飞行。与此同时，直升飞机一直在空中跟踪目标，并不断地将移动后的目标位置数据发送给发射舰，舰上数据处理机根据目标的新位置数据计算修正制导的控制指令，然后通过舰上的指令发射机将修正指令发送给飞行中的导弹（6），导弹根据修正指令改变自己的飞行航向（7）。当导弹接近目标时，导弹爬升到某高度上，最后向目标（8）俯冲攻击。该系统于1979年在地中海试验成功，制导距离达100千米。用这种简单的指令修正制导方法，可使作战距离超过100千米。

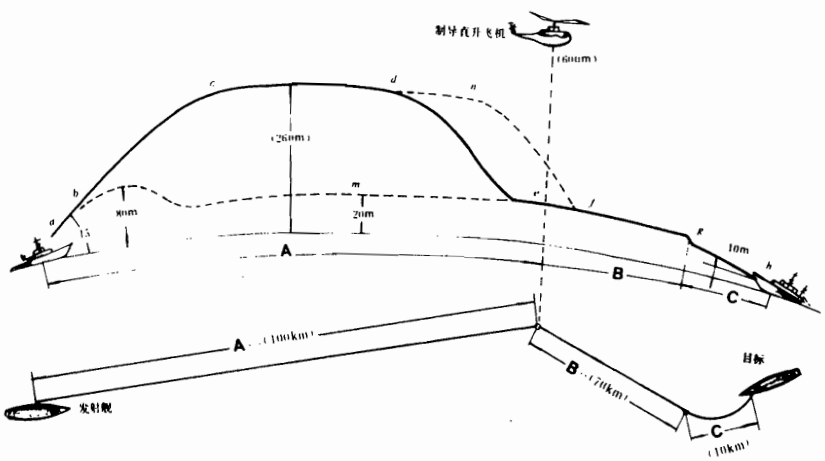


法国马特拉公司设计的“奥托马特Ⅱ”超视距制导系统的工作过程

意大利“奥托马特Ⅰ”的超视距制导方法分为直接制导法和间接制导法。直接制导法首先由直升飞机在空中行目标搜索，发现目标后便对目标进行跟踪并不断地测定目标的位置。通过机上PRT405不断将目标数据

发射给发射舰，发射舰根据直升飞机发射来的数据计算导弹的飞行弹道，组织导弹的发射。导弹发射后按预定的弹道飞行，并通过弹上的PRT402 与舰上的PRT401 建立双向联系。发射舰一方面从直升飞机获得目标的实时位置，另一方面又从导弹上的PRT402 收发机获得导弹的实时位置。舰上计算机根据上述数据计算修正导弹飞行航向的修正指令，并通过舰上的PRT401 收发机发送给导弹。导弹便按指令把航向改变到对着导引头的新开机点的方向。如果没有直升飞机，或许可用另一条舰在发射舰的前方作为制导舰，如果战斗在有高山的海岸附近进行，则可把第二制导站设置在山上。这种直接闭环式超视距制导能达到的射程取决于导弹的飞行高度计算可知，当导弹飞行高度为30米时，可修正的距离为45千米，当飞行高度为300 米时，可修正的距离为 90 千米。

间接制导法是指初期指令制导不是使导弹向着目标飞行，而是向着制导直升飞机飞行，当导弹飞至接近直升飞机时再转向目标方向飞行的制导方法。在准备发射阶段，直升飞机用雷达跟踪目标，并通过机上的PRT403 把目标数据发送给发射舰。发射舰一面接收直升飞机发送来的目标数据，一面通过PRT401 与PRT405 的联系精确测定直升飞机的位置，舰上计算机根据上述数据计算导弹的飞行弹道和编制飞行控制程序。导弹发射后的整个飞行过程可分为A 、B 、C 三个飞行阶段（见下图）。从a 到e 为第一个飞行阶段（A 段）。导弹以15°～20°的仰角发射（a 点），爬升到c点后转为水平巡航飞行，在爬升过程中导弹同时转向对着直升飞机的方向飞行。从c 到d 点的巡航飞行期间，发射舰通过机上PRT405 测定直升飞机的位置，通过PRT 402 测定导弹的位置，并接收直升飞机发来的目标位置数据。舰上计算机根据上述数据计算修正指令，并通过PRT401 发送给导弹。当导弹飞至d 点时，指令制导结束。这种闭环制导结束后，导弹便由制导直升飞机制导，机上计算机根据目标的实时位置计算导弹后段飞行的航向，并由机上PRT403将新的航向数据发送给导弹。导弹通过d点后开始下降，同时根据新的航向指令把航向转向对着目标的方向。导弹降到离海面20米高（e 点）时转为水平巡航飞行。从e 点到g 点为第二阶段飞行（B 段），在此阶段为开环制导，导弹不再向直升飞机发送信号。从g点到n 点为第三阶段飞行（C 段），导弹由导引头控制。导引头在离目标约10千米的g 点开机，捕获目标后进一步降至离海面约10米的掠海高度飞行，直至最后向目标俯冲攻击。



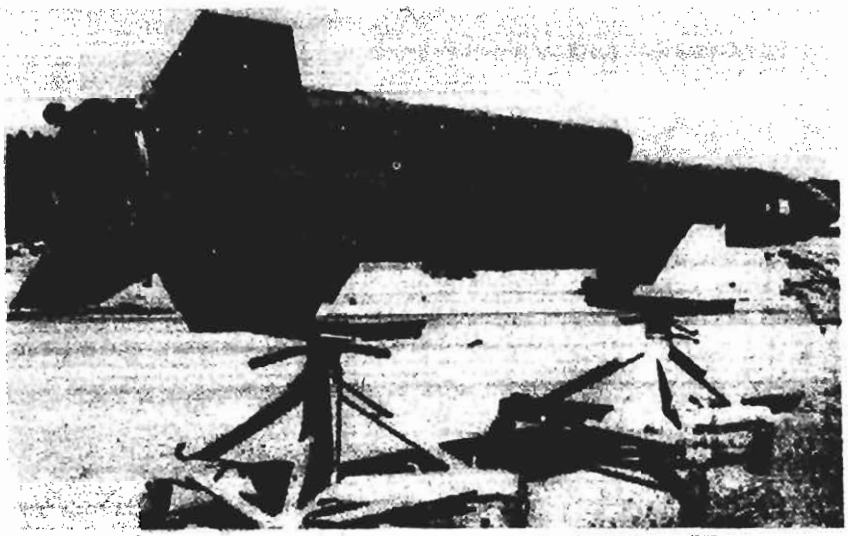
意大利“奥托马特Ⅰ”导弹间接超视距制导时的飞行弹道

制导直升飞机的飞行高度随A 段的距离长短而定，A 段越长，高度越高。一般最大高度为500 ～ 600 米为了确保制导直升飞机的安全，直升飞机离目标的距离应大于目标防御火力的作用半径。图中虚线为另外两可能的飞行弹道。m 表示近程弹道，n 表示远程弹道。图中括号括起来的数字是1982年10月初，意大利海军南太平洋进行的一次间接超视距制导试验的数据。在那次试验中，导弹成功地飞行了124 千米，直接命中了艘退役的驱逐舰。

系统特点　通过采用直升飞机进行超视距制导，使导弹最大实用作战射程可达180 千米。特别是导弹飞行后段改变了飞行方向，对发射舰的安全有较大保障。但制导直升飞机较长时间要停留在离目标不太远的空中，这是不大安全的。　　（盛德林）

先进舰对舰导弹 Ⅱ

Advanced Surface-to-Surface Missile Ⅱ (ASSM Ⅱ



"先进舰对舰导弹 Ⅰ" 试验飞行器（法）

概　述

"先进舰对舰导弹 Ⅰ" 是由欧洲反舰导弹（ASEM）联合开发组织（包括联邦德国、法国、英国、荷兰、意大利、挪威）提出研制的超音速掠海飞行的反舰导弹，用来取代"鸬鹚"、"飞鱼"和"捕鲸叉"等。随着反舰导弹的发展，拦截反舰导弹的武器也随之发展起来，至七十年代中后期，有些武器系统已陆续服役。它们对亚音速掠海飞行的反舰导弹有相当高的拦截概率。为了提高反舰导弹的突防能力，七十年代中期，许多国家开始发展M≈2 的超音速反舰导弹。ASSM Ⅱ就是北约在这种形势下提出来的。

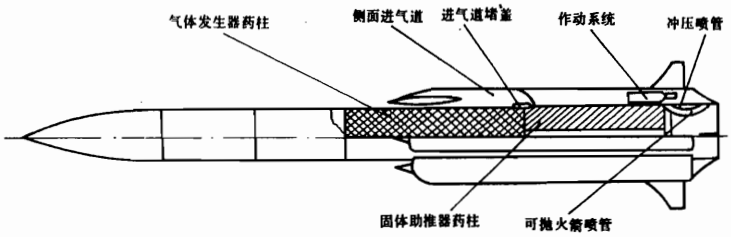
主要战术技术指标

作战目标	各种水面舰艇	弹长	4.5m
射程	100～200km	直径	460mm
飞行速度	M=2.1～2.3	发射重量	820kg
飞行高度	超低空巡航或在31000 m高空飞行，末段掠海飞行	推进	一台整体式固体火箭冲压发动机，舰、潜载型再串联一固体火箭助推器
过载能力	10g	制导	捷联式惯导系统＋主动雷达与红外复合导引头
作战环境	适于各种海域、高海情和各种气候下作战	战斗部	半穿甲爆破型，重180～200kg

导　弹

布局与结构　细长圆柱形弹体，圆锥形头部，弹体侧面有四个×形配置的进气道，其整流罩一直延伸到导

弹的尾部，四个×形配置的操纵尾翼装在该整流罩上，尾翼伺服系统装在整流罩内。弹体大致可分为五个舱段，头部为导引头舱，装有复合导引头，其后是战斗部舱，装有半穿甲爆破型战斗部，接着是惯导系统舱，内装捷联式惯导系统和高度表。最后两段是整体式固体火箭冲压发动机。作舰舰或潜舰用时，导弹尾部还串联一台固体火箭助推器。



“先进舰对舰导弹Ⅰ”的结构示意图

动力装置 一台整体式固体燃料火箭冲压发动机，由联邦德国MBB公司和法国航空航天公司竞争研制。发动机主要由气体发生器、装于冲压发动机燃烧室内的固体火箭药柱、喷管（包括可抛喷管）、进气口、进气道及进气道堵盖等构成。联邦德国MBB公司气体发生器的固体推进剂用热值高的硼基燃料、硼占50％，其余50％为氧化剂和粘合剂。密度为1.7 克/ 厘米^3 ，比冲为1200秒。法国航空航天公司采用一种新的中能固体推进剂，其含氧量仅为普通中能固体推进剂的1 / 10～1 / 15，密度为1.3 克/ 厘米^3 ，比冲为1000秒，推力可在8～30千牛之间调节。

制导 中段采用捷联式惯导系统制导，末段采用主动雷达与红外复合导引头制导。

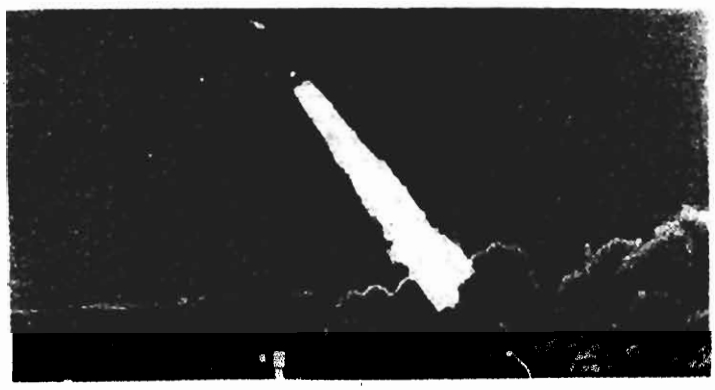
战斗部 半穿甲爆破型、重180～200 千克，采用触发和近炸两种引信。

装备使用 原计划装备北约各国的飞机、舰艇、潜艇和地面车辆。该导弹考虑采用两种飞行弹道，一种是超低空掠海飞行弹道，大多数情况均使用这种弹道。另一种是高空飞行（31000 米），大攻度俯冲攻击弹道。1976年开始研制，原计划1980年开始工程研制，1990年定型生产，但该计划后因英国退出而未能实施。

（盛德林）

超音速反舰导弹

Anti-Navires Supersonioue (ANS)



“超音速反舰导弹”地面发射试验

概　述

“超音速反舰导弹”是法国航空航天公司和联邦德国MBB公司联合研制的新一代反舰导弹。该导弹采用了先进的整体式火箭冲压发动机推进动力装置。随着反舰导弹的发展，拦截反舰导弹的技术（下视雷达、反导弹导弹、密集阵式火炮和快速反应系统等）也获得迅速的发展，有的已经服役，有的即将服役，它们对亚音速掠海飞行的反舰导弹有相当高的拦截概率。为了提高反舰导弹的突防能力，六十年代末许多国家就着手发展超音速反舰导弹。1976年一些北约国家联合制定了一个称之为“先进舰舰导弹Ⅰ”（ASSMⅠ）的超音速反舰导弹计划，但由于英国1981年因经费困难退出，该计划也随之撤销。

1981年6月，法国航空航天公司与联邦德国MBB公司签订了一个以法国航空航天公司为主承包商的联合研制ANS的协议。目前法国航空航天公司正加速ANS的研制，计划在1990年把世界上第一个整体式火箭冲压发动机推进的超音速反舰导弹投入使用，以便继“飞鱼”之后再度占领世界反舰导弹市场。研制费估计为3300～3500万美元，总费用约为1.785亿美元。费用由两家公司平均分担。估计每枚导弹的价格，按1984财年美元值计算，至少65万美元。

主要战术技术指标

作战目标	各种水面舰艇	发射重量	900kg
射程	最大约200km	发动机	一台整体式固体火箭冲压发动机
飞行速度	M＝2	制导	惯性＋主动雷达导引头
过载能力	9g	战斗部	半穿甲爆破型，重200kg
弹长	5.50m		

导　弹

布局与结构　圆柱形弹体，尖锥形头部，弹体中部有4个×形配置的进气口，进气道整流罩一直向后延伸到导弹尾部。四个梯形弹翼位于各整流罩的中心线与导弹纵轴构成的平面内，根部与整流罩相连接。导弹尾部有四个与弹翼相应的操纵尾翼。弹体内部从前到后配有导引头、战斗部、惯导系统、推进系统和执行系统等。

“超音速反舰导弹”放在支架上

动力装置　一台整体式固体火箭冲压发动机。联邦德国MBB公司承担该发动机的研制工作。但法国航空航天公司为参加推进系统的竞争，也在积极研制整体式液体火箭冲压发动机和整体式固体火箭冲压发动机。计划于1987年对发动机进行最后的选择。

制导与控制　惯性中制导，主动雷达末制导，无线电高度表控制飞行高度。高度表是关键部件之一，要实现掠海飞行，必须高速处理高度数据，以使导弹对高度的变化作出迅速的反应。

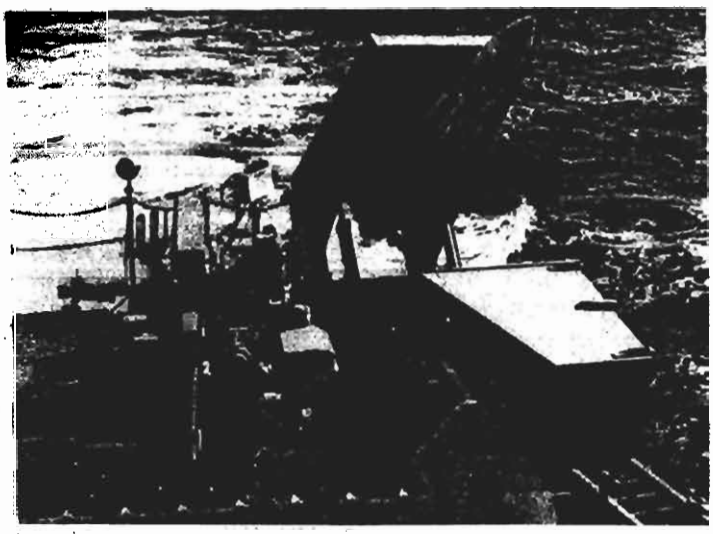
战斗部　半穿甲爆破型，重200千克。采用触发和近炸两种引信。全套系统由联邦德国MBB公司研制。

联邦德国MBB公司正在试验ANS应用的
整体式固体火箭冲压发动机

（盛德林）

标准反辐射舰对舰导弹

(Standard ARM Ship-to-Ship Missile)

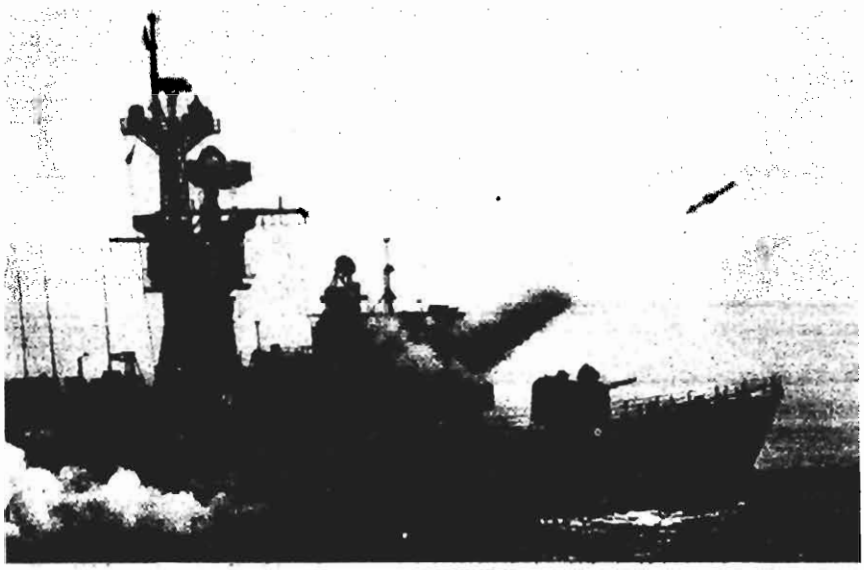


装于“贝尼西亚”号快艇上的“标准反辐射”舰对舰导弹

“标准反辐射”舰对舰导弹是美国空对地“标准反辐射导弹”的舰射型，1971年开始研制，1973年装备部队，共生产88枚，只供美海军使用，装备了几艘“诺斯克”级护卫舰和一艘“阿什维尔”级“贝尼西亚”号快艇。在“诺斯克”级护卫舰上采用已有的“阿斯洛克”反潜火箭发射架发射，在“贝尼西亚”艇上，采用了一个专门设计的箱式发射架发射，导弹悬挂在箱盖内的发射导轨上。在“贝尼西亚”艇卖给南朝鲜后拆除了发射箱。

（盛德林）

捕鲸叉(Harpoon) RGM-84A



从水面舰艇上发射“捕鲸叉”导弹

概　述

“捕鲸叉”是麦克唐纳·道格拉斯公司（MDAC）为美国海军研制的一种全天候高亚音速飞航式舰对舰导弹，它能攻击多达十二种大小不同的水面舰艇。

1967年10月，埃及用苏制“冥河”反舰导弹击沉以色列的“艾拉特”号驱逐舰后，大大促进了美国反舰导弹的发展。同年，海军在原“捕鲸叉”空对舰导弹的基础上，增加了舰对舰型RGM-84A的要求，1971年选定MDAC为主承包商，1973年又提出箱式发射架的要求，供导弹水翼艇使用。1977年3月完成作战鉴定试验，同年10月开始批生产并开始在海军中服役。至今，美国有234艘水面舰艇已装备或等候装备该导弹，预计最低需要1600枚，可能超过2400枚。已装备的舰艇有：BB-61战列舰，FF-1052护卫舰，DD和DDG驱逐舰，CG和CGN导弹巡洋舰，FFG-7导弹护卫舰和PHM水翼巡逻艇等。国外亦有多达16个国家的海军订购或装备了该导弹，1984和1985财年每枚导弹的价格分别为94.2万美元和83.5万美元。

主要战术技术指标

目标	出水潜艇，驱逐舰，大型战舰，巡逻艇，导弹快艇，水翼艇，商船和拖船等	机动能力	进的计算机逻辑电路 末段突然跃升而后俯冲攻击目标
射程	最大110km，最小11km	可靠性	作战效能试验达90%
巡航高度	61m	弹长	4.581m
巡航速度	M=0.75	弹径	344mm
命中概率	单发95%	翼展	914mm
发射方式	±90° 扇面发射	发射重量	667kg
抗干扰能力	宽频带频率捷变主动雷达导引头和先	发动机	一台固体助推器，推力64.7kN，一台涡

	轮喷气发动机，推力2940N	战斗部	半穿甲爆破型，重约230kg，延迟触发和近炸引信
制导方式	中段惯导，末段主动雷达		

导　弹

“捕鲸叉”RGM-84A的弹体结构、布局及其主发动机、制导系统、战斗部、电子对抗设备和导引头均与空射型“捕鲸叉”AGM-84A的相同。尾段串联了一台固体火箭助推器，弹翼有折叠式和非折叠式两种，当从“鞑靼人”导弹发射架上和从紧凑的圆柱形箱式发射架上发射时，采用折叠弹翼和尾翼。

“捕鲸叉”RGM-84A外形图

助推器是通用动力公司制造的固体火箭发动机，圆柱形钢质壳体，锤形喷管。发动机长610毫米，重119千克。壳体外装有四个与弹翼配置在同一平面内的稳定翼。壳体内为一浇注的星形复合药柱。药柱含高氯酸铵氧化剂78.5%，铝6%，亚氯酸铜2%，硫1%，粘合剂（钚）13.4%。工作时燃烧室压力为12.4～13兆帕，燃烧时间2.5秒。锤形喷管临界截面直径为56.6毫米，面积为2.5×10^{-3}平方米，喷管出口直径为160毫米，面积为2.08×10^{-2}平方米，面积比为8.24，推力为64.7千牛。助推器通过连接环用四个爆炸螺栓串联在主弹体的尾端。

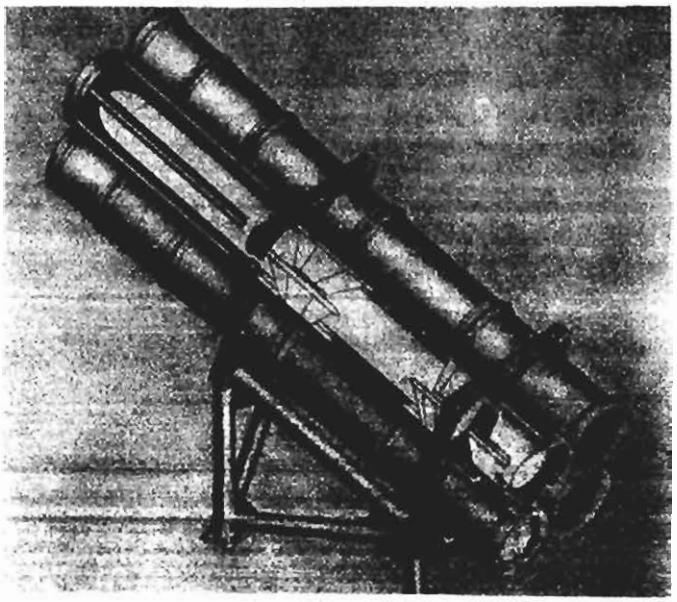
探测、发射与指控

探测与跟踪　由各种舰艇现有舰载探测设备对目标进行探测和跟踪。舰上的探测设备主要有远距离目标搜索雷达，声纳系统，海军战术数据系统，以及电子对抗设备等。由雷达或声纳探测到的目标数据，传送至海军战术数据系统进行自动化处理后，输送给舰上“捕鲸叉”指控系统。对于超视距目标，则由侦察飞机或舰载直升飞机协同测定目标数据。

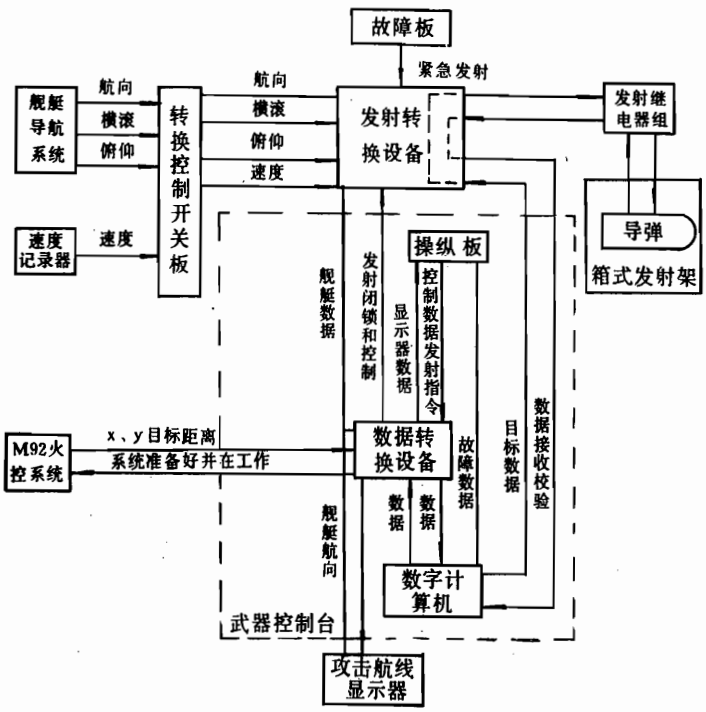
发射装置　发射装置包括发射架、开关及继电器等。发射架开关和发射架继电器用于将导弹与武器控制板相连。它们分别位于舰艇的甲板下和发射架的支撑结构上。RGM-84A采用MK112型“阿斯洛克”的发射架；MK10型“小猎犬”发射架；MK11型、MK13型和MK22型“鞑靼人”发射架以及MK26型多用途发射架。在水翼艇或小型舰艇上，则采用前后有易碎盖的圆柱型贮运发射箱发射。箱式发射架通常由双联或四联装发射箱和一个固定式铝制四腿支架组成。支架与水平面成35°倾角，用螺栓固定在甲板上。一个箱式发射架连同四枚RGM-84A共重3855千克，基座14×2.0米。

指控系统　RGM-84A指控系统利用舰上探测和导航系统输入的数据计算导弹的飞行弹道，编制飞行程序，向导弹预置初始数据，监控导弹状态，控制发射架，选定发射箱并控制发射程序等。它由武器控制台、攻击航线显示器、发射转换设备、故障板、发射架继电器等组成。后四种设备是在采用箱式发射架时才使用。

武器控制台包括460×800×1300mm的数据系统柜和420×540 mm的武器操纵板。其中数据系统柜包括“捕鲸叉”数据处理计算机，数据转换设备，机内测试电路和电源等。“捕鲸叉”数据处理计算机用于监控目标数据，并周期地使它转换成实用的参照基准；执行发射控制计算；确定导弹姿态基准系统的方位。它还能控制发射操作程序，使数据转换成同步数据，并将目标、发射架和导弹的状态提供给武器操纵板。数据转换设



“捕鲸叉”四联装箱式发射架



“捕鲸叉”RGM-84A的指控和发射系统方框图

备是“捕鲸叉”数据处理计算机和舰上火控系统之间的转换装置。它将输入信号转换成数字形式，并将它们输给“捕鲸叉”数据处理计算机，同时，也将“捕鲸叉”数据处理计算机的输出转换成适用的同步的数字形式。武器操纵板分成电源控制、数据输入、发射状况和点火几部分。它们的功能为：手动输入目标数据；选用近爆引信和雷达导引头制导方式；选定发射的导弹和监控发射程序的状态；故障指示和故障部位测定；武器的保险/解除保险以及功率调节；并通过双位压动式转换开关发射导弹。

攻击航线显示器位于操纵室，以便向导弹操纵人员提供战术显示，用来确定舰艇的各种机动数据，在同心刻度荧光屏上显示目标的方位，舰艇本身的航向以及发射导弹前舰艇的必要的转向。

发射转换设备由继电器和马达驱动的转换器组成，分别位于发射架的支承结构和甲板下面。它具有选择发射一枚或者数枚导弹的转换功能，能把数据输入导弹，解除保险装置的保险。

故障板包括显示和控制设备，倘若出现故障或在战斗中破坏了控制台或相应的舰艇设备时，能向导弹提供必要的可以发射导弹的最小输入信号。此外还装有导弹紧急发射报警器和选择左舷或右舷发射架的显示器。

对安装箱式发射架的指控系统设计成能选择所发射的导弹，并能从四联箱式发射架上连续发射四枚导弹。

作战使用

系统组成与功能 “捕鲸叉”RGM-84A武器系统主要包括舰艇和导弹两大部分。该系统可攻击超视距的目标，使装弹舰艇大大提高了远距离作战能力，是夺取制海权一种有力的水面攻击武器。

工作过程 首先由探测设备进行目标探测，发现目标后在进行目标跟踪的同时接通加温电源使弹上电子设备和电池处于准备状态。对弹上系统进行内部测试，并显示正常与不正常状态。起动弹上陀螺。指控系统根据目标数据和舰艇本身的运动数据计算导弹飞行弹道，编制飞行程序，并把必要的数据输入导弹。操作员选定作战方式。当目标进入导弹射程之内时发射导弹。助推器点火后，以10g的加速度把导弹送到约700米弹道最高点。助推器分离，主发动机开始工作，导弹下降到61米的巡航高度，由中段制导装置和雷达高度表控制导弹作巡航飞行。末段由导引头控制导弹飞行。

“捕鲸叉”RGM-84A飞行弹道图

检测与维修 “捕鲸叉”武器系统简单可靠，可以把它当作一枚“炮弹”一样处理，在舰上不需进行维修和定期检查。初始的导弹检查是在海军武器站进行的，在服役期间只需进行内部测试（IBT），确定导弹的状况。三年保养期满导弹返回海军武器站进行全面检测，但在内部测试中发现故障或损坏时，可提前返回武器站作全面检测。主要的辅助系统设备有：导弹分系统检测装置（MSTS），用于海军武器站对导弹进行自动检测和确定故障部位；标准的辅助设备，用于部队现场维护检测；导弹试验模拟器（TSS），供使用部队模拟导弹接口，以对发射平台上的指控和发射系统进行检查。在海军武器站可更换有故障的部件。

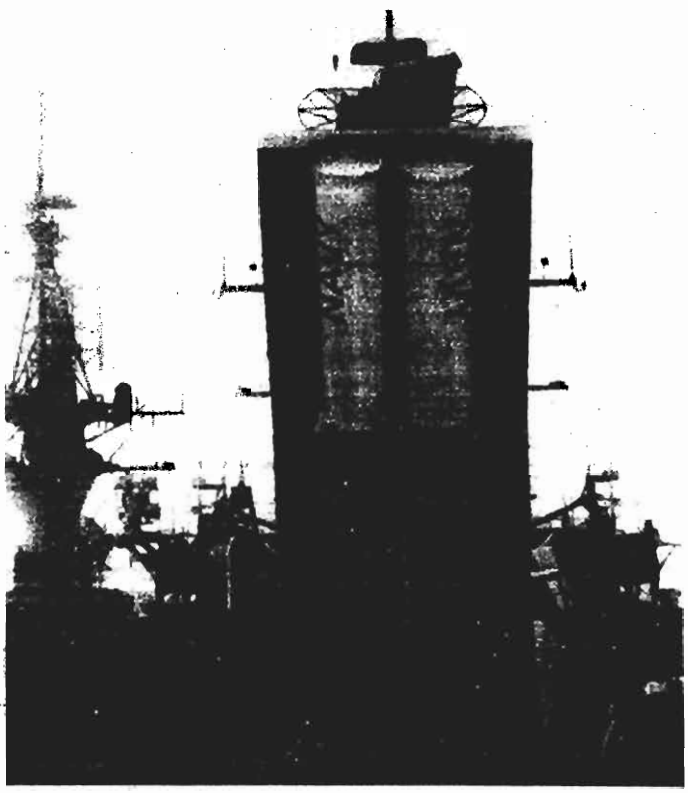
发展与改进

发展情况 自从1967年10月“艾拉特”事件后，美国海军提出发展舰载反舰导弹要求，1968年走访西欧各国，吸取西欧发展反舰导弹的经验，1971年11月确定“捕鲸叉”RGM-84A的设计方案，并拟定了研制计划，1971年1月向工业界招标，6月选定MDAC为主承包商，负责工程发展。导弹的发展经历了设计、武器系统研制试验和作战鉴定试验三个阶段。在设计阶段，为解决水面舰艇发射问题，发射了四枚试验弹，为研究用“阿斯洛克”发射架发射“捕鲸叉”导弹的适应性及导弹助推器的工作情况，1971年7月，在岸上“阿斯洛克”发射架上发射了两枚试验弹，接着转到水面舰艇上进行发射试验，1972年12月在加里福尼亚州的默古角导

弹试验中心从“洛克伍德”护卫舰上发射了全制导的RGM-84A，对退役的“莫格索尔”号军舰进行了打靶试验；在武器系统试验阶段，1974年1月从“高点”号反潜巡逻水翼艇上，用圆柱形轻便发射架发射了两枚RGM-84A，验证箱式发射架的适用性，以后又在海军进行的技术鉴定试验中，发射了八枚RGM-84A；在作战鉴定试验阶段，1976年10月开始，从FF-1052护卫舰上发射了八枚RGM-84A，达到100％的命中率，其中三枚是带真实战斗部的打靶试验，一次是三枚齐射试验。1977年6月签订了初始生产合同，10月开始成批生产，1978年达到初步作战能力。1980年进行“捕鲸叉”导弹垂直发射系统研究，预计1985年将拥有垂直发射“捕鲸叉”导弹的能力。

改进与趋势　为进一步提高“捕鲸叉”导弹的作战能力和生存能力，美国海军和MDAC已经对该弹制定了改进计划，并正在逐步实施改进。这些改进包括：增加导弹计算机的存储能力，降低飞行高度，更换主发动机使用的燃料和加长油箱，重新设计和改进导引头等（参阅“捕鲸叉”AGM-84A）。改进工作已于1982年着手进行，但是“捕鲸叉”导弹仍因速度慢、易受到拦截，很难满足未来作战需要，估计在超音速反舰导弹研制成功后会导致产量急剧下降，这可能要推迟到2000年。　　（高惠英）

战斧(Tomahawk) BGM-109B



“战斧”舰对舰导弹装在双联式发射架上

概　述

“战斧”是美国防部巡航导弹计划联合办公室主管、通用动力公司研制的一种包括战略和战术型的多用导

弹，舰对舰型“战斧”是其战术型之一。1972年开始研制，1983年开始装备水面舰艇。

主要战术技术指标

目标	各种大型水面舰艇	翼展	2.62m
射程	450km	发射重量	1200kg
巡航速度	M＝0.72～0.85	发动机	一台涡喷发动机和一台固体火箭助推器
巡航高度	中段＞15m；末段 5～10m	制导	惯性＋主动雷达导引头
弹长	6.248m	战斗部	常规，重454kg
弹径	517mm		

导　弹

舰对舰型“战斧”与潜对舰型“战斧”基本相同，主要区别是助推器无水下工作要求。舰对舰型“战斧”导弹的助推器与陆基“战斧”巡航导弹（GLCM）的助推器相同。

探测、发射和指控

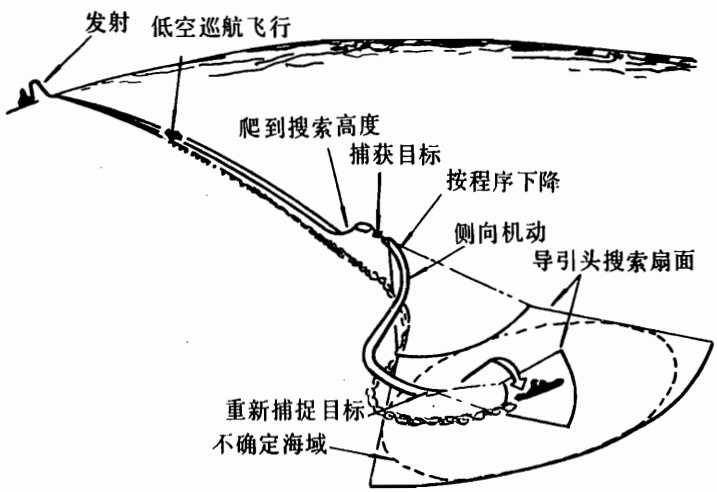
目标探测　在雷达视距内的目标直接由舰载雷达探测。雷达视距之外的目标，采用专为该导弹研制的“难驯的鲨鱼”系统探测。

火控系统　装备“战斧”导弹的各类舰只上的火控系统均可应用。远距离目标数据将采用新的Mk-117 型火控系统处理，该火控系统已在一些舰上开始应用。

发射装置　有双联发射架、四联发射架和Mk-41型垂直发射装置三种形式。导弹均从贮运发射箱中发射。Mk-41是置于甲板下面的阵列式发射装置，它有64个装弹井，可同时装舰对空、舰对舰和反潜导弹。分配给“战斧”导弹12个装弹井。Mk-41目前仅在“提康德罗加”级巡洋舰上试用。

作战使用

系统工作时，先由探测系统测定目标数据，然后火控系统对目标数据进行处理并实施导弹发射。当从垂直发射装置上发射时，导弹在装弹井中点火发射。导弹离开装弹井时，弹上控制系统立即开始工作。在导弹垂直

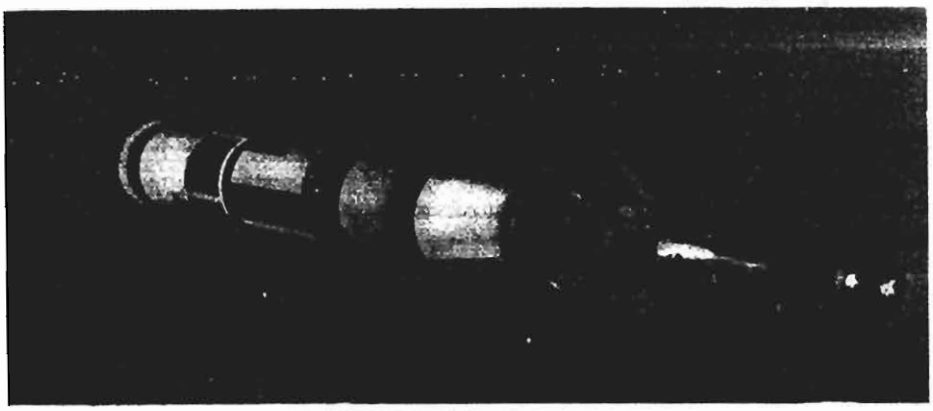


“战斧”舰对舰导弹飞行弹道示意图

上升过程中，使导弹腹部转向目标方向，随后再转为水平巡航飞行。导弹飞行到预定的导引头开机点，导引头开机，如果导引头未发现目标，便采用扩大搜索区的方法进行搜索。目标捕获后，再降至掠海高度接近目标。最后导弹跃升，并向目标俯冲攻击。　　（盛德林）

127毫米炮射导弹

5 In Gun - Launched Missile



127 毫米舰炮发射的导弹

概　述

127 毫米舰炮发射的导弹是美国海军主管、马丁·马丽埃塔公司研制的攻击水面舰艇和支援陆上作战的一种小型导弹。1977年4月开始研制，1981年定型生产。

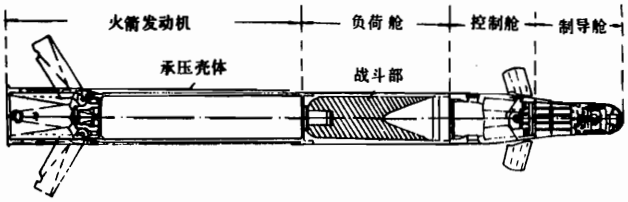
主要战术技术指标

作战目标	水面舰艇、海岸目标	弹径	127mm
射程	24km	发射重量	47.5kg
冲击过载	25000g	发动机	一台固体火箭发动机
加速过载	10000g	制导	半主动激光，比例导引
作战环境	晴天	战斗部	重13.6kg，破片型或空心装药型
弹长	1.54m		

导　弹

布局与结构　圆柱形弹体，直径比弹径略小的铃形头部，在头部与弹体之间有圆锥形过渡段，装有四个十字形配置的可折入弹体内的鸭式操纵舵。尾端有六个可向后折叠的稳定尾翼。整个导弹由制导、控制、战斗部和发动机四个舱段组成。制导舱内主要装有半主动激光导引头，控制舱内装有数据处理和伺服系统，战斗部舱内装有战斗部和引信，发动机舱内装有一台固体火箭发动机。为了防止发射时冲击负荷损坏稳定尾翼，在折叠尾翼外套有一直径与弹体直径相同的承受冲击负荷的套筒。

动力装置　单级固体火箭发动机，药柱与发动机壳体内壁之间有衬垫。尾部喷管和折叠尾翼构成一个组件。发动机在导弹离开炮管后点火。



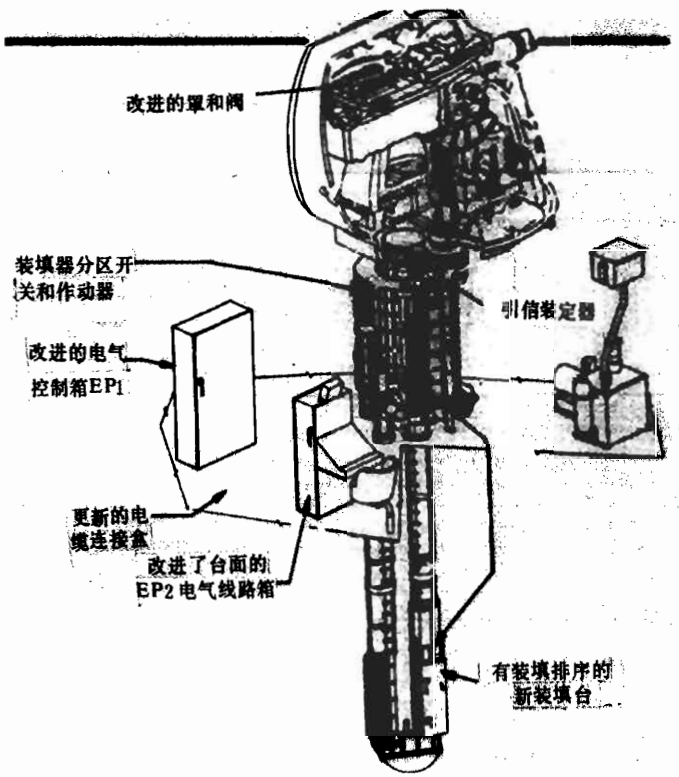
127 毫米炮射导弹的剖视图

制导与控制 马丁·马丽埃塔公司研制的半主动激光导引头、信息处理设备和舵面伺服系统。导引头为平台式，光学组件、探测元件、陀螺组件和冷却装置均装在平台上。通过光学组件和探测元件接收目标反射的激光能，获得的目标信息经处理设备处理后，产生控制指令，输入气动舵机驱动舵面。处理设备还能根据目标的特征选择战斗部的引爆方式。计算器控制电池组向弹上各设备供电的时间和功率。这套系统是已在陆军“铜斑蛇”制导炮弹上应用的成熟系统。

战斗部 破片型和空心装药型两种。软目标用破片型，硬目标用空心装药型。战斗部重13.6千克。

探测、发射和指控

目标探测 舰载雷达、电光系统、舰外飞机、其他舰艇都可用作目标探测设备。“斯普鲁恩斯”号驱逐舰在试验中用AN/SPQ-9舰载Ⅰ波段搜索雷达探测目标。该舰上装备的红外设备和电视设备亦可用于目标探测。



127 毫米导弹装填发射系统

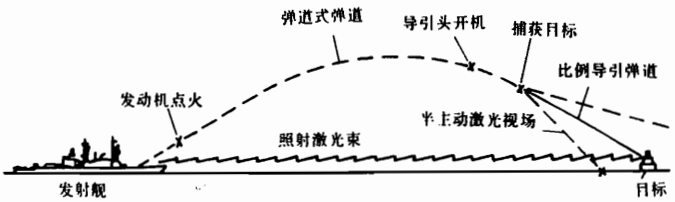
火控系统　使用许多水面舰艇已装备的Mk86舰炮火控系统。该系统配有计算机、显示器、操纵台等设备。为了适应127毫米炮射导弹的需要，有些设备进行了改进，Mk152计算机换为AN/UYK-7计算机，武器控制台改用Mk113的控制台，还增加了激光测距仪和激光目标指示器。Mk86能跟踪120个目标，处理多种传感器送来的信息。

装填和发射　该导弹用Mk-45-V 5型127毫米舰炮作为发射装置。其设备分别装在甲板上和甲板下。甲板上面有炮管、炮台、自动装弹机、瞄准伺服系统等；甲板下有旋转式导弹及炮弹混合存放架、导弹（或炮弹）提升机、引信装定器、装填排序台和电—气控制板等。为了适应炮射导弹的需要，装填系统也作了相应的更改。改进后的系统既可发射导弹，也可发射普通炮弹。系统总重23.5—24.4吨，每分钟可发射导弹20枚。

指控　目标用机载或舰载激光指示器照射。试验中所用的指示器是海洋公司生产的手提积木式通用激光设备，而空中用OV-10飞机携带洛克菲勒公司的ALT激光照射器。正式装备的激光器还没有最后选定。

作战使用

工作过程　导弹通过提升机、装填机装入炮膛，火控系统控制舰炮，同时机载或舰载激光目标指示器照射选定的目标。当目标在导弹射程内时，舰炮就把导弹从炮管中发射出去，导弹离开炮口的速度约为900米/秒，发动机在离开炮管后点火，稳定尾翼和鸭式舵随即展开，控制系统开始工作，使导弹按弹道式弹道稳定地飞行。导弹通过弹道最高点后，转为巡航飞行，随即导引头开机搜索目标的反射激光能。一旦捕获到目标，便按比例导航规律飞向目标。



127毫米炮射导弹的作战飞行弹道示意图

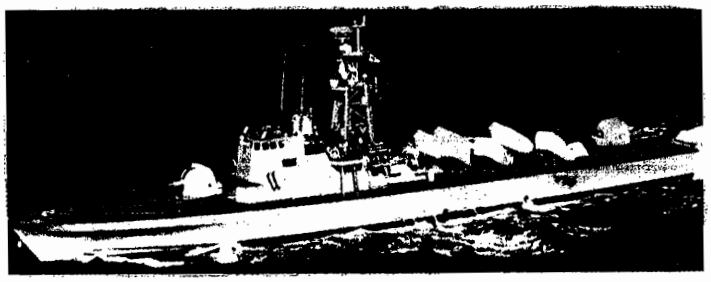
发展与改进

1977年4月招标，经过几家公司竞争研制，海军最后选定具有“铜斑蛇”制导炮弹研制经验的马丁·马丽埃塔公司为主承包商。1980年2月开始在“布里斯科”号驱逐舰上进行海上试验。1981年7～8月在加勒比海进行定型试验，击中了岸上的九辆坦克、两个掩体、两个地空导弹雷达站，以及两个榴弹炮阵地。继“布里斯科”驱逐舰后，还将装备“斯普鲁恩斯”级驱逐舰。

美国海军制定了一个炮射导弹系列化计划，127毫米炮射导弹是该计划的第一步。随后将开展203毫米和406毫米炮射导弹的研制。对203毫米炮射导弹提出的主要设计指标为：弹长2.3米，战斗部重61.2千克，发射重量为189千克，射程为44千米。406毫米炮射导弹的主要设计指标为：弹长3.7米，战斗部重363千克，发射重量为1179千克，射程为67千米。　　（盛德林）

斯科骠恩(Skorpioen)

南非海军在其六艘“莫得”级快艇上装备了一种舰对舰导弹，并取名为“斯科骠恩”。“莫得”级快艇是南非向以色列海法市造船厂订购的，1978年7月交到南非海军，它与以色列装备“迦伯列”导弹的“萨尔”级快艇很相似。因此，人们认为“斯科骠恩”可能是“迦伯列Ⅰ”导弹，或南非自己生产的“迦伯列”导弹。



“斯科骠恩”装在“莫得”级快艇上

（盛德林）

企鹅1(Penguin 1)

“企鹅1”导弹

概　述

“企鹅1”是挪威军事技术研究院研制、康斯伯格兵工厂生产的近程亚音速反舰导弹。六十年代初，挪威为了加强海防，开始发展“企鹅”反舰导弹。二十多年来，已研制成功1型、2型和3型，包括舰对舰、空对舰和岸对舰多用途系列化反舰导弹。

“企鹅1”1962年开始研制，1972年进入服役，装备五艘“奥斯陆”级护卫舰，19艘“风暴”级和6艘“斯纳格”级快艇。每艘舰艇上装4～6枚导弹。“企鹅1”型导弹现已停止生产。

主要战术技术指标

目标	中、小型水面舰艇	弹径	280mm
射程	>20km	翼展	1.40m
巡航高度	60～100m	发射重量	360kg
巡航速度	M=0.8	发动机	两级固体火箭发动机
作战环境	适于狭窄海湾作战	制导	惯性＋红外末制导
弹长	3.00m	战斗部	半穿甲爆破型，重120kg，触发引信

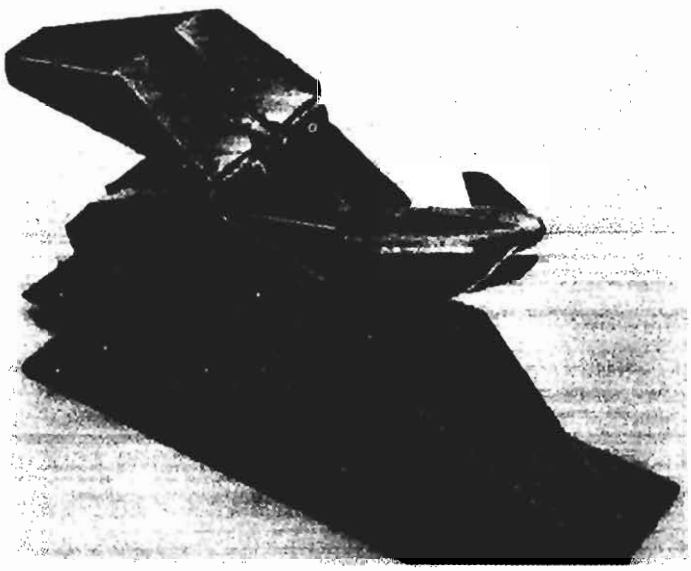
导　弹

布局与结构　鸭式气动布局，四片燕尾形鸭式控制舵与四片燕尾形弹翼均呈×形配置，圆柱形弹体，卵形头部。整个弹体由头部、战斗部和发动机三个舱段组成。头部舱内装有导引头、惯导系统、激光高度表、作动系统、电子设备等装置；战斗部舱内装有战斗部和引信；发动机舱内装有主发动机和助推器。

“企鹅1”实弹打靶的破坏效果。靶舰是一艘废弃的排水量为2170吨的“豪盖顺德”号护卫舰

动力装置　由一台固体火箭主发动机和一台固体火箭助推器串联组成。

制导与控制　制导设备由惯导系统、自动驾驶仪、红外导引头和激光高度表组成。惯导系统长0.26米，直径为0.25米，重10千克，飞行25千米的导航精度为200 米，用于导弹中段飞行控制。脉冲式激光高度表用来控制飞行高度。被动红外导引头为机械扫描，用于导弹末段飞行制导。



“企鹅1”导弹的贮运发射箱

战斗部与引信 采用美国“小斗犬”导弹（ASM-N-7 A）的Mk19型半穿甲爆破型战斗部，重120千克，装药50千克。只有一个延时触发引信。

探测、发射与指控

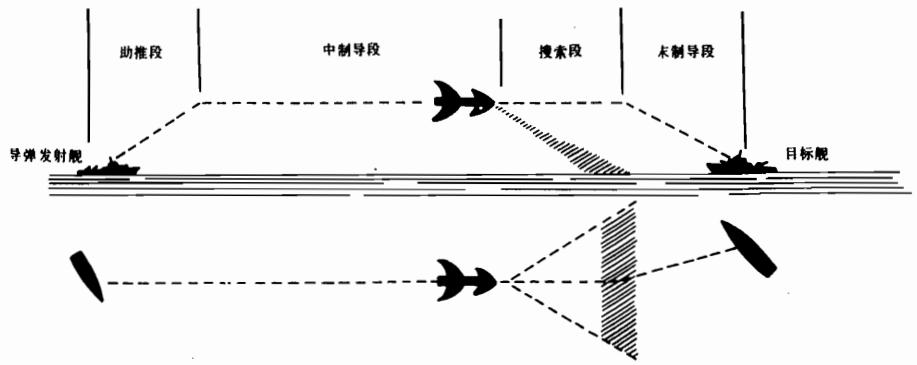
目标探测 由舰载雷达探测和跟踪。同时舰上备有被动式探测系统。

火控系统 由数据处理机和指控台等组成，重约1吨。数据处理机根据探测的目标数据和发射舰的运动参数，计算出发射舰机动的航向，使发射舰机动到发射阵位。控制台根据处理机提供的数据组织导弹的发射和对导弹进行射前检查。

发射装置 由一鳄鱼头形的贮运发射箱和支架构成。整个系统重约4吨。贮运发射箱重160千克，内装一枚导弹。发射箱除了保护导弹外，还能防水和防冰冻，它通过支架固定在甲板上，仰角为20°，弦角为30°或150°。

作战使用

工作过程 先由探测设备测定目标，火控系统计算舰艇的发射阵位和编制导弹的飞行程序，操纵舰艇进入发射阵位，导弹发射操作员将程序等输入导弹，同时火控系统校正弹上的惯导系统，然后发射导弹。由于导弹是射后自主制导的，所以发射舰发射导弹后便可退出。导弹在助推器推动下，以20°的爬升角度爬升到巡航高度（60～100米），助推器脱落，主发动机启动，导弹转为水平巡航飞行。在中段巡航飞行阶段，由激光高度表控制导弹的飞行高度，惯导系统控制导弹直线飞至某预定点，程序系统使导引头开机搜索目标。一旦发现目标，导引头便转入跟踪状态，同时向弹上提供控制信息，使导弹转入末制导阶段。



“企鹅1”导弹的飞行弹道图
上面为垂直剖面视图 下面为水平剖面视图

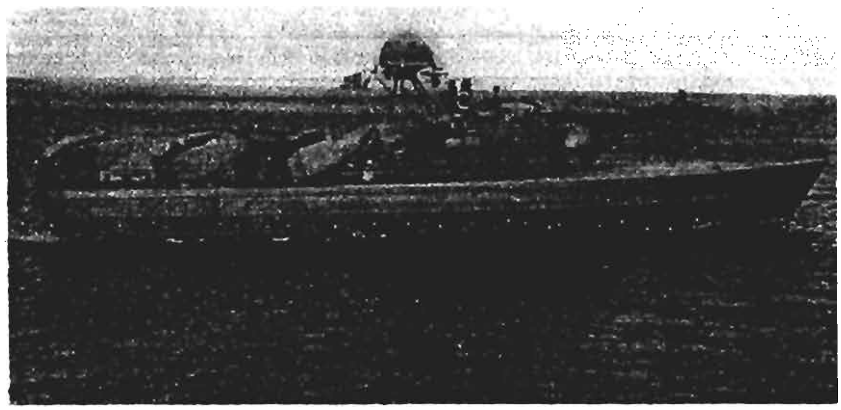
维护 该导弹维护很简单，导弹装入发射箱后不需进行特别的维护，操作员只需从操纵台上定期进行检查。随时可以发射。

发展与改进

发展概况 “企鹅1”于六十年代初开始发展，七十年代初服役，某些技术问题和试验是在美国和联邦德国帮助下解决的。

改进发展 “企鹅1”型导弹射程较短，飞行弹道较高，主要在本国装备使用。为了提高“企鹅”反舰导弹的性能，七十年代初开始发展射程较远的“企鹅2”型导弹。 （董月娟）

企鹅2 (Penguin 2)



“企鹅2”装在“暴风”级快艇上

概　述

“企鹅2”是在“企鹅1”的基础上发展的一种多用途反舰导弹，它包括原型“企鹅2”和改进型“企鹅2”。原型是挪威独立发展的一种舰对舰、岸对舰两用导弹。只进行了少量生产。改进型“企鹅2”是挪威和瑞典联合发展的，瑞典称为Rb-12。现在泛称的“企鹅2”是指改进型“企鹅2”。

该弹七十年代初开始研制，1975年定型，它在动力装置和制导系统方面都作了较大的改进。至今该弹在挪威已装备了14艘“霍克”级和“暴风”级快艇（每艇装六枚），土耳其装备了九艘“卡塔尔”级快艇（每艇装四枚），瑞典装备了16艘“休金”级快艇（每艇装六枚），希腊装备了六艘“女勇士ⅠB”级快艇（每艇装六枚）。1984年每枚“企鹅2”的价格约为12.5万美元。

主要战术技术指标

目标	导弹快艇、护卫舰和驱逐舰	翼展	1.42m
射程	最小2.5km；最大30km	发射重量	340kg
巡航高度	60～100m	发动机	两级固体火箭发动机
巡航速度	M=0.8	制导	可编程惯导系统+红外导引头
作战环境	适于在狭窄的海湾作战，能抗红外干扰	战斗部	半穿甲爆破型，重120kg，延时触发引信
弹长	3.00m		
弹径	280mm		

导　弹

布局与结构　该弹的气动布局和内部结构配置与“企鹅1”完全相同，但大多数部件都作了改进。

动力装置　由一台固体火箭主发动机和一台固体火箭助推器串联构成。该系统作了较大的改进，使射程由20千米增大到30千米。

制导与控制　由可编程惯导系统、红外导引头、激光高度表和液压随动系统等组成。

可编程惯导系统是横滚用常平架，而俯仰和偏航则为捷联的一种半捷联式系统。它使导弹射后可按程序左

转或右转，直线或迂回飞行。该系统在导弹射程范围内有很高的精度，允许导引头在离目标很近的地方开机。激光高度表和液压随动系统与“企鹅1”相同。

红外导引头是一种视场可变的伪成像导引头。工作时先以宽视场进行搜索，捕获目标后便转入边跟踪边搜索状态，然后根据射前输入的指令决定攻击还是放弃该目标。如决定放弃，导引头就继续搜索新的目标；一旦找到了符合指令规定的目标，导引头就改用窄视场进行跟踪。同时该导引头不是由热点，而是由目标与背景的对比度来产生制导信号的伪成像导引头，可以引导导弹向对比度变化最明显的舰舷吃水线附近攻击。该导引头虽然作用距离较近，但惯导系统的精度允许它较晚开机，这不仅有利于抗干扰，而且还放宽了对能见度的要求。

瑞典生产的“企鹅2”还计划用菲利浦公司研制的主动雷达导引头与红外导引头互换。

战斗部 与美国“小斗犬”的Mk19基本相同，但稍作了些改进。重120 千克，装药50千克。

探测、发射与指控

目标探测 由舰载雷达、光电系统、电子设备等多种传感器组成。在不同的环境下可应用不同的设备进行探测。

火控系统 康斯伯格兵工厂专为“企鹅”导弹设计的MSI-80S 舰载火控系统1978年开始使用。该系统除包括上述主、被动探测设备外，还包括火控计算机、显示器和武器控制台等。火控计算机可对不同来源的目标信息进行处理，计算导弹的航向，编制飞行程序和控制指令。操作员根据显示的情况，对可用的直线弹道、折线弹道和迂回攻击弹道进行选择，也可根据选定的目标情况（如靠近岸边的目标、在舰群中的目标）对导引头的视场宽窄和形状进行选择，还可根据当时的环境（如假目标，已击中着火的目标或主、次目标）给导引头某种规范性指令。这些程序和指令等信息可自动也可人工输入待发射的导弹。

发射装置 该弹比“企鹅1”长一些，但可用“企鹅”导弹的标准发射架。另外现正在发展一种四联装长方形箱式发射架。

作战使用

工作时首先由舰载雷达或其他被动探测设备探测目标，火控计算机进行数据处理，操作员选定目标、弹道和导引头工作方式，然后发射导弹。发射后发射舰就可退出，导弹根据预编程序先转向目标方向飞行，然后在惯导系统和高度表的控制下巡航飞行。当飞至预定的开机点，导引头开机跟踪目标。然后根据射前操作员选定的末段弹道对着目标或迂回到目标后面（可作90度的迂回机动）去攻击。

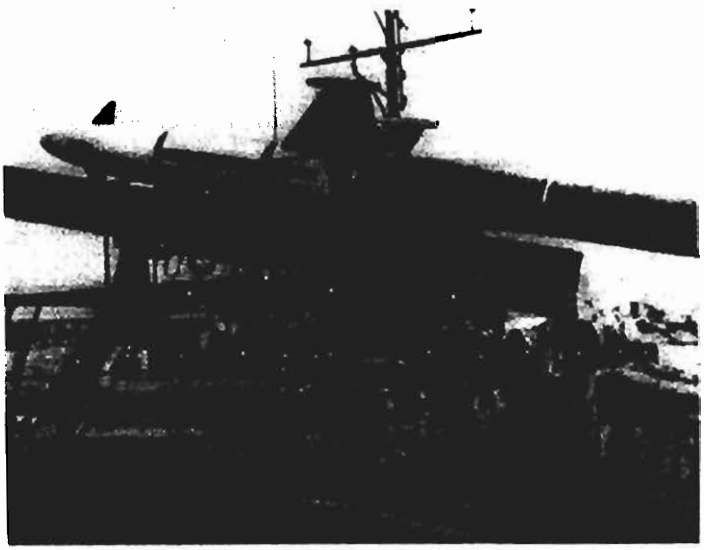
发展与改进

“企鹅2”七十年代初开始发展，1975年研制结束，1976年开始生产装备。1979年北约对“企鹅2”进行了鉴定，美国也在这一年内与挪威签订了联合试验“企鹅2”的备忘录，联合试验于1982年结束。挪威为了扩大“企鹅”系列的应用范围，已在1980年开始发展空舰型“企鹅3”。现又在“企鹅2”的基础上发展直升飞机发射的“企鹅”空舰导弹。 （董月娟）

罗伯特315(Robot 315)

概 述

“罗伯特315 ”是瑞典国防部导弹局和皇家海军主管、瑞典飞机公司研制的一种飞航式舰对舰导弹。1946年瑞典海军就开始发展舰对舰导弹，其第一个型号称为“罗伯特310 ”，但没有装备使用，仅用作训练弹。1949年1月在“罗伯特310 ”的基础上开始发展“罗伯特315 ”舰对舰和“罗伯特304 ”空对舰导弹。1954年



“罗伯特315 ”舰对舰导弹在军舰上

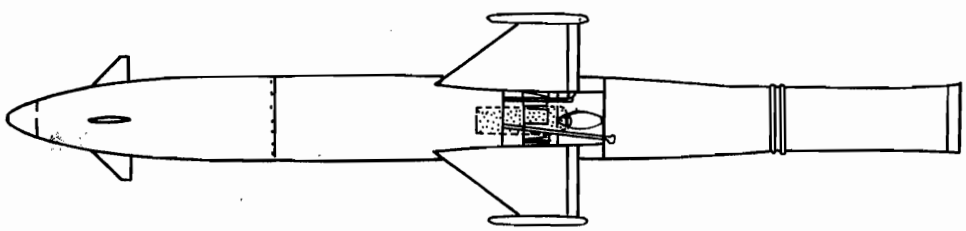
1月“罗伯特315 ”首次进行全弹地面试验。1957年开始生产，装备“哈兰德”和“司麦兰德”号驱逐舰。

主要战术技术指标

作战目标	各种水面舰艇	发射重量	1360kg
射程	约18.5km	推进	四台固体火箭助推器，一台脉冲式喷气发动机
飞行速度	M=0.85		
弹长	约7.2m	制导控制	无线电指令制导
弹径	670mm	战斗部	常规战斗部，重454kg
翼展	2.1m		

导　弹

布局与结构　弹体为直径不等的圆柱体，头部为卵形，在弹翼后面有一过渡性锥柱体，最后一段为直径较小的圆柱体。靠近头部有四个十字形配置的鸭式控制翼；弹体中部有四个×形配置的后掠式弹翼。弹翼与鸭式翼互成45°角。弹翼翼尖上装有供跟踪导弹用的曳光管和指令接收天线。弹体头部装有仪表和驱动系统，其后为战斗部，再后面是燃料箱和四个装在弹体内的固体火箭助推器，最后面为一台脉冲喷气式发动机。



“罗伯特315 ”舰对舰导弹的外形图

动力装置 由四台固体火箭助推器和一台脉冲冲压式喷气主发动机组成。四台固体火箭助推器位于中段弹体内，四个排气喷管向外伸出，与导弹轴线成20°角。喷管出口在主发动机进气口的后面。主发动机位于导弹最后段，其环形栅格式进气口在弹翼后面。为了增大进气量，在进气口周围有一大直径的管子。

制导与控制 弹上制导设备有无线电指令接收机、自动驾驶仪、驱动系统和示踪曳光管等。接收机接收到发射舰发来的控制指令后，便通过自动驾驶仪和驱动系统改变鸭式控制舵面的角度，操纵导弹作相应的机动，使导弹进入所要求的航线上飞行。

战斗部 原计划采用两种可互换的战斗部：一为常规战斗部，一为核战斗部。后来仅装有常规战斗部，重454千克。

探测、发射和指控

目标探测 目标由舰载雷达探测和跟踪。

发射装置 在舰上装有一粗大的长双轨发射架，它仅在仰角方向上有一定的自由度。发射时，舰艇需大致对着目标。由于在舰面发射架上没有保护设备，所以平时导弹存放在舰内弹库内，弹库至发射架之间有一自动送弹装置。

指控 舰上制导设备主要包括雷达、导弹跟踪设备、指令计算装置和指令发射机等。雷达一直瞄准着目标，而导弹跟踪设备一直通过弹上的曳光管跟踪着导弹。当导弹偏离瞄准线时，导弹跟踪设备与雷达瞄准线之间便出现偏差，据此算出制导指令。由指令发射机向导弹发出控制指令，使导弹回到瞄准线上。

作战使用

工作过程 雷达发现目标后便进行跟踪，当目标进入导弹射程之内时发射导弹。首先由助推器加速，使之达到脉冲式发动机可工作的速度，助推器燃完后由脉冲式喷气发动机提供动力，飞行中由指令制导系统制导，直至命中目标。

发展与改进

“罗伯特315”装备舰艇后还改型发展了岸对舰导弹，称为“罗伯特316”。 （盛德林）

Rb－08A

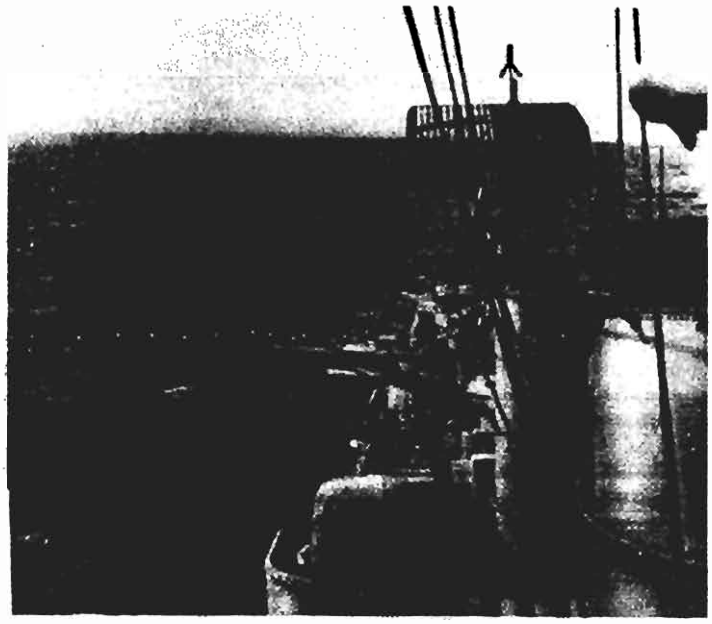
概 述

Rb-08A是瑞典皇家海军主管、萨伯·斯堪尼亚公司航空部研制的一种中程舰对舰和岸对舰两用反舰导弹。它是在“罗伯特315”的研制经验基础上，以法国CT-20靶机的结构为蓝本发展的。该弹于1959年完成方案论证，1964年确定萨伯·斯堪尼亚公司为全武器系统的主承包商。1967年服役，装备两艘“哈兰德”级驱逐舰。由于该导弹系统设备庞大，性能较差，1970年停止生产，1981～82年间退出现役。

主要战术技术指标

作战目标	各种水面舰艇	弹高	1.33m
射程	80km	翼展	3.10m（折叠后为1.35m）
飞行速度	M＝0.65	翼面积	3.20m²
巡航高度	200～1000m	发射重量	1215kg
发射方式	瞄准式发射		900kg（不含助推器）
弹长	5.72m	发动机	一台涡轮喷气发动机；二台固体火箭助推器
弹径	670mm		

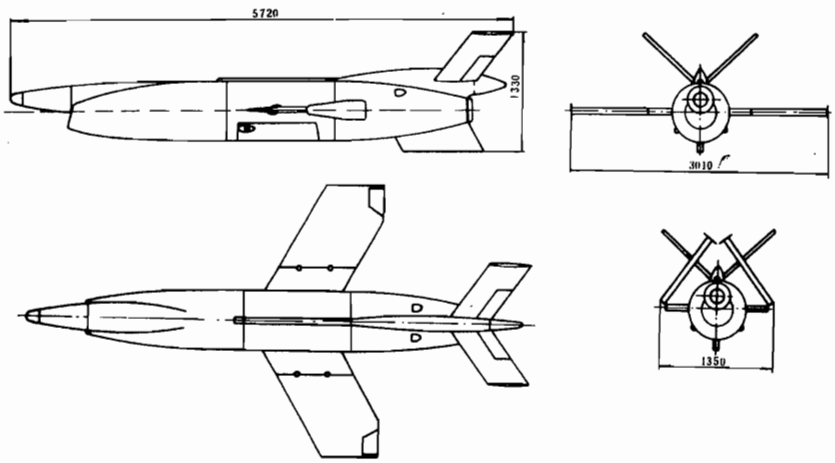
制导	自动驾驶仪＋主动雷达末制导	战斗部	常规，重250kg



Rb-08A 舰对舰导弹在瑞典“哈兰德”级驱逐舰上

导　弹

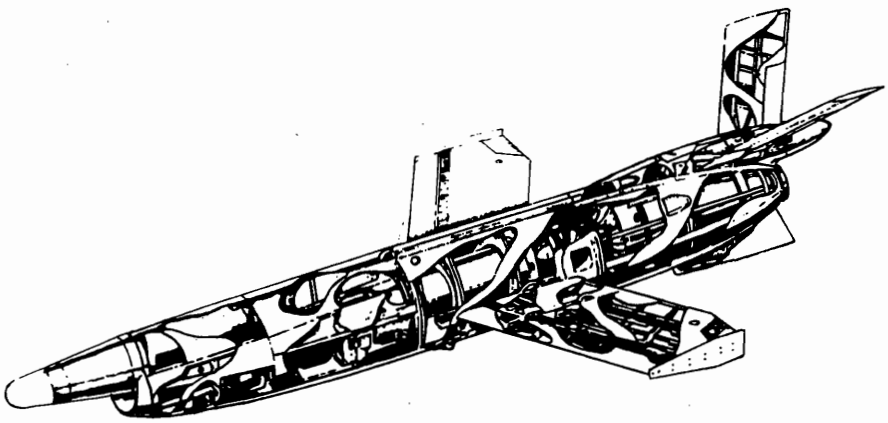
布局与结构　圆截面弹体，向前和向后呈锥形。头部进气口上部装有一长锥形天线罩。弹体中部有一对可折叠的后掠式平行四边形中单弹翼，后掠角30°，翼尖垂直地装有一块前段为梯形，后端为方形的端板，弹翼



Rb-08A 导弹外形三面图

外段后沿设有扰流控制板。弹体中、后段正上方有一背鳍，其后段呈橄榄形，平行四边形尾翼装于橄榄形体上，后掠30°，其后缘有控制舵面。在弹体尾部正下方有后掠式下垂稳定尾翼。两助推器位于两弹翼下。

整个弹体由头部、战斗部、燃料舱和发动机四个舱段组成。头部舱内装有导引头及其电子设备；战斗部舱内装有战斗部和引信，其后部装有自动驾驶仪；燃料舱和发动机舱内装有燃料、燃料供应系统和发动机。在弹翼扰流片和尾翼舵面相应部位装有驱动系统。弹体和弹翼用轻质合金制成。



Rb-08A 导弹结构图

动力装置 由一台法国透博梅卡公司生产的Marbore Ⅰ D涡轮喷气发动机和两台固体火箭助推器组成。该型发动机由钢质壳体、单轴离心式压气机、环形燃烧室、单级涡轮和排气喷管组成。压缩比为3.84 ： 1，空气流量为9.8 千克/ 秒，推力3.92千牛，燃料消耗比为1.07。圆柱形壳体固体火箭助推器采用外斜式喷管。两助推器总重为315 千克。

制导与控制 主要由自动驾驶仪、导引头、驱动系统和程序装置等组成。自动驾驶仪主要包括两个自由陀螺、一个速率陀螺、高度表、信号变换装置和逻辑电路等。巡航飞行阶段，导弹由自动驾驶仪控制。导引头是汤姆逊—CFS公司生产的主动雷达导引头。扰流片用于控制航向，尾舵对航向和俯仰都有控制作用。

探测、发射和指控

目标探测 舰载雷达、侦察飞机或其他水面巡逻舰艇。

火控系统 主要由计算机、发控台等组成。计算机根据探测设备提供的目标数据、舰艇运动数据和导弹性能数据计算导弹的飞行弹道，编制飞行程序。发控台将计算的数据送入导弹并实施发射控制。

发射装置 由Mk-20型发射架和起动盒组成。Mk-20型是一种仅可作俯仰运动的长轨式发射架。起动盒主要用于控制弹上电池加热、检测自动驾驶仪的起动和停机、起动涡轮发动机和点燃固体火箭助推器。发射架上无防护装置，因此，导弹平时装在舰内弹库内。从弹库到发射架之间有一条自动装卸线。

作战使用

系统工作时，首先由舰载雷达（9LV200 型）探测目标，火控系统（WM- 20型）进行计算和实施发射。发射时主发动机和助推器同时起动。导弹离轨后以一定的角度爬升，至一定高度时助推器燃完并自动抛掉，导弹转入水平巡航飞行，由高度表控制飞行高度。导弹到达离目标预定的距离时，程序机构使导引头接通。最后由导引头控制导弹的飞行，直至击中目标。 （季树典）

RBS－15M

RBS-15M从“角宿—星”快艇上发射

概　述

RBS-15M是瑞典萨伯—博福斯导弹公司研制的一种中程反舰导弹，它有基本型（舰对舰）RBS-15M、空对舰型RBS-15F、岸对舰、潜对舰和滑翔型RBS-15G多种型号。该弹1977年开始方案论证，1979年瑞典政府决定不采购美国的“捕鲸叉”后正式开始研制，基本型1983年定型生产，计划总共生产368枚（其中66枚为试验弹），装备12艘190吨“角宿一星Ⅰ”型快艇和两艘310吨“斯德哥尔摩”快艇。其它各型现正在研制中。

主要战术技术指标

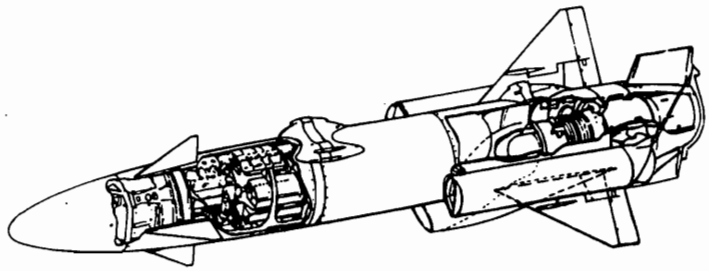
作战目标	大、中型水面舰艇。单发击沉小型快艇，使大、中型舰艇失去战斗力	弹径	500mm
		翼展	1.40m（折叠后为0.85m）
射程	有效射程70km，最大射程150km	发射重量	770kg
飞行速度	M＝0.8	发动机	一台TRI 60-2-077 型涡轮喷气发动机，两台固体火箭助推器
巡航高度	超低空，末段掠海		
发射方式	±90° 扇面发射	制导	中制导：程序、惯性、高度表 末制导：主动雷达导引头
作战环境	可在高寒海域使用		
弹长	3.35m	战斗部	半穿甲爆破型，重约200～250kg

导　弹

布局与结构　圆柱形弹体，卵形头部，锥柱形尾部。接近头部处有四个十字形配置的三角形鸭式控制翼，后部有四个×形配置的梯形折叠弹翼，弹翼后缘有副翼，鸭式翼和弹翼不在同一直线上，相互错位45°。固定式发动机进气口在弹体腹部，两个固体火箭助推器装在弹体两侧。整个导弹可分为五个舱段：导引头舱，内装主动雷达导引头；战斗部舱，内装战斗部和引信；制导设备舱，内装程序装置、惯导系统，前面还有鸭式翼伺服机构和高度表；燃料舱；最后为发动机舱，内装一台小型涡轮喷气发动机及其附属设备。

动力装置　由一台涡轮喷气主发动机和两台助推器组成。法国微型涡轮发动机公司生产的TRI60-2-077型小型涡轮喷气发动机长749毫米，净重47千克，推力为3698牛，燃料消耗比为33.89毫克/牛秒。圆柱形固体火箭助推器每台重70千克。

制导与控制 主要由惯导系统、可编程自动驾驶仪、主动雷达导引头和高度表等组成。主动雷达导引头是菲利浦电子工业公司生产的数字处理、频率捷变（700 赫）的单脉冲雷达导引头。其工作频率为15.9－17.1 GHz，具有多种搜索图和搜索方式，有可调的电子对抗设备。弹载计算机可存贮很多敌舰艇的图形，当出现多个目标时，将捕获的目标图形与存贮的图形相比较，可引导导弹攻击最主要的目标。



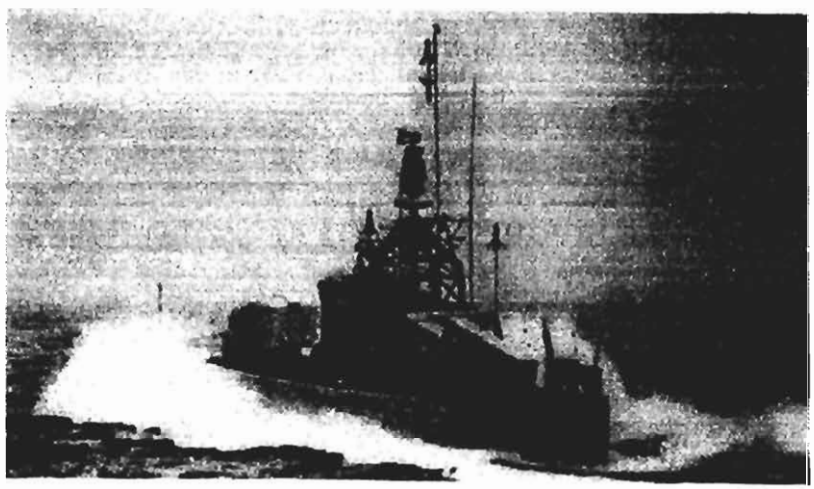
RBS-15M导弹的局部剖视图

RBS-15M导弹的主动雷达导引头

战斗部 目前使用200～250 千克的半穿甲爆破型战斗部，触发引信和近炸引信。正在研制一种“强爆炸”战斗部。

探测、发射和指控

目标探测 主要包括舰载雷达和超视距探测系统。对近距离目标，用舰载“海吉拉夫”雷达探测。该雷达是一种多型号、多功能雷达，在“角宿一星”导弹艇上装备的是100 型和150 型。其工作频率为5.4～5.9 GHz，输出功率为60千瓦，天线转速为30－60转/ 分，有很强的抗海浪干扰和电子干扰能力。对超视距目标，用舰载直升飞机进行探测。装在直升飞机上的超视距探测系统是菲利浦公司研制的9 HCL200 系统。该系统主要包括一部频率捷变雷达，可跟踪20多个目标的视频信号分离器、显示器、



“角宿一星”艇上装有四个贮运发射箱

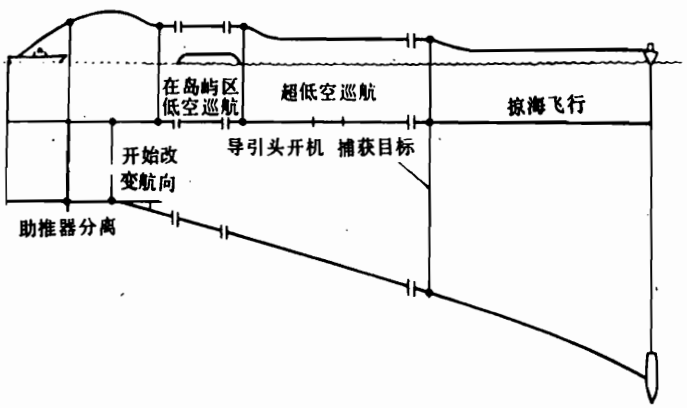
纳和将目标数据发送给水面舰艇、空中飞机或地面指控站的发射机。

火控系统　菲利浦公司研制的9LV200 舰载火控系统。该系统主要由跟踪雷达、电视、计算机、控制台显示器等组成。跟踪雷达是一工作在X波段的频率捷变雷达。

发射装置　用长方形贮运发射箱发射。发射箱重750 千克，以固定仰角安装在艇上。不同的艇可以采用不的配置方式。

作战使用

RBS-15M可装备各种水面舰艇。作战时，先由探测系统测定目标数据，并把测得的数据实时送入火控系计算机。计算机根据实时目标数据、发射舰的运动参数以及环境条件计算导弹的飞行弹道，并编制飞行控制序，然后将发射诸元（包括敌舰图形）输入待发的导弹内。当目标进入导弹射程内时发射导弹。当导弹飞接近弹道最高点时，助推器燃完并抛掉，涡轮喷气发动机继续把导弹推至弹道最高点，通过最高点后开始下，并把航向转向目标方向。当前面有岛屿时，导弹按预定程序先下降至可飞越岛屿的高度上，飞越岛屿后，下降到超低空巡航飞行，到达某预定点，导引头开机搜索目标，捕获目标后，进一步下降至掠海高度飞行，至击中目标。



RBS-15M导弹的飞行弹道

（盛德林）

超音速RBS-15(Supersonic RBS-15)

“超音速RBS-15”是瑞典萨伯—博福斯导弹公司正在研制的一种反舰导弹。它是以现有RBS-15 反舰导为基础，改用整体式火箭冲压发动机推进的中程反舰导弹。早在五十年代瑞典沃尔特公司就开始从事火箭冲组合推进技术的研究，1963年在巴黎航空展览会上展出了代号为RRX 1 / 6 的整体式火箭冲压发动机，被为“革命”性的推进系统。1965年该公司开始进行整体式火箭冲压推进的防空导弹、空地导弹和反舰导弹的究。在反舰方面设计了一种整体式火箭冲压发动机推进的，代号为RRX 5 E 的超音速反舰导弹模型，对弹的形状、弹体的形状，导弹前段的长度，进气道的形式、形状、数目、进气口与弹翼的相对位置等进行了大的研究。后因多种原因，研究没有继续下去。目前由于反舰导弹拦截技术的迅速发展，亚音速反舰导弹面临着重的突防问题，许多国家纷纷发展超音速反舰导弹，在这种形势下，瑞典也重新开展超音速反舰导弹的研制。

“超音速RBS-15”研制计划约1981年提出，1982年生产了三枚静力试验弹。预计1987年开始飞行试验，七十年代初装备部队。

（盛德林）

扫帚(Scrubber)SS-N-1

装备“扫帚”导弹的“克鲁普尼”号驱逐舰

概　述

“扫帚”是苏联海军装备的第一代飞航式舰对舰导弹，也是世界上最早实用的舰对舰导弹。

在二次世界大战中，苏联从德国获得了V-1飞航导弹的实物和技术资料，战后立即组织了仿制（仿制称为J-1）和改进发展（J-2和J-3），最后发展的实用型导弹就是“扫帚”。该弹以涡轮喷气发动为动力，采用无线电指令加末制导的制导体制，携带常规战斗部或核战斗部，用来攻击航空母舰和大型水面艇，也可用来攻击港口和海岸目标。

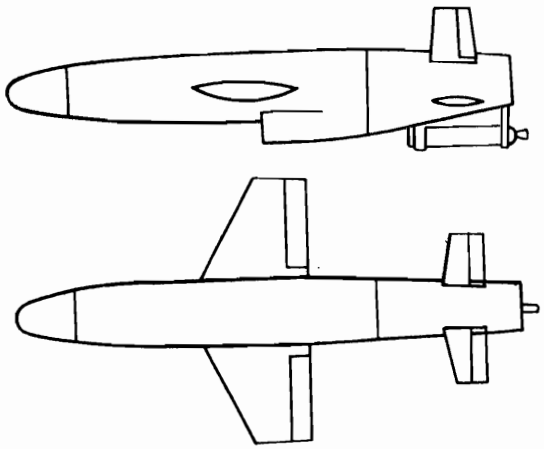
该弹1957～1959年曾在Z-V和G-I级潜艇上进行试装，1958年装备“克鲁普尼”和“基尔丁”级驱舰。共5艘，100枚导弹，总费用约为1000万美元。1972～1973年间，上述驱逐舰拆除了该弹的设备，装上SS-N-2C（即SS-N-11的改型）舰对舰导弹。

主要战术技术指标

目标	各种大型水面舰艇	发射重量	3200k
射程	有效22km；最大185km	发动机	一台涡轮喷气发动机，一台固体火箭助器
巡航高度	300～3000m		
巡航速度	M=0.9	制导	无线电指令+主动雷达或红外末制
弹长	7.6m	战斗部	常规战斗部重750kg；核弹头，当量1000t级
弹径	1.00m		
翼展	4.6m		

导　弹

“扫帚”外形象小飞机。圆柱形弹体，卵形头部，在弹体中部有一对中单弹翼。尾部有四个尾翼，其中个水平尾翼在弹体中心线以下；另外两个在中心线以上，呈V形配置。尾翼后缘均有控制舵。发动机进气口



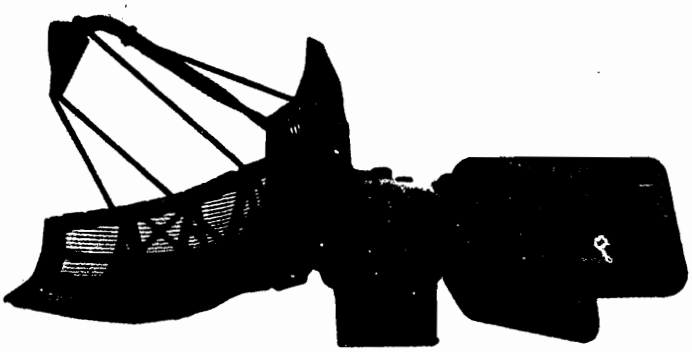
“扫帚”舰对舰导弹的外形布局图

弹体腹部，主发动机在导弹尾段弹体内，固体火箭助推器在导弹尾段下方，其轴线与导弹中心线平行。

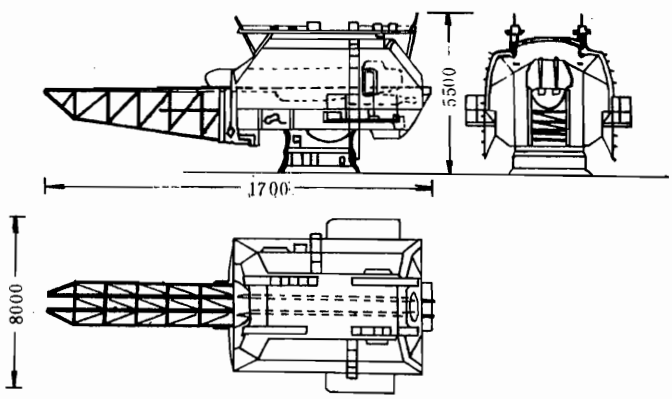
探测、发射和指控

目标探测　通常用舰载“细网”对海雷达探测，也可由飞机或其他舰艇提供目标位置。“细网”雷达工作在E/F波段，其网状结构的矩形口径抛物面天线宽5.5米，高1.8米。与天线相对称的另一面装有两块矩形平衡翼板。

发射装置　可瞄准式双轨发射架。长17米，宽4米，高（从甲板到发射架顶部）5.5米。在方位上可转动200°，最大仰角30°。发射导轨后段上方装有一长方形保护罩，除了用于保护导弹外，还装有加温设备，为导弹助推器、核战斗部等提供适宜的初始条件，保证导弹系统可在高寒海域作



“细网”雷达天线



发射架三面图

战使用。发射架后面有一可贮放四至八枚导弹的弹库，当发射架位置对准弹库时，可将导弹直接从弹库推至发射架上。

在“克鲁普尼”级驱逐舰上，前后各配备一套发射架，在“基尔丁”级上只在前甲板上备有一个发射架。

（关文桂）

冥河(Styx) SS-N-2A

向发射艇的发射装置内吊装“冥河”舰对舰导弹

“冥河”是苏联海军的一种近程亚音速飞航式舰对舰导弹。主要装备小型导弹快艇。用作近岸防御武器。1959或1960年开始在苏联海军中进行装备。该导弹已出售到阿尔及利亚、保加利亚、古巴、民主德国、埃及、印度尼西亚、索马里、印度、斯里兰卡、约旦、叙利亚、越南等十几个国家，共出售导弹快艇150 多艘。

“冥河”是经过实战的反舰导弹之一。在1963年第三次中东战争中，埃及在塞得港附近发射两枚“冥河”导弹击沉了以色列商船一艘；在西奈半岛附近用四枚“冥河”导弹击沉了以色列“艾拉特”号驱逐舰。在1971年印巴战争中，印度发射了13枚“冥河”导弹，其中12发命中，击沉了巴基斯坦的“凯巴鲁”号驱逐舰和“穆罕菲兹”号扫雷艇，并击毁“巴德尔”号驱逐舰；印度用“冥河”导弹攻击卡拉奇港，三座油库炸毁，港口遭到很大损失。但由于该导弹导引头捕捉小艇能力差，抗干扰能力差等原因，在1973年第四次中东战争中，埃及和叙利亚共发射了50枚“冥河”导弹，没有一枚击中以色列的导弹快艇。

主要战术技术指标

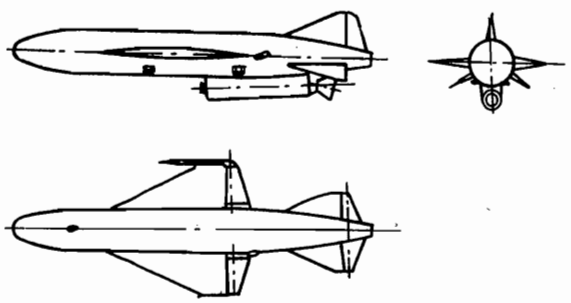
目标	以大中型水面舰艇为主	作战环境	全天候
射程	最大42km，最小9.2km	电子对抗	较差
巡航高度	100～300米	弹长	6.25～6.5m
巡航速度	M=0.9	弹径	760mm

翼展	2.4 m	推器	
发射重量	2100～2500kg	制导	自动驾驶仪＋主动雷达末制导
发动机	一台液体火箭主发动机和一台固体火箭助	战斗部	聚能爆破型，重 500 kg，触发引信

导　弹

布局与结构　弹体为正常式气动布局，其外形象小飞机。头部为椭圆曲线旋转体，中部为圆柱体，尾部为二次曲线旋转体。弹翼的平面形状为梯形，弹翼后缘有副翼。尾翼包括垂直尾翼和两个下反水平尾翼，三个尾翼间的安装角互成120°，平面形状与弹翼相似，各尾翼后缘都有一操纵舵。弹体腹下有可拆卸的腹鳍，内装电缆和导管等。为了安装检查，维护弹体内部的设备，弹体上有多个舱口。

弹体、弹翼均由隔框和蒙皮等组成；材料为硬铝。弹内装有主动雷达导引头、燃料箱、战斗部、自动驾驶仪、氧化剂箱、推进剂供应系统和液体火箭发动机等。一固体火箭助推器位于弹体尾部下方。



“冥河”(SS-N-2A) 导弹三面图

动力装置　由一台液体火箭发动机和一台固体火箭助推器组成。液体火箭发动机系统通常都由燃料箱、氧化剂箱、供应系统和发动机等几部分组成。由于苏联泵式供应系统应用较广泛，所以该发动机可能采用燃气发生器推动涡轮泵输送推进剂的方式向发动机提供燃烧剂和氧化剂，这种供应系统可对推力进行调节。根据弹道、速度和任务等分析，该发动机在导弹起飞阶段可能采用较大的推力，而巡航阶段推力较小。固体火箭助推器悬挂于弹体尾部下面，内装双基药药柱，估计最大推力约为270千牛，工作时间约1.3秒。

制导与控制　“冥河”导弹采用自控加自导的自主制导体制。系统由自动驾驶仪、高度表、导引头和程序机构等组成。

自动驾驶仪包括自由陀螺、阻尼陀螺、高度表、执行机构等。这种自动驾驶仪在导弹巡航飞行中使导弹在预定的高度上保持稳定飞行。如果导弹在巡航飞行中，航向、俯仰、倾斜和高度出现偏差，相应的自由陀螺或高度表，便会产生相应的控制信号，通过相应的舵机操纵升降舵，方向舵或副翼，使导弹按要求的姿态、航向或高度飞行。在末制导飞行阶段，自动驾驶仪应能根据末制导雷达提供的信息，控制导弹向目标飞行。

“冥河”导弹采用主动雷达末制导。该导引头由天线、发射机和接收机等组成。从第四次中东战争中情况来看，说明该导引头是一种圆锥扫描雷达，抗干扰能力和对小型快艇的捕获能力都很差。

在导弹发射之后，各飞行阶段的转换，各分系统工作状态的变换，导引头开机时间的确定等均由程序机构适时发出控制指令来实现。

战斗部　“冥河”导弹采用常规装药的聚能爆破型战斗部，重约500千克，触发引信。这种战斗部不但可以烧穿一般的舰船甲板，而且可烧穿很厚的防护装甲。

探测、发射和指控

探测和跟踪　“冥河”导弹用海防警戒雷达和艇上雷达提供目标数据。艇上雷达北约称为“方形结”，该雷达工作在I波段，探测和跟踪距离大于40千米。

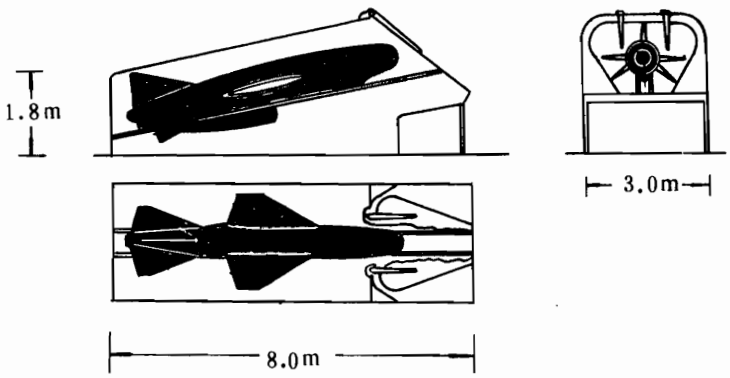
火控系统　关于苏联舰艇火控系统资料极少，根据一般情况分析，其火控系统至少要有计算装置和发射控制电路两部分设备。计算装置根据雷达测得的目标数据和舰艇本身的运动数据计算导弹所需的数据。发射控制电路用于指挥员控制导弹发射的全过程。

发射装置　“冥河”导弹主要装备在“蚊子”级和“黄蜂”级快艇上。“蚊子”级快艇标准排水量为75吨，航速40节，设置两座发射装置。“黄蜂”级快艇标准排水量165吨，航速38节，设置四座发射装置。

装备“冥河”导弹的“黄蜂”级快艇

每座发射装置均由发射架、发射筒、液压驱动装置、辅助装置等组成。发射架固定在甲板上，由一些照片可看出，发射架由导轨、导流槽、支架、折流槽等组成，尺寸为8×3×1.8米。

每座发射装置装载一枚导弹。导弹腹部有四个滑块，借助滑块与两条平行的发射导轨接触。



“冥河”导弹发射装量三面图

作战使用

舰上进行检查维修

工作过程 当海防警戒雷达发现目标后，导弹快艇出航至指定地点。当艇上雷达搜索发现目标时，就转入跟踪状态，测算出目标的坐标和运动参数，并将这些数据连同纵风、横风数据一起输入计算装置。然后计算装置根据给定的条件，自动连续地解算方程组，计算控制导弹发射艇的战斗航向偏差和导弹的自控飞行时间，并将自控飞行时间装定到导弹中，根据战斗航向偏差，操纵艇进入战斗航向。在完成发射准备工作后，就进入发射阶段。

发射时，助推器点火，随后主发动机点火，导弹在发动机推进下，沿发射角爬升。助推器燃完后被抛掉，随即导弹爬升到巡航高度，于是程序机构发出指令，使导弹转为水平自控巡航飞行。发动机被调到巡航工作状态。自控飞行阶段由高度表和自动驾驶仪控制，直飞至雷达开机点。在雷达开机点，程序机构又发出指令，使雷达开机，雷达捕获目标后转为自导飞行。在自导飞行中，由雷达提供控制信号，操纵导弹飞向目标

检测与维修　许多液体推进剂都具有一定的毒性和腐蚀性，“冥河”导弹采用液体火箭发动，也存在这类问题。这就要求经常进行检查，而且要有各种安全条例和安全设备。检测维修工作量大。

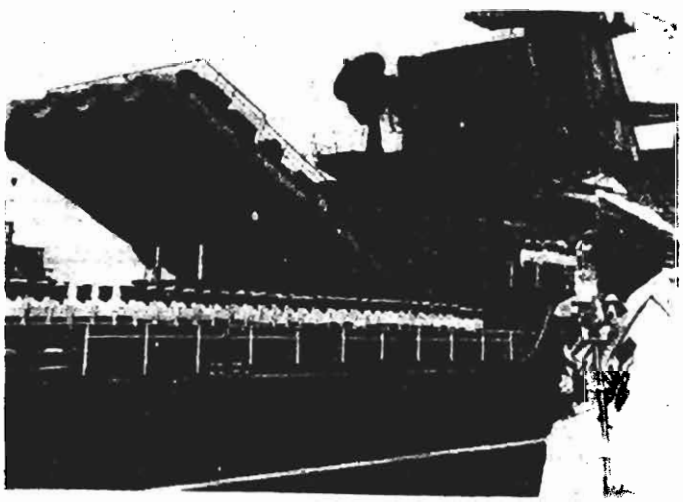
系统特点　该导弹在技术上的进步是在反舰导弹制导领域中最先采用了末制导技术，从而使反舰导弹实现了自主控制。另一点是最先实现以具有打大舰威力的反舰导弹装备小型快艇，这不仅使小艇获得了打大舰的能力，而且使无大舰的中小国家也可装备现代化的反舰导弹。

发展与改进

“冥河”导弹是早期最有威望的反舰导弹，在不受电子干扰的情况下，实战命中率较高；采用液体火箭发动机，推力较稳定。导弹的缺点是飞行高度高，速度低，易于被高速火炮击毁。没有采取有效的抗干扰措施，抗干扰能力差，不适应当前电子战环境的需要，再加上使用维修不便，该弹已停止生产。

自1960年开始装备后，“冥河”导弹已进行了多次改进。美国把该导弹的基本型号编为SS-N-2A，1965年装备的改进型为SS-N-2B（参见SS-N-11）。随后的改进型为SS-N-2C。　　（袁恒祺、关文柱）

沙道克B (Shaddock) SS-N-3B



装于“肯达”级巡洋舰上的“沙道克B”

概　述

“沙道克B”是苏联海军的一种远程超音速飞航式舰对舰导弹。由“沙道克”A潜对舰导弹改进而来。1961～1962年间装备四艘“肯达”级巡洋舰，1967年开始装备四艘新的“克列斯塔Ⅰ”级巡洋舰。8艘巡洋舰共48个发射箱。该弹至今仍在服役。

主要战术技术指标

目标	航空母舰，大型水面舰艇和舰队	巡航高度	3000～6000m
射程	最大500km；最大有效射程460km（有中段修正），55km（无中段修正）	巡航速度	M＞1.3
		弹长	10.9m

弹径	860mm	制导	自动驾驶仪＋中段修正＋主动雷达或红外末
翼展	2.58m		制导
发射重量	4500kg	战斗部	常规或核战斗部，核战斗部TNT当量350k
发动机	一台涡轮发动机，两台固体火箭助推器		

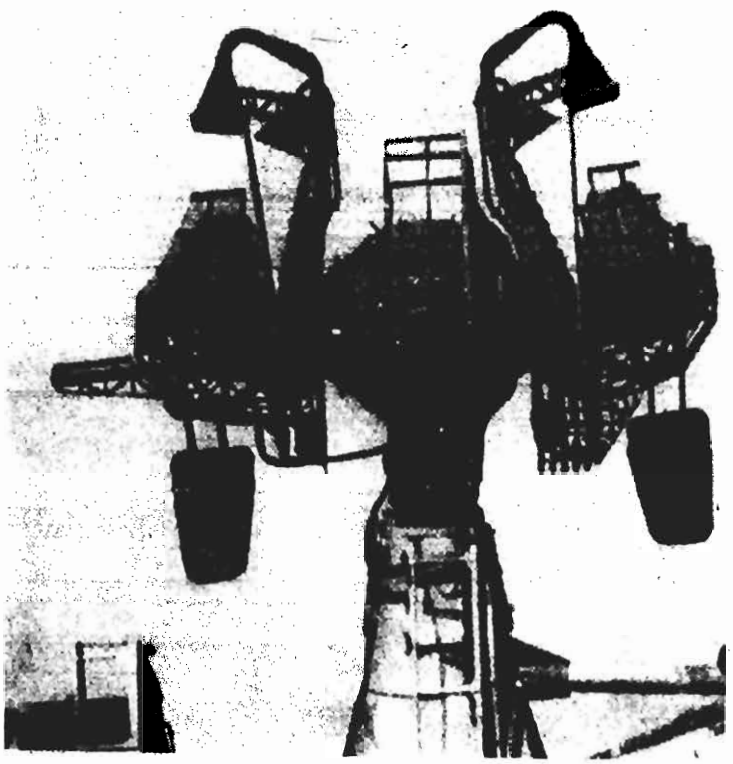
导　弹

“沙道克B”型是在其A型的基础上稍加改进而成，其速度和射程比A型稍大，外形尺寸也略有变化。

探测、发射和指控

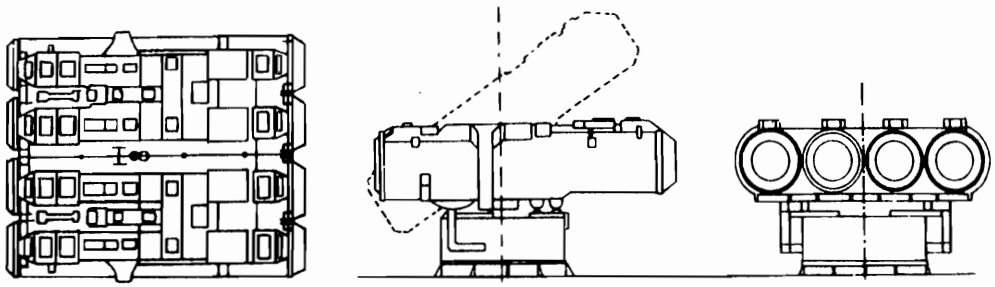
探测和指控　近距离目标用发射舰上的“双杓”（ScoopPair）雷达探测，对超视距目标用陆基远程图－95（熊D）侦察机或海军卡—25（激素B）直升飞机。这两种飞机除进行超视距目标探测外，还负责对导弹实施中段修正制导。

“双杓”雷达由两部相同的雷达组成，一对背靠背的网状结构椭圆形抛物面天线，安装在桅杆顶部球形体的上、下方。每个天线宽约4.2米，配有两个喇叭馈源。通过两个喇叭馈源的适当配置，可获得最大的覆盖范围和改善目标探测效果，也可能还与数据处理有关。在“克列斯塔Ⅰ”巡洋舰上仅装有一部“双杓”雷达，它装在主塔顶端，为舰桥两侧的两个发射装置提供目标数据。在“肯达”级巡洋舰上，舰首和舰尾各装有一部，它们分别为前后两个发射装置提供目标数据。



“双杓”雷达

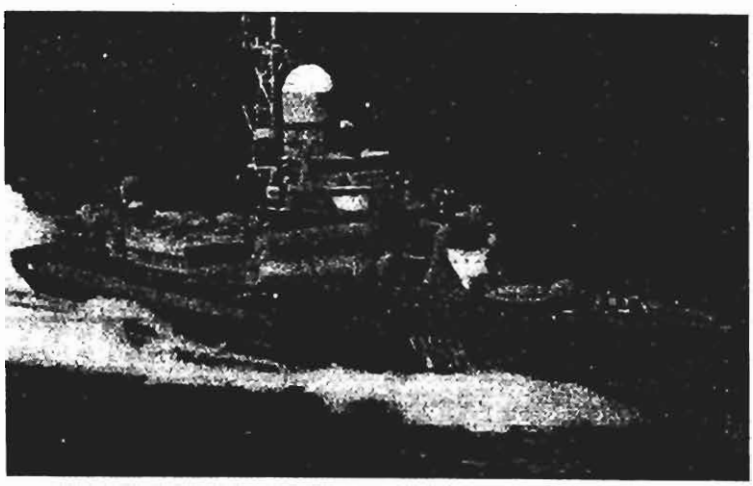
发射装置　导弹装在标准发射箱内。在“克列斯塔Ⅰ”巡洋舰上，双联装发射架位于舰桥两侧，舰上无库。在“肯达”级巡洋舰上，前后各装有一个四联装可瞄准式发射架，四个发射箱并排安装。该发射架长11米，宽8米，高5米，在水平面内可转动180°，在垂直面内可上仰约40°。舰上有两个弹库，共贮存8枚导弹

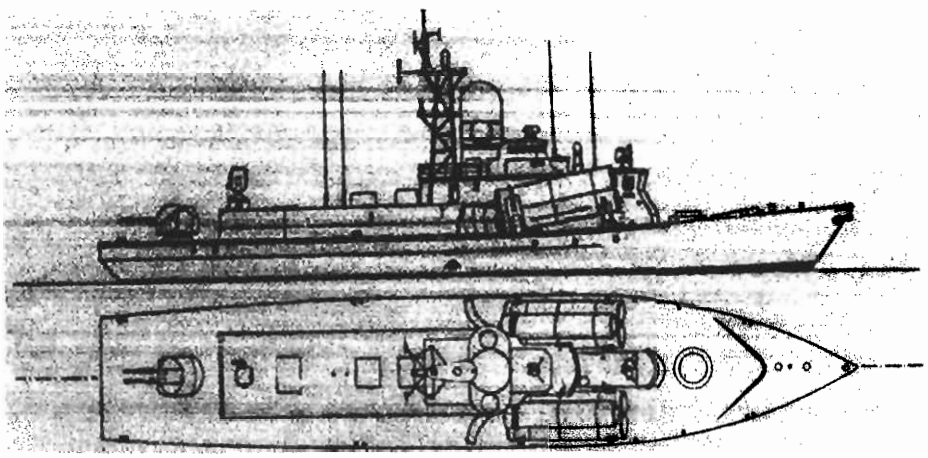


“沙道克”四联装发射架的三面图

（关文桂）

海妖(Siren) SS-N-9





“纳努契卡”级大型导弹快艇上装备的SS-N-9导弹

概　述

“海妖”（SS-N-9）导弹是一种飞航式反舰导弹，它是苏联海军六十年代末研制的四种导弹（SS-N-7、SS-N-9、SS-N-11、SS-N-12）之一。该弹于1969年装备苏联海军，现役，至1980年止，装备200 枚。

主要战术技术指标

目标	各种水面舰船	翼展	折叠弹翼，折叠时1.6m，展开时2.5m
射程	最大射程75km（借助飞机中继制导为275 km）	发射重量	3.2t
		发动机	一台涡轮喷气发动机和两台固体助推器
巡航高度	20～130m	制导	自动驾驶仪控制＋中段指令
巡航速度	M＝0.8		修正＋主动雷达末制导
弹长	9.1m	战斗部	200kt级TNT核弹头或高能炸药
弹径	800mm		

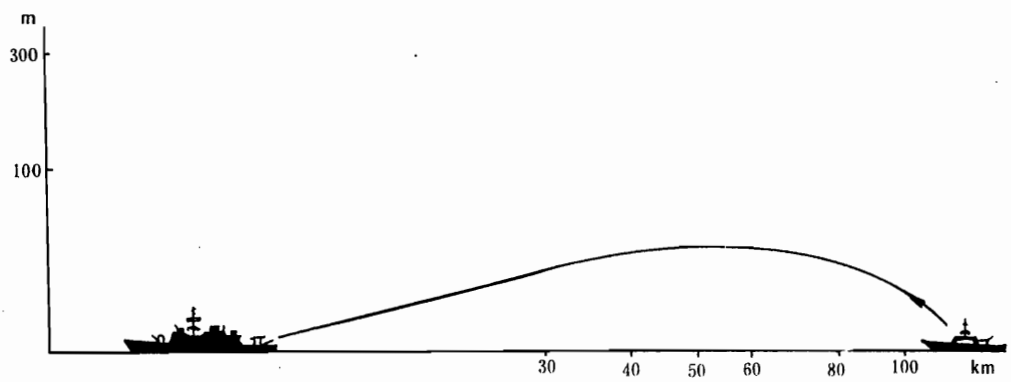
导　弹

SS-N-9导弹是SS-N-2导弹的改进型，外形象小飞机。弹翼可折叠，折叠时翼展为1.6 米，展开时为2.5 米。战斗部有两种类型，即核弹头或高能炸药战斗部。弹内安装一部自动驾驶仪和一部雷达用来控制导弹飞行。动力装置有一台涡轮喷气发动机和两台固体助推器。

探测、发射与指控

SS-N-9导弹装备在“纳努契卡”Ⅰ型、Ⅱ型和“蝗虫”导弹快艇上。在“纳努契卡”舰桥两侧的甲板上各装有三个管状的发射箱，发射箱以8.5°的仰角固定在甲板上，无向两侧回转的能力；在“蝗虫”级导弹快艇艇桥两侧的甲板上各装备着四个导弹发射箱。

在“纳努契卡”上，通过“双堡塔”舰载搜索与导航雷达或“前哨”探测雷达来获得供导弹发射的目标数据。导弹发射后，其飞行中段由弹上自动驾驶仪根据预编程序进行控制。按程序不同，导弹飞行高度为70～130米。导弹飞行末段由弹上主动雷达制导，飞行高度低于20米。SS-N-9导弹最大射程为75千米，如果借助于飞机进行中继制导，其最大射程可达275 千米。



“海妖”导弹的飞行弹道图

（张宝添）

SS－N－10

“克列斯塔Ⅱ”上装有SS-N-10的四联发射装置

1968年，苏联海军开始在“克里瓦克”级驱逐舰，“卡拉”级巡洋舰和“克列斯塔Ⅱ”级巡洋舰上装备一种近程飞航式导弹。美国和西欧认为这是一种新的舰对舰导弹，美国编号为SS-N-10。从其在舰上所占的位置和其他资料分析认为该弹射程28千米，长8.50米，飞行速度M＝1.2（或1.9），采用程序与自动驾驶仪中制导，雷达末制导，固体火箭发动机推进，常规战斗部或核战斗部。

但近几年西欧认为该导弹就是SS-N-14反潜导弹，主要用于反潜，但亦具有反舰能力。　（张宝添）

SS-N-11(SS-N-2B)

概　述

SS-N-11（或SS-N 2 B）是苏联在“冥河”SS-N-2 A基础上改进的一种飞航式舰对舰导弹，1965年开始装备苏联海军“黄蜂Ⅱ”型快艇。

七十年代中期开始将SS-N-11导弹陆续向外销售，装备该弹的国家有印度、南斯拉夫、民主德国、阿尔及利亚、古巴、伊拉克、芬兰等国。

主要战术技术指标

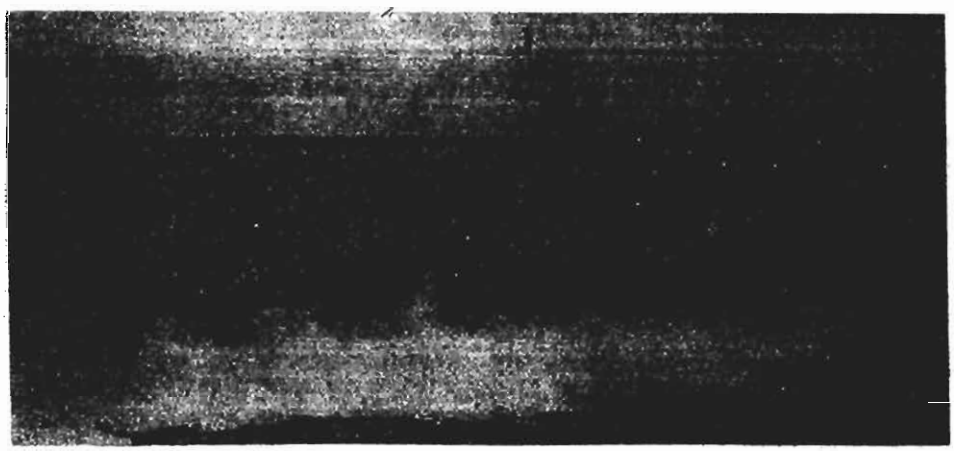
目标	水面各种舰船	巡航高度	50～300m
射程	8.3～40.2km	巡航速度	M＝0.9

弹长	6.4m	发动机	一台固体火箭主发动机
弹径	760mm		一台固体火箭助推器
翼展	2.4m（折叠后1.7m）	战斗部	高能炸药
发射重量	2500kg		

SS-N-11导弹在发射装置上

导　弹

SS-N-11导弹外形和结构均与SS-N-2A相同，但SS-N-11采用了折叠式弹翼。弹体内各部件有的作了改进。导引头除主动雷达外，还有一可与雷达互换的红外导引头。最小射程和最大射程都比SS-N-2A稍小些。



装备SS-N-11导弹的“黄蜂Ⅰ”型快艇在海上编队航行

探测、发射与指控

苏联海军将SS-N-11导弹装备在“黄蜂Ⅰ”型导弹快艇上，每艘快艇装四座发射装置，分别装于舰桥两侧，指向前面。发射装置由原来SS-N-2导弹用的车篷式改成了圆筒形发射箱，全长6.5 米。

发展与改进

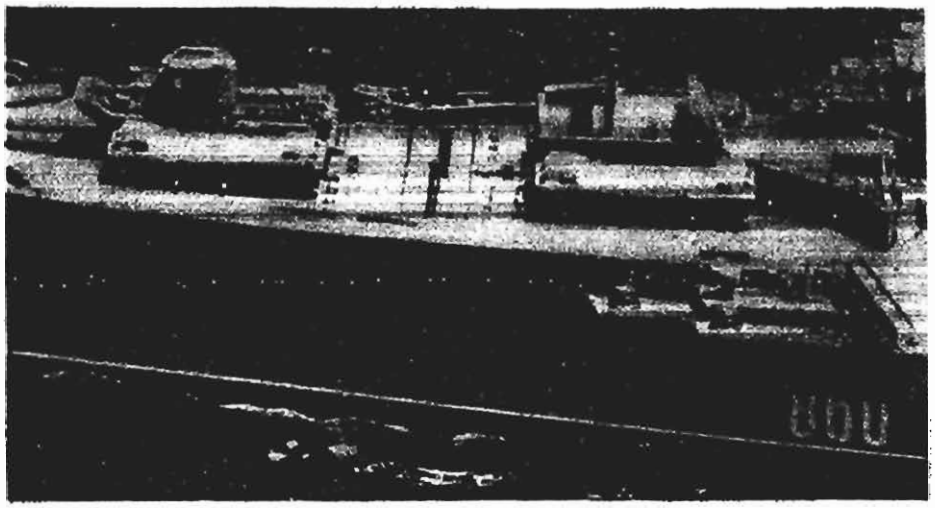
六十年代中期，苏联又在SS-N-2B型的基础上改进发展了“冥河”SS-N-2C型导弹。西欧和美国有时又把SS-N-2C称为SS-N-11。SS-N-2C型导弹性能数据报道不一，射程40～80千米，飞行速度M＝0.9，巡航高度40（或更低）～300 米，弹长6.8 米，弹径760 毫米，翼展2.5 米（可折叠），发射重量大于2500千克，推进装置仍为一台液体火箭发动机和一台固体火箭助推器，普通装药战斗部，重500 千克，采用自动驾驶仪加红外或主动雷达导引头制导。但可能采用了无线电高度表，故其飞行高度可低于40米。超视距目标探测可能利用舰载直升飞机或前哨舰艇实施。

1971年开始装备改装的“基尔丁”级和“卡辛”级驱逐舰，取代SS-N-1舰对舰导弹。发射箱装于舰后段上层建筑两侧，每边两枚，舰上无重装能力。随后装备了“黄蜂Ⅲ”型快艇、“马特卡”级快艇、“塔仑图尔Ⅰ、Ⅱ”型快艇以及供出售的“纳努契卡”快艇。

SS-N-2C的发射箱与SS-N-2B使用的圆柱形发射箱相似，明显的识别标记是SS-N-2C的发射箱上部脊鳍式凸起很小。

装于改装“卡辛”级驱逐舰上的SS-N-2C　　（张宝添）

沙箱(Sandbox) SS-N-12



“基辅”号航空母舰上的“沙箱”导弹发射装置

概　述

“沙箱”(SS-N-12)导弹是苏联第二代远程舰射和潜射飞航式反舰导弹，其打击对象是水面各种舰船。该弹1973年研制成功，1976年开始装备苏联海军，现役。至1983年止，苏联海军装备了88枚。

“沙箱”导弹是SS-N-3“沙道克”导弹的后继型。与SS-N-3导弹相比，增大了射程、提高了速度、改进了制导系统，尤其是提高了掠海飞行的性能。目前，已用SS-N-12导弹取代潜载的SS-N-3A导弹。

主要战术技术指标

目标	水面各种舰船	翼展	1.8～2.6m
射程	最大50km（借助飞机中继制导为550km）	发射重量	4.8～5.0t
巡航高度	275～13500m	发动机	一台涡轮喷气发动机和两台固体助推器
巡航速度	M＝2.5	制导	自动驾驶仪控制＋中段指令修正＋主动雷达或红外末制导
弹长	10.8m		
弹径	900mm	战斗部	900kg 高能炸药或350kt 级核装药

导　弹

SS-N-12为SS-N-3的改进型，两者外形相似。弹上装有自动驾驶仪，配合无线电指令，以控制导弹中段的飞行；弹上还装有主动雷达或红外导引头，用于对导弹末段飞行的制导。动力装置为一台喷气发动机（或液体火箭发动机）和两台固体助推器。

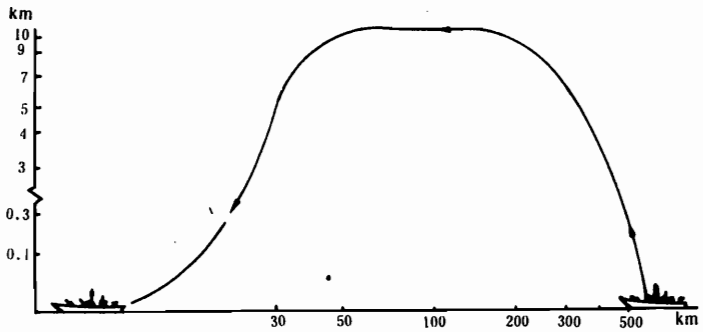
探测、发射与指控

SS-N-12主要装备在“基辅”和“明斯克”两种航空母舰和EⅡ级潜艇上。

“基辅”号航空母舰的前甲板上有四个双联装SS-N-12导弹发射装置，发射筒长13米，宽4.4 米，高2.5

米，筒体直径1.8 米。

“基辅”号上除发射装置里的8 枚待发导弹外，弹库还储备有16枚。“基辅”号发射该导弹时，首先用舰载垂直或短距起落战斗机在其外围保持制空权，然后用直升机KA-25“荷尔蒙”对远距离目标进行搜索，机上的远程搜索雷达从1200米的高度上可探测185 千米外的目标，通过数据传输系统把目标数据送回航空母舰，在舰上进行处理，调整各发射装置进行发射。导弹发射后，爬升到10千米的高度再转入水平飞行，在距目标80～100 千米时开始下降，最后以超低空接近目标。最大射程为550千米。



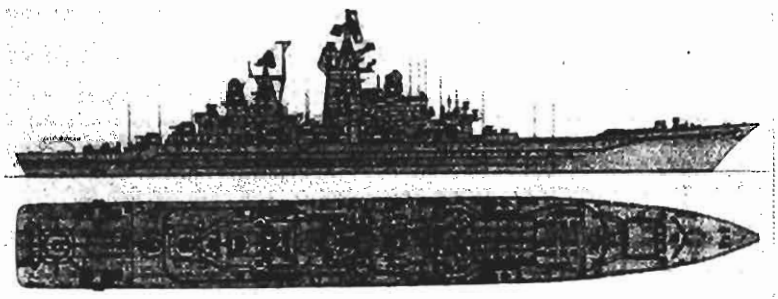
SS-N-12导弹飞行弹道

发展与改进

SS-N-12与SS-N-3 相比，其战斗性能已有很大提高。但苏联还在作进一步的改进，用冲压发动机或固体火箭发动机取代原来的涡轮喷气发动机；为了提高导弹命中概率，SS-N-12导弹将采用成对发射。

（张宝添）

SS－N －19



“基洛夫”核动力导弹战列巡洋舰舰桥前方甲板下阵列式装有20枚SS-N-19舰对舰导弹和12枚垂直发射的SA-N-6反导弹导弹

概　述

SS-N-19是苏联七十年代初开始研制的一种远程超音速、掠海飞行的多用途反舰导弹。它是SS-N-3“沙道克”和SS-N-12“沙箱”的后继型，巡航高度约为70米的远程反舰导弹，也是世界上第一个速度M＞2的远程掠海飞行反舰导弹。1979年服役，首先装备“基洛夫”号核动力战列巡洋舰，接着（1982年）装备新建的“布勒克康”号巡洋舰。

主要战术技术指标

作战目标	航空母舰和大型水面舰艇	弹径	0.80～1.10m
射程	＞500km（有舰外制导设备）	翼展	2.60m（折叠后为1.60m）
	55km（无舰外制导设备）	发射重量	5～7t
飞行速度	M＞2.5	发动机	一台涡轮喷气发动机和两台固体助推器
巡航高度	70m（末段掠海10～20m）	制导	惯性＋主动雷达或被动红外末制导
发射方式	估计为冷发射	战斗部	常规、核战斗部
弹长	10.5～11.0m		

导　弹

布局与结构　正常式气动布局，圆柱形弹体，锥形头部，弹体中部有两个后掠式上单弹翼（可折叠），尾部有T形配置的三个可折叠尾翼。一台涡轮喷气发动机紧贴在弹体尾段下部。两圆柱形固体助推器位于两水平尾翼下方。全弹可分为五个舱段：导引头舱、战斗部舱、燃料舱、惯导系统舱和尾翼伺服设备舱。

动力装置　由一台涡轮喷气主发动机和两台固体火箭助推器组成。

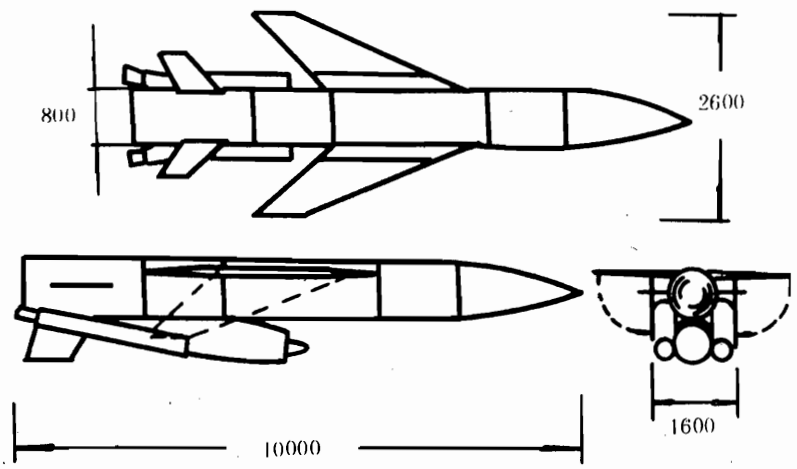
制导与控制　制导体制为惯性中制导加主动雷达或被动红外末制导，据报道，导弹上还装有称为“敌情图”的装置，使导弹可自主进行远程制导。

战斗部　核和常规两种战斗部。常规战斗部重1000千克；核战斗部TNT当量为350千吨级。

探测、发射和指控

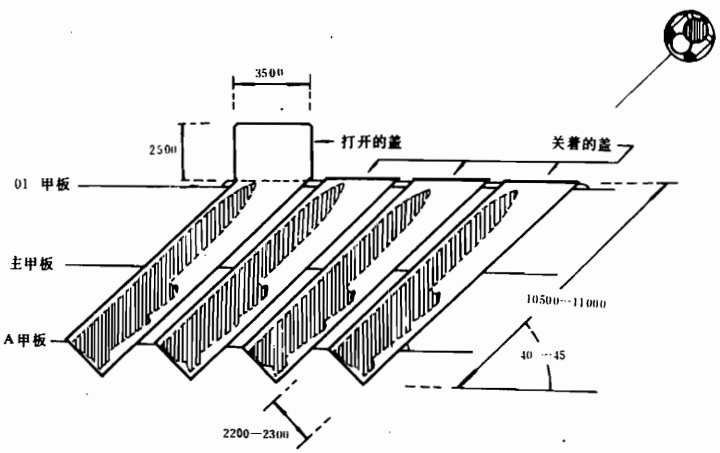
探测系统　舰上未配SS-N-19专用的目标探测和指控雷达，可能与SA-N-6共用Top Dome雷达。但舰上似乎有为SS-N-19用的数据传输设备。通过该设备从舰外飞机或卫星系统取得目标位置数据并进行修正制导。

发射装置　舰桥前甲板下有一4×5阵列式发射装置。贮运发射箱为前倾45°～50°的圆柱形容器，直径2.2－2.3米，从上到下穿过三层甲板（包括上甲板）。整个发射装置占空间约为3250米^3。导弹在基地用



SS-N-19导弹的三面图

专用装填机，通过舰上的装填座（由照片看到在甲板上，紧靠左、右舷，一边一个装填座）将导弹装入贮弹井，舰上无另外的SS-N-19弹库。未见有热发射用的排气道，因此，估计采用冷发射。



SS-N-19和发射装置在舰上配置示意图

作 战 使 用

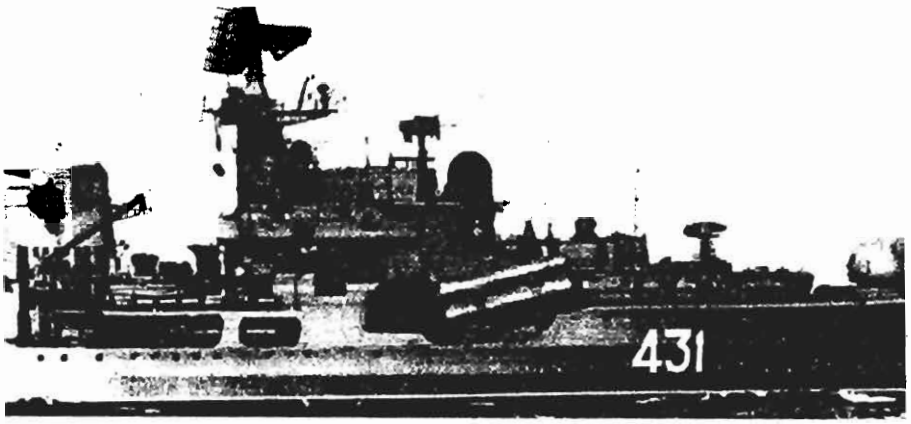
工作过程　探测系统将目标数据送给发射舰，然后火控系统指挥发射导弹。导弹发射后按预定的程序，先爬高，然后降到离海面70米高度巡航飞行，最后降到20米向目标攻击。

使用战术　目前苏联水面舰艇一般作为第二梯队使用。分析认为“基洛夫”战列巡洋舰可能与“奥斯卡”潜艇配合使用，先用潜艇在前方攻击，“基洛夫”舰实施补充攻击。　（盛德林）

SS－N－22

概　　述

SS-N-22是苏联在七十年代中、后期研制的一种中、远程舰对舰导弹，据认为是SS-



SS-N-22舰对舰导弹装在“索夫莱迈尼”号驱逐舰的前部两侧

N-9“海妖”的改进型。该弹于1980年8月首次出现在“索夫莱迈尼”号驱逐舰上，1981年装备“塔伦图尔Ⅰ”号轻型导弹艇，1983年又装备在“斯拉伐”号驱逐舰上。

主要战术技术指标

作战目标	大、中型水面舰艇	发射重量	3500kg
射程	120km（无舰外制导设备）	发动机	一台涡轮喷气发动机
	200km（利用舰外制导设备）		两台固体火箭助推器
飞行速度	M=1.2～2.4	制导	自动驾驶仪中制导
巡航高度	50～300 m		主动雷达或被动红外末制导
弹长	9.10～9.50m	战斗部	核战斗部TNT当量200kt
弹径	800mm		常规战斗部，重500kg
翼展	2.50m（折叠后为1.60m）		

导　弹

采用正常式气动布局，圆柱形弹体、尖锥形头部，弹体中部有一对可折叠的弹翼，尾部有控制尾翼，两台固体火箭助推器装在弹体后段两侧，腹部有涡轮喷气发动机的进气口。弹体内部各部件的配置为：头部为导引头，接着是战斗部，其后为仪表舱，最后面是一台涡轮喷气发动机。

探测、发射和指控

用舰载雷达或舰载直升飞机探测目标。在“索夫莱迈尼”和“塔伦图尔Ⅰ”舰上装有“音乐台”（Band Stand）雷达，该雷达最先出现在装有SS-N-9的“南纽契卡”艇上。“斯拉伐”舰上装的是“活板门”和“阵门”雷达，“活板门”雷达是装备“沙道克”（SS-N-3A）导弹的EⅠ级核潜艇上的雷达，而“阵门”雷达是“沙箱”（SS-N-12）舰对舰导弹的探测雷达。

导弹通常装在约10.5米长的贮运发射箱内。但在不同的舰上，发射架的结构和配置是不同的。在“索夫莱迈尼”号驱逐舰上，两部四联装发射架位于舰桥两侧，发射架仰起约8.5°。在“斯拉伐”号驱逐舰上为双联装发射架，舰桥两侧顺次排有四个发射架，装弹量为16枚。而在“塔伦图尔Ⅰ”艇上，舰桥两侧各装一个上下叠置的双联装发射架，装弹四枚。

（盛德林）

海上凶手Ⅰ(Sea Killer Ⅰ)

从导弹快艇上发射的“海上凶手Ⅰ”舰对舰导弹

概　述

“海上凶手”是意大利康特拉费斯公司（1967年与其它几家公司合并组成锡斯泰尔公司）研制的反舰导弹，经多次改进和发展，现已成为包括“海上凶手”Ⅰ、Ⅱ、Ⅲ型舰对舰导弹和“爱吐斯”、“火星”Ⅰ、Ⅱ空对舰导弹的系列化多用途反舰导弹。“海上凶手Ⅰ”（原名“海神”）是一种近程舰对舰导弹。1963年开始研制，1966年制出第一枚样弹，1969年定型生产。由于该弹性能较差，1970年停止生产。

主要战术技术指标

作战目标	小型水面舰艇	翼展	850mm
射程	3～10km	发射重量	168kg（燃完后为118kg）
最大速度	M＝1.9	发动机	一台固体火箭发动机，推力为19.62kN
过载能力	最小转弯半径1 km	制导	驾束制导
弹长	3.73m	战斗部	破片型，重35kg
弹径	207mm		

导　弹

布局与结构　圆柱形弹体，圆锥形头部，弹体中后部有四个×形配置的梯形弹翼，在弹体尾部，与弹翼在相同流线上有四个矩形尾翼。弹体内装有制导电子设备、无线电高度表、战斗部、接收天线、液压驱动系统和发动机。

动力装置　一台推力为19.62 千牛的固体火箭发动机，双基药柱，工作时间为5 秒。燃完时，可使导弹达到M＝1.9 的最大飞行速度。

制导与控制　驾束制导，飞行高度用连续波无线电高度表控制。

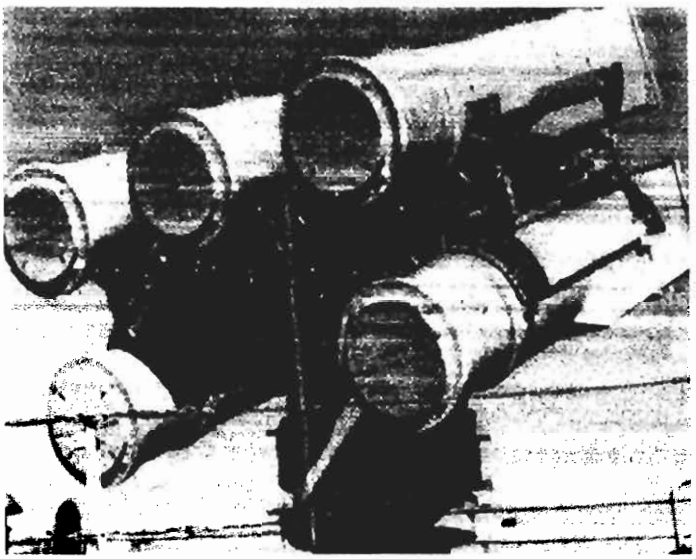
战斗部　爆破型，总重量35 kg，装有触发和近炸引信。

探测、发射和指控

目标探测　用舰上现有雷达。

火控系统 共用舰上其他武器的火控系统，如康特拉夫公司的“海上猎人2”和“海上猎人4”等。

发射装置 一为长方形贮运发射箱，另一为前方后圆的贮运发射箱。长方形贮运发射箱一般单个装在小艇或气垫船上。前方后圆的发射箱以五联装形式，装于一可旋转的支柱上。



“海上凶手Ⅰ”五联装发射架

作 战 使 用

仅装备意大利的“箭”级快艇。导弹发射后沿波束方向飞行，高度表控制飞行高度。由于该弹性能较差，康特拉费斯公司在Ⅰ型研制工作还未结束时，便开始发展“海上凶手Ⅱ”舰对舰导弹。 （盛德林）

海上凶手Ⅱ(Sea Killer Ⅱ)

“海上凶手Ⅱ”舰对舰导弹

概　述

“海上凶手Ⅰ”（又名司火神），是意大利锡斯泰尔公司（前康特拉费斯公司）在其“海上凶手Ⅰ”的基础上研制的一种射程较远和威力较大的近程舰对舰导弹。1965年开始研制。1969年定型生产。至1983年约生产了700 枚。

主要战术技术指标

作战目标	中、小型水面舰艇	发射重量	300kg
射程	25km	发动机	一台SEP299 型固体火箭助推器
飞行速度	跨音速（发动机工作时）		一台SEP300 型固体火箭主发动机
	亚音速（发动机燃完后）	制导	驾束式，兼用无线电指令
弹长	4.7m	战斗部	半穿甲爆破型，重70kg，触发引信和近炸引信
弹径	206mm（前段）		
翼展	999mm		

导　弹

布局与结构　圆柱形弹体，锥形头部，弹体中部有十字形配置的短舷梯形控制翼，弹体尾部有四个与弹翼在同一直线上的稳定尾翼，其中一对翼尖上装有指令接收天线。助推器上也有四个十字形配置的矩形稳定翼，它与前面两组翼在相同的流线上。导弹可分为制导设备、战斗部、控制设备、主发动机和助推器五个舱段。头部制导设备舱装有制导电子设备，无线电高度表发射机；战斗部舱装有战斗部和引信；控制设备舱装有操纵控制翼的液压驱动系统和无线电高度表接收机；最后面是主发动机和助推器。

动力装置　由一台SEP300 型固体火箭主发动机和一台SEP299 型固体火箭助推器串联而成，由欧洲火箭推进公司研制。SEP300 是一复合药发动机，推力为981 牛，工作时间为73秒。该发动机长1.10米，直径207毫米，重52.5千克。SEP299 是一双基药发动机，推力为42千牛，工作时间为1.6 秒。该发动机长1.076 米，直径为250 毫米，重57.5千克。

“海上凶手Ⅰ”的主发动机（右）和助推器（左）

制导与控制　导弹发射后进入制导波束内，并沿波束方向飞行。战斗部解除保险和导弹降低飞行高度根据指令实施。控制翼面由弹上液压系统驱动。

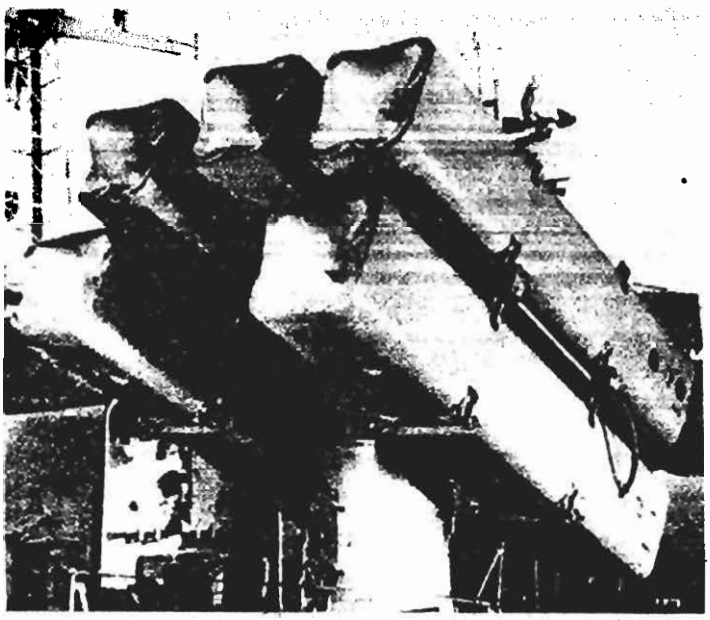
战斗部　半穿甲爆破型，重70千克，内装25千克高能炸药。备有触发和近炸引信。其近炸引信是一与无线电高度表相连的装置，当导弹从目标上方飞过时，无线电高度表便提供战斗部引爆的信息。

探测、发射和指控

探测和跟踪　由雷达和光学两套系统组成。一般情况下，用X 波段的圆锥扫描雷达探测和跟踪目标。当雷达出现故障或受到干扰不能工作时，用光学系统探测和跟踪目标。

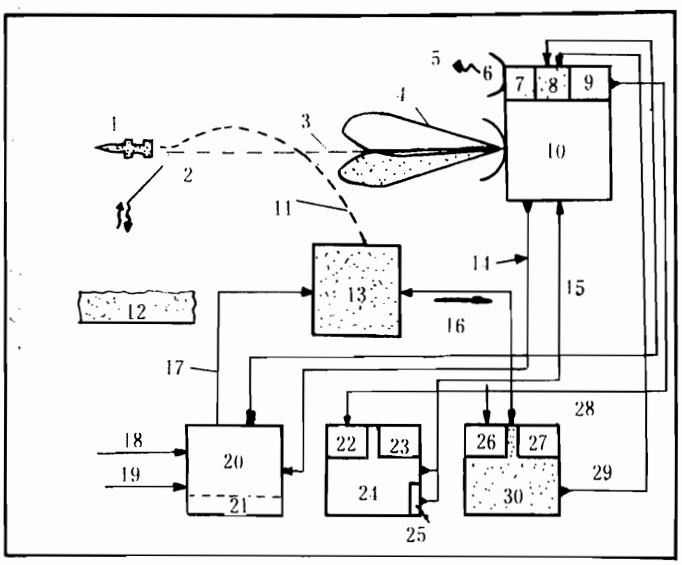
发射装置　有固定箱式发射架和可瞄准五联装箱式发射架，并可与“海靛青”舰对空导弹共用发射架。固定

箱式发射架是把装有导弹的贮运发射箱固定在舰艇的甲板上。可瞄准五联装箱式发射架是将五个装有导弹的长方形贮运发射箱支于一可转动的主轴上构成的。该发射架方位可转动360°，转动角速度为30°/秒，角加速度约30°/秒^2。俯仰方向的可转动角度为－15°至＋30°，转动角速度为20°/秒，角加速度为30°/秒^2。该发射系统(包括箱内五枚导弹)总重约为五吨。另外该导弹可用"海靛青"舰空导弹的发射架发射。



"海上凶手Ⅱ"的五联装箱式发射架

指控 指控设备主要包括产生制导波束的雷达、工作在Ku波段的指令发射机、计算机、导弹控制台和闭路电视系统。舰上配备的电视系统只在某些特定情况才应用。



"海上凶手Ⅱ"驾束式制导工作过程示意图

1．导弹　2．无线电高度表　3．雷达波束轴线　4．X 波段工作的雷达锥形扫描波束　5．指令信号　6．Ku 波段指令发射天线　7．指令发射机　8．脉冲相位调制　9．电视摄像机　10．跟踪雷达　11．弹道　12．海平面　13．导弹发射架　14．雷达平台方位仰角　15．方位仰角控制　16．发射开始　17．导引数据　18．风数据　19．舰艇横滚数据（舰上陀螺提供）　20．计算机　21．倾斜程序　22．电视　23．遥控操纵杆　24．系统控制台　25．缩放仪　26．电视　27．遥控操纵杆　28．发射程序　29．第 3、4 号指令　30．导弹控制台

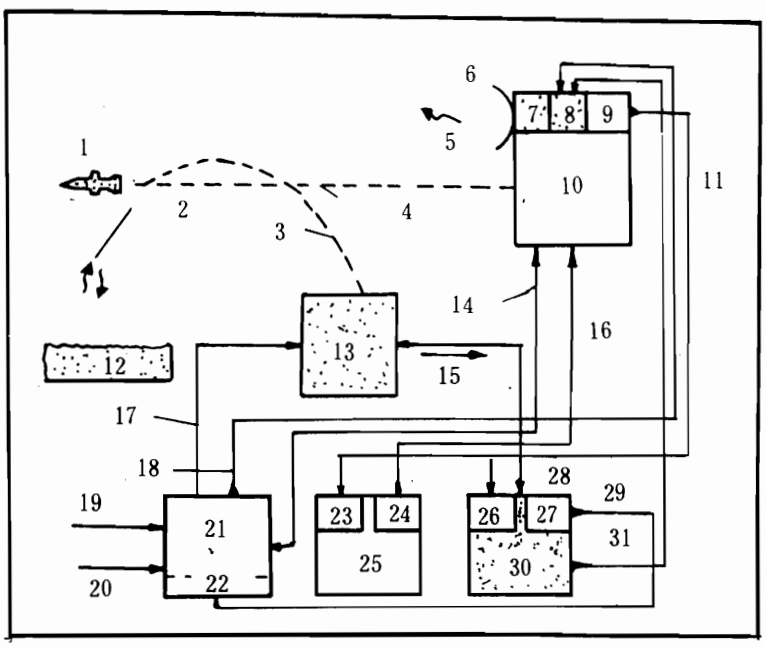
作战使用

系统组成和功能　全武器系统主要由导弹和发射舰组成。该系统主要用于近岸防御作战。

工作过程　“海上凶手Ⅱ”武器系统有驾束式和光学两种制导方式。

在一般情况下，由舰载雷达探测目标，敌我识别器判定敌友。一旦攻击目标被确定，使用工作在X 波段的跟踪雷达进行自动跟踪，并由扫描器测定目标的距离。将雷达测得的目标数据与舰艇本身的运动数据一起送入计算机处理，然后将必要的数据输入导弹内。当目标进入导弹射程之内，按下发射按钮，便开始按自动发射程序发射。导弹发射后，在助推器推进下，先按弹道式弹道飞行。助推器脱落后，主发动机工作，并开始横滚控制，同时发出指令将导弹引入圆锥扫描器形成的波束轴线方向，并按预定的高度巡航飞行，飞至离目标 1 千米距离时，降至离海面约 1 ～ 2 米的高度飞向目标。

在雷达出现故障或受到干扰不能工作时，则用光学系统进行制导。系统控制台上的操作手通过遥控杆操纵摄像机跟踪目标，同时在导弹控制台上的操作手也通过该台上的操纵杆使摄像机中心孔不断地对准导弹。当导弹偏离摄像机中心孔时，计算机便迅速算出修正指令，并通过指令发射机将指令发送给导弹，使导弹回到摄像机的瞄准线上。解除战斗部的保险和降低飞行高度的时间均由操作手目视估算确定。



“海上凶手Ⅱ”光学制导工作过程示意图

1．导弹　2．无线电高度表　3．导弹飞行弹道　4．光学瞄准线　5．指令信号　6．Ku 波段发射机天线　7．指令发射机　8．脉冲相位调制　9．电视摄像机　10．跟踪雷达　11．电视视频数据　12．海平面　13．导弹发射架　14．雷达平台方位仰角　15．发射

开始 16．方位仰角控制 17．导引数据 18．第1号制导指令2号补偿指令 19．风数据 20．横滚数据（舰上陀螺提供） 21．计算机 22．倾斜程序 23．电视 24．遥控操纵杆 25．系统控制台 26．电视 27．遥控操纵杆 28．发射程序 29．制导数据 30．导弹控制台 31．第2、4号指令

（盛德林）

海上凶手Ⅲ(Sea Killer Ⅲ)

1972年展出的“海上凶手Ⅲ”模型

概 述

“海上凶手Ⅲ”是意大利锡斯泰尔公司计划在“海上凶手Ⅱ”基础上发展的一种超视距舰对舰导弹。六十年代末开始研制，计划1975年定型生产。但后来由于多种原因，该计划一直处于停顿状态，以后未再恢复，转而研制“奥托马赫2”中远程超音速反舰导弹。

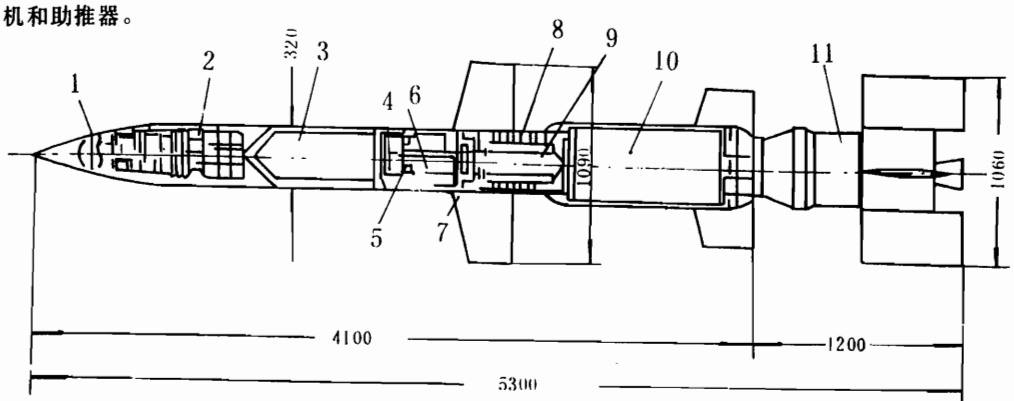
主要战术技术指标

作战目标	大中型水面舰艇	翼展	1.09m
射程	＞45km	重量	发射重量548kg
巡航高度	10m		不带助推器时413kg
飞行速度	280m/s		主发动机燃完后335kg
过载能力	纵向15g；横向3g	发动机	一台固体火箭助推器
弹长	5.3 m（不带助推器为4.1 m）		两台固体火箭主发动机
弹径	320mm	制导	陀螺仪，高度表和主动雷达导引头
		战斗部	半穿甲爆破型，重150kg

导 弹

布局与结构 圆柱形弹体，尖锥形头部，主发动机外有四个×形配置的整流罩，主弹体后串联一固体火箭

助推器。全弹有三组配置在对应相同流线上的十字形弹翼，最前面一组梯型翼为控制翼，主弹体尾部的梯形翼及助推器上的矩形翼均为稳定翼。各部件在弹体内的配置为：导引头在导弹头部，其后为电子设备，陀螺仪和无线电高度表发射机，接着是战斗部，再后面又是电子设备和驱动系统，以及无线电高度表接收机，最后面是主发动机和助推器。



“海上凶手Ⅱ”导弹的结构配置图

1．导引头　2．无线电高度表　3．战斗部　4．电源　5．无线电高度表　6．电子舱
7．控制翼驱动系统　8、9．蓄电池　10．主发动机　11．助推器

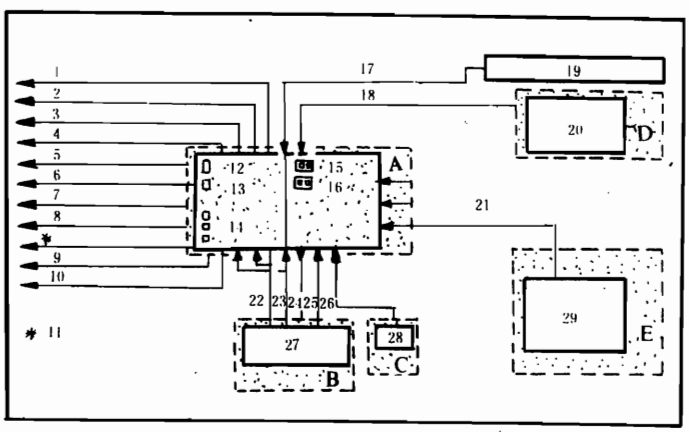
动力装置　由两台主发动机和一台助推器组成。主发动机采用复合固体推进剂，每个发动机的推力均为981牛，工作时间70秒。助推器采用双基药作推进剂，推力为98.1千牛，工作时间为1.6秒。

制导和控制　制导设备主要包括陀螺仪、高度表和主动雷达导引头。导引头采用“奥托马特”的单轴导引头，搜索距离为六千米，目标锁定距离为四千米。

战斗部　半穿甲爆破型，重150千克，触发和近炸两种引信。

作战使用

工作过程　首先由舰载雷达或第二探测雷达（超视距目标探测）测定目标。把目标数据和发射舰本身的运动数据及风速表测得的环境数据送给计算机进行综合处理，编制导弹的飞行程序。其中需输入导弹的数据有：横滚信号、“同步横滚”信号（它作为陀螺仪在开机瞬间的横滚值）、目标坐标、导引头开机时间，以及解除

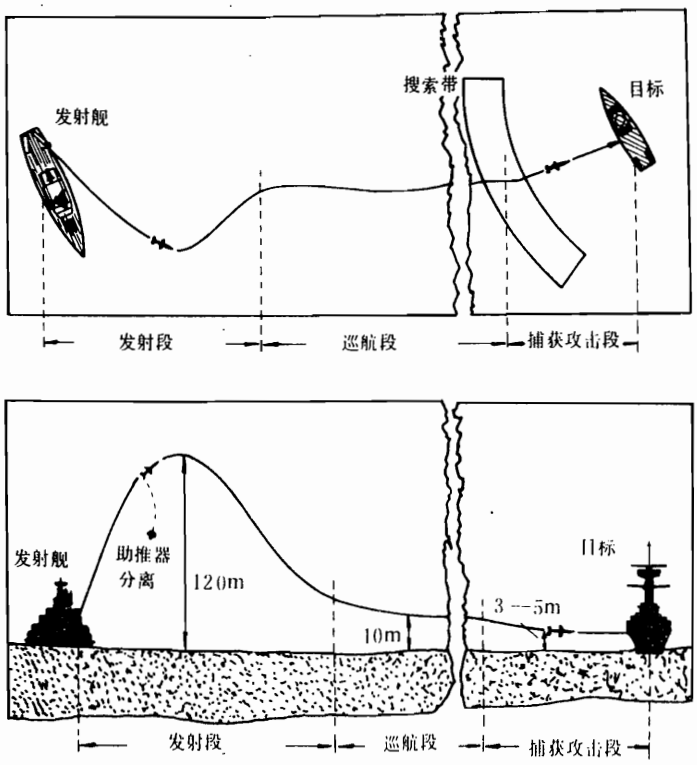


“海上凶手Ⅱ”导弹的发射准备图

A、导弹控制台 B、测程仪 C、稳定平台 D、第一雷达 E、第二雷达，1．导弹方位基准 2．滚动 3．探测阶段记时 4．发动机点火与同步 5．飞行高度 6．电池激活 7．陀螺开锁 8．陀螺启动 9．装定滚动 10．装定探测时间 11．装定导弹基准方位 12．点火开锁 13．点火按钮 14．保险装置 15．目标 16．速度 17．风速（Wx，Wy） 18．数据（目标位置与速度） 19．风速表 20．第一警戒雷达或外部提供数据 21．数据（目标位置） 22．发射舰俯仰 23．发射舰滚动 24．发射舰滚动速率 25．发射舰航向 26．发射舰航速 27．稳定平台 28．测程仪 29．第二警戒雷达或外部数据

保险、末段飞行高度等。射前准备完毕后就启动自动发射程序发射导弹。

导弹从舰上仰角为15°－30°的发射架上发射，在固体火箭助推器的推进下先以弹道式弹道飞行。1.6秒后，助推器燃完并抛掉，导弹接近弹道最高点（约120 米），开始按预定程序飞行。飞过弹道最高点后，导弹在无线电高度表控制下降至离海面10米的高度上巡航飞行。在巡航阶段，导弹飞行方位由弹上航向陀螺仪提供方位基准，保证导弹向预定的目标点飞行。由无线电高度表控制导弹稳定在离海平面10米的高度上。当导弹飞至导引头开机点，导引头开机搜索目标，捕获目标后便转入距离和方位跟踪，并操纵导弹飞向目标，同时进一步下降至离海面 3－5 米的高度上。



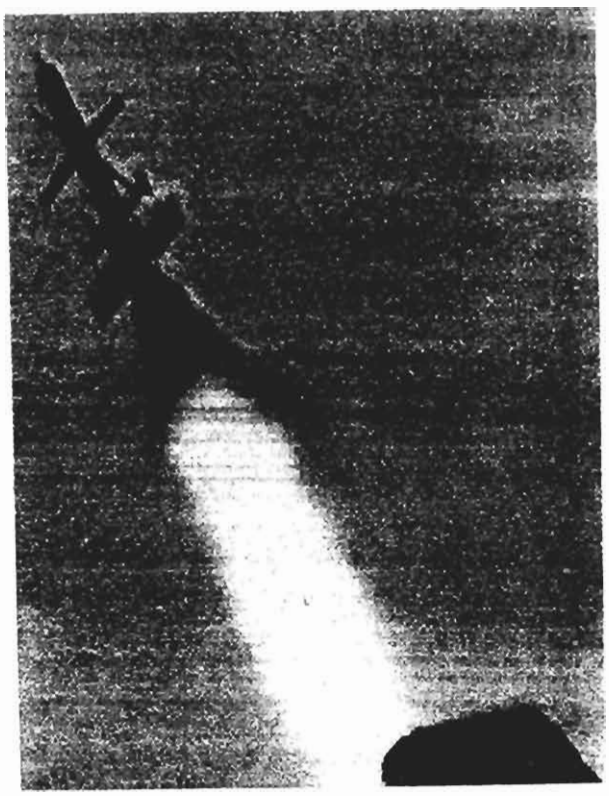
“海上凶手Ⅲ”的飞行弹道图

（盛德林）

水手(Mariner)

概　述

"水手"是意大利锡斯泰尔公司在"海上凶手Ⅰ"的基础上研制的一种目视瞄准、指令制导的近程舰对舰导弹（现在有些资料把"海上凶手Ⅰ"称为"海上凶手Ⅰ"，把"水手"称为"海上凶手Ⅰ"，而空舰型"火星"称为"海上凶手Ⅰ"），装备水翼艇和快艇，用于近海防御，特别是岛屿众多，敌友混杂情况下的作战。该弹1967年开始研制，1972年进行飞行试验，1979年开始装备意大利海军，并出售给伊朗和阿根廷。1984年的导弹单价为27.8万美元。



"水手"舰对舰导弹的发射情景

主要战术技术指标

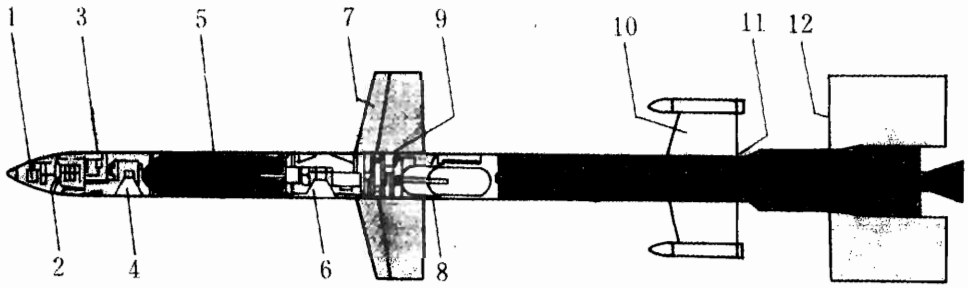
作战目标	中、小型水面舰艇
射程	25km
飞行速度	＞250 m / s
巡航高度	10m（末段 3～5m）
可靠性	6个月不需维修
弹长	4.70m（不带助推器时3.6 m）
弹径	206 mm
翼展	999 mm
发射重量	300 kg
推进	一台固体火箭助推器，一台主发动机，主发动机SEP300，推力981N，工作时间73s。助推器SEP299，推力43.2kN，工作时间1.6 s
制导	方位由雷达或目视瞄准加无线电指令控制；俯仰由无线电高度表控制
战斗部	半穿甲爆破型，重70 kg，装药25 kg，触发和近爆引信

导　弹

"水手"舰对舰导弹与"海上凶手Ⅰ"极其相似。导弹外型、推进系统、战斗部等完全相同，主要区别是该弹采用无线电指令制导，因而去除了波束制导设备，扩充了指令制导设备。

探测、发射和指控

目标探测　用舰上已有雷达探测，典型的是用MM/SPQ-711 频率捷变雷达。它由一置于八米高桅杆上的背靠背抛物面天线、高功率和低功率收发机、战术平面位置显示器、微B型显示器的数据提取器以及分配和处理装置等组成。这些设备可测定和显示目标的方位、距离、目标的运动情况，可对目标进行识别、选择和跟踪，可进行数据处理和选定电子对抗措施等。MM/SPQ-711 雷达工作在Ⅰ/ J 波段，搜索范围360°，跟



“水手”舰对舰导弹的结构布局

1．滚动陀螺 2．电子设备 3．电池组 4．无线电高度表发射机 5．战斗部 6．无线电高度表接收机 7．控制翼 8．油蓄压器 9．舵伺服机构 10．稳定尾翼 11．助推器分离机构 12．助推器上的翼

踪距离55千米，是“水手”导弹系统的主要传感器。此外还配有光学系统作为辅助制导设备。

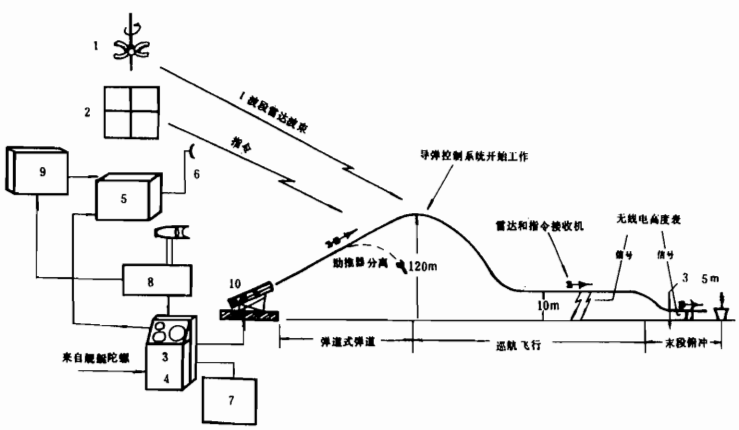
发射装置 在小艇上一般是将贮运发射箱装在仰角为15°～30°的支架上，而支架直接固定在甲板上。

指控系统 主要由导弹控制台、制导计算机、基准指令发射机、显示器及光学设备等组成。导弹控制台包括控制板、同步信号装置、发射机和电源等。主要用于处理导弹发射和给飞行中的导弹发送制导指令。制导计算机用于数据处理。指令发射机用于向飞行中的导弹发送垂直基准数据、雷达制导或目视制导数据、降高指令、战斗部保险解除指令和自毁指令。显示器用于操作员选择最佳发射航向。

作战使用

系统组成 “水手”舰对舰导弹武器系统主要包括导弹、舰载雷达、计算机、控制台、指令发射机、导弹发射架等。一般装备大型舰艇的系统总重为5吨，而装备快艇的系统总重不大于1.6吨（雷达130千克、制导装置100千克、两枚导弹600千克、两个贮运发射箱600千克、两个支架100千克），全系统所耗功率大约为6千瓦。

工作过程 MM/SPQ-711雷达首先对海面进行搜索，一旦发现目标便转入边搜索边跟踪状态，并由扫描器测定目标的距离。将雷达获得的目标数据和舰艇本身的数据送入计算机进行处理，然后通过导弹控制台输给导弹。目标进入导弹射程内时，按下发射按钮，导弹便按自动发射程序发射。发射后，在助推飞行阶段，导弹按弹道式弹道飞行。助推器燃完时便被抛掉，主发动机点火，弹上控制系统开始工作。导弹飞过120米的弹道最高点后，高度表控制导弹下降到离海面10米的高度上巡航飞行，并根据计算机发出的控制指令进入瞄准线。当导弹飞至离目标约1千米时，发出指令使导弹进一步下降至8米、5米或3米（根据海情和目标的大小而定）的高度上飞向目标。



“水手”导弹系统及其工作过程（图注见下页）

1.装在天线罩内的MM/SPQ-711雷达的背靠背天线　2．MM/SPQ-711雷达的75千瓦频率捷变发射机和接收机、20千瓦收发机、分配器和处理机　3．MM/SPQ-711 雷达的平面位置显示器，微－B型显示器的数据提取器，锡斯泰尔公司的导弹控制台，数据处理计算机和发射程序盒　4．制导计算机　5．指令发射天线　7．操作员用显示器　8．光学跟踪装置　9．制导接收机　10．箱式发射架

当MM/SPQ-711 雷达不能工作时，则用光学系统进行制导。此时操作员通过操作杆控制电视摄像机对目标进行跟踪，同时观察电视屏幕上的目标和导弹，当导弹偏离目标时，便发出指令，修正导弹的飞行方向。电视不能测定导弹和目标间的距离，因此最后降高时间由操作员估算确定。　（盛德林）

奥托马赫 2 (Otomach 2)

概　述

“奥托马赫 2”是意大利奥托·梅拉腊公司与阿尔法·罗梅奥公司联合研制的中程超音速反舰导弹。“Otomach 2”中的Oto表示奥托·梅拉腊公司，mach 2表示导弹的飞行速度M＝2。七十年代中期一些北约国家开始联合研制整体式火箭冲压发动机推进的超音速反舰导弹（ASSM Ⅰ），由于经费问题，ASSM Ⅰ于1981年被撤销了。此后许多北约国家便独自开展超音速反舰导弹的研制，意大利的火箭冲压技术基础相对较弱，而对小型涡轮喷气发动机却有较丰富的经验。据此决定在“奥托马特”导弹的基础上发展涡轮喷气发动机推进的超音速反舰导弹。该弹1980年开始研制，预计1992年开始服役。

主要战术技术指标

作战目标	各种水面舰艇	发动机	一台AR 318 改进型涡轮喷气发动机，两台固体火箭助推器
射程	＞100km		
巡航速度	M＝2	制导	惯性＋主动雷达导引头
飞行高度	掠海飞行	战斗部	半穿甲爆破型，重100kg

导　弹

由于“奥托马赫 2”是由“奥托马特”改进而来的，所以其外形和内部结构配置与“奥托马特”很相似。新的推进装置是在AR 318 型涡轮喷气发动机的基础上改型设计的，由四级轴流式压气机、两级涡轮和一环形燃烧室组成，推力大约在7848～9810牛之间。

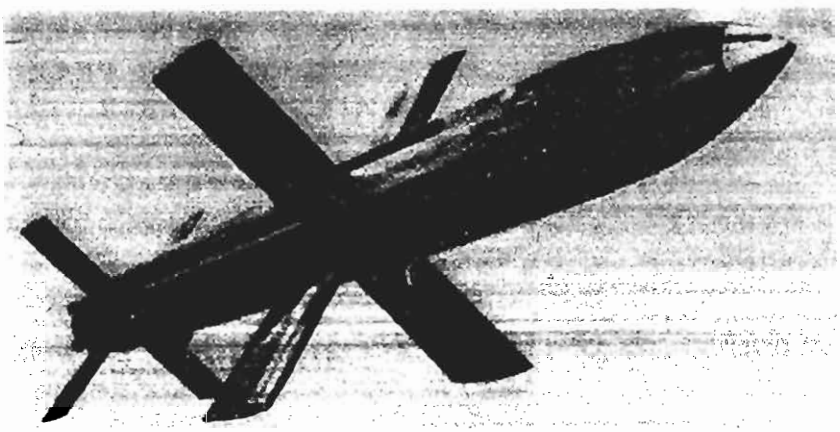
发展概况

1980年 4 月14日奥托·梅拉腊公司与阿尔法·罗梅奥公司签订了联合研制“奥托马赫 2”的合同。奥托·梅拉腊公司负责弹体等全武器系统的研制，阿尔法·罗梅奥公司主要负责发动机的研制。而有关制导和控制系统的研制将由其他一些较大的电子公司承担。计划1983年完成各部件的试验研究，1984年开始飞行试验，在1985－1990年间完成全部试验工作。1991年进行作战鉴定试验，预计1992年开始装备服役。　（盛德林）

迦伯列Ⅰ(Gabriel Ⅰ)

概　述

“迦伯列”是以色列国防部主管、以色列飞机工业公司MBT分公司研制的一种亚



“迦伯列Ⅰ”导弹

音速飞航式反舰导弹。该弹至今已发展成包括 Mk - Ⅰ、Mk - Ⅱ、Mk - Ⅲ和Mk - ⅢA / s 的系列化导弹。五十年代末苏联发展的舰对舰导弹有几种已开始服役，六十年代初开始出售给埃及等地中海沿岸的一些国家，西方一些国家也开始发展小型反舰导弹。在这种形势下，以色列于六十年代初开始制定其反舰导弹发展规划。

“迦伯列Ⅰ”是一种以中、小舰艇为目标的近程舰对舰导弹，主要装备快艇，用于近海作战。1962年开始研制，1968年开始生产，装备“萨尔 2”型快艇，并出口给新加坡、泰国、马来西亚、阿根廷、南非、中国台湾等国家和地区。其中泰国和中国台湾获得了生产许可权。

1973年10月的第四次中东战争中，以色列的“萨尔 2”型导弹快艇与装备苏制“冥河”导弹的埃及和叙利亚的“黄蜂”和“蚊子”级导弹快艇在无空中支援情况下，进行了首次导弹快艇对导弹快艇的海战。虽然“迦伯列Ⅰ”射程比“冥河”导弹小，但以色列击沉了埃、叙九艘导弹快艇，而自己无一损失。除以色列采用了干扰措施和“冥河”导弹不适于打小艇等原因外，也说明“迦伯列Ⅰ”能有效地攻击小型快艇。

主要战术技术指标

目标	中、小型水面舰艇	翼展	1.35m（尾翼展0.6 m）
射程	最小 2km，最大18km	发射重量	430kg
飞行速度	M =0.65	发动机	一台固体火箭主发动机和一台固体火箭助推器
飞行高度	100m（末段2.5 m）		
发射方式	对着目标发射	制导	雷达和半主动导引头
弹长	3.35m	战斗部	重100kg，普通炸药
弹径	340 mm		

导　弹

布局与结构　采用正常式气动布局，圆柱形弹体，卵形头部，弹体中部和尾部分别有四个十字形配置的矩形弹翼和操纵尾翼。弹体内部从前到后装有半主动雷达导引头、电子设备、战斗部、主发动机、助推器、作动系统和控制设备。

动力装置　由一台固体火箭主发动机串联一台固体火箭助推器组成。主发动机推力为0.85千牛，工作时间为100 秒。助推器推力为36.1千牛，工作时间为 3 秒。

制导与控制　弹上制导设备主要包括半主动雷达导引头，制导接收机，自动驾驶仪和高度表等。

战斗部　高能炸药战斗部，总重 100 千克，用触发引信引爆。

作战使用

工作过程　首先由舰载雷达探测目标，捕获目标后将发射艇机动到瞄准目标的方向，然后发射导弹。导弹发射后，由舰载雷达将导弹引导到巡航高度飞行，巡航飞行由自动驾驶仪和高度表控制，舰载雷达转为照射目标。当导弹飞至离目标约为10千米时，半主动雷达导引头开机，它接收舰载雷达照射目标的反射波，产生控制信号操纵导弹。接近目标时，导弹降到离海面约2.5 米的高度飞向目标。

装备部署　"迦伯列Ⅰ"与"萨尔2"型快艇构成一个作战单位。"萨尔2"是联邦德国制造的，标准排水量是220 吨，最大航速30节。为了装备"迦伯列Ⅰ"导弹，以色列对快艇进行了改装，拆除了后面的火炮，装了五个导弹发射箱。此外，为了干扰"冥河"导弹，还在舰上装备了从意大利引进的干扰设备。

装备"迦伯列Ⅰ"导弹的"萨尔2"快艇

发展与改进

六十年代初制定发展计划，1962年正式开展研制。1964年完成样弹设计，1965年开始样弹试验，1966～67年进行全尺寸试验弹飞行试验。1967年第三次中东战争中，埃及用苏制"冥河"导弹击沉了以色列的"艾拉特"号驱逐舰。战后以色列加快了"迦伯列Ⅰ"的研制步伐。1968年开始批生产，随后在本国装备了"萨尔2"、"萨尔3"、"萨尔4"等型导弹快艇。目前该导弹已退役。　（关文柱）

迦伯列Ⅱ (Gabriel Ⅱ)

概　述

"迦伯列Ⅱ"是以色列在"迦伯列Ⅰ"的基础上发展的一种亚音速近程舰对舰导弹。主要改进是增大了射程和改进了制导技术。该弹1969年开始研究，1972年正式开始研制，1976年完成工程研制，1977年开始飞行试验，1978年定型、装备并外销。现已停止生产，部分已被更先进的"迦伯列Ⅲ"型取代。

"迦伯列Ⅱ"目前仍是以色列的主要装备。装备的舰艇有"萨尔2"、"萨尔3"、"萨尔4"、"萨尔5"、"萨尔4.5"，"德伏拉"快艇和一种从美国引进的水翼艇。1984财年单价约为30万美元。

主要战术技术指标

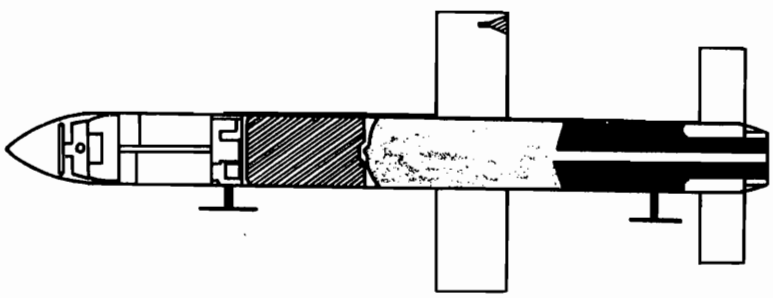
目标	中、小型水面舰艇	发射方式	对着目标发射
射程	36 km	弹长	3.41m
飞行速度	M＝0.7	弹径	340mm
飞行高度	100m（末段2.5 m）	翼展	1.35m

发射重量	520kg	制导	自动驾驶仪、半主动雷达（有反辐射能力）
发动机	一台固体火箭主发动机和一台固体火箭助推器	战斗部	重100kg，高能炸药

“迦伯列Ⅱ”在发射箱内

导　弹

“迦伯列Ⅱ”型导弹的外形和内部各部件的配置与其Ⅰ型基本相同，但长度增加了60毫米，重量增加了90千克。长喷管固体火箭主发动机采用了较先进的固体推进剂，装药量也有所增加，工作时间由100秒增加到200秒，导弹射程增大一倍。导引头作了很大改进，新的导引头是一种半主动、被动和全主动复合式导引头。



“迦伯列Ⅱ”导弹的结构配置示意图

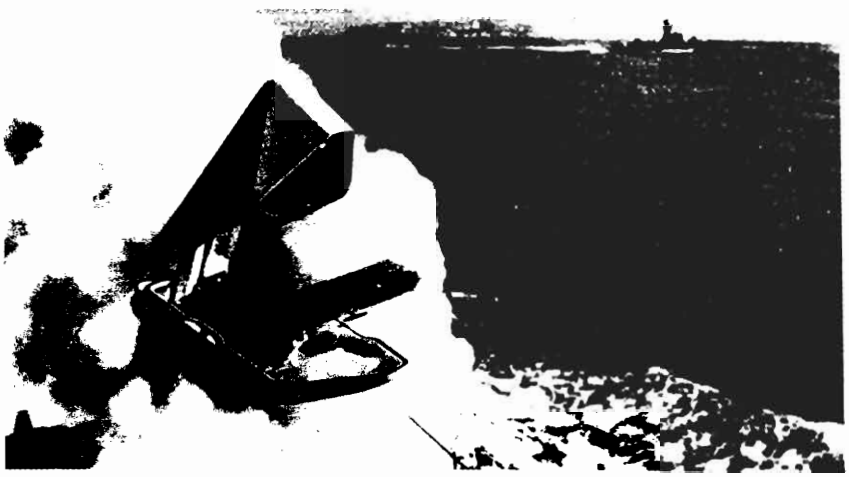
探测、发射和指控

目标探测 EL/M-222 - 1型雷达和潜望镜式光学瞄准具。EL/M-222 - 1型雷达是以色列Elta公司专为装备“迦伯列”导弹的小艇而设计的单脉冲雷达，天线装在桅杆顶端，发射机和接收机位于艇内一1.2 ×0.72×0.5 米的雷达机柜内，总重350 千克，工作频率I / J 波段，能以边搜索边跟踪状态工作，同时还负责对发射后的导弹实施控制和为半主动导引头照射目标。此外，还能与光学瞄准具配合使用。

火控系统 DG型舰载火控系统，D表示装备“迦伯列”导弹的“德伏拉”快艇，G表示“迦伯列”导弹。该系统除包括上述EL/M-222 - 1雷达和光学瞄准具外，还包括一个显示控制台，一个数据处理装置、一个垂直基准装置。

雷达或光学瞄准具把测定的目标数据送给处理装置处理，然后由显示控制台的操作人员指挥发射和实施控制。全系统只需两人操作，一个操作光学瞄准具，一个在指控台上负责发射和指控。 （关文柱）

迦伯列Ⅲ (Gabriel Ⅲ)



发射中的“迦伯列Ⅲ”导弹

概　述

“迦伯列Ⅲ”是以色列在“迦伯列Ⅰ”的基础上发展的一种近程亚音速舰对舰导弹。1978年开始研制，1981年定型，1982年开始生产装备。逐步取代现有的“迦伯列Ⅰ”。1985年开始向国外供货。

主要战术技术指标

目标	大、中、小型水面舰艇（从100 t 的小艇到4000t 的驱逐舰）	发射方式	±30° 扇面发射
		抗干扰能力	抗电子干扰能力强
射程	最大36km，最小6km	作战环境	全天候使用；海情达5级
巡航高度	20m（末段1.5 m或2.5 m）	弹长	3.95m
巡航速度	M＝0.65	弹径	340mm
命中概率	对小艇75％，对大舰83％	翼展	1.35m

发射重量 560kg

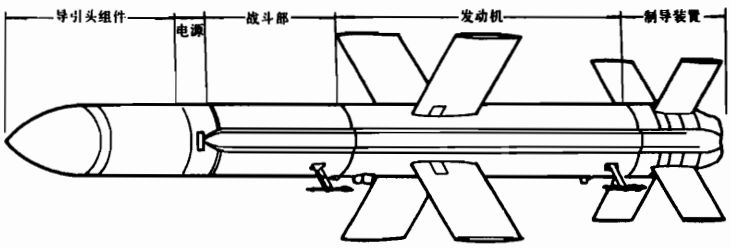
发动机 一台固体火箭主发动机，一台固体火箭助推器

制导 初始段和中段用自主控制或通过火控系统数据线路控制，末段主动或半主动雷达导引头制导

战斗部 半穿甲延时爆破型，总重150kg

导 弹

布局与结构 “迦伯列Ⅲ”导弹主要由弹体、弹翼、导引头、电源、战斗部、动力装置以及控制设备等部分组成。弹体头部呈正切卵形，中部呈等截面圆柱形，尾部以15度角收缩。弹翼和控制舵面的形状均为四个矩形翼，双圆弧翼剖面，并分别安装于弹体的中部和尾部。弹翼和舵面的布局，使导弹外形发射前呈双×形，发射后转为双十字形。导引头位于导弹头部，它包括天线、万向支架和电子设备。电源位于导引头之后，包括三个快速激活的银—锌电池及其他电源设备。战斗部位于电源之后。动力装置位于导弹中部和后部，其长度约为全弹的一半，包括主发动机和助推器，其壳体结构是导弹壳体的组成部分。控制设备位于导弹尾部发动机长喷管周围，主要由三个模拟计算机、高度表和伺服系统等组成。弹体两侧有两条侧鳍从战斗部前端直至导弹尾端，内装导线和管路等设备。



“迦伯列Ⅲ”型舰对舰导弹

动力装置 由一台固体火箭主发动机和一台环形固体火箭助推器组成，装在钢质圆柱形壳体内，其长排气喷管由两个同心的圆管组成。主发动机的排气喷管从环形助推器的中心穿过直通到导弹尾端。

制导与控制 主要由导引头、指令收发机、惯性基准装置、高度表、控制装置和电源等组成。

导引头组件包括一台X波段频率捷变单脉冲雷达和一台数字计算机。导引头主要以主动状态工作，也可以半主动状态工作。其功能是对目标进行搜索、跟踪和提供制导信息。它具有抗瞄准式干扰、距离波门拖引干扰、诱惑式箔条干扰和跟踪杂波干扰源的能力。由于该导引头内装有一台微型数字计算机，利用各种程序包，不但使导引头具有上述多种能力，而且还可对弹内制导系统进行自检。此外还使导弹具有多种制导方式，并能在射前和射后的飞行中灵活地选择和转换，从而大大增强了导弹作战使用的灵活性。

控制设备主要由惯性基准装置、三台模拟计算机、高度表和伺服系统等组成。惯性装置的核心是一个两自由度陀螺仪，射前给它输入航向和滚动角基准。三台模拟计算机分别用于航向、滚动和高度的计算控制。当导弹的航向或滚动角偏离基准时，陀螺仪便输入偏差信号，模拟计算机将该信号转换成操纵指令，通过机电伺服系统操纵相应的控制舵进行控制，使导弹保持规定的姿态和航向。无线电高度表将实时测得的飞行高度与规定的高度（射前编排的程序规定）进行比较，产生高度偏差信号，模拟计算机将该信号转换成控制指令，通过伺服系统操纵两水平控制舵，使导弹稳定在规定的高度上飞行。

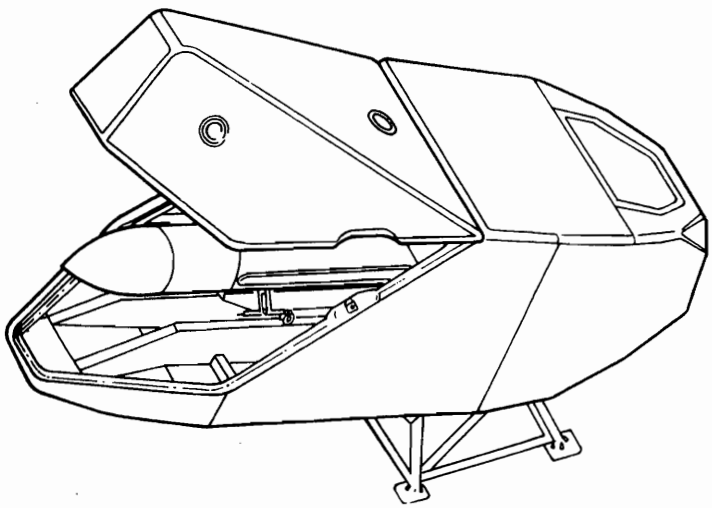
射后修正制导，或飞行中制导方式的转换是通过弹上和发射舰上的指令收发机来实现的。指令收发机采用编码指令。编码指令通过上行线路发送给导弹，弹上接收机接受指令译码后，通过导引头上的微型数字计算机的预编程序实行修正制导或改变制导方式。

战斗部与引信 半穿甲延时爆破型。总重150千克，一枚导弹就可击沉600～800吨级的小型舰艇，两枚导弹可击沉或重创4000吨级的驱逐舰。引信为具有机械和电气保险的触发引信。

探测、发射和指控

目标探测　“迦伯列Ⅱ”仍使用“萨尔”艇上的对海雷达或光学系统探测目标。

发射装置　由贮运发射箱、底座、发射导轨及电源等组成。贮运发射箱是个横截面为四方形、纵截面为八边形的近似菱柱体的容器，它以25度的仰角装在支座上，箱体上端有一液压开关的盖子。箱内有发射导轨，平时导弹装在该发射导轨上，导轨下端有一与导轨成90度角的圆环，用来支撑导弹的尾端。发射箱底座分固定式和三联装回转（360 度）式两种。



“迦伯列”舰对舰导弹通用发射箱

指控系统　主要由导弹控制台、数据处理设备（包括计算机）、指令收发机、目标和导弹模拟器等组成。该指控系统有三种作战控制方式：射后自主制导、射后修正制导和射后全程指控制导（半主动式）。作战时操作员可根据具体情况任意选择，如需要，也可在导弹发射后通过指令改变制导方式。

射后自主制导。目标的坐标在发射前输入导弹，发射后不再与发射舰有任何联系。弹道初始段和中段由惯性系统控制，末段由主动雷达导引头控制，飞行高度由高度表控制。飞行高度的改变、导引头开机、战斗部解除保险等，均按预定程序进行。

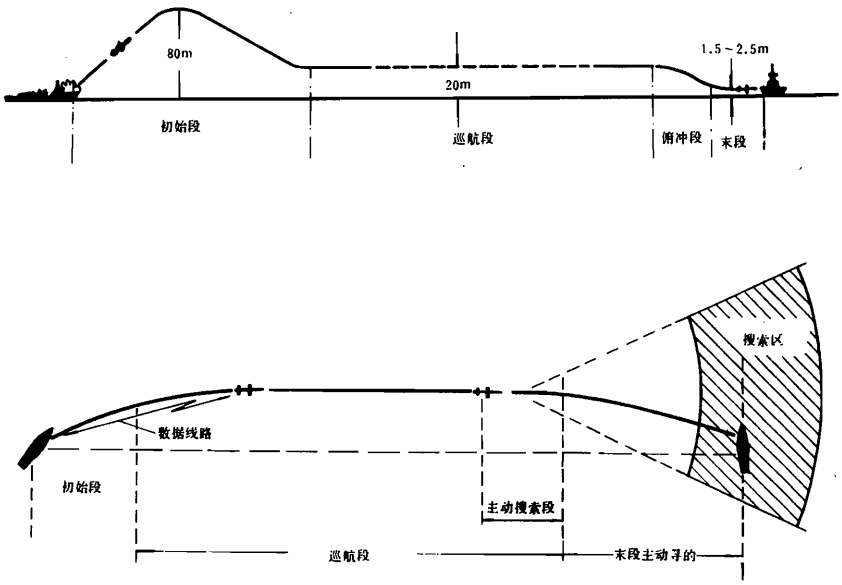
射后修正制导。导弹发射过程与射后自主制导一样，在发射前将目标位置数据输入导弹，但发射后发射艇的雷达（或光学系统）要继续跟踪目标，并根据目标实时位置的变化计算导弹航向的修正指令，由收发机发送给导弹，修正发射前输入导弹记忆装置中的目标位置并改变导弹航向。修正过程持续到导引头开机为止，以后由导引头制导。

射后全程指控制导。导弹发射后，发射舰上的雷达一直要跟踪照射目标，导引头开机前，根据目标位置变化情况实时地向导弹发送制导指令。导引头开机后，为导引头半主动制导照射目标。

作战使用

工作过程　首先由舰载雷达探测目标，发现目标后，选定攻击对象，然后选定导弹和作战方式。完成射前各项准备工作之后，按下发射按钮发射导弹。导弹离轨后，在助推器推进下爬高至80～100米，助推器燃完主发动机接着工作。导弹通过弹道最高点后，一面下降，一面转向目标方向飞行。当降至离海面为20米高度时转为水平巡航飞行，离目标12～6 千米距离（根据不同的射程和不同的制导方式预先选定）时，导引头开机搜索目标，捕获目标后，根据预定程序，导弹俯冲下降至离海面1.2 或2.5 米（根据当时的海情和目标大小确定）的

高度掠海飞行。最后按比例导航规律把导弹导向目标。



“迦伯列Ⅱ”导弹的弹道

（上）垂直剖面视图 （下）水平剖面视图

检测与维修 导弹服役寿命期为五年。在服役期内要定期进行检查和分级维修。装舰导弹每10天测试一次，每年要送回基地进行一次全面测试。维修分舰上、基地和维修总站三级进行。在舰上，用内检设备进行检查，发现有故障送回基地。基地备有大部件，对有故障的大部件可进行更换。基地不能修理的导弹便送到维修总站去修理。总站有完善的测试设备和大小备件。

导弹各部件寿命期长短不一，因此维护周期也各不相同，期满就更换。

系统特点 该武器系统具有三种使用方式，提高了作战灵活性；导引头、通信线路采取了多种抗干扰措施，具有较强的抗干扰能力；系统可同时捕获20个目标，并能根据实际情况有选择地进行攻击。此外，有一套较完善的自动化地面设备，所以导弹射前准备周期短。

发展与改进

以色列于1978年在该弹的基础上开始发展空对舰型“迦伯列”，其主要改进是更换了发动机，增大了导弹射程。另外从八十年代初开始，以色列还在该弹的基础上发展超音速的舰对舰导弹。

（关文桂）

超音速迦伯列(Supersonic Gabriel)

“超音速迦伯列”是以色列国防部主管、以色列飞机工业公司目前正在研制的一种超视距超音速反舰导弹。近十几年来，随着反舰导弹的迅速发展和广泛装备，拦截反舰导弹的技术也获得了迅速发展。为了提高反舰导弹的突防能力，许多国家都在发展超音速反舰导弹，有的已开始服役。在这种发展形势下，以色列于七十年代末八十年代初就开始第四代反舰导弹“超音速迦伯列”的研制工作。

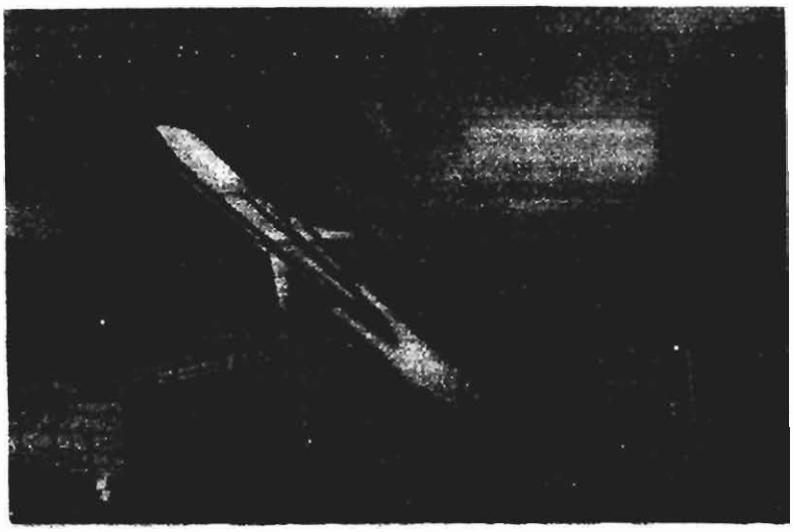
“超音速迦伯列”是一种以整体式火箭冲压发动机为动力、速度$M=2\sim3$、射程超过舰载雷达视距的小型化舰舰导弹。该弹不仅速度高，而且还具有很高的机动能力。它将采用一种新的导引头，该导引头不仅有很强的

抗干扰能力，并且能自动判别真假目标。

以色列计划把该弹发展成一种特别适于装备小型快艇的反舰导弹，现正在发展小型化的超视距目标探测系统和舰载火控系统，要求该武器系统可装于50吨的小型快艇上。

八十年代初开始研制，1988年完成部件试验，1989年进行样弹的静态试验，预计1991年到1995年进行研制生飞行试验。（盛德林）

舰射海鹰 (SL Sea Eagle) P. 5 T



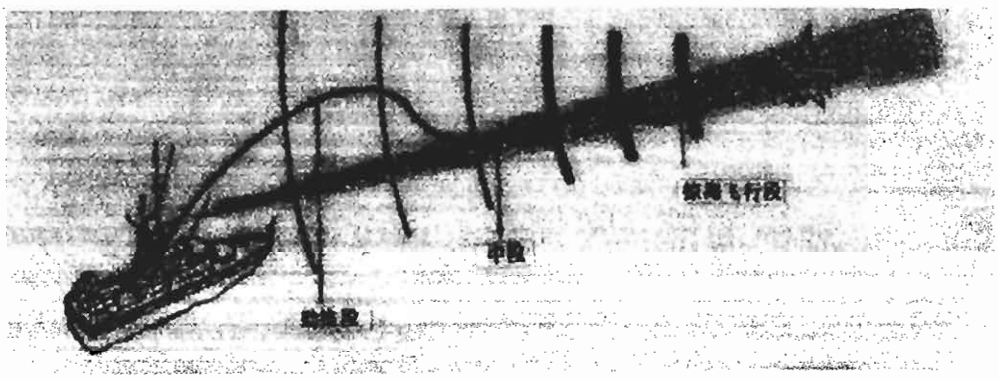
“海鹰”舰对舰导弹的发射设想图

舰射型“海鹰”是英国航空航天公司在其空对舰型“海鹰”的基础上研制的舰对舰导弹，其计划代号为P.5T。英国皇家海军计划装备超视距舰对舰导弹，当时可供选购的导弹有美国的“捕鲸叉”、法国的“飞鱼MM40”、法—意联合研制的“奥托马特”。英国航空航天公司为了参加竞争，决定将“海鹰”空对舰导弹扩展为舰对舰导弹。但英国政府在1984年4月12日最后决定购买美国的“捕鲸叉”，由于“海鹰”导弹的导引头比上述几种导弹的导引头更先进，所以英国购买的“捕鲸叉”要求装“海鹰”导弹的导引头，而且还可使全部购买费用的40%流回英国。“海鹰”舰对舰导弹目前还没有买主，英国航空航天公司也没有放弃该研制计划，目前已进入研制后期。舰对舰型“海鹰”从全系统来看会有许多分系统是不相同的，但从导弹本身来看基本上是相同的，只是舰对舰型在导弹后部两侧各装了一台固体火箭助推器。（盛德林）

舰射海鸥 (SL Sea Skua)

概　述

舰射“海鸥”是英国航空航天公司在其直升飞机发射的“海鸥”空对舰导弹基础上改进成的一种短程舰对舰导弹。该武器系统主要由导弹、目标探测与照射雷达、控制台和发射装置等组成。系统尺寸小，重量轻，20米长的小艇就可装备该武器系统。目前仍在研制中。



舰射“海鸥”导弹系统及其工作过程

主要战术技术指标

目标	各种小型快艇	翼展	720mm
射程	最大15km	重量	两发射箱（装有导弹）
飞行速度	高亚音速		850kg
飞行高度	掠海	发动机	固体火箭助推器和固体火箭主发动机
弹长	2.5m	制导	全程半主动制导
弹径	250mm	战斗部	半穿甲爆破型，重20kg

导　弹

舰射“海鸥”导弹与空对舰型基本相同，有关导弹的情况详见“海鸥”空舰导弹。但为适于舰上发射，助推器可能有所改进。

探测、发射和指控

探测与跟踪　用弗伦第公司的“海浪Mk 3”型雷达探测、跟踪与照射目标。“海浪”雷达已形成系列，“海浪Mk 1”和“海浪Mk 2”主要装备直升飞机，用于“海鸥”空对舰导弹目标探测和照射，还可用于超视距反舰导弹的制导。“海浪Mk 3”是系列中最新的型号，其搜索范围达360°，以边搜索和边跟踪方式工作，可同时跟踪多个目标。为了提供精确的方位制导，目标照射采用了单脉冲技术。“海浪Mk 3”既可装备飞机，也可装备水面舰艇。

指控　一控制台。该台尺寸为1000×975×600毫米，重量180千克，置于舰上战术作战中心。控制台由处理机、显示器和控制板组成。操作员在控制台上可选定攻击的目标，选定发射的导弹，装定导弹的飞行高度，准备和实施导弹发射（包括单射和齐射）。

发射装置　长方形贮运发射箱。发射箱以一定的发射仰角固定在甲板上。一个箱或两个箱（上下叠置）构成一个发射装置，一个发射装置占用甲板面积为2.2×1.1米，两个发射箱（包括箱内装的导弹）重为852千克。导弹装箱后可象一般弹药一样处理。

作战使用

系统工作时，首先用“海浪Mk 3”雷达探测目标，然后对选定的目标进行照射。舰艇驾驶员操纵舰艇使发射架对着目标。同时导弹控制台上的操作员选定发射的导弹，装定末段飞行高度（根据海情，操作员可在四种规定的高度中选择一种合适高度）。发射准备工作完成后就可发射导弹。发射后，导弹的飞行弹道可分为三

段：助推段、中段和末段。在助推段，助推器使导弹加速爬升至弹道最高点。助推期间，导弹的方位和高度控制回路是断开的，但导引头却锁住目标的反射波。助推器燃完后，导弹进入中段飞行，主发动机保证导弹继续飞行。中段飞行一开始便接通高度和方位控制回路。导弹在无线电高度表控制下，降至预定的巡航高度飞行，航向由导引头提供的信号控制。飞至离目标为某预定的距离点，导弹进一步下降至射前装定的掠海高度上飞行，导引头提供方位制导信息，按比例导引规律将导弹导向目标。　　（盛德林）

空 对 舰 导 弹

AS·12

AS·12是法国北方航空公司于六十年代初在AS·11的基础上发展的一种空对舰、空对地多用导弹。目前该导弹正在被AS-15-TT取代。有关AS·12导弹的详细情况，参见反坦克导弹部分。该导弹的主要战术技术指标为：

目标	中、小型水面舰艇	翼展	650mm
射程	最大8km	发射重量	76kg
飞行速度	260m/s	发动机	固体火箭发动机
弹长	1.87m	制导	有线指令制导
弹径	210mm	战斗部	高能炸药，总重28.4kg

（盛德林）

飞鱼 (Exocet) AM39

“飞鱼”导弹挂在“超军旗”飞机左翼下

概 述

“飞鱼”AM39是法国航空航天公司在MM38舰对舰导弹基础上研制的一种超低空掠海飞行的空对舰导弹，装备直升飞机和固定翼飞机，攻击海上各种舰船目标。该弹1972年开始研制，最初计划直接从MM38派

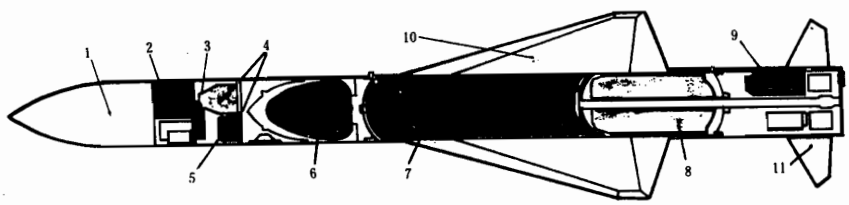
出，定名为AM38，后来在设计上做了较大改变，因此，性能较MM38有很大提高。1978年投产，1980年装备部队，并已销售给许多国家。截至1985年初，已订购458 枚（交付404 枚），其中74％属出口。在1982年的英阿马岛冲突和目前的两伊战争中，阿根廷和伊拉克使用AM39导弹均取得了战果，被认为是一种有效的武器。

主要战术技术指标

目标	各种类型的水面舰船	发射重量	652kg
射程	最大为50～70km	动力装置	一台环形助推器和一台固体火箭发动机
巡航高度	15m		
巡航速度	M＝0.93	制导方式	惯导＋末段主动雷达寻的
命中概率	90％	战斗部	半穿甲型，延迟和近炸双重引信，总重165kg
发射高度	最高10000 m　最低50m		
发射时载机速度	M＝0.9 （在10000 米高度）	装备机种	“大西洋”“卫士”2，“幻影”50，“幻影”F 1，“幻影”2000，“超军旗”，“海王”，“超黄蜂”和“超美洲豹”等
发射方式	扇面发射，扇面角±30°		
作战环境	全天候		
弹长	4.688 m		
弹径	350 mm		
翼展	1.10m		

导　弹

布局与结构　AM39的外形与MM38的外形基本相似，弹体呈圆柱形，头部为尖卵形，正常式气动布局，但弹体长度略有减小，四片弹翼由“燕尾”式改为不规则四边形，控制尾翼也有变动，以适于在机翼下悬挂。导弹中五个舱段组成：1、导引头舱，内装ADAC主动雷达导引头；2、制导舱，内装计算机、雷达高度表、惯性平台和热电池；3、战斗部舱，内装半穿甲战斗部和引信；4、发动机舱；5、控制舱，内装飞行控制设备。



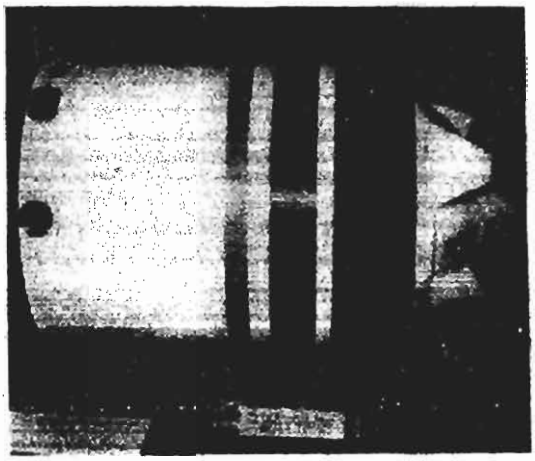
AM39导弹结构图

1．ADAC导引头　2．制导指令计算机　3．高度表　4．垂直陀螺　5．航向陀螺　6．战斗部　7．主发动机　8．助推器　9．后设备舱　10．弹翼　11．操纵尾翼

动力装置　法国火药和炸药公司研制的AM39导弹动力装置由一台长喷管固体火箭主发动机和一台双喷管固体火箭环形助推器串联组成。两火箭发动机共用一整体管外壳。主发动机壳体与浇注的药柱之间有隔热层，另外还有药柱包覆层；助推器壳体与浇注的药柱之间也有隔热层。

制导与控制　采用中段惯性加末段主动雷达导引头制导，所使用的惯导系统和主动雷达导引头与MM38相同（参见MM38），只是主动雷达具有更宽的搜索范围，以适应AM39射程增加了的需要。装备法海军航空兵的AM39导弹改用了新的具有更强抗干扰能力的导引头。

战斗部与引信　与MM38和MM40的大体相同。



AM39导弹战斗部

探测、发射与指控

目标探测 由机载雷达提供所需的目标数据。在“超黄蜂”直升飞机上使用ORB-31D雷达，该雷达工作在Ⅰ波段，俯仰和滚动稳定，扫描范围：方位180度，俯仰30度，在四级海情和4毫米/小时的降雨情况下，对雷达散射截面为1000米^{2}的目标，作用距离为80千米，测距精度±50米，测角精度±1度，重75千克。

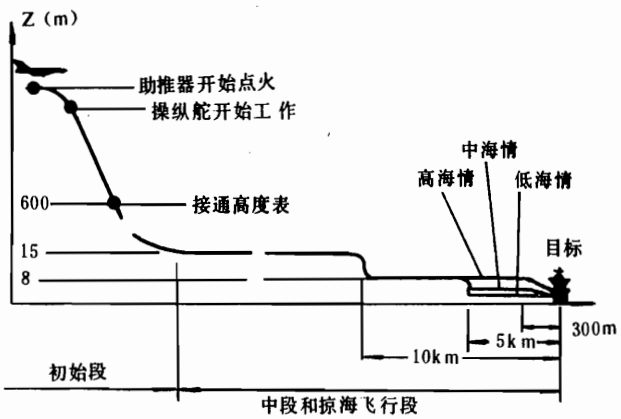
指控设备 AM39导弹的机载指控设备包括适配器、控制面板、接线器。适配器接收载机目标搜索跟踪雷达和导航系统来的数据，经处理变换成导弹发射诸元，输入待发射的导弹。两枚AM39导弹的适配器重30千克，一枚的重20千克。如果载机上有现成的计算机，一部分数据可由载机计算机处理，所用适配器重量可减少到15千克。控制面板供操作手选定末段飞行高度，导引头搜索区的大小和开机距离以及发射导弹之用。接线器则用来连接电源、适配器、控制面板和导弹发射架。

发射架 AM39导弹使用两种发射架，一种用于低速飞机和直升机，总重75千克；一种用于高速飞机，总重85千克，它们或者直接装在飞机短臂下，或者连接在机翼或机腹下面的标准挂架上。发射架由发射作动器和脱钩作动器、烟火弹射器、导弹电路连接盒、可抛插头和支架组成。投弹时烟火弹射器能以2g的加速度将导弹向下弹射。

作战使用

工作过程 当携带AM39导弹的载机到达目标区后，导弹的发射程序如下：1、打开机上雷达，搜索识别和跟踪目标，并将目标数据和载机导航系统的有关数据输入适配器，计算导弹发射诸参数；2、选定发射的导弹并装定预置数据；3、瞄准，使航向陀螺对准目标方向；4、发射导弹。

发射时载机的速度一般在M＝0.9，直升机发射时，要求速度不得小于110千米/小时，高度不得低于100米。



AM39导弹作战使用示意图

AM39导弹象投炸弹那样投放。为保证载机安全，只有在投放时激活弹上电池，接通发射线路和延迟点火电路。导弹下落10米即投放后约1秒钟助推器点火，然后控制尾翼解锁工作，导弹在高度表控制下迅速下降至预定高度巡航飞行。AM39导弹的平飞段跟MM38导弹一样，通常在15米高度巡航飞行。在距目标10千米时，降至8米，离目标5千米时再降至4.5或2.5米，直至命中目标。导引头的开机距离为12千米。

检测与维修　非作战时，AM39存放在一个专用贮运箱中，箱内充干燥氮气，压力大于大气压。箱重300千克。导弹在舰上可存放一年，包括120天在海上，无需进行任何维修。

该导弹的维修分为四级。一、二级维修由用户自己进行，三、四级维修由维修厂或制造厂进行。一级维修在机场进行，即每次挂弹前进行外观检查，在有盐雾地区执行任务返回机场后用淡水冲洗干净后再放入箱内封存。二级维修需用专用的自动测试设备进行，发现有故障的送至维修厂维修。对战斗部要单独进行检查。三级维修由维修工厂进行，这里可以更换某些部件。四级维修则在制造厂进行。　　（唐钟藩）

AS－15－TT

AS-15-TT装于“海豚Ⅰ”直升飞机上

概　述

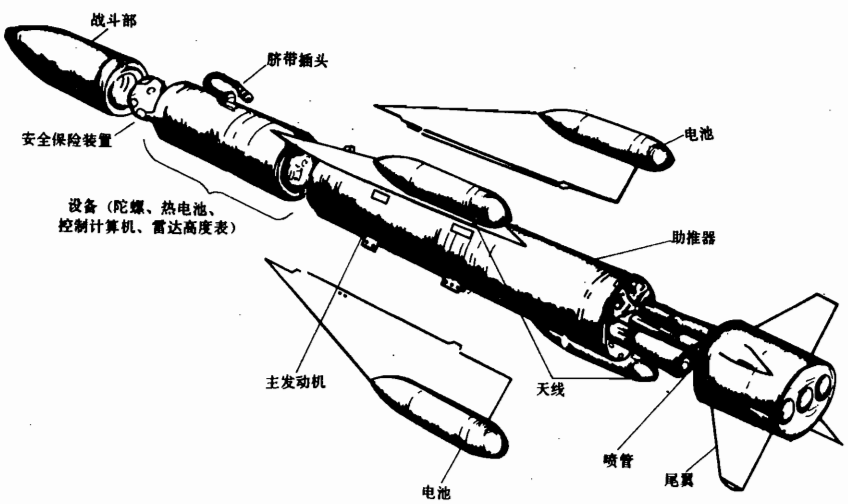
AS-15-TT是法国航空航天公司战术导弹分部在AS.12基础上研制的全天候轻型空对舰、岸对舰和舰对舰通用导弹。空对舰型（基本型）装备直升飞机，用来攻击导弹快艇之类的中小型舰艇。该弹于1977年应沙特阿拉伯的要求开始研制，计划1985年开始批生产。研制费用大部分由沙特阿拉伯提供，导弹单价估计约为9.21万美元。

主要战术技术指标

作战目标	一枚击毁导弹快艇、重创护卫舰或轻巡洋舰	电子对抗	低能量编码指令，雷达采用了频率捷变和脉冲压缩技术
射程	大于15km 最小2～3km	弹长	2.30m
飞行速度	280 m/s	弹径	181mm和187mm
飞行高度	5～9m（随海情不同而变化）末端降至2到3m	翼展	564mm
		发射重量	100kg
命中概率	接近1	制导	指令制导，高度表控制飞行高度
发射高度	15～600 m	推进	一台固体火箭助推器和一台固体火箭主发动机
载机发射时的速度	小于100 m/s		
作战环境	全天候、高海情下使用	战斗部	半穿甲爆破型，重30kg

导　弹

布局与结构　圆柱形弹体、卵形头部，四个梯形弹翼位于弹体中部，呈X形配置。尾部有四个梯形操纵尾翼，与弹翼配置在对应相同的流线上。整个导弹可分为四个舱段。头部为战斗部舱，内装战斗部和引信。其后为制导设备舱，内有垂直陀螺、操纵指令计算机、制导指令接收机、高度表和应答器等。再后面便是一固体火箭主发动机。最后面是环形助推器和伺服系统。四个弹翼外端各装有一个圆柱形流线体，其中两个内装热电池，另外两个装收发天线。



AS-15-TT导弹结构分解图

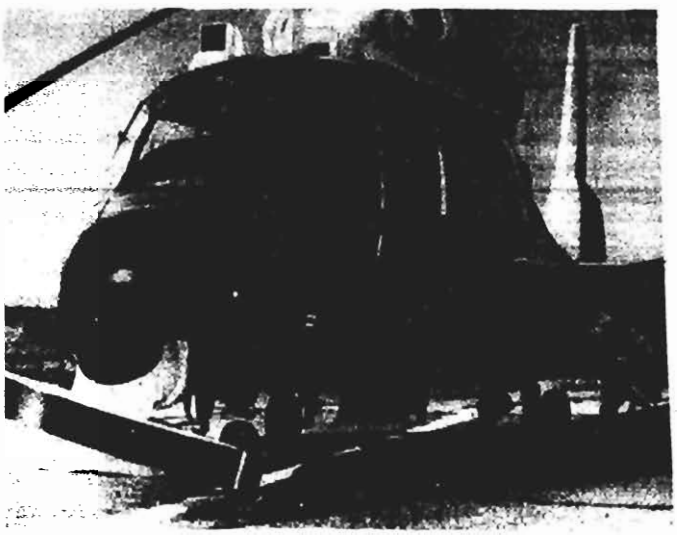
动力装置　法国国营火药和炸药公司研制的固体火箭主发动机和环形固体火箭助推器。内装无烟固体推进剂。主发动机有一长喷管，环形助推器有两个对称配置的喷管。总燃烧时间为45秒，总飞行时间可达60秒。

制导与控制　装于弹上的制导控制设备主要有垂直陀螺、计算机、指令接收机、高度表、应答器和伺服系统。垂直陀螺用于测定导弹的滚动和俯仰角，稳定导弹的飞行姿态和调节导弹的飞行高度等。操纵指令计算机是一通用微处理机。它主要利用垂直陀螺仪、接收机、高度表、预定程序机构等送来的信息，计算操纵导弹的控制指令。高度表按预定的高度档次控制导弹的飞行高度。应答器用于发射平台对导弹进行跟踪和测定导弹的相对位置。它把从接收天线接收到的编码指令经放大后由另一天线向后发回给发射平台。

战斗部　半穿甲爆破型战斗部，总重29千克，内装6千克炸药。壳体前端有防跳爪，倾斜70度撞在甲板上不会跳弹。该战斗部能穿透40毫米厚的舰船甲板。压电式触发引信位于战斗部前端。保险装置由烟火点火索和保险执行电路组成。

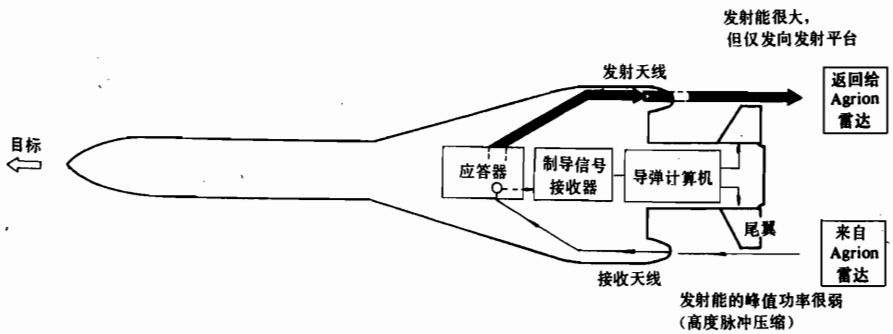
探测、发射和指控

探测和跟踪　使用法国汤姆逊—CSF公司研制的机载AGRION-15雷达。它既对海上目标进行搜索和跟踪，又对飞行中的导弹进行指令制导和超视距制导。该雷达重178千克，工作在X波段，采用了频率捷变和脉冲压缩技术，具有很好的抗电子和海浪干扰能力，距离和方位分辨能力，目标识别及电子选择能力。大直径的稳定天线装在直升飞机头部下方，其覆盖区达360度。



装于“海豚Ⅰ”直升飞机上AGRION-15雷达的天线位于机头下方

该雷达在恶劣天气下具有很强的目标探测能力，如在4级海情下探测护卫舰的距离可达203.5千米，巡逻快艇可达111千米，潜艇通气管可达46千米。在极限探测距离以内，对小目标有很高的探测率。



AS-15-TT的制导原理图

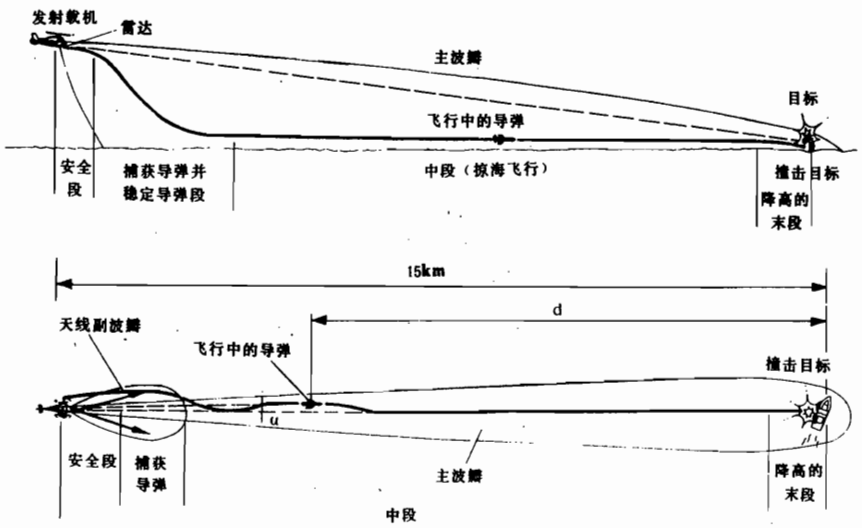
发射 发射架装在直升飞机两短臂的下面，导弹直接吊挂在发射架上，发动机点火后离开发射架，发射高度最低可达15米。

指挥控制 机上制导设备主要包括AGRION-15雷达、计算机、编码器等。指令制导主要是使导弹在水平面内的飞行方向保持在瞄准线上。雷达发现目标后便转入距离和角度跟踪。导弹发射后，利用雷达的双跟踪通道和弹上的定向应答器，及时精确地测定导弹在水平面内偏离瞄准线的偏差角，由计算机计算出控制导弹飞行的航向指令。经编码后，仍通过AGRION-15雷达发送给导弹，使其回到瞄准线方向上来。在垂直平面内，根据预先装定的高度和控制程序由高度表控制巡航和末段飞行高度。

作 战 使 用

系统组成和功能 该武器系统主要由导弹和直升飞机两大部分组成，既可作岸基反舰武器，也可作为舰基中远距离反导弹艇群的武器。

工作过程 由直升飞机在巡逻飞行中直接发现目标；或其它系统提供目标位置。发现目标后，雷达便转入边搜索边跟踪状态，测定目标的方位和距离。直升机飞至接近目标防御火力圈边缘，然后降到低空发射导弹。导弹发射后，先以小角度俯冲，降到离海面约10米的高度上（在低海情下可降至约5米）巡航飞行。在这个过程中，由雷达的副波瓣将导弹引入制导主波瓣内。在巡航飞行中，AGRION-15雷达一面跟踪目标，一面给导弹发出制导指令，使导弹始终对准目标飞行。当导弹离目标约300米远时，根据预定的程序，进一步下降至离海面约3－5米的高度上飞向目标。由于AGRION-15是全向雷达，导弹发射后，载机可在一个很大的范围内机动。



AS-15-TT导弹飞行弹道图

装备使用 沙特阿拉伯订购了200枚AS-15-TT，计划装备20架SA365 F“海豚Ⅱ”直升飞机，该机飞行速度为250千米/小时，续航时间2小时45分，巡逻半径180千米，可带4枚AS-15-TT。另外法国计划用“超美洲豹”直升飞机同时携带AS-15-TT和AM-39两种空舰导弹，使直升飞机既可攻击防御能力弱的导弹快艇，又可攻击防御能力强的大型水面舰艇。从战术使用上来看，AS-15-TT射程近，宜于与超视距反舰导弹联合使用，当在巡逻中发现大型舰艇或舰队时，“海豚Ⅱ”直升飞机用作超视距制导站。

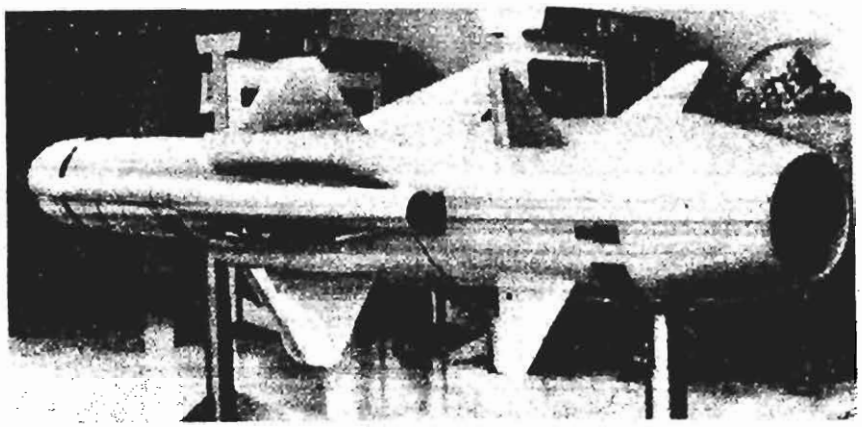
维修 导弹通常装在一个运贮箱中，陆地贮存2年检查一次，海上4个月检查一次，战备状态下导弹裸露挂在飞机上累积30天检查一次，挂飞累积30小时检查一次。

维修按野外和维修站两级进行。野外维修包括目视检查和挂机安全检查。维修站包括全面检查和更换有故

障部件两项任务。上述2年、4个月、30天、30小时的时限达到后都要进行这种全面检查，当发现有损坏的部件时，便在维修站进行更换。如果损坏件为非更换件则退回工厂。

系统特点　该导弹最突出的特点是把制导设备尽可能地装在发射载机上，从而大大减轻了导弹的重量，而且使战斗部与导弹总重之比接近30%。其次是该系统分辨力强，适于在岛屿众多，舰船密集的狭小水域内作战。但导弹射程短，对载机的安全不利。　　（盛德林）

空射奥托马特 (Air-Launched Otomat)



导弹模型图

概　述

“奥托马特”空对舰导弹是由法国马特拉导弹公司和意大利奥托·梅拉腊公司联合研制的同名舰对舰导弹的机上发射型，装备固定翼飞机和直升机，攻击海面舰艇和执行反潜战任务。1970年开始研制。原计划装备法国的“大西洋”巡逻机、“超军旗”攻击机和SH-3D“超黄蜂”直升机等。到1974年止还进行了用于其他飞机的研究，并进行了该系统的一系列全制导发射试验，以论证其远射程能力和末段攻击弹道。接着由意大利海军进行了作战鉴定试验，现仍在研制中。

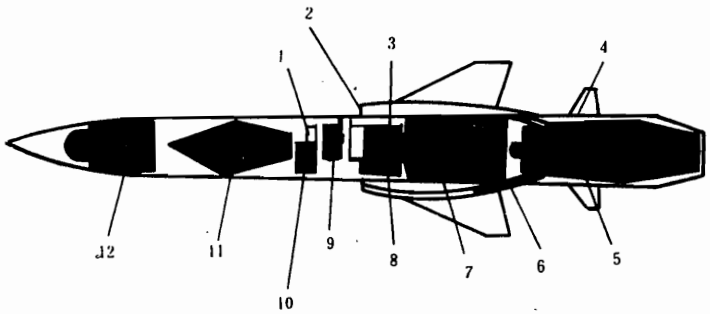
主要战术技术指标

目标	水面舰艇	发射重量	750kg（带助推器）
射程	100～180km		600kg（不带助推器）
巡航高度	25m	发动机	涡轮喷气发动机和两台固体助推器
巡航速度	M=0.9	制导方式	巡航段惯性+无线电高度表，末段主动雷达
弹长	4.80m		
弹径	450mm	战斗部与引信	半穿甲爆破型，重210kg，触发和近炸引信
翼展	1.20m		

导　弹

布局与结构　“奥托马特”空对舰导弹弹体呈尖头圆柱形。头部采用“马特尔”导弹的结构，中部和尾部采

用“奥托马特”舰对舰型弹体结构。四片固定的小展弦比和小收缩比的弹翼与水平面成45°角配置，尾部四片梯形舵面配置在与弹翼同一平面内。弹体分四部分。尖形头部内装有主动雷达导引头，接着是半穿甲爆破型战斗部，弹体中部装有惯性制导装置、接线盒、调节器、控制系统、计算机、无线电高度表和变流机等；后部内装有燃料箱、滑油箱、舵面执行机构、涡喷发动机，壳体外面装有四个X形配置的进气道，弹翼翼根连在进气道上。直升机发射的导弹，在弹体后部两侧各装有一台固体助推器。



“奥托马特”导弹结构图

1．调节器 2．进气道 3．变流机 4．舵机 5．发动机 6．滑油箱 7．燃料箱
8．计算机和高度表 9．控制系统 10．惯性制导装置 11．战斗部 12．雷达导引头

动力装置 装载在直升机上的“奥托马特”空对舰导弹的动力装置和舰对舰型一样，包括两台固体助推器和一台主发动机。捆扎在弹体两侧的助推器，直径203 毫米，由法国火药和炸药公司及霍奇基斯—布兰特公司制造，采用聚氨酯复合固体推进剂，工作时间为4秒，其推力为每台3500牛，使导弹在直升机上发射时获得一定的初速度，助推结束后借助爆炸螺栓脱落。主发动机采用法国透博梅卡公司生产的“阿比佐ⅡB”型单轴涡轮喷气发动机，长1.361 米（包括附件），最大直径为410 毫米，重115 千克，采用直径405 毫米的环形燃烧室。由离心喷嘴供油，巡航时耗油率为31.44 毫克/ 牛秒，最大持续巡航推力为3236.2牛，转子转速32000转/分。燃料箱所装的65千克煤油，如果全部烧完射程可达 200千米。采用一级轴流和一级离心组合式压缩机，空气流量为6千克/ 秒，压缩比为5.5 ∶ 1，启动时最大转速为33000 转/ 分。发动机由装在进气道锥体内的起动机启动，在发动机工作后，起动机就变为发电机，向导弹供电。为降低成本，发动机大量采用了整体铸造部件，发动机的工作寿命约30小时。

制导与控制 导弹巡航段由惯性制导系统控制，按预定的目标方位飞行，无线电高度表控制导弹在一定的高度上。在离目标15～12千米时，末制导主动雷达开机，对目标进行搜索跟踪。一旦捕获到目标，就转为跟踪，开始末制导。有两种雷达导引头可以选用，一种是法国汤姆逊—CSF公司生产的X波段双轴单脉冲雷达导引头，一种是意大利SMA公司生产的ST-2单轴导引头，它们分别控制导弹在末段以爬升—俯冲或掠海飞行的弹道飞向目标。

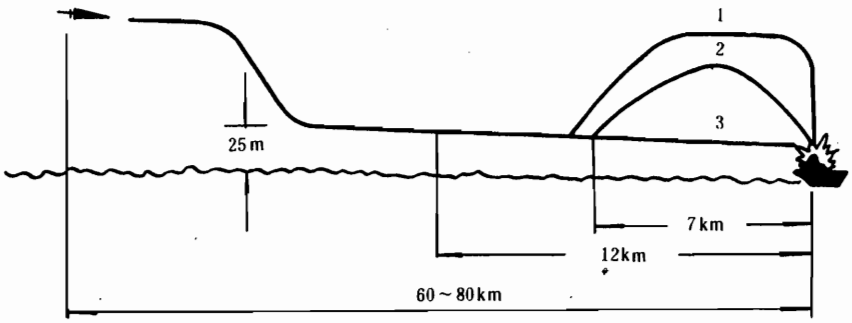
飞行中的滚动、俯仰和偏航由弹上的舵机控制尾部四片舵面执行。

战斗部与引信 导弹的战斗部为半穿甲爆破型，重约210 千克，内装60千克烈性炸药，能穿透38毫米厚的甲板。战斗部采用触发引信和近炸引信。

作战使用

发射前，向选定的导弹供电，使弹上陀螺起动。当显示器显示目标进入导弹射程之内时，按下导弹控制板上的按钮，进行发射。导弹发射后，自动下降到预定的25米巡航高度，由惯性系统和无线电高度表进行飞行控制，当离目标15～12千米时，主动雷达开机，搜索并跟踪目标，在离目标约7千米时，末制导开始，当选用汤姆逊—CSF导引头时，导弹爬升到200米或较低的高度，然后以7°左右的角度向目标俯冲，也可采用SMA

公司的ST-2单轴导引头，在此情况下，导弹不爬高，一直以掠海高度飞向目标。



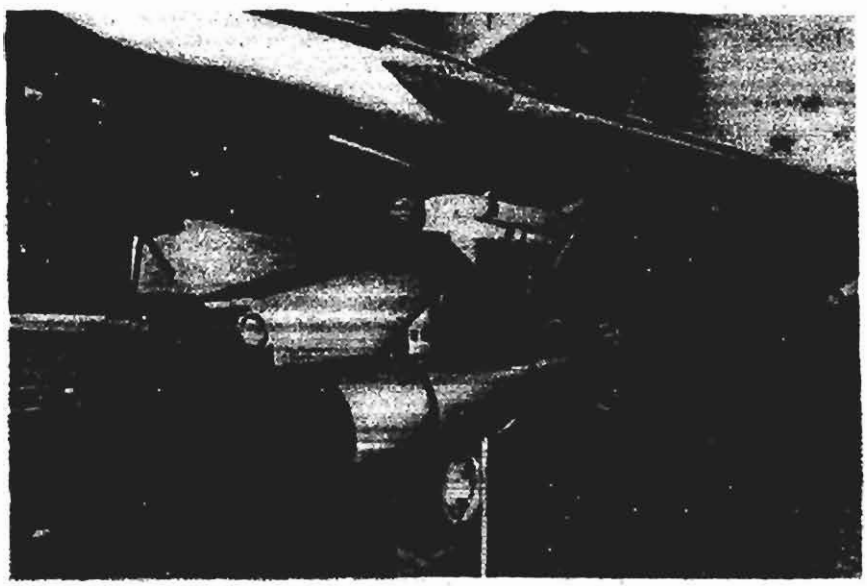
导弹飞行弹道图

1．较高跃升弹道　2．较低跃升弹道　3．掠海弹道

（王淑芬）

空射超音速反舰导弹

(Air-Launched ANS)



“超音速反舰导弹”模型准备挂在联邦德国“狂风”飞机翼下

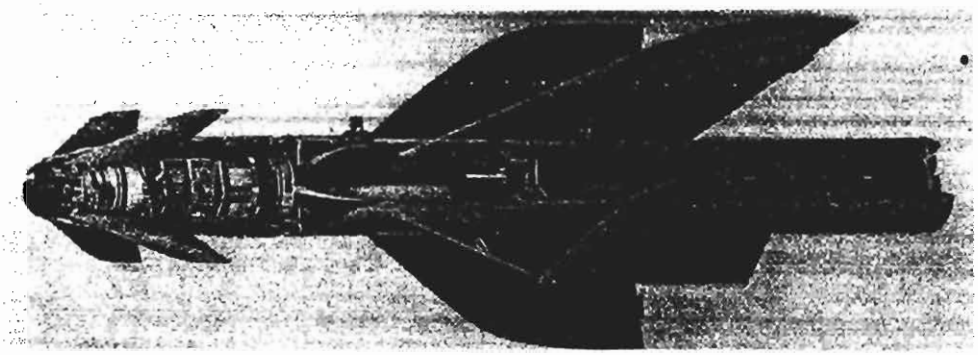
空射型“超音速反舰导弹”是法国航空航天公司和联邦德国MBB公司正在联合研制的一种整体式火箭冲压发动机推进的超音速掠海飞行反舰导弹。计划于九十年代初用来取代法国的“飞鱼”AM39和联邦德国的“鸬鹚”空对舰导弹。其主要战术技术指标为：

作战目标	各种水面舰艇	飞行速度	M＝2
射程	最大约200km	飞行高度	末段2～5m

过载能力	9g	推进	一台固体火箭冲压发动机
弹长	5.50m	制导	惯性＋主动雷达导引头
弹径	500mm	战斗部	半穿甲爆破型，重200kg
发射重量	900kg		

（盛德林）

企鹅2-7(Penguin MK2Mod7)AGM-119



直升飞机发射“企鹅2－7”空对舰导弹

“企鹅2－7”是挪威与美国在“企鹅”舰对舰导弹基础上共同改进的一种空对舰导弹。装备直升飞机，主要用来攻击导弹快艇之类的小型海上目标。八十年代初提出方案设想，美国计划1985～1986年进行飞行试验，预计八十年代末九十年代初装备部队使用。

该弹与“企鹅2”基本相同，主要区别是“企鹅2－7”采用了折叠式弹翼，以便于在直升飞机两侧的两个短挂弹臂上各吊挂两枚导弹。

折叠弹翼“企鹅2－7”型导弹

装备“企鹅2－7”的直升飞机也要作必要的改装：安装能满足该弹射程要求的目标搜索跟踪雷达、数据处理系统以及导弹发射控制设备。另外还需设计一种适于直升飞机吊挂和发射导弹的发射装置。

美国海军正在考虑用该导弹装备其SH-60B“轻型多用途直升飞机”（LAMPS）。该机装备了美海军许多护卫舰、驱逐舰和巡洋舰，主要用来执行反潜、反舰、信息收集和传递等任务。它不带鱼雷时可装四枚“企鹅2－7”空舰导弹，也可导弹与鱼雷混装。

折叠翼“企鹅”不仅可用作空对舰导弹，也可用作舰对舰导弹和岸对舰导弹。为此，正计划设计一种横截面为560 ×560 毫米的长方形贮运发射箱和多联装发射架，它可明显增强舰艇的火力。　　（董月娟）

鸬鹚Ⅰ(Kormoran Ⅰ) AS·34

挂在F－104 G战斗机上的“鸬鹚Ⅰ”

概　述

“鸬鹚Ⅰ”是联邦德国MBB公司为本国海军航空兵研制的一种近程掠海飞行空对舰导弹，用以装备F-104 G战斗机，攻击海上和沿海目标。1962年，联邦德国海军提出发展一种具有良好生存能力、能对付1000吨级以上水面舰艇的武器系统。1964年由法国航空航天公司和联邦德国MBB公司联合研制，后来由于两国各自的导弹研制思想不同，法国航空航天公司退出研究，由MBB公司继续研制。1968年10月开始全面工程研制，1975年开始生产。到1983年6月，共生产了350 枚导弹和56套F－104 G飞机的发射系统，其单价分别为53.6和28.73 万美元。至今大约有100 架F－104 G和113 架取代F－104 G的“狂风”战斗机装备该弹，一架F-104 G飞机能携带两枚，而一架“狂风”飞机能在翼下和机身下各携带两枚。据称意大利空军也为它的“狂风”飞机订购了60枚。

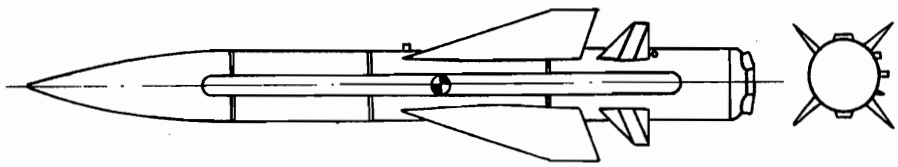
主要战术技术指标

目标	雷达散射面积大于1000m² 的水面舰艇	发射方式	自动跟踪状态下发射； 雷达扇形扫描锁定状态下发射； 无雷达数据，用光学方式发射
射程	最大约40km，有效射程约30km		
巡航高度	约20m，接近目标时高度约3～5m		
巡航速度	M＝0.95	弹长	4.40 m
飞机发射时的速度	M＝0.6～0.9	弹径	344 mm

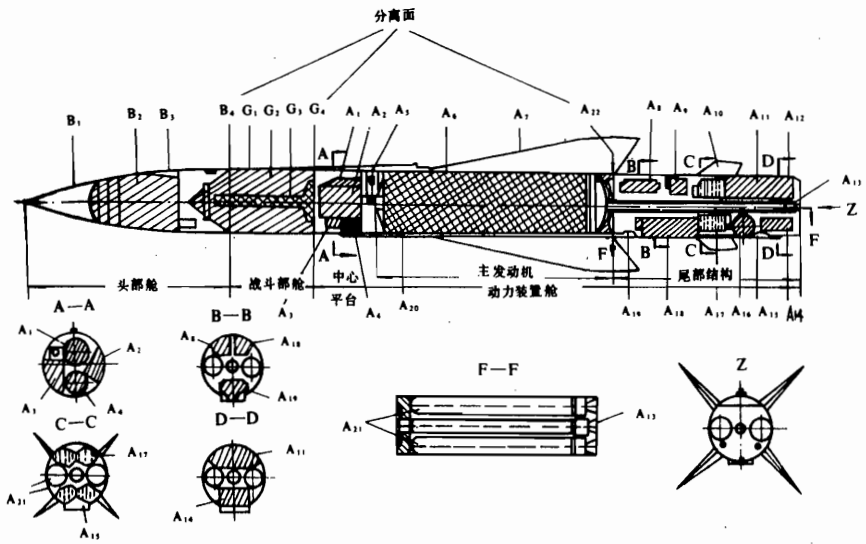
翼展	1.00m	制导方式	中段惯性＋雷达高度表，末段雷达导引头
发射重量	600kg		
发动机	一台固体火箭主发动机，推力2.8kN，两台固体助推器，推力2×27kN	战斗部与引信	P-载荷战斗部，重160kg，延时触发引信

导　弹

布局与结构　“鸬鹚Ⅰ”导弹采用正常式气动布局，尖形头部和圆柱形弹体。靠近弹体中部装有四个X形配置的后掠三角形弹翼，四个气动力舵面安装在弹体尾部。弹体由三个主要舱段组成，即导引头舱、战斗部舱和动力装置舱。它们之间由固定环连成一体。导引头舱内装有RE 576改进型主动雷达导引头及其可动式卡塞格伦天线、电子设备、抗干扰设备；战斗部舱内装有战斗部、延时触发引信及保险机构；动力装置舱内除两台助推器和一台主发动机外，还装有双陀螺平台、制导计算机、雷达高度表、电源和舵机。



导弹两面图



导弹内部结构图

B_1.天线罩　B_2.雷达导引头　B_3.壳体　B_4.固定环　G_1.电缆管　G_2.战斗部　G_3.电爆管和保险机构　G_4.固定环　A_1.垂直陀螺仪　A_2.陀螺仪电子设备　A_3.惯性制导计算机　A_4.轴向陀螺仪　A_5.计时器　A_6.主发动机　A_7.弹翼　A_8.变流机　A_9.继电器盒　A_{10}.舵　A_{11}.航向和方位计算机　A_{12}.尾部结构　A_{13}.排气喷管　A_{14}.雷达高度表　A_{15}.高度表天线　A_{16}.导引头电池组

A_{17}．舵机　A_{18}．舵机放大器　A_{19}．弹上电池组　A_{20}．电缆管　A_{21}．助推器　A_{22}．固定环

动力装置　包括两台由法国火药和炸药公司生产的普拉德（Prades）固体推进剂助推器和一台固体推进剂主发动机。两台固体助推器装在主发动机长排气管的两侧，内装9.36千克模压成型的双基固体推进剂星形内孔药柱。助推器的工作时间为4秒，推力54千牛，以9.2 g 的加速度将导弹加速到所要求的巡航速度。主发动机装有一端面燃烧的双基推进剂药柱，它在两台助推器燃烧完之前不久点火，工作时间为100秒，推力可达2.8千牛，使导弹在巡航段保持M＝0.9 的速度飞行。

制导与控制　巡航段采用惯性制导，惯性制导装置由中心平台、航向和位置计算机组成。中心平台位于战斗部和主发动机之间，它包括垂直陀螺、轴向陀螺、陀螺电子设备和惯性制导计算机等。整个巡航段，垂直陀螺、轴向陀螺和雷达高度表的信号输入制导计算机，并与导弹发射前输入的各种数据一起，产生制导导弹所必需的全部数据，航向和位置计算机根据这些数据产生控制信号，修正导弹的航向和高度。雷达高度表装在导弹尾部，其精度可达到±0.30米。

末段制导采用法国汤姆逊— CSF 公司生产的RE576 主动单脉冲雷达导引头，它有主动和被动两种工作方式。当导弹到达导引头能发现目标的距离时，接通雷达接收机，搜索目标雷达的辐射信号。如果接收到这种信号，导引头就锁定跟踪目标，实施被动雷达导引。如果接收不到目标的雷达辐射信号，就转为主动状态搜索、捕获和跟踪目标，并控制导弹飞向目标。该雷达导引头采用倒置卡塞格伦天线和单脉冲技术能提供目标距离、方位和高低角数据，最适于攻击雷达散射面积大于1000平方米的大型舰艇目标。

战斗部与引信　战斗部由 MBB 公司制造，重约160 千克。装有56千克烈性炸药、延时触发引信和保险执行机构。战斗部以60° 入射角击中舰艇时，能穿透厚达12毫米的52号钢板而自身不受任何损害。战斗部的钢壳体上焊有两排16个由金属板制成的椭圆形抛射物（射弹），因此又叫作P －载荷战斗部。战斗部爆炸时具有双重的作战效果，其一是压力波的摧毁作用；其二是射弹的破坏作用。射弹高速径向抛射出去，由于其特有的形状和动能而具有很高的穿透力，试验时曾穿透70－90毫米厚的37号钢板和七层舱壁。三个部位同时点火的延时触发引信能保证弹头穿入舰艇内部可靠地引爆。起爆管的保险机构，使战斗部在一般电磁和机械冲击下不会起爆。

探测、发射和指控

探测与跟踪　主要用载机的F 15N－A雷达，也可用光学系统或由协同作战的水面舰艇提供目标位置数据。所提供的目标位置数据传送给机上的导航系统、PHI-4A19位置和导航显示装置。在雷达关机情况下，飞行员可以借助于这些设备对目标进行跟踪。F 15N—A雷达为用于“鸬鹚Ⅰ”而作了专门修改，其工作状态有两种：150 千米的远距离目标捕获状态和75千米的导弹攻击状态。此外，在雷达中还装有视频“冻结”装置，它可以在关闭雷达发射机时留下“冻结”显示。当雷达处于远距离目标捕获状态时，按下视频“冻结”按钮，雷达显示器上就记下以方位和距离信号显示的目标，并自动将其送到 PHI 位置和导航显示装置的 CCD-1-2目标坐标计算机中。当飞机接近目标时，计算机根据飞机位置的变化，连续地计算目标相对于载机的距离和方位，并显示在 PHI 显示器上，使载机在雷达关机时亦能接近目标。当雷达处于导弹攻击状态时，按下视频“冻结”按钮，开始导弹的光学发射程序。此外，利用PHI-4A19中的VAD13-1航向辅助装置，可提供另一种逼近目标的方法，即当飞机处在贮存于 PHI 中的12个最大导航点中任何一点时，目标的方位和距离都能进入 PHI显示器，并在上面连续显示，使飞机接近目标。

发射装置　“鸬鹚Ⅰ”导弹用的是稍加修改的AS.30导弹发射架，它包括控制电缆插头和调节导弹发射程序的装置。发射架还装有导弹弹射设备。

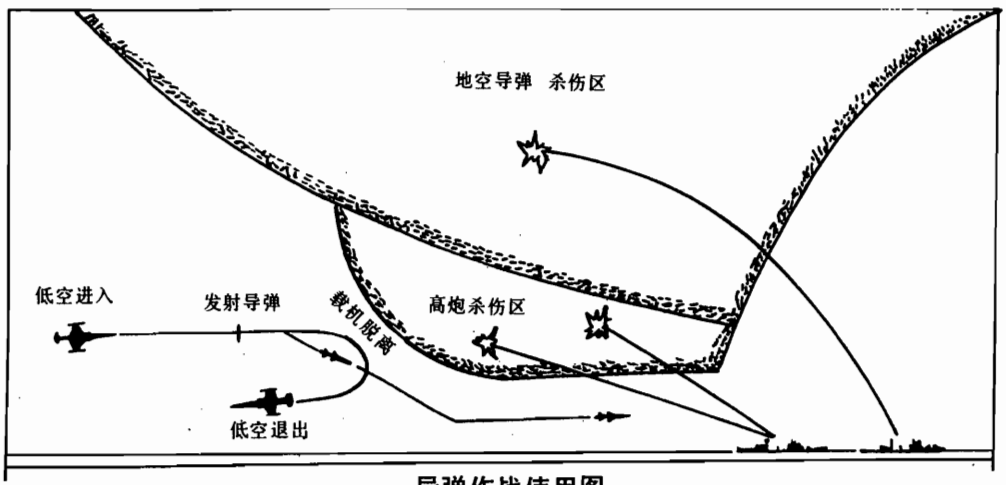
指控系统　主要包括导弹计算机、导弹控制和显示板：装在飞机电子仪器舱中的导弹计算机，根据目标探测设备提供的目标数据和根据飞机的LN－3惯导系统及 NUG-B 辅助导航装置所提供的数据（飞机的速度、高度及目标的距离、方位等数据）计算导弹的弹道数据。计算机上还装有自检设备，检测结果以“通”或“不通”的方式显示在导弹控制和显示板上。导弹控制和显示板用于激活导弹系统，显示机上设备和两枚导弹的

状况。

作战使用

工作过程 携带“鸬鹚Ⅰ”导弹的载机执行作战任务时，以低空飞行接近目标。接通加温电源给导弹的导引头、中段制导装置和电源加热，进行系统内部测试，显示正常与不正常。为捕获目标，载机迅速爬升到雷达最大视距所需的高度上，打开机载雷达搜索目标，一旦捕获到目标，驾驶员把获得的目标相对位置传送给机上独立的导航系统，雷达关机，飞机下降并机动到最佳攻击点发射导弹。

装备“鸬鹚Ⅰ”导弹的载机可用三种不同的方式发射导弹：雷达跟踪、雷达搜索和光学瞄准。在一般情况下使用雷达跟踪方式，此时，当载机到达离目标大约35千米处时，雷达再次开机，重新标定目标，当雷达转入跟踪状态时，雷达最后测得的目标数据和载机的位置，速度数据经机上导弹计算机转换成弹体坐标系的目标数据，输入弹载计算机。当目标进入导弹射程内时，发射导弹。如果因气象条件或敌电子干扰，机载雷达不能稳定地跟踪目标时，使用雷达搜索方式发射导弹，此时，驾驶员通过雷达控制板上的操纵手柄，使雷达显示器上的目标标记与目标重合，然后由机上导弹计算机将目标数据输入弹载计算机。如果由于故障或有很强的电子干扰，机载雷达不能工作，一旦目视发现目标，驾驶员可借助光学瞄准具，使导弹纵轴对准目标，发射导弹。此时目标数据也是由机上导弹计算机输入导弹，但因视距的限制，导弹的射程将相应地减小。

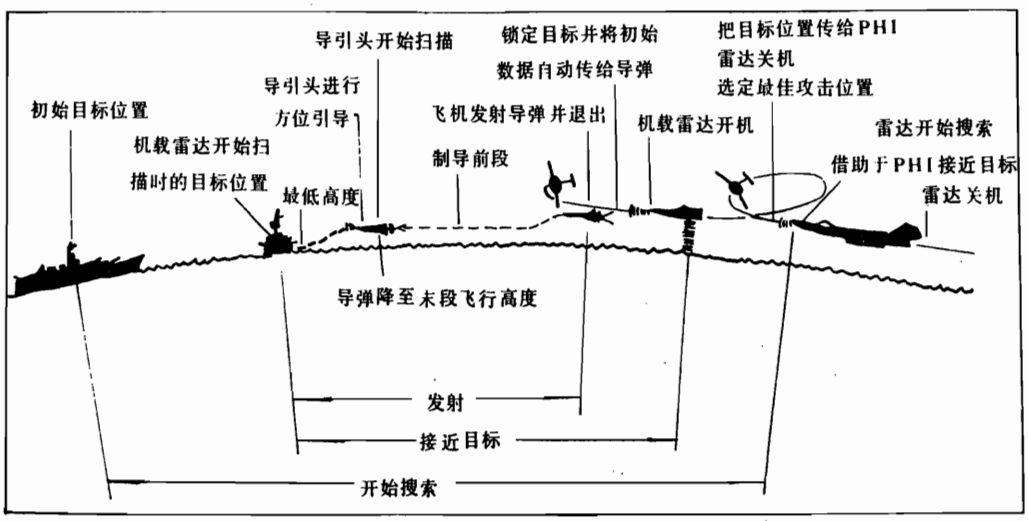


导弹作战使用图

导弹发射后，弹上惯性制导装置根据射前机上导弹计算机提供的目标数据，对导弹实施方位控制，并由雷达高度表控制导弹按预先装定的程序下降到20米左右的高度巡航飞行。在整个中段巡航飞行过程中，都由惯性制导计算机不断地提供至目标的距离，当离目标一定距离时，雷达导引头开机，搜索，一旦导引头捕捉到目标，就锁定目标，惯性制导段即告结束。

在末段飞行中，雷达导引头以比例导引方式对导弹进行水平面内的制导，高度仍由雷达高度表控制。在离目标数千米处，导弹按预定的程序再降至2～5米的末段逼近高度，攻击目标。

检测与维修 为保证使用可靠，“鸬鹚”导弹要每年检查维修一次，并研制了专用的自动测试设备，检测导弹各分系统的功能。该设备由计算机控制，对系统按一、二级维修条例进行静态、动态试验。为保证机上设备处于良好状态，采用了四种地面测试装置：其中“鸬鹚Ⅰ”武器系统检测装置用来检测机上导弹设备的情况；发射器检测装置用来检测“鸬鹚Ⅰ”导弹发射架的工作状况；导弹计算机检测装置用来模拟从飞机和导弹上来的全部信号，检测机上导弹计算机的功能状况；发射系统检测装置在导弹挂机之前，检查发射点火程序应急投放电路和导弹投放机构等。上述检测装置，都装有自检程序，能查出有故障的部件。



导弹飞行弹道图

发展与改进

"鸬鹚Ⅰ"导弹是迄今联邦德国最大的一项导弹计划。该弹于1964年开始研制，1968年10月开始全面工程研制。1970年3月首次从F-104G飞机上进行发射试验，1971年5月又从F-104G飞机上发射了装有导引头的样弹，命中了数千米外的活动目标。1972年开始进行一系列的发射试验，对导弹的战斗部进行鉴定，接着由海军对导弹进行了一系列的作战鉴定试验。1976年11月签定了价值4.69亿马克、交付350枚导弹和56台发射系统的生产合同。1983年6月交付最后一枚导弹，现在为意大利空军的订货而生产，预计在1986年完成订货交付任务后停止生产。 （王淑芬）

鸬鹚Ⅱ (Kormoran Ⅱ)

概 述

"鸬鹚Ⅰ"是联邦德国MBB公司在其"鸬鹚Ⅰ"导弹基础上发展的一种全天候中程高亚音速空对舰导弹。"鸬鹚Ⅰ"的性能已不适应现代海上作战的需要。为了在较短时间内提供更先进的空对舰导弹装备联邦德国海军航空兵的"狂风"战斗机，MBB公司于1981年着手发展"鸬鹚Ⅰ"空对舰导弹。1983年6月，国防部装备采办局与MBB公司就"鸬鹚Ⅰ"导弹的发展签定了一项价值为4950万美元的发展合同。参加该计划的除MBB外还有汤姆逊—CSF公司和拜尔恩航空化学推进剂公司。1985年，该弹已开始进行载飞试验，计划1986年进行全制导飞行试验，1988年装备部队。

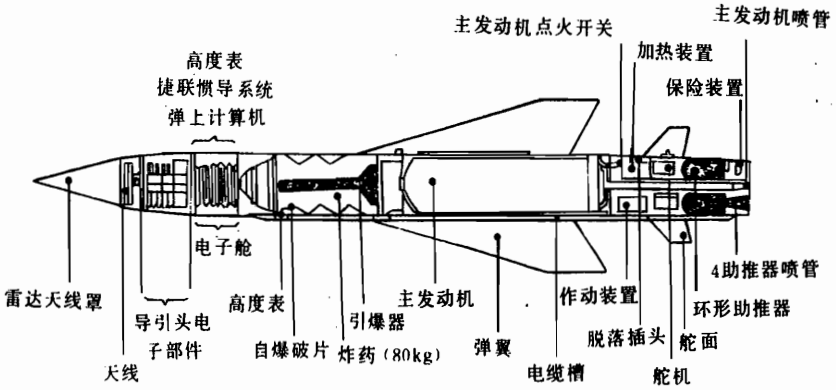
主要战术技术指标

目标	各种水面舰艇	弹径	300mm
射程	最大约70km	翼展	1.00m
巡航速度	M=0.9	发射重量	630kg
巡航高度	末段3～5m	发动机	一台固体火箭发动机和一台环形固体助推器
弹长	4.40m		

制导 惯性＋主动雷达末制导 战斗部 半穿甲爆破型，重230 kg

导 弹

布局与结构 外形尺寸与“鸬鹚Ⅰ”相同，但弹体内部各部件几乎都更新了，各部件的配置也有所变化。头部为导引头，随后便是计算机和捷联式惯导系统。主发动机前面是战斗部，后面是控制设备，环形助推器在最后面。



“鸬鹚Ⅰ”型导弹的示意图

动力装置 由一台法国国家火药和炸药公司制造的 Eole 4 型长喷管固体火箭主发动机和一台拜尔恩公司航空化学推进剂公司制造的环形固体火箭助推器组成。新设计的环形助推器内装有浇铸的复合管状药柱，助推器尾部有四个X形排列的喷管。冲量为63千牛秒。系统工作时，先点燃助推器，助推器快燃完时，主发动机点火启动。由于发动机冲量增大，导弹的射程约增大了30千米。

制导与控制 主要由利特福公司提供的捷联式惯导系统、法国 TRT 公司的 AHV-14雷达高度表、MBB 公司的微处理机和汤姆逊—CSF公司的主动雷达导引头等组成。MBB 公司的 MoDus 型可编程微处理机，容量为64K，为模块式结构，模块经一并联总线与分时多路存取共用装置相连。其主要功能是：射前根据输入的载机和目标位置数据编制飞行程序；射后在飞行的中段连续地接收惯导系统和高度表送来的数据计算控制指令；末段飞行期间，根据海情确定导弹末段的飞行高度和导引头开机时间；然后处理导引头送来的信息，用预编的MCDOS 程序判定真假目标和选择抗干扰措施，如遇新的威胁程度更大的目标，该机可重新编制攻击程序；最后该机发出指令改变飞行弹道，使导弹朝目标的吃水线附近攻击。

导引头是一固体化数字式主动雷达导引头，它由镜象天线、二极管发射机和接收机组成。其体积仅为“鸬鹚Ⅰ”导弹导引头的60％，重量也减小了50％，为了尽可能缩短敌方的拦截时间，导引头仅在离目标4～6千米处才开机，可在15～20秒钟时间内完成目标的探测、捕获和导引工作。导引头开机后便用窄视角工作，从而有较高的分辨能力，当离目标仅几百米时，根据微机发出的控制指令，使导弹对着目标的吃水线攻击。

战斗部 类型与“鸬鹚Ⅰ”相同，结构相似，总重增大了40％，达220千克，装药量由56千克增大到80千克，战斗部圆柱表面上的“射弹”数由原来的16个增加到24个。“射弹”可穿透七层舱壁。

作战使用

该导弹有四种作战方式：一是“沉默”式发射，一旦机载雷达探测到导弹最大射程之外的目标，便关闭雷达，待目标进入射程之内便发射导弹，机上雷达不再开机；第二是雷达指挥发射，由机上雷达在发射点提供目标数据或经过修正的目标数据；第三是目测发射，当在距载机不远的地方突然发现目标，或机载雷达等设备出现故障不能工作时，通过目测确定目标位置实施发射；第四是间接发射，由外部（如海上巡逻机或舰艇）提供

目标数据。

"鸬鹚Ⅰ"导弹能准确地识别和选择目标，制导精度高，突防能力强，设计过程特别强调了可靠性，导弹库存期间只需定期维护，无需进行修理。存放五年后由厂方进行一次检查，更换个别部件。要求的寿命期为15年。

（王淑芬）

小斗犬 (Bullpup) AGM-12

"小斗犬"是美国海军主管，马丁公司研制的一种包括AGM-12A、B、C、D和E五种型号的空对舰和空对地近程导弹。实用型为"小斗犬A"（AGM-12B）和"小斗犬B"（AGM-12C）。1954年开始研制，1959年开始服役。该弹的详细情况参见空对面导弹部分。该导弹的主要战术技术指标为：

目标　各种水面舰艇

射程：
- AGM-12B　11km
- AGM-12C　17km

飞行速度：
- AGM-12B　M＝1.8
- AGM-12C　M＝2.4

弹长：
- AGM-12B　3.2 m
- AGM-12C　4.07m

弹径：
- AGM-12B　305mm
- AGM-12C　439mm

翼展：
- AGM-12B　952.5mm
- AGM-12C　1217.76mm

发射重量：
- AGM-12B　258kg
- AGM-12C　812kg

发动机：
- AGM-12B　一台LR58型预贮液体火箭发动机，推力53.4k N
- AGM-12C　一台LR62型预贮液体火箭发动机，推力147 k N

制导　无线电指令

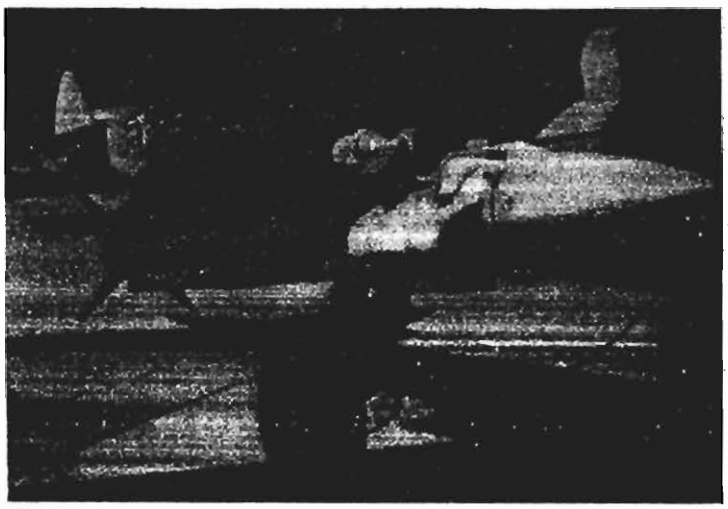
战斗部：
- AGM-12B　高能炸药，总重113.4kg
- AGM-12C　高能炸药，总重453.6kg

（盛德林）

主动标准导弹

(Standard Active) RGM-66F

"主动标准导弹"RGM-66F是由美国通用动力公司波莫纳分公司根据海军的"中程标准舰对空导弹"IM-66A改型的反舰导弹，可装在飞机或舰艇上进行发射。该弹是作为"捕鲸叉"反舰导弹的后备型于1971年开始研制，在"中程标准舰对空导弹"的基础上稍加改进，换上了包括相干单脉冲多普勒主动寻的导引头及天线罩、保护罩、逻辑和控制部件、制导计算机等新的制导舱段。导弹弹体呈圆柱形，头部为尖卵形，长弦小展比弹翼与控制尾翼呈X形配置在同一流线上。由于采用了全固态电子设备和全电器控制系统使导弹系统更加简单可靠。按照合同波莫纳分公司于1973年向海军提供了五枚"主动标准导弹"，一枚挂在A-6"入侵者"飞机的机翼下作静态飞行试验，一枚用于地面试验，余下的于1973年4月从Hoel号导弹驱逐舰上发射，攻击视距海上舰船目标，三枚导弹都直接命中。1974财年又计划生产18枚导弹以便进一步作作战适应性试验，同时美国海军还提出3210万美元购买74枚导弹的申请。该弹直到1974年中还在研制，但随着"捕鲸叉"反舰导弹研制成功和服役，该弹的发展也随之停止。



挂在A-6A“入侵者”飞机机翼下的“主动标准导弹”

主要战术技术指标

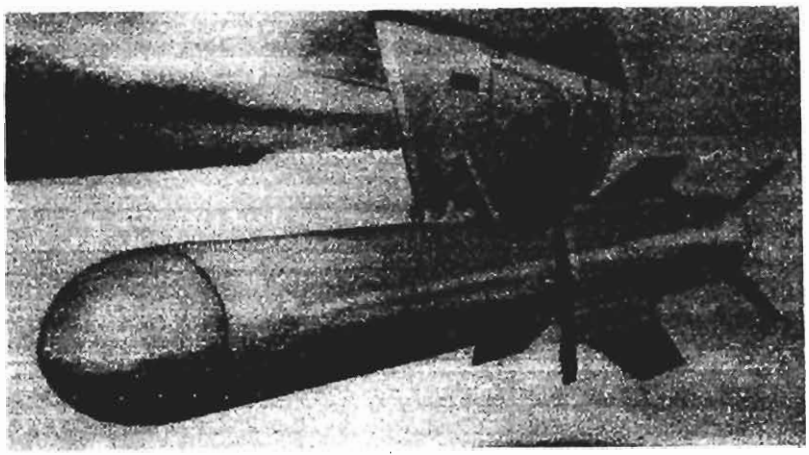
目标	水面舰艇	翼展	1.07m（尾翼）
射程	大于18km	发射重量	655kg
巡航速度	M>2.0	动力装置	一台双推力固体火箭发动机
弹长	4.72m	制导方式	单脉冲多普勒主动寻的导引头
弹径	343 mm	战斗部	高能炸药；触发和近炸引信

（徐海江）

捕鲸叉 (Harpoon) AGM-84A

概　述

“捕鲸叉”AGM-84A是麦克唐纳·道格拉斯宇航公司（MDAC）根据美国海军的要求而研制的全天候高亚音速掠海飞行的飞航式空对舰导弹，它能攻击110千米以内的现有一切海面目标。1971年美国海军与MDAC签订了研制AGM-84A和RGM-84A的合同。1972年和1973年美国海军相继又提出研制潜艇水下发射和水面舰艇箱式发射架发射的要求。为了缩短研制周期和节省研制费用，海军在五家公司参加投标后，直接选定MDAC为主承包商，开始工程发展。方案设计中采用了技术成熟的结构，制造过程中选用了通用的部件，并尽量沿用现有发射平台上的发射和探测设备，以利用现有的系统研制出新型的导弹。“捕鲸叉”导弹于1977年3月完成作战鉴定试验，并开始批生产。AGM-84A于1979年和1981年秋分别装备海军的P-3C和A-6E飞机，1983年底已扩大到S-3、F-111、F-16、CP-140、A-7和F/A-18A等飞机。除S-3飞机携带两枚AGM-84A外，其它飞机均能携带四枚。美国空军正在改装两个B-52飞机中队以携带AGM-84A，计划于1985年服役。“捕鲸叉”导弹三个型号的总研制费用为3.12亿美元。到1984年4月该弹的订购量已超过3400枚，其中2900枚已经交付使用。MDAC预期到1988年至少能生产到5000枚，其中2000枚以上将供给美国海军。英国皇家空军的“猎迷”海上侦察飞机装备了AGM-84A。舰对舰、潜对舰型号已有多达16个国家的海军订购。1984年和1985年每年的订购量为340枚。1984财年AGM-84A的单价为92.4万美元。



挂在机翼下的“捕鲸叉”AGM-84A

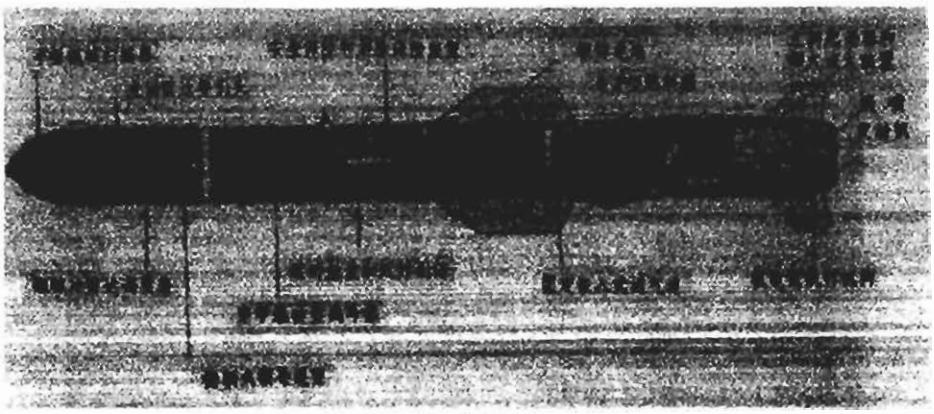
主要战术技术指标

目标	驱逐舰、大型战舰、出水潜艇、巡逻艇、导弹快艇、水翼艇、商船和拖船等	机动能力	末段突然跃升而后俯冲攻击目标
射程	最大 110km，最小 11km	可靠性	作战效能试验达90%
巡航速度	M=0.75	弹长	3.84m
巡航高度	61m	弹径	344mm
命中概率	单发95%	翼展	0.914m
发射方式	±90° 扇面发射。1500m 以上高度，机上投放后下降到一定高度发动机工作；1500m 以下高度，机上直接发射	发射重量	522kg
		动力装置	单轴涡喷发动机，推力 2.94kN
		制导方式	中段惯性，末段主动雷达导引
抗干扰能力	宽频带频率捷变主动雷达导引头和先进的计算机逻辑电路	战斗部	半穿甲爆破型，重约230kg，延时触发和近炸引信

导　弹

布局与结构　“捕鲸叉”AGM-84A 的弹体为鱼雷形，机加铝结构。简单可折叠的X 形弹翼和X 形控制尾翼配置在同一流线上，亦是轻便的铝结构。战斗部为钢壳体。导弹包括制导、战斗部、发动机和弹尾四个舱段。制导舱段位于弹体的最前部，主要包括天线罩、末制导雷达导引头、中段制导装置、雷达高度表及其发射天线等部件；战斗部舱段有重约230 千克的圆柱形战斗部，内装高能炸药。还装有延时触发引信和近炸引信，保险执行机构，连接发射架的前凸耳及雷达高度表的接收天线；发动机舱段包括一个铸铝发动机进气道和一个燃料箱，一台涡轮喷气发动机，弹翼，一个负载弹性波纹管，同时还包含一个脐带式插座及安放在燃料箱前面的两个银锌电池，在靠近弹翼和连接发射架的后凸耳处有加强结构；弹尾舱段装有四个铝制的、机电驱动的控制尾翼和四个执行机构，每个执行机构又包含连续运转马达、传动机构、摩擦圆盘离合器及制动器等。

动力装置　“捕鲸叉”AGM-84A 的动力装置为J 402 －CA －400 单轴涡轮喷气发动机，由特里达因大陆与工程公司制造。发动机长748 毫米，直径318 毫米，重45.36 千克、采用环形燃烧室，耗油率为34毫克/牛秒，在海平面高度上，发动机从起动到最大推力的额定时间约 7 秒，工作寿命约一小时。压缩机为轴流和离心组合式，转子转速为41200 转/ 分，压缩比为5.8 ∶ 1，固定的齐平式进气口装在导弹弹身的腹部，空气流量为4.35千克/ 秒，燃料箱长1.22米，其中装有45.4千克JP- 5 型燃料。发动机的燃料供应开始由负载弹性



“捕鲸叉” AGM-84A 弹体结构剖面图

波纹管给燃料加压，发动机工作后则由压缩空气增压贮箱。发动机采用固体推进剂起动器和含镁量为62%的烟火点火装置，由电发火管引爆起动，在低温、低马赫数时起动也很正常。并且还对发动机进行了高温（71℃）和低温（－54℃）的环境模拟起动试验，性能亦很良好。

制导与控制 中段飞行控制由姿态和高度测量系统控制。飞行姿态的控制装置由利尔·西格勒公司生产的三轴姿态基准设备和国际商业机器公司制造的4 PISP-OA 数字计算机/ 自动驾驶仪组成，它们作为一个组件装在一起，其体积仅150 ×260 ×300 毫米，重11千克，功耗为100 瓦。姿态基准设备是捷联式的，由三个装在弹体上的速率陀螺组成，为姿态基准设备和自动驾驶仪提供角速度数据。数字计算机/ 自动驾驶仪是一个并行的通用计算机，含有7680个16位二进制字码的只读存储器和512 个字码的读/ 写随机存取存储器。飞行高度由杭尼韦尔公司生产的 AN/APN-194 雷达高度表监控，它是单脉冲主动雷达，其精度完全满足使用要求。该惯导系统使导弹发射时，在偏离预定航向达90° 角的任意角度下仍能控制导弹转向目标方向。

末段制导采用得克萨斯仪表公司生产的PR-53/ DSQ-28主动雷达导引头，对目标进行搜索、捕获和跟踪。该导引头完全晶体管化，重约34千克，占有0.032 米^3 的空间。由于采用了宽频带频率捷变并同弹上计算机逻辑电路相连，因而有良好的抗干扰能力，其圆形平面相控阵天线能在任何方向上转动45° 。飞行期间导引头的扫描是在数字计算机控制下进行的。正常的工作方式，包括大、中、小三种搜索图形。由相控阵产生的波束，不论晴天、雨天对快艇一类小目标有相当远的探测距离，对驱逐舰一类大目标，探测的距离更远。在仅知目标的方位而不知距离的“唯方位发射”方式中，采用可变的搜索图形，导引头的搜索宽度和深度随着导弹与目标距离减小而加大，因此，距离门随着导弹飞行时间的增加而增加，搜索的起点由操作员来选定。在预先选定的最大距离上，如果没有捕获到目标，导弹按程序终止飞行。另外，末制导中还包含接近目标时的偏置比例高低制导，使导弹能进行突然跃升机动飞行。

导弹飞行中的气动控制，由机电式执行机构操纵四个可动尾翼执行，尾翼可摆动角为±30° 。

战斗部与引信 由美国海军武器中心研制的半穿甲爆破型战斗部，重约230 千克，外形为圆柱形，直径0.34米，长0.9 米，装药量约90千克以上。壳体前端为平的穿甲头部，具有良好的防跳能力，能贯穿一般厚度的舰艇壳体。战斗部以7° 的俯冲角从甲板或船舷穿入舰内，由延时触发引信引爆，以达到最大的内部爆破效应，除延时触发引信外，还配有近炸引信，即使导弹没有直接命中目标，也能靠引爆后的高压力和碎片重创目标。

探测、发射与指控

探测与跟踪 导弹发射前，由载机上的探测系统提供目标数据，而后输入到“捕鲸叉”数据处理机，计算所需要的导弹发射指令。以携带AGM-84A 的P－3C “奥利安”反潜飞机为例，其探测系统包括APS-115

"捕鲸叉" AGM-84A 战斗部命中目标效果图

雷达装置、磁和声学探测器、AYB-8 数据处理设备、ASQ-114 通用数字计算机及其控制的显示器等。该系统通过雷达和磁、声探测器使飞机能在恶劣气象和宽阔的区域较好地探测、识别和跟踪目标。数字计算机用于储存和处理目标数据，并将标定的目标数据送入飞机导航系统。雷达关机后靠飞机导航系统导引朝目标飞行。飞机接近目标时，目标的方位和距离可连续地被计算出来，并在显示器上显示。同时，机上惯性导航系统还随时把飞机的俯仰、滚动和偏航时的方位及速度数据送入"捕鲸叉"数据处理机，作为目标数据计算参数。

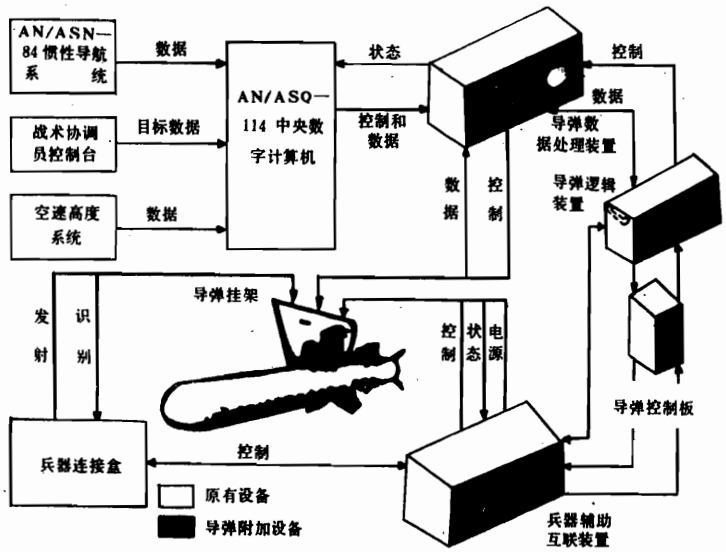
发射装置　已被美国海军选作AGM-84A 的发射架为：洛克希德公司P-3"奥利安"飞机上的发射架 AERO 65A 1；洛克希德公司S-3"北欧海盗"飞机和凌·特姆科·沃特公司A-7"海盗"Ⅱ飞机上的发射架 MAU-9A/A；格鲁门公司A-6"入侵者"飞机上的发射架AERO-7A-1。

指控系统　"捕鲸叉" AGM-84A 机载指控系统的作用是发射前向导弹供电、选择攻击方式和提供瞄准数据。它由"捕鲸叉"数据处理装置、导弹控制板、"捕鲸叉"逻辑装置和辅助互联装置组成。数据处理装置是威斯汀豪斯公司生产的通用数字计算机，它独立进行发射计算，与机上任何中心计算机无关，其软件能灵活地与不同的飞机连接。"捕鲸叉"逻辑装置是一串、并联数据输入/输出装置，它与"捕鲸叉"数据处理装置、辅助互联装置、导弹控制板相联，同飞机没有电路关系，它为数据处理机处理人工送入的目标数据，然后把系统的状态和目标数据传给导弹控制板上的显示器。导弹控制板用于监控武器，其大小取决于机上的控制器和显示器，采用的发射方式和载弹的数量。辅助互联装置是机上的电子系统和武器系统的互联装置。目标距离和方位、飞机的速度和高度等四个参数的大部分数据可从飞机上的设备得到。有四种自动化不同的工作方式可供操作员选用：采用"联机"方式时，数据自动地从机载计算机传输到"捕鲸叉"数据处理装置中；采用"手动"方式时，数据通过导弹控制板手动输入；一旦载机的垂直基准系统发生故障，导弹可采用"自动平衡"方式工作。这时，目标的距离和方位、载机的速度和高度由手动提供给导弹系统；当采用"瞄准线"方式时，导弹利用载机上的电源。姿态基准与自动平衡方式一样被建立，通过飞机朝着目标飞行确定目标的方位。当"捕鲸叉"数据处理装置发生故障时，导弹计算机按程序主动地开始自动平衡。上述四种工作方式中，导弹和辅助装置中均设有内部测试线路。

作战使用

系统组成与功能　"捕鲸叉" AGM-84A 武器系统包括载机、导弹两大部分。该系统使以航空母舰为核心的舰队获得了高度机动的远距离反舰能力。从而可较有效地在远程舰对舰导弹射程之外击毁敌水面发射平台。

工作过程　载机起飞后，接通加温器电源使导弹的导引头、中段制导装置和电池组处于准备状态。系统接

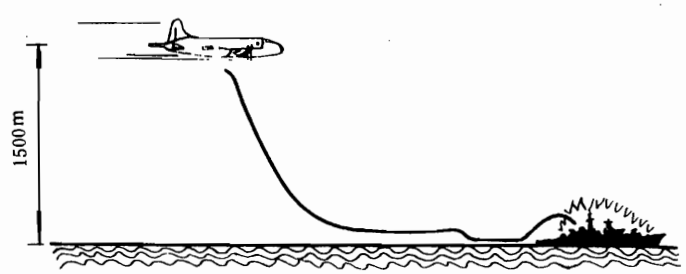


“捕鲸叉” AGM-84A 发射指控系统方块图

通后，进行系统内部测试，并显示正常与不正常状态。当选定某导弹为发射弹时，向该导弹供电，使弹上陀螺起动，并向导弹提供姿态数据。目标和飞机的数据可以从计算机或同步机输入，或人工通过导弹控制板输入处理机。“捕鲸叉”数据处理机计算发射包络条件，确定攻击边界，当条件适当时，提供进入射程的显示。在选定好攻击方式后，“捕鲸叉”数据处理机计算瞄准目标和导引头的数据，并将其输入到选定的导弹内。数据输入完毕，“准备”信号灯亮，即可起动发射开关。

在1500米以下的低空、低速发射时，发射前发动机就起动。1500米以上的高度发射时，发动机在导弹投放后下降到一定高度才起动，而后导弹继续下降至巡航高度飞行。

中段制导装置和雷达高度表控制导弹按预定的航向和高度作巡航飞行。在离目标一定距离时，导引头根据所选定的方式，开始搜索前面的区域；当捕获到目标并进行跟踪时，开始末段方位控制。这时，处于掠海高度的导弹接近目标，偏置比例高低制导开始，导弹突然进行跃升机动，而后向目标俯冲。在跃升弹道中，导弹保持全推力并能进行侧向机动，这不仅可以攻击进行高速规避动作的目标，而且还能避开敌方的防御，导弹的战斗部在穿透舰艇目标的加强结构后，在甲板内部爆炸，达到最大的摧毁效果。



“捕鲸叉” AGM-84A 的飞行弹道

检测与维修 该武器系统简单可靠，就象一枚待发的“炮弹”一样，一般不需要进行维修和定期的系统检查。并且由于广泛地采用了半导体技术和内部自检线路，有助于达到上述要求。导弹服役期间只进行外观检查和内部测试，确定导弹、指令和发射系统的状况；三年保养期满把导弹返回武器站进行全面检测，但在内部测

式中如果发现故障或损害时，可提前返回武器站作全面检测。已研究出武器站使用的导弹故障自动检测设备，能查出需更换的故障部件；并制造了在发射台上检验发射系统的导弹模拟器，对导弹同指令发射系统的电气接口进行模拟检查。

系统特点　“捕鲸叉”导弹的设计具有多用性、通用性和可靠性好等特点。它适用于从多种飞机、舰艇和潜艇上发射，现有的飞机、舰艇上的发射架以及潜艇上的标准鱼雷发射管都可用来发射该种导弹。为了达到良好的通用性，“捕鲸叉”导弹三个型号采用了相同的基本导弹、相同的发射系统计算机和相同的辅助与测试设备。其可靠性好是由于它采用的大多是成熟的并在别的飞行器或导弹上已成功应用的技术。具有良好的抗干扰性能和超视距（80千米以远）能力。所以该导弹从1977年批生产以来，在所发射的190枚中，95%以上都命中目标。

发展与改进

主要发展阶段　“捕鲸叉”导弹的研制过程可分为以下三个阶段：1965年至1970年底为探索和方案论证阶段，最初的设想为空对舰导弹，以对付日益增长着的装有舰对舰导弹的驱逐舰、潜水艇和导弹快艇等。1967年“艾拉特”事件后，增加了舰对舰型的要求，1968年苏联第二代潜载导弹SS-N-7问世后，又增加了潜艇水下发射的要求。1969年开始方案论证，1970年11月拟定研制计划，1971年1月海军招标，6月选定MDAC负责该导弹的工程发展，至1977年3月研制结束。该阶段又分为设计、武器系统的研制试验和海军进行的作战鉴定试验三个阶段，共用了102枚导弹。其中设计阶段用了32枚，武器系统研制阶段用了40枚，作战鉴定阶段用了30枚。上述试验的导弹中有80枚是装有全制导和控制设备的，10枚是装有战斗部的。到1977年3月作战鉴定试验结束，共从飞机上发射了40枚AGM-84A，1979年开始装备飞机。

改进与趋势　“捕鲸叉”导弹的主要缺点是速度慢，易于被拦截。苏联的SA-N-6导弹和30毫米口径的近距离武器系统是它的主要威胁。为适应新的对抗和提高生存能力，对“捕鲸叉”导弹进行了不断改进。

1982年6月，美国海军得到1B批改型“捕鲸叉”的第一枚导弹，它采用先进的无线电导航技术，能以较低的高度飞向目标，使目标对它的探测和防御非常困难。1982年末，又完成了更先进的1C批RGM-84D样弹的飞行试验，该导弹增加了射程、航线点和可选择的末段弹道。现在，美国海军和MDAC正在研究具有超音速、携带鱼雷载荷、红外成像导引头、被动雷达导引头、核弹头、先进中段制导、垂直发射等特点的各种改型。对“捕鲸叉”导弹拟定的近期和长远改进项目包括：

（1）　把导弹的燃料箱加长600毫米，以增加导弹的射程；

（2）　把现用的JP-5型燃料换成JP-10型，可增加射程15%；

（3）　通过更改软件把弹上计算机的存储量增加一倍，以适应对导弹的更高性能要求；

（4）　进一步增进导弹的掠海飞行能力，导弹将以比现在低50%的高度掠海飞行；

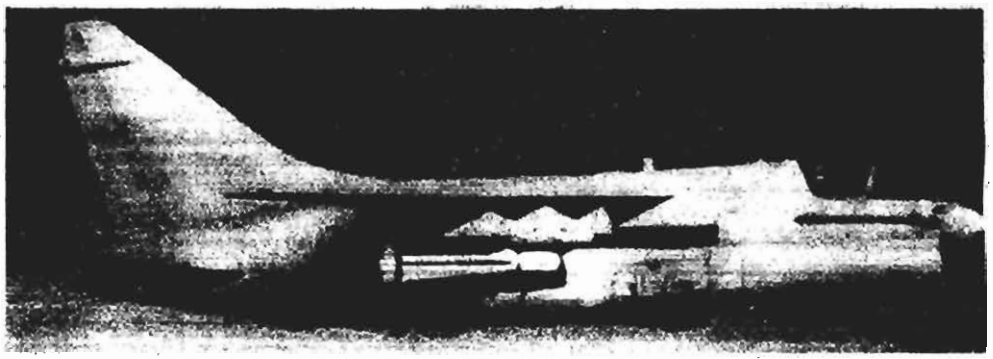
（5）　改进导引头，以提高电子对抗和其他抗干扰能力；

（6）　还有一些保密性的改进，旨在提高导弹的生存能力。

“捕鲸叉”导弹是当今使用的反舰型号中居领先地位的导弹。由于对该导弹需求量的增加，其生产预计在1991年末才能结束。估计在超音速反舰导弹研制成功后将导致产量急剧下降。预计1985年至1986年该导弹的生产量仍要增加，以满足美、英和其他国家的需要。值得注意的是一旦超音速掠海飞行导弹推迟出现，继续生产这一先进可靠的武器系统是很可能的。美国海军和MDAC想通过一系列改进使“捕鲸叉”导弹能很好地进入2000年。　　（徐海江）

海军幼畜 (Navy Maverick) AGM-65F

“幼畜”是美国休斯公司于1964年开始发展的一种近程空对面导弹，军用编号为AGM-65，经过不断的改进发展，现已有AGM-65A、B、C、D、E、F、G和I等型（详见空对面导弹）。其中AGM-65F



“海军幼畜”挂在美海军A-7E飞机翼下

是美海军主管发展的空对舰导弹。

“幼畜” AGM-65F 又称“海军幼畜”。它是在 AGM-65D和 AGM-65E的基础上发展的，采用了D型的红外导引头，E型的发动机和战斗部。但战斗部中加装了适于反舰应用的引信。

“海军幼畜”1981年开始研制，1983年开始飞行试验。所发射的三枚导弹全部击中目标。1985年开始用八枚导弹进行作战鉴定试验。计划1986年开始生产、装备。1985财年每枚“海军幼畜”的价格为 14.3万美元。

“海军幼畜”的主要战术技术指标为：

目标	中、小型水面舰船	发动机	一台锡奥科耳公司研制的Tx 633 型双推力固体火箭发动机
射程	24～48km		
飞行速度	超音速	制导	红外成像
弹长	2.49m	战斗部	高能炸药，总重136.36kg，适于反舰的引信
弹径	300mm		
发射重量	306kg		

（盛德林）

企鹅 3 (Penguin 3)

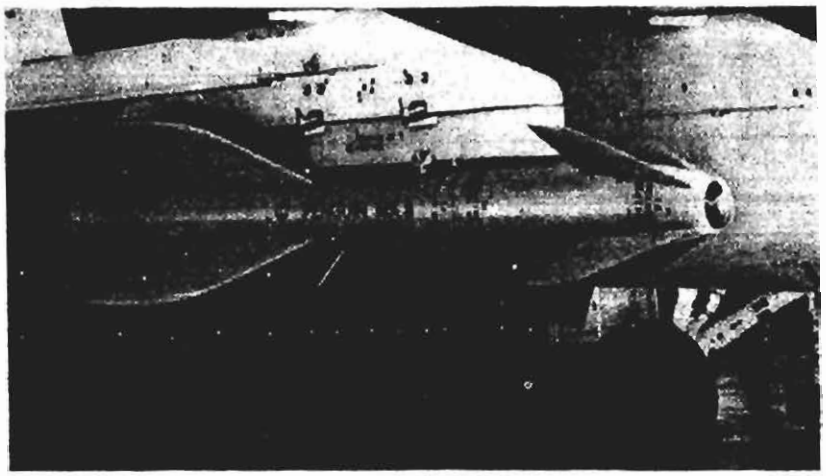
概　述

“企鹅 3”是挪威军事技术研究院与康斯伯格兵工厂在“企鹅 2”的基础上发展的一种空对舰导弹，1973年开始设计研究和模拟试验，1980年开始全面工程研制，计划1986年定型生产，1987年装备部队。主要载机为挪威的F-16战斗机，每机携带两枚，还可能装备F-104 和其他战斗轰炸机。

主要战术技术指标

目标	中、小型水面舰艇	抗干扰能力	能抗电子、红外和假目标干扰
射程	最小 7km，最大 50km	弹长	3.2m
巡航高度	低、或超低空掠海飞行	弹径	280mm
巡航速度	M＝0.8	翼展	1.00m
发射高度	50m 至接近对流层	发射重量	350kg
作战环境	可在狭窄海湾作战	发动机	单级固体火箭发动机

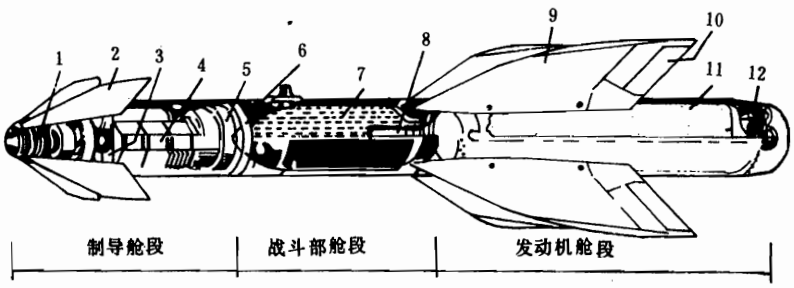
导	惯性＋红外末制导	战斗部	半穿甲爆破型，重120kg，触发引信



吊挂在F-16机翼下的“企鹅3”

导　弹

布局与结构　“企鹅3”的外形与“企鹅2”相似，但弹体长度增加了200mm，翼展减小了400mm，翼后缘增设了副翼。整个导弹仍为三个舱段，但在发动机舱段内去掉了助推器，有关的制导设备也进行了改。



“企鹅3”的结构配置图

1．导引头　2．鸭式翼　3．高度表　4．控制装置　5．惯性导航系统　6．电源
7．战斗部　8．引信　9．弹翼　10．副翼　11．发动机　12．保险和保险解除装置

动力装置　一台罗佛斯和大西洋研究中心设计的无烟固体火箭发动机。

制导与控制　“企鹅3”的制导和控制系统基本上与“企鹅2”相同，只有三个分系统不同，一是高度，“企鹅3”采用了高尔德导航公司生产的雷达高度表，它使导弹可选用不同的巡航和末段掠海高度，二是压伺服系统改为气压伺服系统，三是由于弹翼上增加了副翼，伺服设备也有相应的改变。

战斗部　与“企鹅2”相同。

探测、发射和指控

目标探测　主要应用载机上已有的雷达或其他电光设备。如F-16飞机的APG-66脉冲多普勒雷达。该雷

达对地面或海面杂波背景中的目标的探测距离可达37～56千米。

指控系统 无特殊要求，直接应用载机上已有的设备，如F-16飞机上的中央计算机、Delco 火控计算机、存贮管理装置、瞄准具、平视显示器和惯性导航系统等。唯一改进是把1553数据总线延伸到导弹发射架上。并重编存贮管理装置的程序，以便选择发射前的指令，并馈送给导弹。“企鹅3”可采用多种不同的发射方式、飞行弹道和末端攻击方式，飞行员可根据实际情况进行选择。如向导弹输入导引头视场大小和形状的选择指令和记数逻辑指令。导弹能分辨真假或已着火的目标，攻击靠近岸边的目标，或放弃头几个目标攻击舰队中心的目标或更远的目标。为了减轻飞行员的操纵负担，一般在飞机起飞前就将大部分变量装入系统，只有目标位置和弹道分段点在发射前几秒钟输入导弹，飞行员只要按下存贮管理装置上相应的按钮，就会自动进行选择，并将结果显示在显示器上供飞行员检查。

导弹有以下三种基本发射方式：

一是雷达控制方式，在无干扰的条件下使用。飞行员利用机载雷达识别，选定目标并固定其雷达图象，然后在屏幕上确定弹道各分段点，并把各点的相应数据输入火控计算机进行计算、编程，然后输入导弹。此后，载机下降，利用地形掩护接近目标，同时火控系统根据载机位置的变化不断进行修正计算，并将其输入导弹取代原来输入的程序和指令。当载机接近海岸时就发射导弹，导弹按最后输入的程序和指令飞行，载机随即退出。

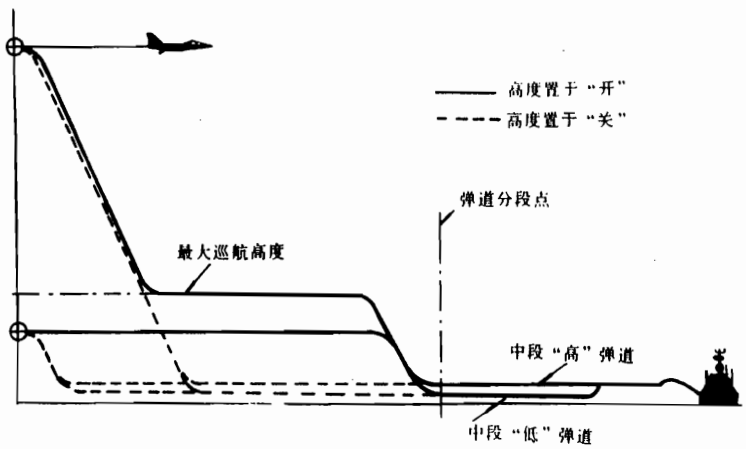
二是半人工方式。当雷达因电子干扰不能工作时，通过目视瞄准具和平视显示器来选定目标和发射导弹。瞄准具瞄准目标后，将瞄准线数据（航线角和高低角）存入火控系统的电子计算机，并使平视显示器上的导弹标志与目标重合。电子计算机利用存贮的瞄准线数据进行三角运算，计算出目标的距离，然后载机沿瞄准线飞行，当目标进入导弹射程之内时发射导弹。也可机动进入隐蔽航线，从目标的侧面或后面接近目标。在隐蔽飞行过程中，计算机也要根据载机位置的变化，不断向导弹输入新的数据。

第三种是完全人工方式发射，此时不通过火控计算机，飞行员操纵飞机成直线水平状态飞行，使十字标线对准目标，并发射导弹。

发射装置 在飞机两翼下现有的标准挂架上加装一适配器而成，导弹吊挂在适配器上。适配器内装有弹射器、连接导弹的接口、电源和加热器。

作战使用

“企鹅3”可在敌舰防空火力区外发射，发射高度从46米到接近对流层。载机发射导弹时的速度为 M＝0.5～0.96。导弹发射后，先向左或向右转，使航向对准预定的末段弹道起点，然后在高度表控制下下滑



“企鹅3”空对舰导弹的飞行弹道

至预定高度直线巡航飞行。当在陆地上空发射时，根据射前装定的指令，先下降至预定的海上巡航高度巡航，当飞至末段弹道起点时再降至掠海高度飞行（巡航高度和掠海高度都有两种，发射前由飞行员根据情况选择）。当导弹飞至某预定点时，导弹爬升到较高的掠海高度上，并接通导引头。导引头先以宽视场进行搜索，发现目标后，根据射前输入的指令决定取舍，确定目标后，转变为窄视场跟踪，向目标吃水线附近攻击。一架飞机可向一个目标实施齐射，也可由多架飞机从不同的方向实施饱和攻击。　　（董月娟）

ASM－1

ASM-1空对舰导弹挂在日本国产F-1飞机翼下

概　述

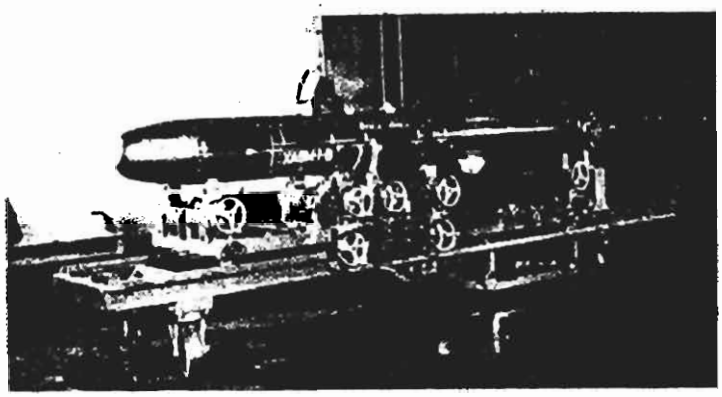
ASM-1（原名为“80式空对舰导弹”）是日本防卫厅航空自卫队与战术研究开发部主管，三菱重工业公司研制和生产的亚音速近程空对舰导弹，它是战后日本自行研制的第一个反舰导弹。1972年开始研制，1981年定型，1982年装备部队。1978年政府订货158枚，单价38.5万美元，1984年为43.8万美元。根据国际条约，日本不得向外国出售武器，所以该导弹仅装备日本航空自卫队，主要载机为F-1。

主要战术技术指标

作战目标	大、中型水面舰艇	弹径	350mm
射程	最大50km，通常25km	翼展	1.20m
巡航高度	15m	发射重量	610kg
巡航速度	M＝0.9	推进	一台固体火箭发动机
发射高度	762～3048m	制导和控制	惯性＋主动雷达末制导
弹长	4.00m	战斗部	半穿甲爆破型，重200kg，触发和近炸引信

导 弹

布局与结构 正常式气动布局，圆柱型弹体，卵形头部，弹体中部有四个X形配置的三角形弹翼，尾部有四个X形配置的控制舵面。整个导弹可分为四个独立的舱段。头部为制导舱，内装主动雷达导引头；其后为仪表舱，内有惯导系统、自动驾驶仪、无线电高度表和电池组；战斗部舱内有战斗部和引信；尾部发动机舱段内有一台固体火箭发动机，舵面驱动系统装在尾喷管周围。



ASM-1空对舰导弹在测试车上

动力装置 一台固体火箭发动机。在方案论证阶段，还对涡轮喷气发动机推进方案进行了论证。经过六个月的研究论证最后决定采用固体火箭发动机。因为固体火箭发动机研制周期短，而且完全可以达到军方提出50千米射程的要求。而小型涡轮喷气发动机研制周期长，不能按军方提出的时间交付使用。但小型涡轮喷气发动机的研制工作仍在积极进行，供以后使用。

制导与控制 航空电子设备公司的惯性制导系统，无线电公司的ANV-7调频连续波无线电高度表，三菱电子公司的单脉冲主动雷达导引头。采用电动舵面驱动系统。

战斗部 平头式半穿甲爆破型战斗部，重200千克，配有触发和近炸两种引信。

探测、发射和指控

目标探测 装备ASM-1空对舰导弹的F-1战斗机上装有一部日本三菱电子公司生产的J/AWG-12对空、对海多用雷达。它为ASM-1导弹搜索、跟踪目标。

火控系统 为了使F-1战斗机适于装备ASM-1导弹，对机上火控系统进行了改进。除机上原有英国费伦第公司生产的6 TNJ-F惯性导航系统和法国汤姆逊—CSF公司研制日本三菱电子公司生产的J/AWQ-11平视显示器外，还增加了三菱电子公司生产的攻击计算机。

发射装置 通过适配器悬挂在F-1战斗机两翼下的标准挂架上，发射时，首先将导弹投下，然后发动机点火。

作战使用

工作过程 首先由机载雷达探测目标，当目标进入雷达可跟踪距离之内就对目标进行跟踪，目标运动数据和载机的运动数据一起送入计算机进行弹道计算，驾驶员通过显示器适时决定发射导弹。导弹发射后，先下降到离海面15米高度上进行巡航飞行，飞至某预定点，导引头开机，一旦导引头发现了目标，根据预先装定的程序，导弹进一步下降至掠海高度飞向目标，或者离目标一定距离点时跃升，再俯冲攻击目标。

装备　1981年开始装备日本三泽空军基地的 F-1 战斗机，计划先购买 250 枚装备70架飞机，F-1 战斗机备两枚 ASM-1 时的作战半径为556千米。还打算装备 T-2 和 P-3C 飞机。计划生产 508 枚（包括研制时用的试验弹）。预计1991年停产。

发展与改进

1971年提出方案设想，1972年开始研制。1973年决定按航空自卫队的要求，以空对舰型为基本型开始工程研制。1976年由部件研制转入全系统研制。1977年12月进行了首次发射试验。1979年开始试生产，1980年定型生产。1981年达到初步作战能力。

在 ASM-1 开始研制时，三菱公司就计划在 ASM-1 导弹的基础上发展小型涡轮喷气发动机推进的中、程反舰导弹，并安排了一些先行项目的研制。目前以小型涡轮喷气发动机推进的 ASM-2 型空对舰导弹正在研制中。　　（盛德林）

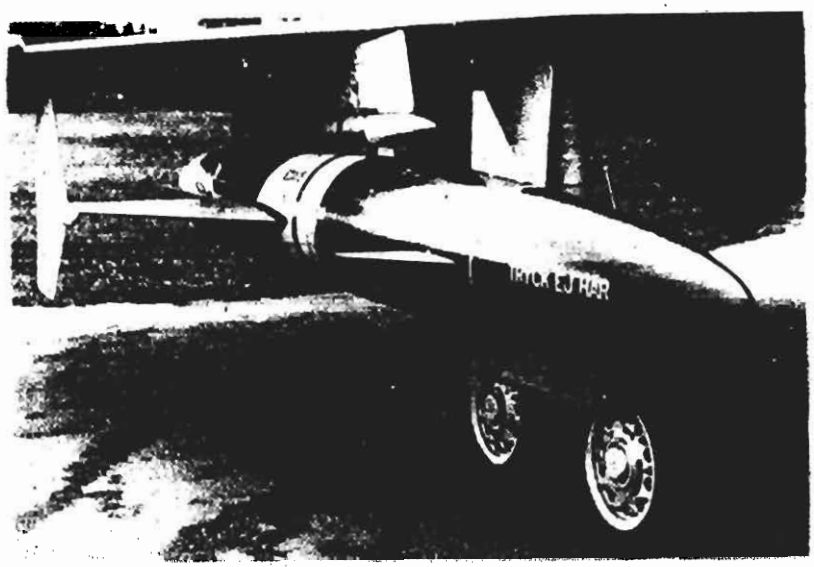
ASM—2

ASM-2 是日本防卫厅主管，三菱重工业公司正在研制的一种中、远程空对舰导弹。它是在 XSSM-1 岸导弹计划的基础上发展的，其结构基本上与 XSSM-1 相同，但采用了隐身技术和抗干扰能力强的新的主动雷达导引头，以满足九十年代的作战需要。隐身措施之一是在弹体上涂覆日本电化公司的铁氧体隐身涂料。

该弹1984年列入日本防卫厅的发展计划，预计1985—86年开始提供试验样弹，1990年前后定型，九十年代装备部队。

日本发展涡轮喷气发动机推进的隐身反舰导弹不仅使其海上作战能力得到加强，也为其发展远程战略巡航导弹准备了技术基础。　　（盛德林）

萨伯04 (SAAB 04)



“萨伯04E”挂在飞机翼下

概　述

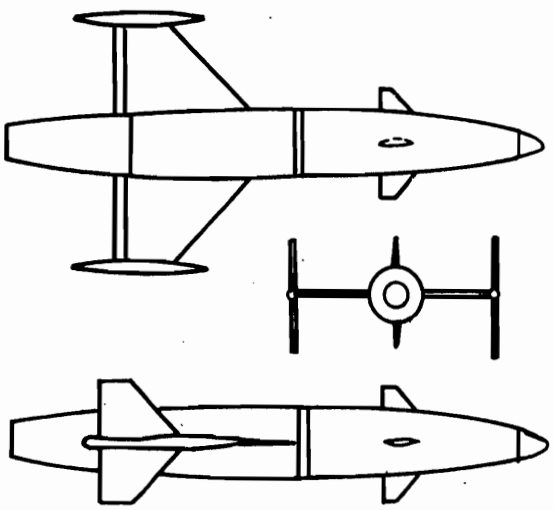
“萨伯04”最初是由瑞典国防部制导武器管理局（Robotavdelningen）研制，萨伯·斯堪尼亚公司航空部生产的一种近程飞航式空对舰导弹。空军编号为Rb-04。该弹经多次改进，发展成为包括Rb-04C、Rb-04D和Rb-04E的系列化导弹。Rb-04的前身Rb-304于1948年就在T 18B型轰炸机上开始进行飞行试验。实战装备的第一个型号是Rb-04C，1949年定型，1950年开始生产，1958年正式装备部队，至六十年代末共装备了瑞典第6、第7、第14和第17四个A 32A攻击机联队，1964年停产。Rb-04D 1971年生产装备部队，取代Rb-04C，载机为A 32A。Rb-04E 1968年开始研制，1973年大量生产，1978年停产，取代Rb-04D，载机主要是AJ37“雷电”全天候攻击机，现仍在服役。

主要战术技术指标

作战目标	各种水面舰艇	弹长	4.45m
射程		弹径	500mm
D型	最小6km；最大20km	翼展	1.97m
E型	最大32km	发射重量	
飞行速度	M=0.95	C、D型	600kg
巡航高度		E型	616kg
E型	中段超低空；末段掠海	发动机	一台固体火箭助推器、一台固体火箭主发动机
发射方式			
E型	扇面发射	制导	自动驾驶仪＋主动雷达导引
作战环境		战斗部	常规装药，爆破型，重300kg，触发和近炸引信
E型	全天候		

导　弹

布局与结构　Rb-04系列的各型导弹均采用鸭式气动布局，结构配置也基本相同。弹体断面为圆形，从弹体中部向前和向后逐渐收敛。头部为卵形，尾部呈圆台形。弹体前段中部有四个十字形配置的缺尖三角形控制舵。弹体中段装有一对三角形中单弹翼，弹翼后缘有副翼，弹翼外端装有缺尖三角形垂直稳定翼。整个导弹可分为前、中、后三个舱段。前舱内装有导引头、战斗部和自动驾驶仪；中舱内装有一台固体火箭主发动机；后舱内装有一台固体火箭助推器。



“萨伯04”导弹外形三面图

动力装置　各型导弹均采用两级固体火箭发动机推进，但各型的发动机不完全相同，主发动机均采用双基药推进剂。助推器的推进剂和装药形式可能有所不同。

制导与控制　各型导弹均采用自动驾驶仪加主动雷达末制导体制。最初的驾驶仪是萨伯·斯康尼亚公司自己研制的XA82型自动驾驶仪，其陀螺和伺服装置都是气动式的。C型和D型采用菲利普公司研制的主动雷达导引头，而E型采用联邦德国汤姆逊—CSF公司为“鸬鹚”导弹研制的RE 576型主被动双工态复合雷达导引头。该导引头先以被动式工作，如果敌舰雷达未开机，或突然关机，导

头由被动方式转为主动方式工作。

战斗部　各型均用一300千克的爆破型战斗部，触发和近炸两种引信。弹上有自毁机构，当未发现目标时，就自动炸毁。

探测、发射和指控

随着载机的不断更新，机载探测、发射和指控设备也不断换代，目前AJ37战斗机上装的是瑞典空军的第三代设备，它主要由PS-37A或PS-36A机载雷达、显示器和数据处理机等组成。PS-37A是一种多功能单脉冲雷达，在I/J波段工作。雷达使用水平稳定的卡塞格伦天线。为了提高抗干扰性能，该雷达还装有射频和视频信号处理装置。数据处理机是一以数字计算机为主体的设备，它根据雷达测得的目标数据和载机导航设备提供的载机数据计算导弹的飞行弹道和编制飞行程序。

作战使用

该系统工作时，首先由机上雷达探测目标，目标数据经处理后输入导弹。当目标进入导弹射程之内，就可发射导弹。导弹发射后，载机便可退出，导弹按预定的程序下降到巡航高度，巡航飞行。在巡航飞行阶段，由自动驾驶仪控制。当导弹进入导引头作用范围时，导引头开机，目标捕获后，导弹进一步降低飞行高度，并由导引头自动导向目标。

Rb-04E导弹的飞行弹道示意图

（刘　飞）

RBS－15F

RBS-15F空对舰导弹挂在瑞典多用途JAS作战飞机翼下

RBS-15F 是瑞典萨伯—博福斯公司研制的 RBS-15多用反舰导弹的空对舰型。1982年中期，当舰对舰型（基本型）研制快结束时，瑞典政府与萨伯—博福斯公司签订了 RBS-15F 空对舰导弹的研制合同。计划198(年装备部队。其主要战术技术指标为：

作战目标	大中型水面舰艇，单发使大中型舰艇失去战斗力，使小艇沉没	弹径	500m
		翼展	1.40
射程	有效70km；最大150km	发射重量	598 k
巡航速度	M＝0.8	发动机	一台 TRI60-2-077 型涡轮喷气发动机推力3698N
飞行高度	超低空巡航，末段掠海		
发射方式	±90°扇面发射	制导	惯性＋主动雷达导引
作战环境	可在高海情、高寒海域使用	战斗部	爆破型，触发和近炸引
弹长	3.35m		

RBS-15F 空对舰导弹武器系统主要由导弹、机载探测设备、机载火控系统和发射系统等组成。

RBS-15F 导弹与基本型 RBS-15基本上相同，但没有固体助推器，可能还采用了新研制的战斗部。

瑞典政府计划用 RBS-15F 装备正在研制的 JAS-39型作战飞机。该飞机将装备“格里彭”（Gripe 雷达、SDS-80计算机、显示器、电操纵系统和红外前视仪等设备。“格里彭”雷达是一种复合脉冲多普勒达，它采用了调频脉冲压缩技术，平面阵列式天线。执行海上作战任务时，用“格里彭”雷达探测目标，SDS-计算机计算导弹的飞行弹道和编制飞行控制程序。驾驶员通过电操纵系统可把数据和资料输入待发的导弹内并发射导弹。导弹发射后的飞行弹道与舰对舰型相同。 （盛德林）

狗窝 (Kennel) AS-1

挂在机上的 AS-1 导弹

概　述

AS-1 导弹是苏联最早发展的一种空对地（舰）导弹，原名“彗星”，美国给的代号为 AS-1，北约名“狗窝”。该弹是为对付美国以航空母舰为主的特遣舰队而设计的，用以攻击航行在海上、河流上或停泊港口内的大型舰船、金属结构的海岸设施、军事工业中心、铁路枢纽和大型桥梁等。

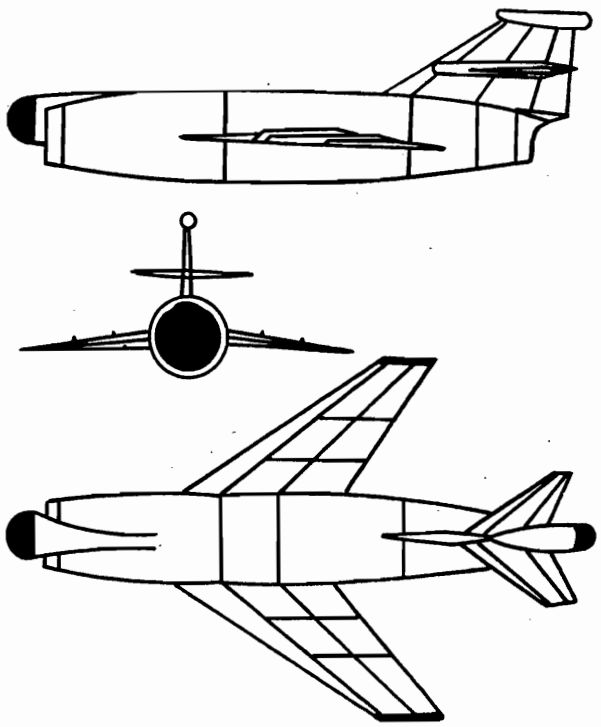
该弹约在五十年代初开始研制，1961年7月在列宁格勒海军展览会上首次展出，1963年开始在苏海军航兵部队服役，载机是图—16，每架携带两枚。该弹除装备苏海空军外，还出口给印尼和埃及，现已全部退役

主要战术技术指标

目标	大型水面舰船、金属结构的海岸设施，军事工业中心，铁路枢纽和大型桥梁	弹长	8.29m
射程	发射高度5000m时，射程为70km	弹径	1.20m
	发射高度8000m时，射程为90km	翼展	4.72m
发射时载机速度	400～700 km/h	发射重量	2760kg
发射方式	水平投弹	动力装置	一台涡轮喷气发动机
最大速度	M＝0.9	制导	波束＋末段半主动雷达
		战斗部	聚能爆破战斗部，重933kg，装药800kg

导　弹

布局与结构　弹体为飞机式结构，头部有一个半球形雷达天线罩，中部有一对后掠弹翼，每个翼上有两个翼刀，弹翼翼展为4.72米，展弦比为2.47，后掠角55°；水平尾翼翼展1.9米，垂直尾翼后掠角63°。



AS-1导弹三面图

弹上制导雷达有A、Б两个天线，A天线位于导弹尾部，用于波束制导，Б天线位于导弹头部，用于末制导。

动力装置　采用涡轮喷气发动机，重670千克，最大推力15.6千牛，涡轮最大转速14700转/分，连续工作时间不超过5分钟。燃料165千克，采用煤油或煤油和汽油混合燃料。

制导与控制　采用"程序加波束加末段半主动雷达"体制。其制导系统主要由程序机构、波束制导雷达、观测系统应答器、自动导引头、陀螺机构及升降舵、方向舵、副翼舵机和相应的驱动机构组成。

程序机构的功能是使导弹在自主飞行段按事先装定的程序，向舵机驱动机构发出程序指令，使导弹按程序飞行。

机载波束制导雷达（3厘米波束）在波束制导阶段始终保持对选定目标进行跟踪，形成雷达辐射器与目标间的连线为等强信号区轴线。导弹尾部的"A"天线接收雷达信号，当导弹偏离等强信号区轴线时，弹上控制系统就产生误差信号电压，控制舵面偏转，使导弹回到雷达等强信号区轴线上来。

观测系统应答器用于接收传递机载雷达偏差信号。自动导引头在末制导段利用Б天线接收载机雷达照射目标时反射回来的信号，捕捉并跟踪目标。

战斗部与引信　聚能爆破型战斗部，重933千克，其中高能装药800千克。

探测、发射和指控

AS-1导弹的探测、发射和指控设备主要由机载雷达、发射架及发控设备和导弹燃料供应系统（导弹在投放前由载机供应燃料）组成。

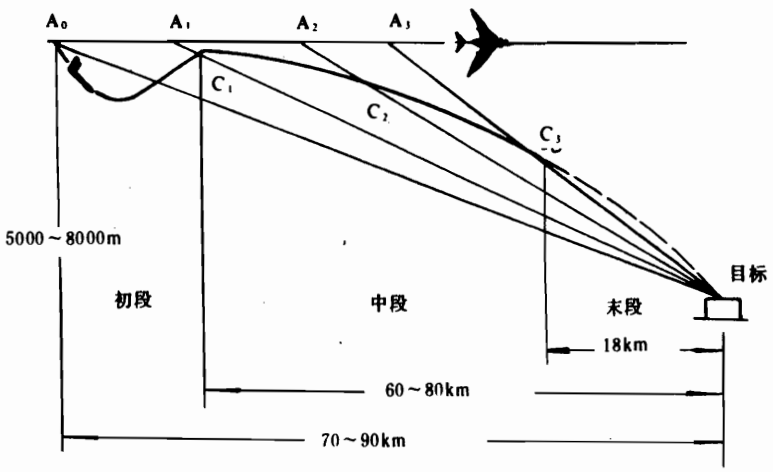
作 战 使 用

载机进入战区距离目标200～250千米时，机载雷达开机搜索目标，发控设备在机载雷达发现目标后对导弹进行检查，做好发射导弹的准备，向弹上供应燃料，启动弹上发动机。在涡轮喷气发动机达到一定转速时，且机载雷达已转入稳定自动跟踪状态时，在70～90千米处发射导弹。导弹发射后的制导分三个阶段：

自主飞行段 在发射后瞬间，因导弹飞行速度低，升力小，所以导弹下坠120～150米。经2～2.5秒弹上程序机构向舵驱动机构发出指令，使升降舵向上偏转9～9.5°，导弹逐渐爬高。随着速度的增加，升力逐渐增大，经41秒，导弹飞至C_1点，载机飞至A_1点时，导弹进入雷达波束。

波束制导段 导弹离目标60～80千米时进入波束，雷达开始对其进行波束制导。

寻的制导段 当导弹离目标约18千米时便转为半主动制导，此时，机载雷达不断照射目标，弹上雷达天线接收从目标反射回来的信号，导引导弹直接命中目标。



AS-1导弹制导阶段图 （吕玉华）

鲑鱼 (Kelt) AS-5

概 述

“鲑鱼”是苏联图—16G型轰炸机携带的一种中程空对面飞航式导弹，美国编号为AS-5，“鲑鱼”是北约命名。它有两种型号，一种采用主动雷达制导，主要用于反舰，但也可用来攻击雷达特征明显的地面目标；另一种采用被动雷达寻的制导，执行反雷达任务（见空对面导弹篇）。该弹由AS-1（狗窝）和“冥河”导弹改进而来，其气动布局与AS-1相近，而发动机、燃料供应系统、战斗部和主动雷达导引头等则与“冥河”导弹相近。该弹1966年装备苏军。到1977年，已生产1000多枚（包括反辐射型），并出口给埃及等国。在1973年的第四次中东战争中，埃及曾用该弹攻击以色列的军事目标，但由于速度低、弹道高、目标大，发射2枚中，有20枚在飞行途中就被以色列的防空系统击毁。现在逐步淘汰。

主要战术技术指标

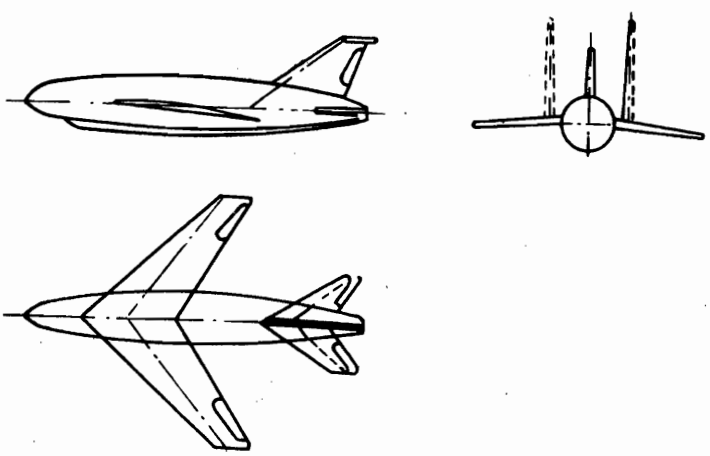
目标 水面各种舰船 射程 最大140～150 km 最小50kr

速度	M＝0.9	翼展	4.54m
发射时载机速度	700 ～ 850 km / h （在 10000 m 高度）	发射重量	4077kg
		动力装置	一台液体火箭发动机
命中概率	单发80%	制导方式	全程主动雷达寻的制导
弹长	8.647m	战斗部	穿甲和爆破型，重 840kg
弹径	1.00m		

挂在图—16飞机翼下的“鲑鱼”导弹

导　弹

布局与结构　飞机式结构，弹身呈雪茄形，头部有一个半球形整流罩。正常式布局，后掠弹翼按“一”字形配置在弹体的中部，尾部装有带方向舵的垂直安定面和带升降舵的水平安定面。为了贮存和运输方便，弹翼的外翼段设计成可折叠式。



“鲑鱼”导弹三面图

动力装置 采用一台液体火箭发动机，该发动机能产生两级推力，第一级推力为11895牛，使导弹加速到预定的巡航速度，第二级推力为6933牛，使导弹在巡航速度下达到预定的射程。

制导与控制 采用全程主动雷达寻的制导。主动雷达的峰值功率为70千瓦，天线为圆抛物面反射体，反射体在垂直和水平方向均可转动±8°，相当于波束扫描±16°，辐射器偏馈为5.4毫米，圆锥扫描，波束偏离中心线0.5°。接收机为超外差式，灵敏度92分贝/毫瓦，距离跟踪灵敏度为88分贝/毫瓦，带宽3.5兆赫。

自动驾驶仪由三自由度陀螺和正反馈装置及电源组成。导弹发射40秒后，主动雷达导引头输出端与自动驾驶仪接通，并给自动驾驶仪一个使弹轴与目标方位夹角成比例的控制电压，再由自动驾驶仪产生控制信号输入导弹的伺服机构，控制导弹稳定地飞向目标。正反馈装置用来实现末段所要求的导引规律。

战斗部与引信 有两种战斗部：聚能穿甲和爆破型，均重838千克，长1070毫米，外径860毫米，装药为24%黑索金、60% TNT、16%铝粉，在100%之外另加5%的卤腊。引信为电气机械引信。

探测、发射与指控

探测系统 AS-5导弹使用“鲁宾—1K”雷达搜索、识别和跟踪目标。该雷达装在图—16G载机机长的下方，采用卡塞格伦天线，方位波束宽度1.3°，垂直波束为余割平方，工作在2厘米波段，发射机功率为7千瓦，最大探测距离为350千米。

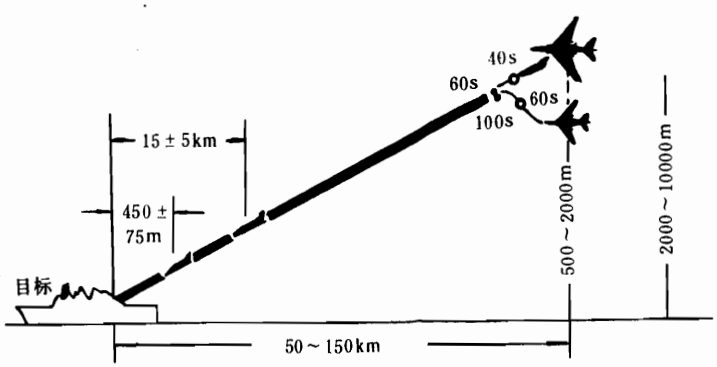
发射装置 使用梁式挂架，该挂架装在距飞机对称轴7850毫米的机翼下，其上装有起吊、悬挂和控制发射导弹所需的附件和机构。

指控系统 由导弹发控系统和检查记录仪组成。发控系统控制导弹的发射准备、发射和应急投放等，由射前检查台、领航员面板、驾驶员面板、信号面板和一些配电盘组成。检查记录仪用来检查记录各种信号参数。

作战使用

每架图—16G飞机携带两枚“鲑鱼”导弹，在离目标280－350千米时，机载“鲁宾－1K”雷达开机搜索识别目标。当信杂比$E_S/EN \geq 1$时，领航员将导引头转到自导引位置，并将目标坐标输入导引头，使其天线指向选定的目标，其距离跟踪系统自动调整到目标位置上锁定目标，然后发射导弹。导弹发射后载机可立即退出。

导弹离机后1.5秒钟，发动机点火进入第一级推力工作状态，导弹自控飞行。离机40秒钟后导引头输出与自动驾驶仪接通，导弹开始自动导引飞行，发动机转入第二级推力工作状态。在500～2000米高度发射导弹时，发动机第一级推力工作时间可适当延长。离目标15±5千米时，接通正反馈装置，实现末段导引规律。



“鲑鱼”导弹的飞行弹道

导弹离目标15千米时，天线高低角锁定在零位，即反射体相对于扫描中心轴下倾36′，相当于波束下俯1°12′。离目标7.5千米时，接收机高频端加一衰减器，以防信号过强烧坏晶体管。离目标450米时，雷达导引头停止控制。若在飞行中丢失目标，导引头就在距离上转换成26微秒波门搜索，在方位上转换成自动搜索。

（孙桂风）

直升机空对舰导弹

(Helicopter Air-to-Ship Missile)

挂在“卡－20”直升机上的“直升机空对舰导弹”

概　况

“直升机空对舰导弹”是苏军装备舰载卡—20（北约组织命名为“竖琴”）反潜直升机的小型导弹。该直升机样机于1961年7月在苏联航空节首次出现，飞机座舱两侧各携带一枚导弹，当时是模型弹。1966年后，对定型生产的反潜直升机改称为卡—25（北约组织命名为“激素”）。据1977－1985年的《詹氏世界飞机年鉴》报道：苏军可能在卡—25直升机上装备了新研制的发射后不管的空对面导弹。但资料不详。样弹的技术指标如下：

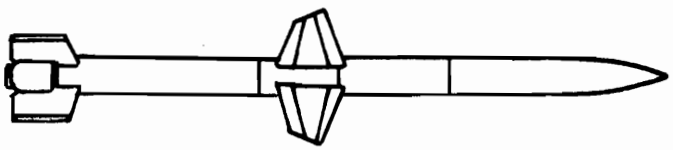
弹长	2.44m	翼展	910mm
弹径	300mm	动力装置	一台固体火箭发动机

（黄玉辉）

爱吐斯(Airtos)

“爱吐斯”是意大利海军发展的一种近程、全天候战术空对舰导弹，用以攻击高速行进的目标，例如机动性能强的、航速高达165千米/小时的水翼艇和气垫船等。该弹由“海上凶手Ⅰ”改进而成，由锡斯泰尔公司

于1969年开始研制，1974年仍在研制，以后未见报道。



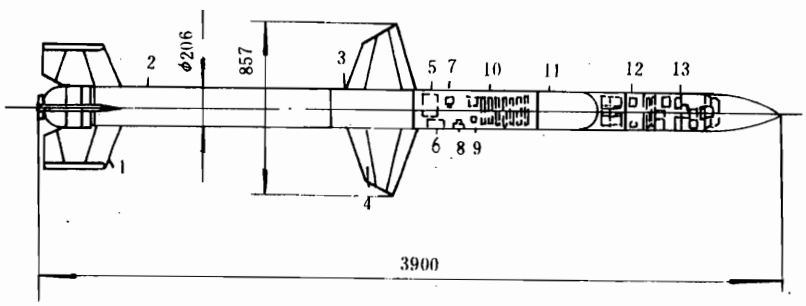
“爱吐斯”导弹的线条图

主要战术技术指标

目标	导弹快艇、水翼船、气垫船、护卫舰、水上飞机	弹径	206mm
		翼展	857mm
射程	最大11km，最小3km	发射重量	191kg
巡航高度	10m	发动机	固体火箭发动机，推力19.6kN
巡航速度	M＝1.9	制导方式	主动雷达导引头和无线电高度表
发射高度	500m	战斗部	高能破片型，重35kg；触发和近炸引信
弹长	3.9m		

导　弹

布局与结构　“爱吐斯”导弹的外形和尺寸与“海上凶手Ⅰ”相似。尖头，弹体为圆柱形轻型铝合金结构，中部有四个X形配置的活动弹翼，与雷达高度表一起控制导弹的飞行，四个X形配置的尾翼起辅助稳定作用。



“爱吐斯”导弹的结构图

1．舵　2．发动机　3．电池　4．辅助尾翼　5．雷达高度表　6．热电池组　7．雷达高度表接收天线　8．程序装置　9．自由陀螺　10．电子舱　11．炸药　12．雷达高度表发射天线　13．自动导引头

动力装置　一台固体火箭发动机，采用双基固体推进剂，推力为19.6千牛，燃烧时间为5秒。

制导与控制　采用主动雷达导引头辅以无线电高度表制导。主动雷达导引头按比例导航规律控制导弹的航向，雷达高度表控制导弹的飞行高度。导引头为汤姆逊—CSF公司制造的主动单脉冲雷达，探测距离为3～千米，当降雨量为4毫米/小时，探测距离为8千米，导引头的天线孔径角为30°，具有较高的抗海浪和雨波能力。

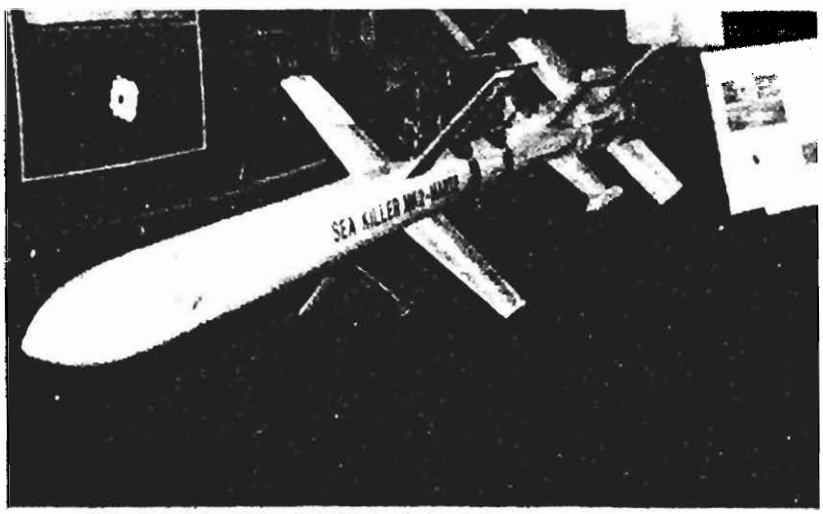
战斗部与引信　战斗部为破片聚能杀伤型，重35千克，采用触发或近炸引信。战斗部的设计考虑到它能

毁发射架上的舰对舰导弹。

作战使用

“爱吐斯”导弹发射前，由母机上的搜索雷达探测目标，在捕捉到目标后，飞机机动接近目标，在离目标7～11千米处，弹上主动雷达锁定目标，并向操作员发出信号，操作员确定目标在导弹射程之内，便在500米高度发射导弹。导弹发射后，按预定程序自动下降到10米高度，并由无线电高度表控制保持这个高度，在主动雷达导引下飞向目标，距目标一定距离时（通常需飞行4秒的距离），导弹再次降至2～5米，直至命中目标　　（高惠英）

火星Ⅰ (Marte Ⅰ)



SH-3D直升飞机上的“火星Ⅰ”导弹

概　述

“火星Ⅰ”系统是锡斯泰尔公司为意大利海军研制的一种从直升机上发射的全天候掠海飞行反舰导弹系统，用以摧毁或重创中小型海上舰艇。它是由“海上凶手Ⅰ”导弹稍加改进发展起来的。1967年，意大利海军为了增强岸基和舰基直升飞机的攻击能力，使其作为面攻击和反潜战的补充，提出在直升机上装备反舰导弹的计划。1969年选定锡斯泰尔公司为主承包商，负责该导弹系统的研制工作，与其合作的阿古斯特公司制造直升飞机，海空信号公司（SMA）生产MM/APQ-706雷达。开始采用“海上凶手Ⅰ”导弹的“火星”系统，射程为10千米，战斗部35千克，于1973年4月从阿古斯特公司的AB-204直升飞机上首次进行了试射，接着又用“海上凶手Ⅱ”导弹加以改进，发展了“火星Ⅰ”导弹系统。该型号于1977年底向意海军提供第一枚样弹，1978年开始小批量生产，1979年开始装备阿古斯特/西科斯基公司的SH-3D直升机和阿古斯特公司的AB-212、AB-412轻型直升机。“火星Ⅰ”系统导弹，1984年的单价为27.8万美元。一架SH-3D直升机能携带两枚导弹，而AB-212，AB-412直升机只能携带一枚导弹。

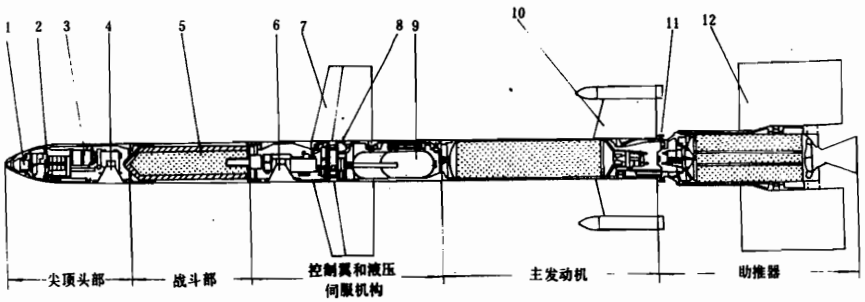
主要战术技术指标

目标	大到护卫舰一类的中小型海上舰艇	射程	最大20km，最小6km

巡航高度	末段3～5m掠海飞行	翼展	999mm
巡航速度	250m/s	发射重量	300kg
发射方式	150m高度，机上投放	发动机	一台固体助推发动机，一台固体主发动机
抗干扰能力	APQ-706雷达抗海杂波和电子干扰	制导方式	雷达或光学指令瞄准线和无线电高度表
		战斗部	高能半穿甲破片型，重70kg；触发和近炸引信
弹长	4.70m		
弹径	.206mm		

导　弹

布局与结构　“火星Ⅰ”导弹系统使用的是“海上凶手Ⅰ”导弹，制导系统作了必要的改进。该导弹为圆柱形轻合金结构，安装在弹体中部重心处的可动弹翼与尾部及助推器上的稳定翼都成X形配置。导弹分四个主要舱段及一串联助推器。头部呈锥形的制导舱段，里面装有滚动陀螺、电子设备、电池组和无线电高度表发射机；战斗部舱段装有战斗部和引信；飞行控制舱段装有无线电高度表接收机、控制翼、蓄油器和伺服机构；主发动机舱段装有一台固体火箭发动机和稳定翼；最后面是串联的固体火箭助推器，它由一台固体火箭发动机、助推器分离装置和稳定翼组成。



“火星Ⅰ”系统的“海上凶手Ⅰ”型导弹结构图

1．滚动陀螺　2．电子设备　3．电池　4．无线电高度表发射机　5．战斗部　6．无线电高度表接收机　7．控制翼　8．伺服机构　9．蓄油器　10．稳定翼　11．助推器分离系统　12．助推器稳定翼

动力装置　“火星Ⅰ”系统的导弹，由两级固体火箭发动机推进，即由一台固体主发动机和一台固体助推发动机串联而成。它们都由（法国）欧洲动力装置制造公司（SEP）制造。SEP 299固体助推发动机使用的是双基固体推进剂，工作时间为1.6秒，海平面推力为43.65千牛，在前500米的飞行中，产生15g以上的加速度，助推发动机长1.076米，直径250毫米，重约57.5千克；SEP300主发动机采用复合药固体推进剂，工作时间为73秒，海平面推力为992.5牛，在整个工作过程中使导弹达到平均约250米/秒的速度。主发动机长1.10米，直径206毫米，重约52.5千克。助推器装药烧完后通过爆炸带进行分离，这时主发动机点火工作。

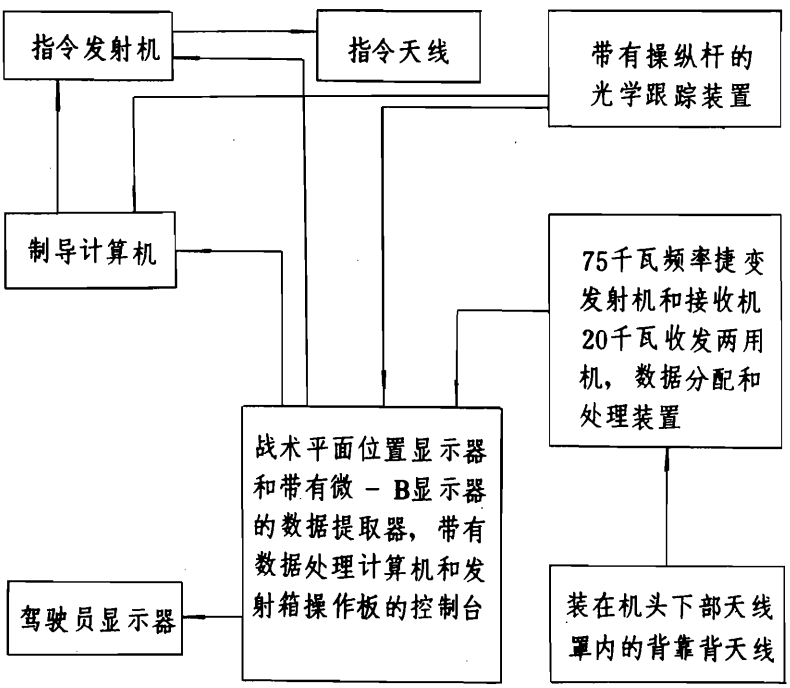
制导与控制　“火星Ⅰ”系统的制导与控制由机上的雷达或光学瞄准加无线电指令和弹上的滚动陀螺、无线电高度表、可动的控制翼及其伺服机构执行。采用两种制导方式，即雷达制导和光学制导。在雷达制导方式中，水平面和垂直面内的制导是独立进行的。垂直面内制导采用弹上的连续波无线电高度表，该高度表保持导弹在海浪波峰上一定的高度——3、4和5米，根据当时的海情和目标的大小而定，也可以在导弹飞行中进行选择。在水平面内，制导是通过指令瞄准方法，把机上雷达探测出的误差信号经及时处理后传送到弹上的伺服机构，由其控制翼面转动，使导弹重新回到雷达对目标的瞄准线上。当采用光学制导方式时，对目标和导弹都用光学瞄准具跟踪，通过操作员的操纵杆和无线电通讯线路发射机，把校正导弹对准目标瞄准线的指令传送到导弹。导弹在垂直面内的高度仍由无线电高度表控制。

战斗部与引信　导弹装有一个高能半穿甲破片型战斗部，重70千克，药重25千克，由触发或近炸引信引爆。在近炸引信中，采用一个与无线电高度表相连接的近炸传感器。当导弹从目标上面飞过时，靠无线电高度表向传感器提供必要的信号，使引信起爆。

探测、发射与指控

目标探测　直升机上采用海空信号公司（SMA）制造的先进的MM/APQ-706雷达，它用于面搜索、目标跟踪及直升机的导航。该雷达主要包括75千瓦的频率捷变发射机和接收机、20千瓦的收发两用机、数据分配和处理装置、战术平面位置显示器和具有微—B型显示器的数据提取器以及一对背靠背安装的抛物面天线。该雷达能同敌我识别系统结合，并在强烈的海杂波和电子干扰环境中，具有高的精度和分辨能力，确保对目标的探测和跟踪。战术平面位置显示器可以提供真实的和相对飞机运动的目标图形显示。雷达的搜索距离为50千米，捕获距离为23千米。

指控系统　“火星Ⅰ”的指控系统包括：导弹控制台、制导计算机、基准和指令发射机及其天线、光学瞄准具和光学制导操纵杆、驾驶员显示器等。它们之间建立了必要的连接并把发射平台、探测装置和导弹结合起来。导弹控制台是战术平面位置显示器控制台的一部分，它包括发射操作仪表板、同步计时装置、发射计算机和电源等。上述设备主要用于监控导弹发射前的状态和执行雷达或光学系统的操作；把雷达接收到的数据加工成制导信号；向飞行中的导弹传送制导和指令信号，以控制导弹的航向、降低高度、解除引信保险、进行导弹自毁等。光学瞄准具及其操纵杆用于晴天或雷达制导受到干扰时的目标跟踪和导弹制导。驾驶员显示器用于在接近发射时选择最佳的航线。



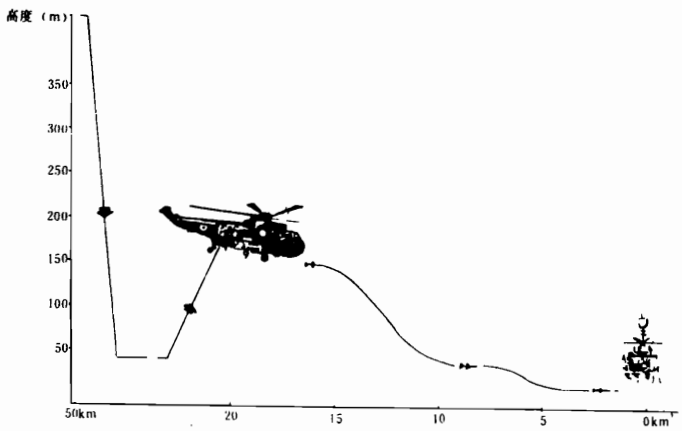
“火星Ⅰ”系统的指令控制方块图

作战使用

系统组成　“火星Ⅰ”武器系统包括SH-3D直升机（或其它直升机）发射平台、机载雷达、制导指控

系统、声纳设备、电子战设备和“海上凶手Ⅰ”导弹等。SH-3D直升机能携带两枚“海上凶手Ⅰ”导弹，最大巡航速度为222千米/小时，在以185千米/小时的速度巡航时，其最大航程为740千米，续航时间为4小时。该直升机能在很大范围内进行搜索和执行面攻击及反潜战任务。上述设备用于探测、捕获和跟踪目标，执行发射前和发射时的操作，以及导弹发射后的制导。由意大利电子公司制造的先进的电子战设备，用于保护飞机和导弹。上述一些设备连同导弹共重1320千克，其中两枚“海上凶手Ⅱ”导弹重600千克，制导和发射装置重60千克，雷达（包括天线和天线罩）重158千克，电缆重180千克，电子战设备重300千克，光学跟踪系统重22千克。两枚导弹可以单射或齐射，能够摧毁或重创包括护卫舰在内的中小型水面舰艇。

工作过程 在执行战斗任务时，载机飞到指定的战区，MM/APQ-706雷达开机，搜索和捕获目标，在几秒钟的暴露时间内，即可对目标进行定位。这时直升机关掉雷达，降低飞行高度，尽可能地避开敌方的雷达搜索，采用推测定位或对着截击雷达方向采用被动寻的方法，朝着目标飞行。在稍大于导弹射程的估算距离上，直升机再次跃升到发射高度（120～150米）捕获住目标，并发射导弹。导弹发射后略超过一分钟的时间就到达目标。直升机发射了第一枚导弹后，不需再朝目标飞行，可以在空中悬停，或改变航向和高度，但不能超过导弹的最大射程。导弹投放后，先进行惯性无控飞行，一秒钟后助推器启动，工作1.6秒与弹体分离，这时主发动机自动点火工作，导弹进入飞行制导段，分别按照垂直面和水平面基准进行制导，直至命中目标。



“火星Ⅰ”系统的作战过程图

系统特点 该导弹系统具有结构紧凑、设备重量轻和使用、维护简单的特点，所采用的APQ-706雷达，在限定的重量和尺寸下满足功率要求，先进的技术使其具有高的分辨能力和抗干扰性能，加上备用的光学瞄准无线电指令发射和制导系统，保证了该武器系统有较高的命中率。同中远程导弹相比，它又具有成本低的优点，可以用它对付那些不值得使用远程导弹的目标。另外，系统设备的零部件大多设计成或采用通用的标准件，便于拆卸和安装，给贮存和运输带来方便。

发展与改进

1967年，意大利的五家厂商组建了导弹研制公司——锡斯泰尔公司，便立即开展了“海上凶手”系列舰对舰导弹的发展工作。1969年该公司又根据海军的要求开始研制直升机载“火星”导弹系统，以装备SH-3D和轻型的AB-212，AB-412直升飞机。开始以“海上凶手Ⅰ”导弹为基础研制了“火星”系统，接着又用“海上凶手Ⅰ”导弹，发展成“火星Ⅰ”导弹系统。1982年，奥托·梅拉腊公司接替了锡斯泰尔公司的“海上凶手”发展计划，该公司大胆地改进了“海上凶手Ⅰ”的制导系统，采用“奥托马特”反舰导弹的主动雷达导引头取代了原“海上凶手Ⅰ”上的指令制导系统，取名“火星Ⅱ”导弹系统，从而成为载机发射后即可机动的自主制导系统。现在，该系统正在进行一系列作战鉴定试验，以期在1985年末接受海军的订货，1986年装备意海军

直升飞机。

“火星”导弹系统毕竟由于总体性能落后而未能销售国外。梅拉腊公司正在发展超音速的高性能“奥托马赫2”导弹，以便在国际反舰导弹市场上进行竞争。　　（徐海江）

火星Ⅱ (Marte Ⅱ)

装在意大利海军直升飞机上的“火星Ⅰ”导弹

概　述

“火星Ⅱ”导弹系统实质上与“火星Ⅰ”导弹系统相同，只不过用“奥托马特”反舰导弹上的主动雷达导引头取代了“火星Ⅰ”导弹系统中使用的指令制导系统。1982年，奥托·梅拉腊公司接替了锡斯泰尔公司“海上凶手Ⅰ”导弹的发展计划，取得生产和销售该种导弹的权利，奥托·梅拉腊公司为了提高导弹的性能和在世界战术导弹市场上取得竞争能力，对“海上凶手Ⅰ”进行了大胆改进，并重新命名为“火星Ⅰ”导弹。“火星Ⅰ”导弹系统于1982年开始试验，1984年3月23日在意大利撒丁岛的萨尔托迪基拉导弹靶场进行了一次成功的飞行试验，导弹命中了19千米处意大利海军的一艘旧的拖网渔船。现在仍在进行一系列发射试验，以便在1985年末向意大利海军提供订货，预计第一批将提供50枚导弹。

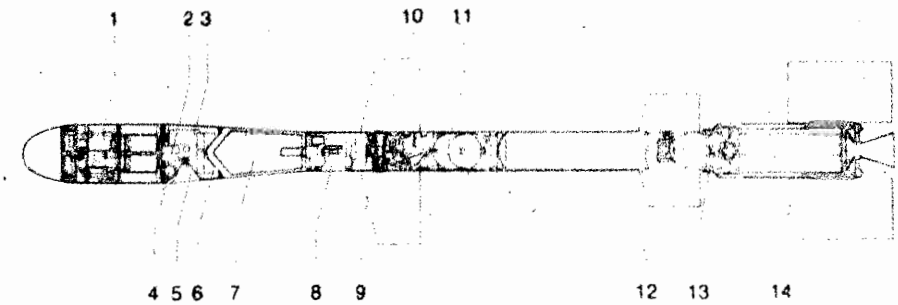
主要战术技术指标

目标	中、小型水面舰艇	发射重量	330kg
射程	大于20km	发动机	两级固体串联，一台固体助推发动机，一台固体主发动机
巡航高度	末段3～5m掠海飞行		
巡航速度	250m/s	制导方式	中段自动驾驶仪和无线电高度表；末段主动雷达
发射方式	150m高度飞机投放		
弹长	4.48m	战斗部	高能半穿甲破片型，重70kg；触发和近炸引信
弹径	316mm		
翼展	980mm		

导　弹

布局与结构　“火星Ⅰ”导弹的外形和布局同“海上凶手Ⅰ”基本相同，只是导弹的头部由原来的锥形改为卵形，头部制导舱段装上了SMA-SM-1伪单脉冲主动雷达导引头和陀螺驾驶仪。

动力装置　与“海上凶手Ⅰ”导弹具有完全相同的动力装置。一台是SEP 299固体推进剂助推器，一台



“火星Ⅱ”导弹的结构配置

1．主动雷达导引头 2．滚动陀螺 3．制导电子设备 4．电池组 5．无线电高度表发射机 6．电源 7．战斗部 8．无线电高度表接收机 9．控制翼 10．翼伺服机构 11．蓄油器 12．稳定尾翼 13．助推器分离装置 14．助推器上的翼

是SEP 300固体推进剂主发动机（参阅“火星Ⅰ”导弹系统）。

制导与控制 “火星Ⅱ”导弹的制导与控制包括陀螺驾驶仪、无线电高度表、伪单脉冲主动雷达、飞行控制翼及其伺服机构等。导弹初始惯性飞行段由陀螺仪控制，它按照发射前系统数据处理机预定的方向指向目标。在巡航段，垂直面内由无线电高度表控制，它使导弹按预定的下降路线降到最后的巡航高度；水平面制导由陀螺驾驶仪执行。末段由导引头控制。飞行控制是由液压伺服机构操纵弹体重心处的四个可动控制翼面实现的。

探测、发射与指控

探测与跟踪 直升机执行任务时，由机上的MM/APQ-706雷达进行水面目标搜索、捕获和跟踪以及反潜战监视。该雷达包括一对背靠背安装的抛物面天线、高功率和低功率输出的发射机和接收机、战术平面位置显示器、数据分配和处理装置、微-B型显示器等。通过这些设备可以确定目标的方位、距离，显示真实和运动的图象，识别敌我，选择电子对抗措施及进行数据处理。雷达的搜索距离为50千米，捕获距离为23千米。

指控系统 主要包括导弹发射盒、驾驶员显示器和系统数据处理机等。这些装置同机上的搜索雷达、陀螺、高度表及多普勒导航仪相连接。导弹发射盒包括发射操作板、同步计时装置、发射计算机和电源等。APQ-706搜索雷达捕获的目标方位、距离数据以及直升机的速度、高度数据输入指控系统。经系统数据处理机处理，并通过显示器显示和发射计算机进行发射计算。最后确定攻击方式（单射或齐射），发射指令。

作战使用

系统组成 “火星Ⅱ”导弹系统包括SH-3D直升机（或其它直升机）、机载雷达、发射指控系统、“火星Ⅱ”导弹和电子战设备等。SH-3D直升机能携带两枚“火星Ⅱ”导弹，最大巡航速度为222千米/小时，巡航速度为185千米/小时时的最大航程740千米，续航时间为4小时。该直升机能在很大的范围内进行搜索和执行面攻击及反潜战任务。由意大利电子公司制造的电子战设备，比较先进，用于保护飞机和导弹。

工作过程 发射前由MM/APQ-706雷达对目标进行搜索，一旦发现目标，就进行边搜索、边跟踪，并将获得的目标数据和直升机的数据输入指控系统进行处理和发射计算，如果显示的目标在导弹射程之内，由操作员按下发射按钮，导弹便按自动程序发射。导弹投放后一秒钟，助推发动机点火，工作结束后与弹体分离，主发动机自动点火工作，导弹进入巡航段飞行，弹上中段制导开始。导弹约经20秒下降到预定的3～5米的掠海高度，并由连续波无线电高度表保持这个高度。水平面由陀螺驾驶仪控制导弹保持最佳弹道，这段约14千米。当导引头捕获到目标并进行跟踪时，陀螺驾驶仪自控停止，主动雷达导引头开始末制导，控制导弹飞行直至命中目标。

发展与改进

“火星Ⅱ”导弹系统是在“火星Ⅰ”系统的基础上发展起来的，1984年3月成功地进行了一次全制导飞行试验，预计1986年开始生产，装备意大利海军航空兵的直升飞机。尽管采用了主动雷达导引头，使“火星Ⅰ”有一定的先进性，但毕竟由于总的性能较差，加上其它性能更好的反舰导弹的竞争，使“火星Ⅰ”系统很难挤入国际市场，所以奥托·梅拉腊公司正在发展超音速的高性能“奥托马赫2”反舰导弹。　　（徐海江）

迦伯列ⅢA/S(Gabriel ⅢA/S)

“迦伯列Ⅲ”空对舰导弹从以色列“鬼怪Ⅰ”飞机翼下发射

概　述

“迦伯列Ⅲ”空对舰型是以色列飞机工业公司直接从舰上发射的“迦伯列Ⅲ”导弹改进而来的，1978年开始研制，经历了两个发展阶段，第一阶段是直接将舰对舰型“迦伯列Ⅲ”挂机（仅气动控制面稍作了些改进），第二阶段进一步将发动机和助推器换成一台较大较先进的发动机，使射程有了较大的增大。该弹1983年定型，1984年开始批生产，可以装备各种类型的飞机。

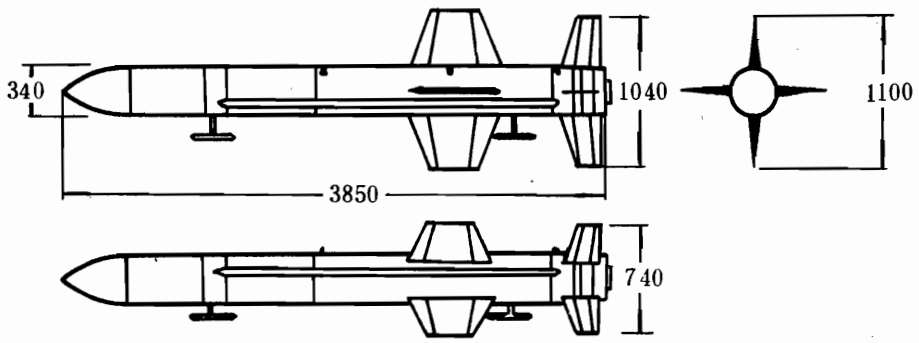
主要战术技术指标

目标	从100t级的快艇到4000t级的驱逐舰	弹径	340mm
射程	>60km	翼展	1.10m
巡航高度	20m（末段1.5m、2.5m和4m）	尾翼展	1.04m
巡航速度	M=0.73	发射重量	600kg
发射高度	90～9000m	发动机	一台固体火箭发动机
发射方式	±30°扇面发射	制导	中段惯性或惯性加指令修正；末段主动雷达导引头
作战环境	全天候		
弹长	3.85m	战斗部	半穿甲爆破型，重150kg

导　弹

布局与结构　外形与“迦伯列Ⅲ”一样，圆柱形弹体，卵形头部，锥柱形尾部。弹体中后部和尾部分别有四个X形配置的梯形弹翼和舵面，各翼断面均为改进菱形。弹体两侧各有一侧鳍，内装导线。左侧下方，有两个前后配置的外伸偶极天线。全弹由头部、电源、战斗部、发动机和制导设备五个舱段组成。头部主要包括天线罩、导引头及其电子设备和指令收发机；电源舱内装有电池组和惯导系统；战斗部舱内装有战斗部和引信，外

面有一外伸的高度表发射天线；发动机舱内装一固体火箭发动机，外面有四个弹翼和一个外伸的高度表接收天线；制导设备舱内长喷管周围有模拟计算机、无线电高度表、机电式伺服机构，外部装有四个控制舵面。



“迦伯列Ⅱ”空对舰导弹的外形和结构配置

动力装置 一台长喷管固体火箭发动机。

制导与控制 主要由惯导系统、指令接收机、数据处理计算机、雷达高度表、主动雷达导引头、伺服机构等组成。

双轴主动雷达导引头由天线、发射机、接收机、万向支架、电子设备和电路等组成。工作在Ⅰ波段。电子设备主要包括一台数字计算机和各种电子线路，计算机负责数据处理和控制。

中段指令修正用的收发机由天线、接收机、发射机和双向线路组成。

惯性系统由二自由度陀螺仪、辅助电子设备和电源等组成。高度表是脉冲调制连续波测高雷达。

导弹尾部有一台模拟计算机，主要用于高度和自动驾驶方面的计算。伺服系统为机电式。它根据控制指令操纵控制舵。

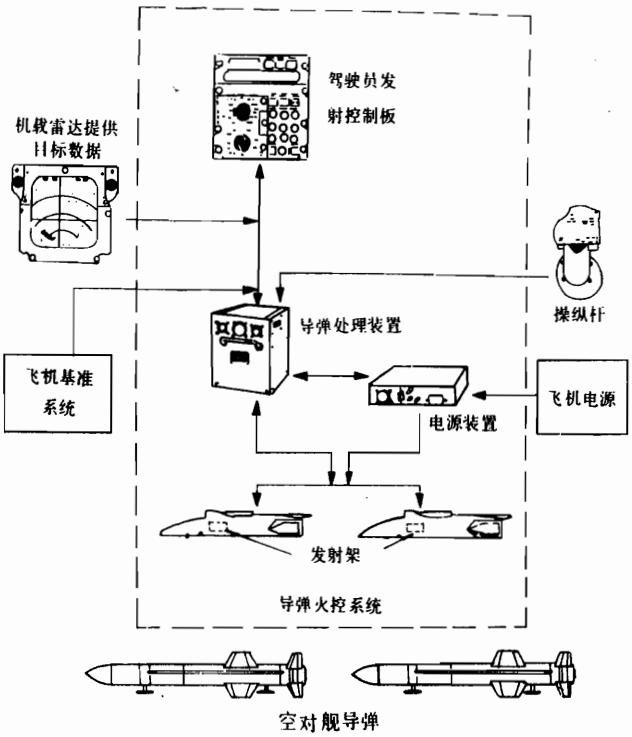
战斗部和引信 半穿甲爆破型，重150千克，装药70千克。倾斜60度撞击目标时能穿透12.7毫米厚的钢板（相当于驱逐舰的横梁）。只有触发延时引信。

探测、发射和指控

目标探测 机载雷达或其他飞机和舰船提供。

发控系统 主要由发射控制面板，数据处理机和电源等组成。它可以雷达测距测方位发射、人工定距定方位发射和唯方位发射三种发射方式发射导弹。雷达测距测方位发射由机载雷达测定目标的距离和方位，然后经处理机处理后输入导弹，当目标进入导弹射程之内便发射导弹。人工定距定方位发射是将载机导航位置显示器上标定的目标位置或外部（如海上巡逻机或巡逻舰）提供的目标位置以及载机导航系统给出的载机实时位置数据送入处理机，连续计算飞机和目标的相对距离和方位，并通过发控面板输入导弹，当相对距离小于导弹最大射程时，就发射导弹。唯方位发射是指确知目标的方位，但不知飞机与目标的相对距离；由驾驶员按近（20千米）、中（20～40千米）和远（大于40千米）估计飞机和目标的相对距离，并将这种估计的距离数据和确知的目标方位数据一起送入处理机处理并输入导弹。由于估计的距离不准确，所以一般在距离为20千米时才发射导弹。上述三种发射控制方式是属于“发射后不管”作战方式。对于发射后修正制导，载机或制导飞机不仅发射前要观察（用雷达）目标，发射后还必须对目标和导弹进行跟踪，发射修正指令。为此，载机上还装有指令收发机，编码器和天线等。导弹发射后机上雷达一面跟踪目标，一面跟踪导弹，机上系统不断地计算导弹与目标的相对位置，并向导弹发送修正指令，修正弹上惯性导航系统使导弹航向指向目标。

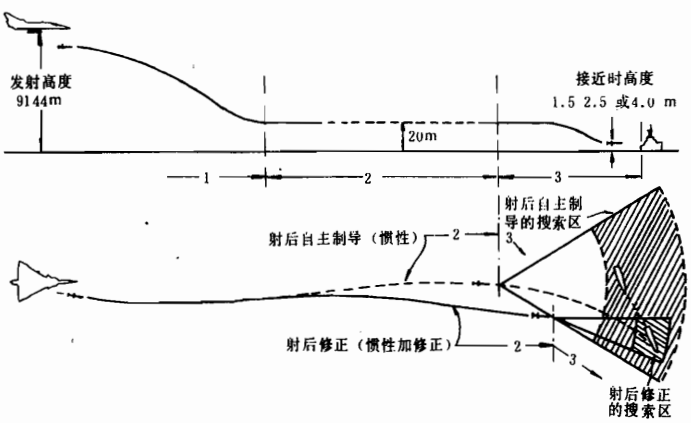
发射装置 机载发射架由挂钩间距为762毫米的标准飞机挂架和适配器组成。适配器主要功能是变换挂钩间的距离，以便于吊挂导弹，安装电子线路的接口和延伸弹射发射腿。



“迦伯列”空对舰导弹的典型机载系统

作 战 使 用

使用时，先由目标探测系统测定目标的方位和距离，然后由发射控制系统指挥发射。导弹发射后先在高度表控制下，下降至巡航高度巡航飞行。在巡航阶段由惯性系统控制航向，高度表控制导弹稳定在20米的高度上



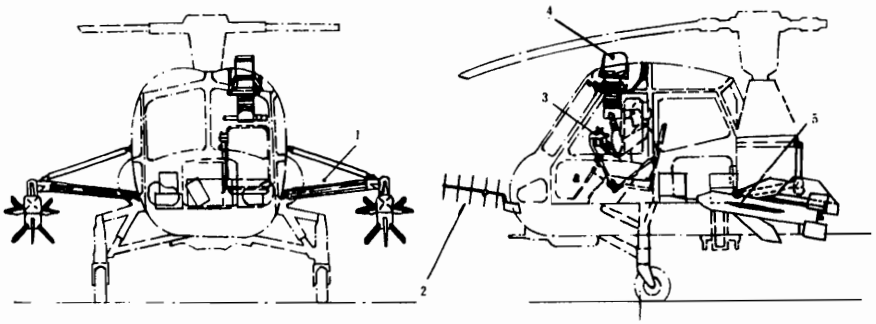
“迦伯列Ⅲ”空对舰导弹的飞行弹道图

1．初始段（发射和下降）　2．巡航段　3．导引头搜索、捕获和跟踪导引段

飞行。当采用修正制导时，制导飞机在导弹巡航阶段要同时跟踪目标和导弹，并根据目标和导弹的实时位置发送修正指令，修正导弹的航向。当导弹飞至离目标约为12千米距离时（修正制导时，这个距离小得多），导引头开机，捕获目标后，导弹进一步下降到预先装定的掠海高度（1.5米、2.5米、或4米）上飞向目标。

（盛德林）

恶妇 (Hellcat)



装在直升飞机上的“恶妇”导弹系统简图

1．吊挂支架 2．“八木”天线 3．选择盒和飞行控制装置 4．光学瞄准具 5．“恶妇”导弹

“恶妇”导弹是英国海军“海猫”舰对空（舰）导弹的空中发射型，两者的结构和性能相同（参看“海猫”舰对空导弹）。该导弹由肖特兄弟和哈兰德公司研制，1968年装备直升飞机，用于攻击快速巡逻艇、水面潜艇、腾空艇、运输船队等目标，并改称为“恶妇”导弹系统。两枚“海猫”导弹及其发射导轨装在直升飞机两侧的吊架上，该吊架由连接在机身承力点上的铰接管状支架吊起。在飞机座舱顶部，装有一台陀螺稳定的光学瞄准具，控制器装在瞄准手座位附近的可转动的伸缩套管上，控制器上还装有导弹选择器和发射开关。导弹尾翼翼梢上装有两个目标跟踪用的曳光管，总开关控制板位于瞄准手旁边。其它机载设备有瞄准具放大器、射击程序装置、指令信号形成装置和发射机等。这些设备都装在同一构架上，并能迅速拆除，以使直升飞机能适应其它任务。折叠式“八木”天线装在直升机的头部，它可以沿着头部横向折叠以减少库存时的长度；另外，导弹的支架可以折叠在飞机底部以减少飞机入库时所占的空间。导弹由驾驶员或瞄准手发射，一次可以发射一枚或两枚。

“恶妇”导弹采用光学跟踪和无线电指令制导。由瞄准手借助瞄准具搜索目标，选择导弹，并使其对准瞄准具指示的目标方位。发射导弹后，瞄准手通过瞄准具观察目标和导弹，并用拇指操纵控制器，使目标和导弹保持在瞄准具的瞄准线上；同时，由控制器将形成的制导指令信号通过无线电通信线路传送给导弹，将导弹引向目标。

“恶妇”导弹可在多种类型军用直升飞机上服役，如英国韦斯特兰公司的“黄蜂”直升飞机和英国、荷兰、新西兰海军的标准小型舰船反潜战直升飞机。

主要战术技术指标

目标	水面快速巡逻艇，出水潜艇，腾空艇和运输船队等	巡航高度	15.2m（最小）
		巡航速度	M＝0.8
射程	最大6.86km，最小1.37km	弹长	1.48m

弹径	191 mm	动力装置	一台双推力固体火箭发动机
翼展	640 mm	制导方式	光学跟踪＋无线电指令
发射重量	68kg	战斗部	高能炸药，触发和近炸引信

（徐海江）

海鸥 (Sea Skua)

挂在“山猫”直升机上的“海鸥”导弹

概　述

“海鸥”是英国航空航天公司为海军研制和生产的一种直升机载掠海飞行的全天候空对舰导弹，又称为L-843。主要用于攻击巡逻快艇等水面目标，为护卫舰提供中、远程的自卫能力。从1972年开始研制，1981年正式装备英国海军的“山猫”直升机。在研制过程中，采用已经验证过的可靠性好的技术。因此，“海鸥”导弹是同类导弹中最便宜的一种，1984年导弹单价为11.8万美元。

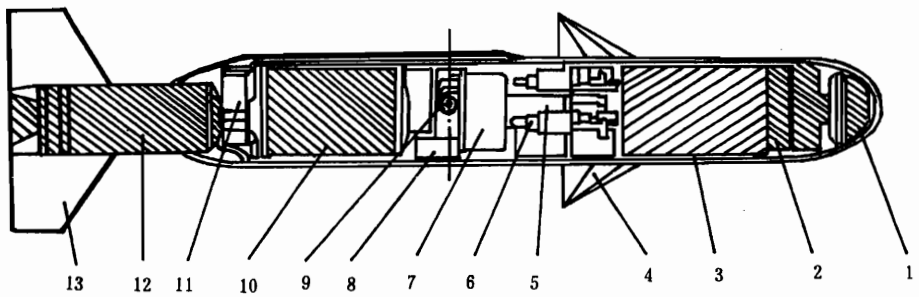
主要战术技术指标

目标	长60m，排水量为100 t 的小型护卫舰、巡逻快艇、导弹艇、有翼船和气垫船	作战环境	全天候
射程	最大15～24km	弹长	2.5m
	最小 3km	弹径	250mm
巡航高度	5 ～ 100 m	翼展	720mm
巡航速度	高亚音速　M＝0.8	发射重量	145kg
命中概率	单发90%	发动机	一台固体火箭助推器和一台固体火箭主发动机
维护使用	简单，可象炮弹一样搬运，在舰上不需测试和维护		

制导 程序控制＋末段半主动雷达寻的 战斗部 高能炸药战斗部，重20kg，延迟触发引信

导 弹

布局与结构 “海鸥”导弹为鸭式气动布局，由两个直径不同的圆柱形弹体组成，弹体前部的三角形控制翼面与尾翼成45°角，头部整流罩呈抛物面状，尾部成锥形。

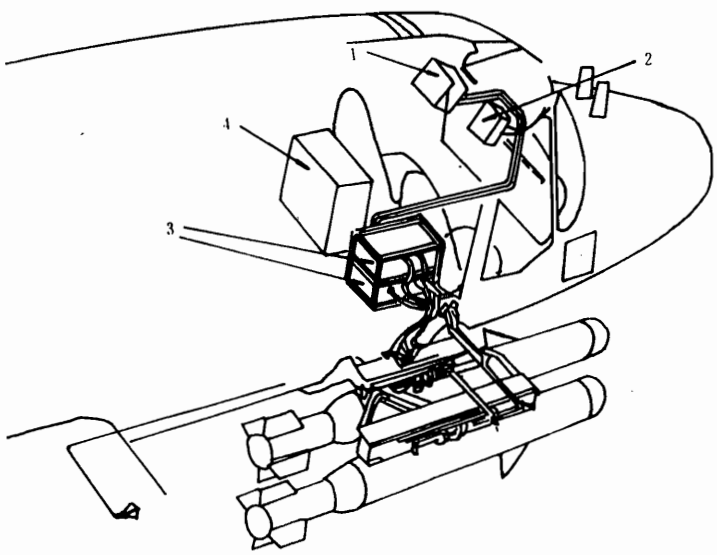


“海鸥”导弹的结构布局

1．导引头 2．导引头电子设备 3．战斗部和安全保险装置 4．操纵翼 5．热电池 6．操纵翼作动马达 7．电子设备 8．高度表 9．陀螺和气瓶 10．主发动机 11．发动机点火延迟装置 12．助推器 13．稳定尾翼

动力装置 由帝国金属工业公司生产的固体火箭助推器和固体火箭主发动机组成，两者为串联安装。火箭主发动机装有两个弯曲的亚音速收敛扩散尾喷管。

制导与控制 “海鸥”导弹采用程序控制和末段半主动雷达寻的制导体制。半主动雷达导引头根据目标的反射信号在方位上采用比例导引法制导，由四个控制翼面实施控制。导引头由马可尼空间和防御系统有限公司



“海鸥”导弹机载设备示意图

1．“海浪”雷达显示器 2．控制指示器 3．程序控制装置 4．电源

设计和制造，工作在Ⅰ波段。费伦第公司生产的机载“海浪”雷达照射目　。在制导过程中，直升机可以偏离导弹轴80°，导弹在飞行过程中比较稳定，不易偏离目标，为以后改用主动雷达导引头，使之成为“发射后不管”的导弹提供了条件。导弹掠海飞行的高度则由弹上的无线电高度表控制。

战斗部与引信　“海鸥”导弹携带高能炸药战斗部，重20千克，采用延迟触发引信，保证战斗部穿入目标内部后才引爆。

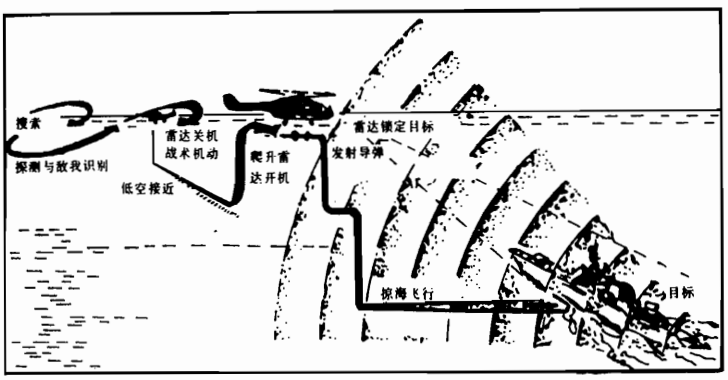
探测、发射与指控

“海鸥”导弹由“山猫”直升机上的“海浪”雷达搜索、识别、跟踪和照射目标。“海浪”雷达重70千克，工作在Ⅰ波段，在方位上可进行±90°的扫描，采用了频率捷变技术，发射机的峰值功率大于90千瓦。

“海鸥”导弹的指控系统包括控制指示器和程序控制装置。控制指示器在直升机的仪表板上，用于选择要发射的导弹，掠海飞行的高度（选择四种高度之一）和控制导弹的发射；程序控制装置安装在直升机驾驶员座椅的后面，它包括与导弹的选择、供电，解除保险和发射导弹等功能有关的逻辑电路，由驾驶员通过控制指示器进行控制。

作战使用

携带“海鸥”导弹的“山猫”直升机在载舰前方巡逻，“海浪”雷达进行搜索，当发现和识别出目标后，雷达关机，载机机动，低空接近，到达导弹的发射距离之前，载机爬高，雷达再次开机，连续跟踪目标，只要目标在导弹射程内，即可发射导弹。



“海鸥”导弹攻击目标示意图

发射前，驾驶员根据海况和目标类型选择掠海飞行的高度。导弹采用急速起动程序，陀螺高速旋转，热电池供电。在按下发射按钮到导弹飞离发射架的两秒钟内调谐制导系统。导弹离开载机后，在自动驾驶仪的控制下先降低一小段高度，并保持滚动、俯仰和偏航姿态的稳定，然后火箭助推器和火箭发动机同时点火。在助推段，方位和高度的制导回路是闭合的，导弹按预定弹道下降到中段掠海高度，并靠无线电高度表保持这一高度，在航向上由导引头产生的指令进行控制。当导弹进入目标的近程防御武器的有效射程内时，再下降到预先选定的末段掠海飞行高度，直至命中目标。如果导弹飞行了70秒钟还未命中目标，便自毁。

正常攻击方式是两枚导弹齐射，对于重要目标可使用两架以上的直升机从不同方向发射导弹实施攻击。

发展与改进

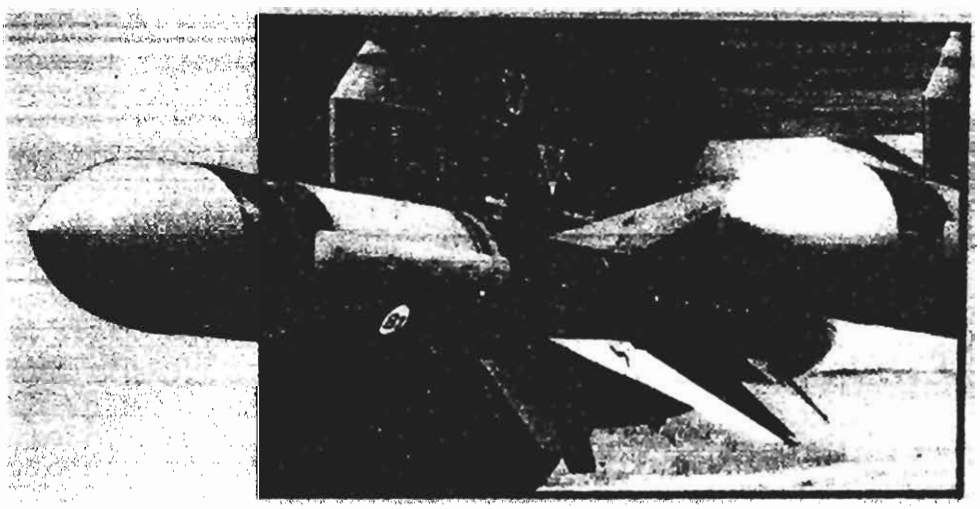
最初，“海鸥”导弹是为“山猫”直升机研制的机载武器，用于摧毁敌方巡逻快艇对载舰的威胁。1972年开始研制，1975年秋完成设计，从1980年初开始进行了一系列试验，在首次九枚导弹的飞行试验中，六枚是从悬崖上发射的，三枚是从直升机上发射的，除一枚因热电池短路失败外，其余均成功。1980年11月又进行了三

次试验，一次是战斗部试验，一次是在大海浪（五级海况）情况下的试验，一次是在电子干扰情况下的试验。1981年下半年完成了“山猫”直升机“海鸥”导弹的飞行训练后，正式装备海军的“山猫”直升机。据称，这种导弹也可以装备其它直升机和固定翼飞机。每架“山猫”直升机可携带四枚。

在1982年的英阿马岛战争中，英国海军首次使用“海鸥”导弹，从“山猫”直升机上发射，分别击沉和重创一艘阿根廷的巡逻艇。

据报道，英国还在研制“海鸥”导弹的陆基型，做为海岸防御的武器系统。 （刘发来）

海鹰 (Sea Eagle) P.3T



“海鹰”空对舰导弹挂在机翼下

概　述

“海鹰”是英国航空航天公司动力部研制的中程反舰导弹。原代号为P.3T。它有空对舰型（P.3T）和舰对舰型（P. 5T）。1967年第三次中东战争之后，英国曾制定过舰载“马特尔”、“水下发射导弹”、“海鸥”等反舰导弹研制计划，但除“海鸥”之外，其他研制计划都因性能一般或经济效益较差而被迫撤销。“海鹰”反舰导弹也面临着许多竞争者，但由于英国航空航天公司吸取了国内外反舰导弹的先进经验，应用计算机和微处理机等新技术，使其性能有所突破，计划进展比较顺利。1976年开始初样研制，计划1986年定型装备。除英皇家空军、海军计划在“海盗”和“海鹞”飞机上装备该弹外，印度也为其“海王”直升飞机订购了该弹。按1984年美元值，估计导弹单价为55万美元。

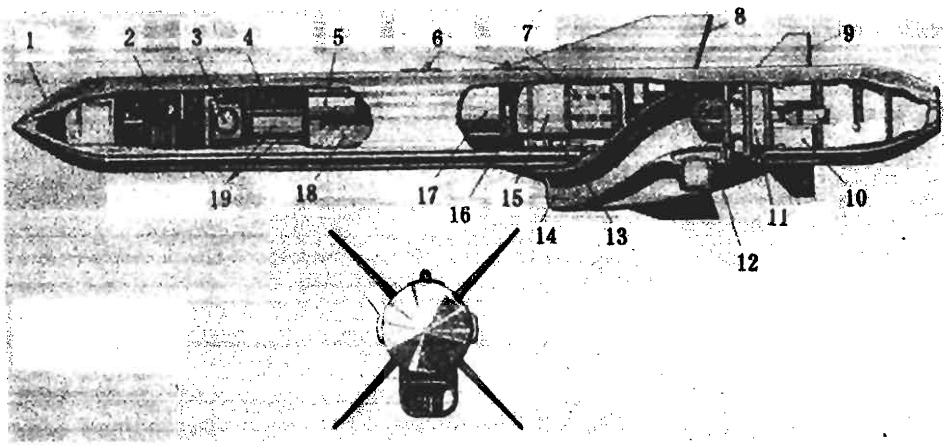
主要战术技术指标

作战目标	单发击沉小型舰艇，重创巡洋舰和航空母舰	使用寿命	15年
		弹长	4.14m
射程	最大约 110km	弹径	400mm
巡航速度	M＝0.85	翼展	1.2m
可靠性	两年检查一次	发射重量	600kg

发动机	一台TRI 60-1-067型涡轮喷气发动机，推力3428N	战斗部	半穿甲爆破型，重230kg，触发和近炸引信
制导	惯性＋主动雷达导引头		

导　弹

布局与结构　圆柱形弹体，玻璃钢制的卵形头部，弹体中部有X形配置的四个三角形弹翼，尾部有四个控制舵，它们与弹翼配置在相应相同的流线上。外形与"战槌"导弹基本相同，但结构坚固、钢性更好、适于超音速飞机携带。整个导弹可分为四个舱段：导引头舱、制导和控制舱、战斗部舱和尾舱。导引头舱内有主动雷达导引头及其电子设备；制导和控制舱内有飞行姿态控制装置、雷达高度表、飞行控制计算机和飞行仪表（包括自动驾驶仪速率陀螺和加速度表）以及热电池组；战斗部舱内主要是战斗部及其引信；尾舱外壳是一整体结构的圆管形铝铸件，其前半部分包括整体式燃料箱和两个辅助燃料箱，壳体外面装有四个弹翼，导弹腹部有一固定的外伸进气口（导弹侧滑角大于16°，俯仰角达12°时仍有很好的进气性能），该舱后半部分装有一台TRI-60-1-067型涡轮喷气发动机，尾部壳体外面装有四个全动控制舵，内有舵伺服系统。



"海鹰"空对舰导弹的结构图

1．天线罩　2．导引头　3．陀螺装置　4．弹道控制装置　5．热电池　6．吊挂凸耳　7．迷惑装置　8．弹翼　9．控制尾翼　10．作动器　11．涡轮喷气发动机　12．燃料供应阀门　13．燃料泵　14．发动机进气口　15．燃料　16．保险和保险解除装置　17．战斗部　18．换流器　19．电源和发动机控制装置

动力装置　法国微型涡轮机公司生产的TRI60-1-067小型涡轮喷气发动机。长749毫米，直径330毫米，净重47千克，最大推力3428牛，燃油消耗比33.88毫克/牛秒，工作寿命20小时。发动机壳体内主要包括三大部分：压气机、环形燃烧室和涡轮。压气机是一部三级轴流式压气机，压缩比为4∶1，空气流量为5.6千克/秒，转速为28500转/分。环形燃烧室内有喷油器和固体火药点火装置。单级涡轮，转轴仅由两个轴承支持，一个在压气机前，一个在压气机后。TRI60-1-067原采用燃气发生器或高压气瓶起动，在"海鹰"导弹上改用冲压空气起动。整个发动机除连接件外，只有50个零件。发动机燃油系统包括一整体式燃油箱，两个辅助燃油箱，一供油泵和一些连接导管。在一定的限度内可延长燃油箱，每延长25毫米，可使射程增大约8千米。工作时，先抛掉发动机进气口盖，流入的空气驱动涡轮，涡轮带动压气机，此时向燃烧室喷入燃油，由点火药柱点火，5秒内便能产生推力。装备直升飞机时，导弹还装有两台助推器。

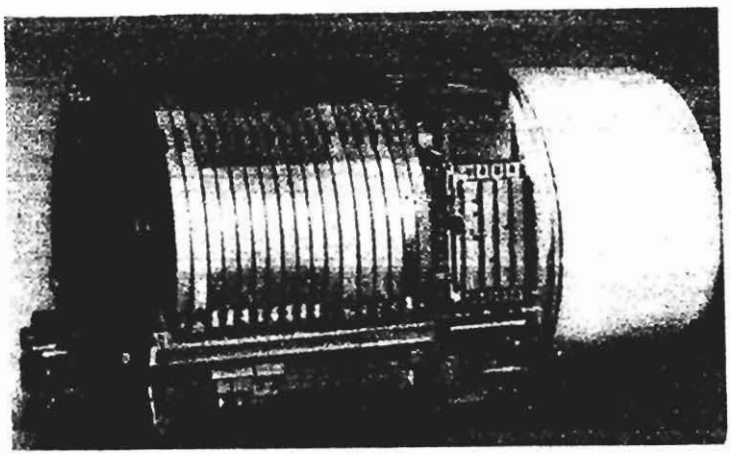
制导与控制　惯性加主动雷达末制导体制。主要设备包括惯导装置、飞行控制计算机、高度表、导引头和执行机构等。惯导系统采用英航空航天公司动力部布雷克内尔分公司研制的双陀螺姿态和航向基准装置，它为

飞行控制计算机提供俯仰、偏航和滚动数据。另外马可尼公司正在为该弹研制捷联式惯导系统。

英航空航天公司动力部研制的飞行控制计算机采用费伦第公司生产的F 100-L型微处理机，它是一种1.36厘米^2 的集成电路芯片，用来贮存导弹发射前的数据并控制导弹的飞行。

皇家雷达信号公司设计，普来赛公司生产的 PV 1718型雷达高度表工作在C 波段，有两个天线和信号处理装置。测量精度高、保密性好，在 1 千米外，目标舰探测不到该高度表发出的信息。

马可尼公司研制的非相干主动雷达导引头，长 700 毫米，直径 360 毫米，工作在J 波段低端（3 厘米）探测距离大于30千米，在正常高度可捕获跟踪最大视距范围内雷达散射截面积为 100 平方米的小艇，可同时在距离和方位两个坐标上进行快速搜索，有较高的捕获概率，在多目标情况下可选择目标攻击，并能以被动方式工作。该导引头主要由天线、接收机、发射机及其调制器、一组插入式信号处理印刷线路板、一可编程计算机和电源装置等组成。计算机用于控制发射前输入的信息、无线电波的发射和接收、选定电子对抗措施、目标识别、修正最后阶段的飞行弹道、及机动方式等。天线俯仰由弹上陀螺控制，用波导管传送微波大功率信息，接收机中采用了微波传输带技术。弹上存有目标的雷达图象（发射前输入的），当搜索区出现多个目标时，弹上处理机就将导引头获得的目标图象与发射前输入的图象进行比较，识别出预定的目标。



“海鹰”反舰导弹的雷达导引头

战斗部 英国皇家兵工厂和军械研究所联合研制的半穿甲爆破型战斗部。重 230 千克，使用掺铝粉 RDX-TNT 炸药，外壳用高级合金钢制造，装药比很高。小角度撞击目标亦可穿入舰内。

探测、发射和指控

目标探测 在“海鹞”垂直起落飞机上计划用费伦第公司正在研制的“蓝雌狐”雷达（取代现装备的“蓝狐”）作为目标探测雷达。该雷达是一种适于对空和对海作战使用的多功能频率捷变雷达，其作用距离比“蓝狐”有较大的增加。

指控设备 主要有飞机导航设备、计算机、显示器等。探测雷达和导航设备提供的目标数据和载机运动数据经计算机处理后输入待发射的导弹。驾驶员可通过显示器对作战过程进行监控。

发射装置 由 119 系列 Mk-5 外挂架和适配器组成。119-Mk 5 是一种标准挂架，它主要由前后吊钩、燃气作动系统、投放机构及壳体等几部分组成。火药产生的燃气推动投弹活塞，同时活塞打开两个吊钩，燃气通过节流阀之后推动两弹射推杆，推杆推动导弹加速下投。适配器用于变换前后吊钩之间的距离、安装接口设备及延伸弹射腿。

作战使用

系统工作时，机载雷达探测目标，驾驶员选定待发射导弹，机上计算机将雷达连续测得的目标数据和导航统测得的载机运动数据不断地进行计算，并一次又一次地将计算的结果输入导弹，取代前一次输入的数据。目标进入导弹射程之内便发射导弹。不必对准目标发射。最低发射高度为30米。导弹离开载机后便下降至预的巡航高度并转向目标方向飞行。当目标较近时，导弹飞至离目标约18千米或更近距离处接通导引头。当目较远时，导弹飞至离目标约30千米时接通导引头，并爬升到稍高的高度上搜索目标，一旦导引头发现并锁定目标，便迅速下降到掠海高度上飞向目标。如果导弹爬升到稍高的高度上仍不能很快发现目标，导弹便在此高上“之”字形飞行，或按其他预定的程序飞行，以扩大搜索区域。如果发现的目标经识别为非预定目标，就继续前飞，如果知道正面防御火力较强，也可改变攻击方向。多枚导弹同时攻击一个目标或分别攻击多个目标，导弹之间不会相互干扰。

发展和改进

1975年英国航空航天公司提出P.3T空对舰导弹设想，1976年开始初样研制，1979年进入全面工程研制，1980年正式定名为“海鹰”，1981年开始进行飞行试验，同年4月首次全弹（惰性战斗部）飞行试验成功。1983年开始少量生产，计划1986年开始批生产，并达到初步作战能力。

英国航空航天公司计划将“海鹰”空对舰导弹发展成多用反舰导弹，其舰对舰型（P.5T）已进入研制后期。此外还计划在“海鹰”导弹基础上发展英国自己的远程巡航导弹，其研制代号为P.4T。目前正在研制的超音速“海鹰”反舰导弹也是在“海鹰”基础上发展的。　　（盛德林）

超音速海鹰 (Supersonic Sea Eagle)

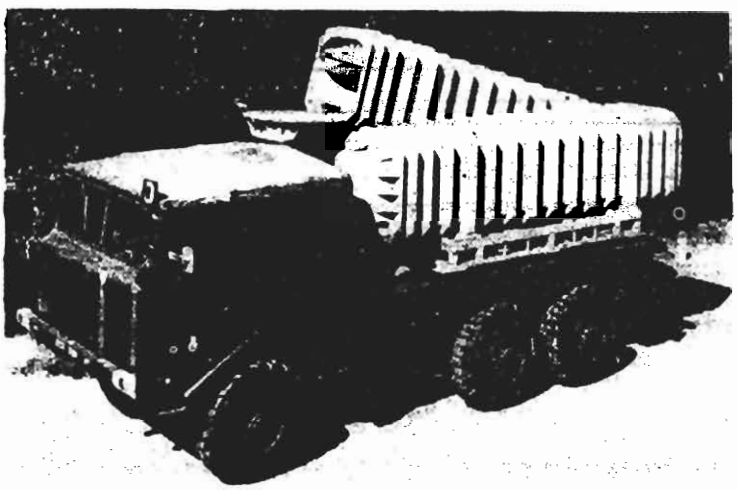
“超音速海鹰”是英国航空航天公司正在研制的一种超音速反舰导弹。随着拦截反舰导弹技术的发展，为提高反舰导弹的突防能力，许多国家纷纷进行超音速反舰导弹的研究。1967年英国、法国、联邦德国、意大利、挪威、荷兰和美国联合研究“先进舰对舰导弹Ⅱ”（ASSM Ⅱ）超音速反舰导弹。1981年9月ASSMⅡ宣告下马后，英国航空航天公司决定独自开展超音速反舰导弹的研制。

“海鹰”反舰导弹的弹体有很高的强度和刚度，适于超音速飞行，所以，英国航空航天公司决定用“海鹰”导弹的弹体来发展超音速反舰导弹。

“超音速海鹰”反舰导弹与ASSM Ⅱ一样，选用整体式火箭冲压发动机作为动力装置。八十年代初开始研，计划八十年代中、后期进行工程研制，九十年代初定型装备。　　（盛德林）

岸 对 舰 导 弹

飞鱼(Exocet) MM38岸对舰导弹



“飞鱼” MM38岸对舰导弹发射车

“飞鱼” MM38岸对舰导弹系统是在“飞鱼” MM38舰对舰导弹的基础上发展的机动岸对舰导弹系统。i武器系统主要由导弹、雷达、指挥车等组成。以导弹连为独立作战单位。每个导弹连有一雷达指挥所、四个发射排、一个运输排和一个维修班组成。指挥所备有目标探测雷达、计算处理设备和指控台。它们全都装在车上，负责目标探测、数据处理和指挥全连作战。每个发射排配有两辆发射车，每辆发射车上装有两枚导弹，发射装置与舰上使用的贮运发射箱完全相同。运输排也备有两辆运输车，每辆车上装有四枚导弹。维修班配有一辆维修车。

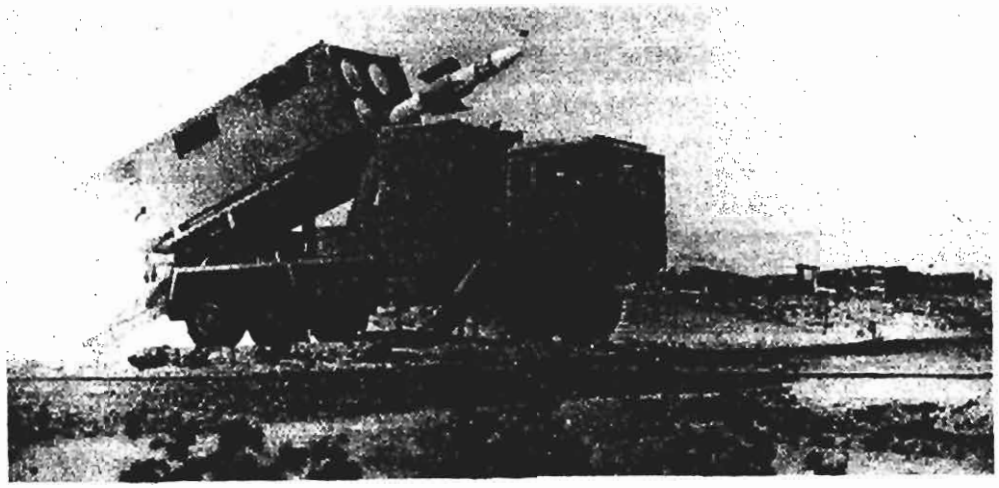
“飞鱼” MM38岸对舰导弹系统，除法国外其他国家也有装备。1982年英--阿马岛战争中，当英国在离阿根廷港25千米的阿格拉达布莱湾开辟第二条战线时，阿根廷发射的一枚MM38岸对舰导弹击中了一艘英国的“谢菲拉摩根”号巡洋舰，使该舰受到严重创伤。 （盛德林）

飞鱼(Exocet)MM40岸对舰导弹

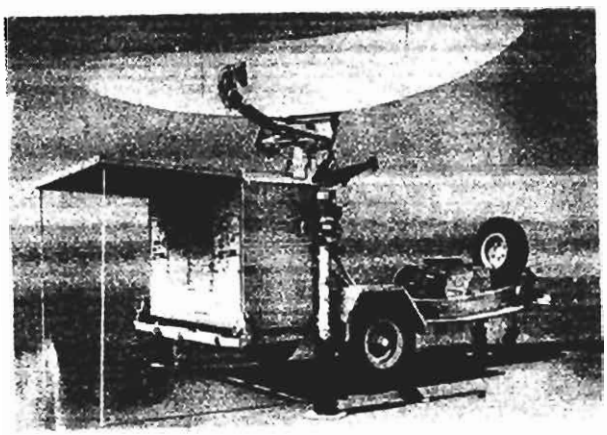
飞鱼”MM40岸对舰导弹系统是法国航空航天公司研制的一种使用舰对舰型“飞鱼”MM40导弹的机动岸对舰导弹系统。该武器系统主要由“飞鱼”MM40导弹、TRS3410型岸对海雷达、指挥中心、发射装置和电源等组成。

“飞鱼” MM40岸对舰导弹及其贮运发射箱与舰对舰型MM40完全相同。

TRS 3410型雷达是法国汤姆逊--CSF公司研制的一种机动岸对海雷达。它由天线、发射机和接收机等组成，全套设备装在一辆拖车上。可折叠的环形极化天线宽4.4米，增益39.5分贝，方位波束宽(3分贝)0.55



“飞鱼”MM40岸对舰导弹从发射车上发射



TRS 3410型岸对海雷达

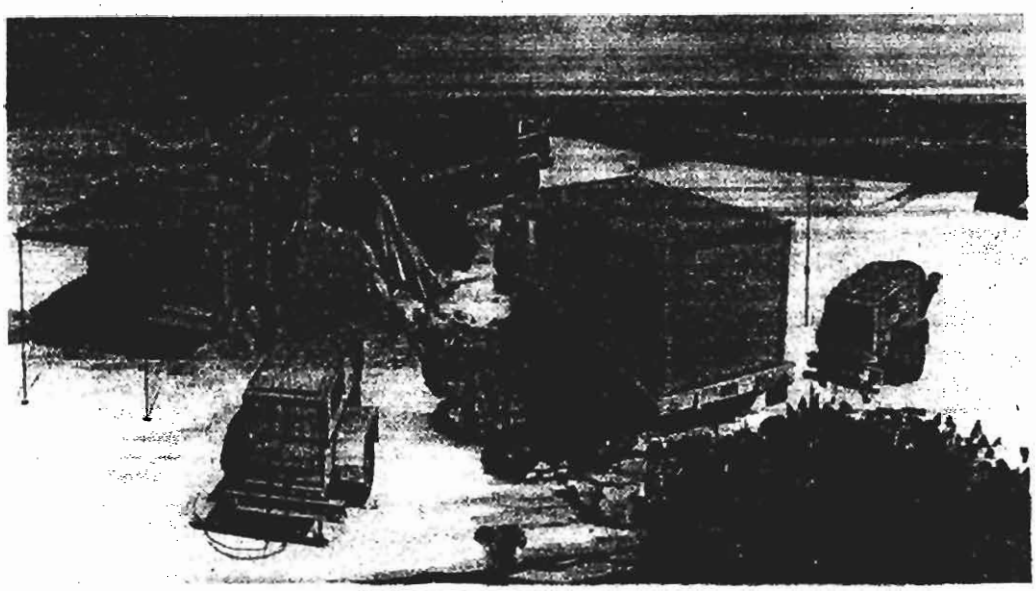
俯仰波束宽（3分贝）4°，转速11转/分。发射机和接收机均工作在Ⅰ波段，峰值功率为200千瓦，脉冲宽度为0.05微秒，脉冲重复频率为1080～570赫，具有边跟踪边搜索、抗海浪和抗人为干扰能力。使用时通常置于海拔40～50米的山坡上。对小艇的探测距离达25千米，对上层建筑高于10米的舰船，探测距离为40千米。

目标探测除用TRS 3410型雷达外，对于超视距目标要由巡逻飞机或直升飞机提供目标数据。所测得的目标数据通过传输线路送到指控中心。指控中心设在一辆车上。车内装有计算机、显示器和控制台等设备。计算机处理探测设备送来的目标数据，并在显示器上显示，指挥员根据显示的战场情况组织作战，并把处理后的数据通过传输线输入导弹。

行进中的“飞鱼”MM40岸对舰导弹
发射车（最新的发射架上还有一保护罩）

发射装置是贮运发射箱，四个发射箱组成一个四联装发射架。发射架和发射操纵间装在一辆车上，发射操纵间在驾驶室后面，内装有发射架和导弹发射的操纵设备。操纵间后面是四联装发射架，行军中发射架置于水平状态。发射车后面往往还拖带一装发电机的拖斗。

标准部署是以连为独立作战单位。一个导弹连的建制为：一个指挥所，它备有一部 TRS 3410型雷达、一辆指挥车和电源拖斗；三个发射排，每排一辆发射车；一个运输排，有一辆载六枚导弹的运输车。两个导弹连设一维修排。



导弹连的阵地部署

另一种建制的导弹连共拥有15辆车，指挥所和雷达站八辆车，四辆发射车，两辆运输起重车，每辆运输车上除带 8 枚导弹外，还有装弹起重设备，一辆维修车。 （唐钟潘）

AS-15-TT 岸对舰导弹

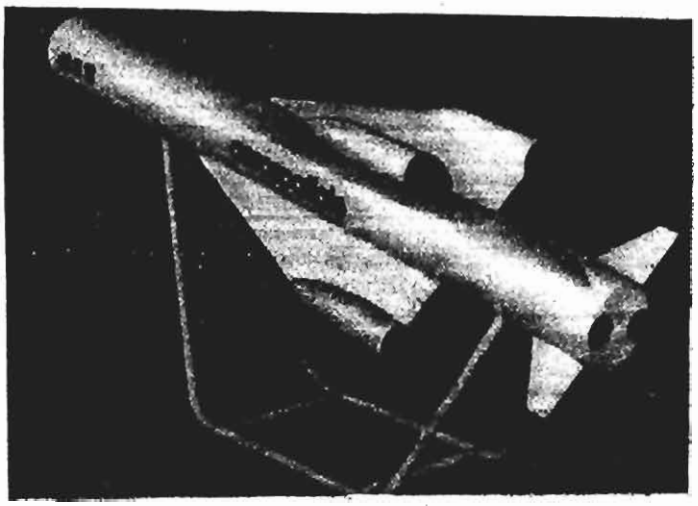
概　述

AS-15-TT 是法国航空航天公司与汤姆逊— C S F 公司联合研制的全天候轻型机动岸对舰导弹，1981年开始研制，航空航天公司负责导弹的研制，汤姆逊—CSF 公司负责岸对海 AGRION-15雷达的研制。该弹是 AS-15-TT空对舰导弹的岸对舰型，系统轻便灵活，便于在无公路的海滩或海岸布置阵地，攻击各种小型舰艇。

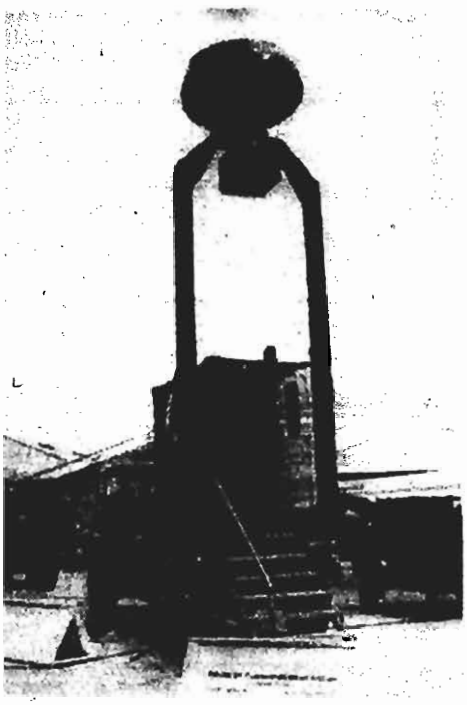
主要战术技术指标

作战目标	近岸舰艇和登陆艇	作战环境	全天候，高海情下使用
射程	＞15km	抗干扰性能	频率捷变和脉冲压缩技术
飞行速度	280 m / s	弹长	2. 30m
巡航高度	约10m	弹径	180 mm
命中概率	接近 100 %	翼展	530 mm

发射重量	100kg	推器	
制导	雷达指令	战斗部	半穿甲爆破型，重30kg
发动机	一台固体火箭主发动机和一台固体火箭助		



AS-15-TT岸对舰导弹



AS-15-TT岸对舰导弹雷达车

导　弹

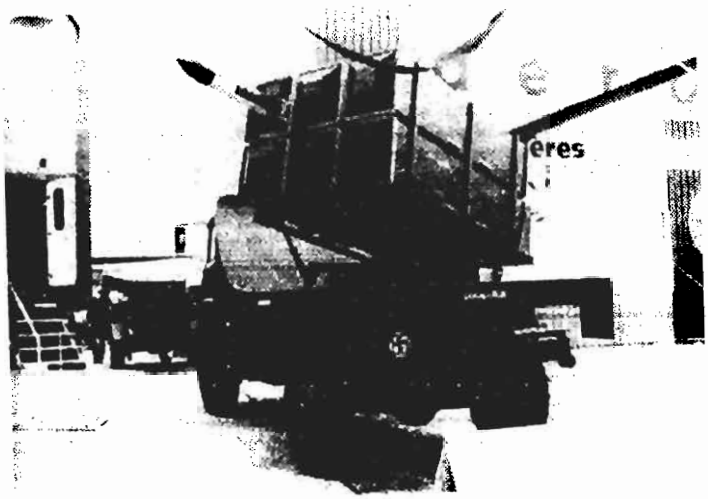
AS-15-TT岸对舰导弹与其空对舰型完全相同（参见空对舰类）。

探测、发射和指控

目标探测　使用汤姆逊公司研制的AGRION-15雷达，该雷达原装在“海豚2”型直升飞机上，用于AS-15-TT空对舰导弹的目标探测和制导。在岸对舰导弹系统中，改装到雷达车上。天线装在车上一可伸缩的天线支柱上，电子设备装在雷达车箱内。

发射装置　主要由六联装箱式发射架、随动装置和拖车组成。上下两排，每排3个贮运发射箱组成的发射架是一可瞄准式发射架，在随动装置带动下，方位可转动360°，俯仰角也可在一定范围内调整。整个发射系统装在一特制的拖车上。

指控　指控设备主要由AGRION-15雷达、计算机、显示器和控制板等组成。整套设备装在雷达车（或称雷达指挥车）内。当导弹在方位上偏离瞄准线时，计算机根据雷达测得的偏差数据计算出制导指令，经编码后由雷达天线发送给导弹，使导弹改变航向。导弹飞行高度也可根据雷达测得的导弹与目标间的距离，通过指令来选定。



AS-15-TT岸对舰导弹六联装发射架

作 战 使 用

系统功能 主要用于抗登陆作战。

工作过程 雷达发现目标后，便转入边搜索边跟踪状态，发射架在随动系统操纵下始终瞄准目标。当目标进入导弹射程之内，指控中心便命令发射导弹。导弹发射后先按预定程序飞行，然后在指令控制下降到离海面约10米的高度上巡航飞行，并由雷达指令控制导弹的飞行方向，高度表控制导弹的飞行高度。当导弹飞至离目标的距离为300米时，根据指令或预定程序使导弹进一步下降到离海面3－5米的高度飞行，直至击中目标。

一个 AS-15-TT岸对舰导弹连

战斗编制　以连为独立作战单位。一个典型的AS-15-TT岸对舰导弹连包括两辆发射车、一辆雷达指挥车和一辆补给车。几个导弹连组成一个导弹营。　　（盛德林）

奥托马特(Otomat) 岸对舰导弹

“奥托马特”岸对舰导弹从法国
“贝利埃”胶轮发射车上发射的情景

概　述

“奥托马特”岸对舰导弹系统是在其舰对舰系统基础上发展的，其导弹完全相同，而且也有法国化和意大利化两种型号。该系统在设计“奥托马特Ⅰ”时就计划发展，最初为非机动方案，七十年代后期，意大利和法国推行国产化后，两国分别研制各自的机动化系统。1978年法国首先设计了全部胶轮车化的系统，1980年意大利设计了全部履带车化系统。埃及已订购了法国的“奥托马特”岸对舰导弹系统。

主要战术技术指标

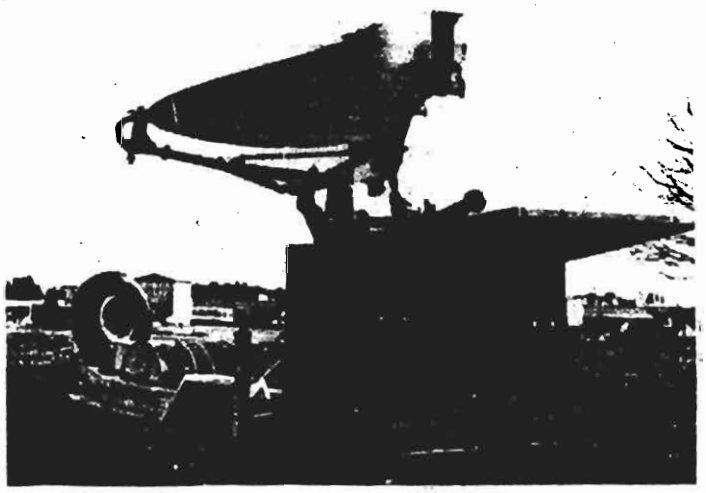
作战目标	各种水面舰艇	发射重量	770kg
射程	160～180km	动力装置	一台Arbizon Ⅱ B型涡轮喷气发动机，推力3237N
巡航高度	海上20m		两台固体火箭助推器
飞行速度	M＝0.9	制导	惯性＋中段修正＋主动雷达导引头
作战环境	3～4级海情下使用	战斗部	半穿甲爆破型，重210kg，装药65kg，触发和近炸引信
弹长	4.46m		
弹径	前段400mm，后段460mm		
翼展	1.36m		

导　弹

岸对舰型“奥托马特”与舰对舰型“奥托马特”完全相同，有关导弹的情况参见舰对舰型“奥托马特”。

探测、发射和指控

目标探测 近距离目标用海岸雷达探测，远距离目标用直升飞机探测。但意大利和法国的具体设备互不相同。法国采用汤姆逊—CSF 公司的 TRS-3410雷达，该雷达装在拖车上，可倒放的抛物面天线长4.4 米，增益39.5分贝，波束宽：方位0.55°（3分贝），俯仰4°（3分贝），天线转速11转/分，工作在Ⅰ波段，峰值功率为200 千瓦，脉冲宽度为0.05微秒，脉冲重复频率为1800～570 赫。具有边搜索边跟踪，抗海浪和电子干扰能力。置于海拔40～50米的海岸上，探测小艇的距离为25千米。对有10米高上层建筑的大舰，大于40千米。意大利采用海上通用航空公司的 MM/SPQ-2F 雷达，该雷达由 MM/SPQ-2D 改进而来，工作在Ⅰ/J波段。天线装在履带车车箱上方。



TRS-3410海岸雷达

对超视距目标，法国用“海豚2”（SA 365F）直升飞机探测，该机装有 AGRION-15雷达。在四级海

意大利的 Oto C13履带发射车

情下可探测200千米远的护卫舰，110千米远的导弹快艇。意大利用Aguta Bell AB 212直升飞机，该机上装有MM/APS-705雷达。该雷达工作在Ⅰ波段，峰值功率为25千瓦，脉冲宽度和相应的脉冲重频率为:0.05微秒～1600赫，0.15微秒～1300赫，0.5微秒～1300赫，1.5微秒～650赫。该雷达采用抛物面天线，波束宽：方位2°，俯仰7°。作用距离可装定，最大达148千米。重87千克。

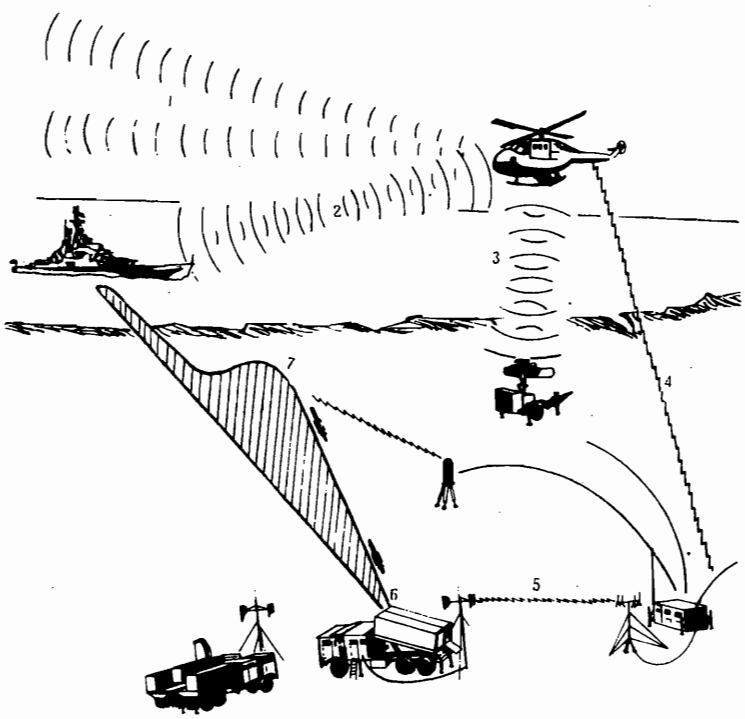
指控　设备主要有计算机、操作台、控制板、显示器、接收机和指令发射机等。通过操作台，可同时跟踪几个目标，而控制板可将数据输入导弹和下达发射命令。法国将这套设备装在一拖车上，意大利则将这套设备与雷达一起装在一辆Oto C13履带车上。

发射装置　主要由发射车、贮运发射箱、通信联络设备以及电光探测设备等组成。法国用“贝利埃”胶轮车作发射车，意大利为Oto C 13履带车。每辆发射车上载两个长方形玻璃纤维制造的贮运发射箱，每个箱内装一枚导弹。发射车上装有电光探测设备，当探测雷达不能工作时，各发射车也可对近距离的目标独立作战。发射车与指挥车（指控中心）之间允许最大距离为20千米，因此发射车上备有通信设备和定位罗盘。

作战使用

工作过程　“奥托马特”岸对舰导弹有三种使用方式。当目标在海岸雷达视距之内（40千米以内）时，由TRS-3410或MM/SPQ-2F海岸雷达探测和跟踪目标，目标数据在指控中心处理，并通过超高频线路将数据输入选定的导弹，然后发射。导弹发射后由弹上系统自主制导。

当目标在100千米以内时，用直升飞机进行超视距制导（见下图）。首先由直升飞机在空中进行目标搜索（1），发现目标（2）后，便对目标进行跟踪，并自动把目标数据通过通信系统（4）发送给指控中心。同时地面雷达不断测定（3）直升飞机的位置，并把测得的数据也送给指控中心，指控中心根据上述数据及外界条件计算导弹的飞行弹道，并通过超高频线路（5）发送给发射车，输入导弹内，然后发射。导弹从发射箱（6）射出后



“奥托马特”岸对舰导弹超视距作战过程示意图

按预定的弹道飞行，指控中心一面对导弹进行连续跟踪，一面不断地从直升飞机上接收目标的实时位置数据，并据此计算出修正指令，由发射机将指令发送给飞行中的导弹，修正航向。最后导弹下降至离海面20米的高度巡航飞行，在这段飞行中完全由惯导系统和高度表控制，飞至某预定的导引头开机点，导引头开机，以后便由导引头控制导弹飞行。

当目标在100千米以外时，用间接制导法制导。这种方法首先使导弹对着制导直升飞机飞行，然后再由直升飞机给导弹重新定向，使导弹对着目标飞行。

作战编制 以连为独立作战单位。法国一个岸防导弹连包括指挥和发射两个排。指挥排配备有一辆雷达车、一辆指挥车（指控中心）和一辆携带检测设备和备件的维修保障车。发射排包括两个发射班，每个发射班配备两辆发射车、一辆运输车和一辆起重机车。发射车除装有两枚导弹和贮运发射箱外，还拖着一辆装发电机的拖车。运输车也有一拖车，共载有8枚备用导弹，全连共有13辆车，24枚导弹及一架直升飞机。

法国“奥托马特”岸对舰导弹连的配置

意大利的“奥托马特”岸对舰导弹连包括一个指挥排和两个发射排。指挥排配备有一辆指挥（或指控）车，一辆维修保障车和一辆电源、导线车，每个发射排配备两辆发射车和一辆起重运输车。全连共九辆 Oto C13 履带车。 （盛德林）

企鹅(Penguin)岸对舰导弹

概 述

“企鹅”岸对舰导弹是在“企鹅”舰对舰导弹基础上发展的，分固定型、半机动型、机动型和两栖型。固定型和半机动型是挪威发展的，七十年代后期已装备部队，机动型和两栖型是挪威与瑞典共同发展的，目前仍在研制中。至今只有西班牙对岸对舰型“企鹅”表示有兴趣。

主要战术技术指标

目标	中、小型水面舰艇	弹径	280 mm
射程	>20km	翼展	1.40m
巡航高度	陆上较高，海上60－100 m	发射重量	340 kg
巡航速度	M=0.8	发动机	两级固体火箭发动机
弹道	可变	制导	惯性＋红外末制导
弹长	3.00m	战斗部	半穿甲爆破型，重120kg，触发引

武器系统重量	约20t （机动型或两栖型）	连导弹数	最少5～10枚
最大路面速	56km/h （机动型）	操作人员	3人
两栖速度	8 km/h （两栖型）		

固定型“企鹅”岸对舰导弹系统

半机动型“企鹅”岸对舰导弹系统

导　弹

岸对舰型“企鹅”导弹与舰对舰型导弹相同。最初固定型和半机动型使用的导弹可能是“企鹅1”型。后来改用了“企鹅2”型导弹。而机动型和两栖型使用“企鹅2”型导弹。有关导弹的介绍详见“企鹅”舰对舰导弹。

探测、发射和指控

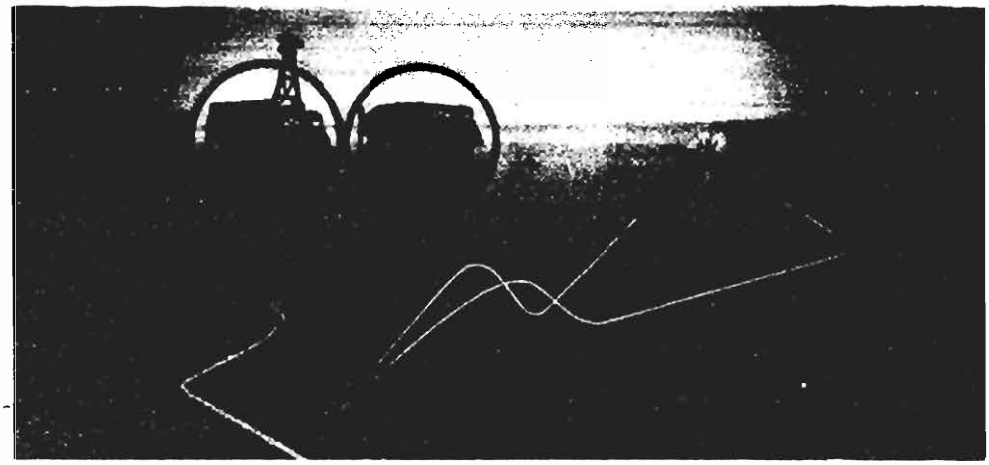
探测和跟踪　用海岸雷达或光电设备实施。通常用雷达探测，当雷达不能工作时则用光电设备。固定型系统，探测设备装在掩体外；半机动、机动和两栖型系统装在车辆上。

指控系统　主要由一计算机、控制台（板）和电源等组成。在固定型系统中，指控设备置于指控中心掩体内。半机动型系统，指控系统和探测设备一起装在一胶轮车上，组成指挥车。机动型或两栖型系统，装在一履带车上组成指挥车，也可把整个探测、发射和指控设备装在一辆车上，组成一独立的作战单位。

发射装置　固定型和半机动型系统，采用“企鹅”导弹通用的贮运发射箱发射。发射箱通常单个地直接固定在地面上。机动型和两栖型系统，发射装置装在履带车底盘上，多发射箱联装。

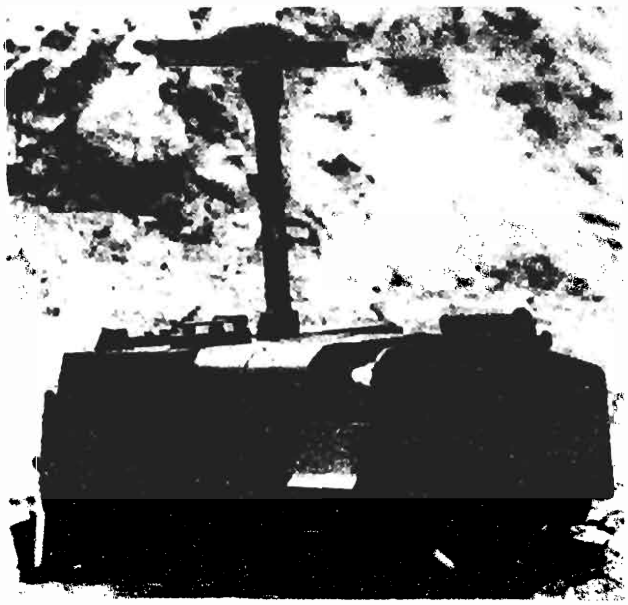
作 战 使 用

固定型和半机动型系统以连为独立作战单位，每个连备有八枚导弹和一辆指挥车（指挥中心），另外还有导弹运输车等设备。也可用一辆指挥车，同时指挥两个导弹连作战，连设指挥站、并备有光电探测设备，指挥中心与指挥站用电线连通，一般情况下由指挥中心指挥作战，特定情况下，也可通过连指挥站的光电系统独立指挥作战。



机动型“企鹅”岸对舰导弹系统

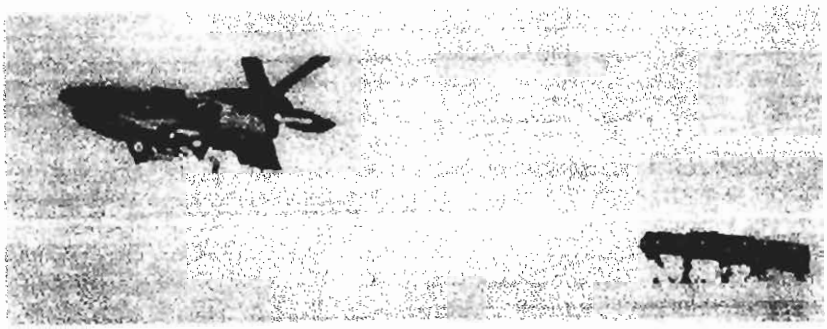
机动型和两栖型系统的导弹连由一指挥车和一发射车组成，或整个系统装在一辆车上，车底盘后段横着装三个发射架，底盘前部装雷达，指控系统和三名操作人员。反应时间三至五分钟。



两栖型“企鹅”岸对舰导弹系统

（董昌娟）

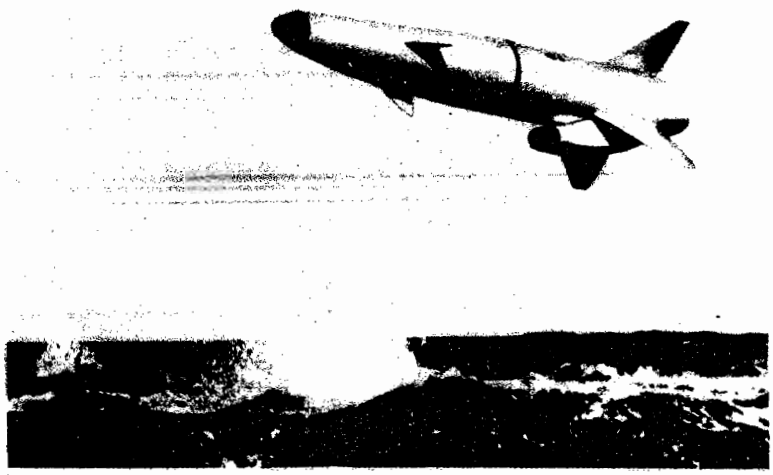
Rb－08



Rb-08从发射架上起飞

Rb-08是瑞典皇家海军主管、萨伯·斯堪尼亚公司航空部研制的一种包括舰对舰型和岸对舰型的多用中程反舰导弹。岸对舰导弹系统主要由导弹、火控系统和发射装置等组成。其导弹与舰载型完全相同（参见 Rb-08A 舰对舰导弹）。火控系统与舰载火控系统相类似。发射装置分固定式和机动式两种。固定V 型长轨发射架长10米，两端用支架以一定仰角将发射架固定在地面上。导弹通过一滑车与发射导轨相连，发射时以大约7.5g的加速度从发射架上起飞，导弹离轨后，滑车在自身重力作用下从弹上下落。短轨机动发射与 CT-20改 型的 R-20无人侦察机相似，发射架装在一胶轮车的底盘上。　　（盛德林）

RBS－15G



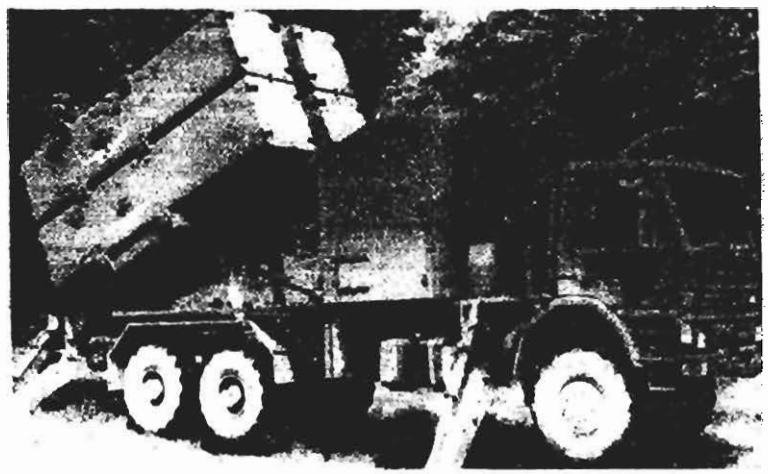
飞行中的 RBS-15导弹

RBS-15G是瑞典萨伯—博福斯导弹公司在其 RBS-15M舰对舰导弹的基础上研制的岸对舰导弹，其最大射程为150 千米，它的作战区域可以覆盖大半个波罗的海，封锁卡特加特海峡。RBS-15G于1984年开始研制，

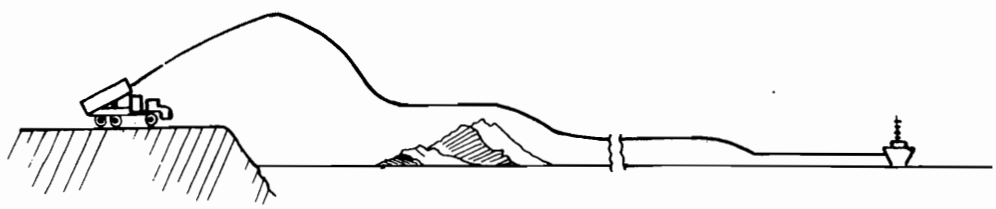
计划八十年代后期装备部队。其主要战术技术指标为：

作战目标	大、中型水面舰艇	翼展	1.40m
最大射程	150 km	发射重量	770 kg
飞行速度	M＝0.8	推进	一台 TRI60-2-077 型涡轮喷气发动机，两台固体助推器
飞行高度	超低空掠海飞行		
发射方式	扇射角±90°	制导	惯性＋主动雷达导引头
弹长	3.35m	战斗部	半穿甲爆破型，重 200～250 kg
弹径	500 mm		

RBS-15G岸对舰导弹武器系统主要由导弹、探测系统、火控系统和发射装置等几部分组成。整个系统基本上与舰载系统相同，绝大部分岸上系统、部件都是由舰上系统或部件稍作改装，装于地面机动车辆上而形成的。



RBS-15G四联发射架装在P 112 H 6×6 重型卡车上。
每个发射箱重 800 千克（包括一枚导弹）



RBS-15G岸对舰导弹弹道图

（盛德林）

海尔法(Hellfire)岸对舰导弹

“海尔法”岸对舰导弹是美国洛克韦尔国际公司导弹系统分部用其“海尔法”反坦克导弹为瑞典政府改型发展的一种短程岸对舰导弹。“海尔法”反坦克导弹是一种模式化导弹，有激光型、防空压制型和红外型等。“海尔法”岸对舰导弹首先应用长1.779 米，直径177.8 毫米，翼展 330 毫米，重43千克，射程 5 千米的激光

“海尔法”岸对舰导弹作战使用设想图

型为基础进行改型发展。虽然仍未透露改进的具体项目，但洛克韦尔公司已宣布，为了适于岸对舰作战应用，肯定要作改进，基本性能与“海尔法”激光型相似。车载问题目前尚未考虑。

1984年开始发展。瑞典政府与美国洛克韦尔国际公司于1984年末签订了为期两年、价值为770万美元的研制合同。由美国洛克韦尔公司负责改型设计，瑞典负责试制和生产，在两年内，使“海尔法”岸对舰导弹成为一配套的武器系统。　　（盛德林）

XSSM－1

概　述

XSSM-1是日本防卫厅主管、三菱重工业公司正在研制的一种机动中、远程岸对舰导弹。目前日本装备的岸防导弹是主要用于反坦克的T-79型导弹，该导弹射程很短，不能满足日本岸防需要。七十年代中期三菱公司决定在其ASM-1空对舰导弹的基础上发展一种小型涡轮喷气发动机推进的岸对舰导弹。最初由三菱公司自费研制，1984年列入防卫厅发展计划。计划在1990年定型装备部队。

主要战术技术指标

作战目标	大中型水面舰艇	翼展	1.19m
射程	150km	发射重量	约650kg
飞行高度	超低空巡航，末段掠海飞行	发动机	一台TJM 2型涡轮喷气发动机，一台固体火箭助推器
巡航速度	亚音速		
弹长	5m	制导	惯性＋高度表＋主动雷达末制导
弹径	350mm	战斗部	半穿甲爆破型

导　弹

XSSM-1导弹弹体与ASM-1空对舰导弹基本相同，主要是将固体火箭发动机换成TJM-2型涡轮喷气发动机。另外为了适于地面发射，在涡轮喷气发动机后面串联了一台固体火箭助推器。在ASM-1空对舰导弹开始研制时，三菱公司已开始研制TJM-2型涡轮喷气发动机。1980年交付了第一台试验发动机，1981年交

付三台，1983年交付了八台。整个发动机仅由45个零件组成，而且发动机外壳与发动机舱的弹体合为一体。该弹的制导系统，控制系统及战斗部与 ASM-1 导弹相同。

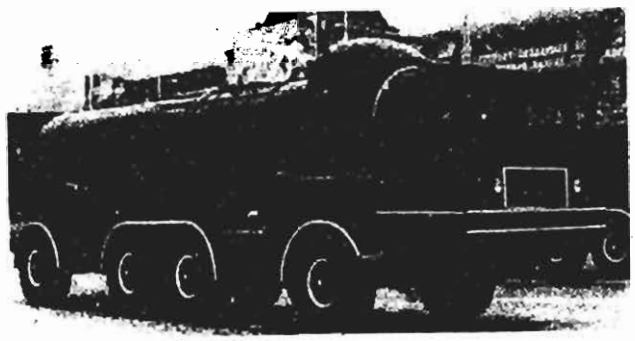
探测、发射和指控

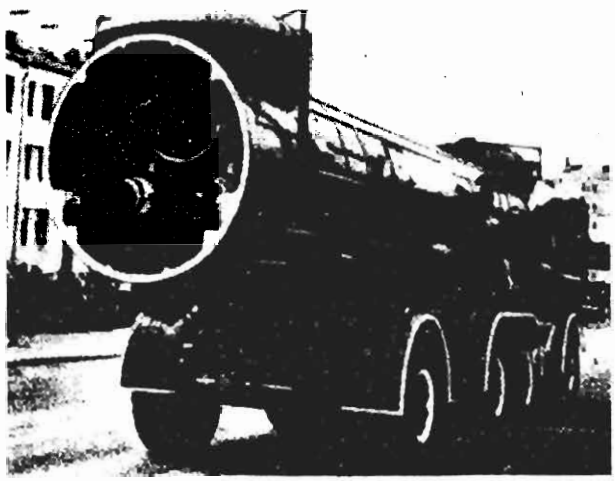
对视距内的目标用车载对海雷达进行探测，对超视距目标采用直升飞机等手段，进行探测。测得的目标数据送到指挥车计算处理，最后把发射指令送给发射车。导弹通常装在贮运发射箱中，六个贮运发射箱组成一个发射架，装在发射车上。

作战使用

以导弹连作为独立的作战单位，一个导弹连由一辆雷达车、一辆指挥车和四辆发射车组成。四个连组成一个导弹营。计划组建两个导弹营。 （盛德林）

萼片 (Sepal) SSC-1B





“萼片”岸对舰导弹装于发射车上，贮运发射箱尾盖打开，露出真实导弹的尾部配置

概　述

“萼片”是苏联一种飞航式机动岸对舰导弹。大约于五十年代初开始研制，五十年代末服役。最初是作为地对地导弹研制的，后来改为反舰导弹，现仍具有地对地作战能力。使用时以连为单位，每个导弹连配备15至18枚导弹（包括备用弹）。目前主要部署在海军基地和重要的港口。共约有100枚导弹在役。

主要战术技术指标

作战目标	各种水面舰艇	弹径	约1.00m
射程	450km	发动机	一台涡轮喷气发动机和两台固体火箭助推器
巡航速度	M=0.9		
巡航高度	低空	制导	无线电指令＋主动雷达导引头
弹长	约10m	战斗部	核战斗部或常规战斗部

导　弹

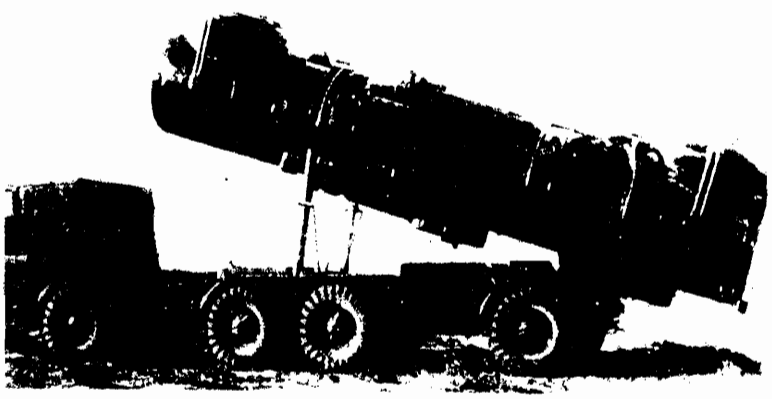
“萼片”导弹采用圆柱形弹体，尖顶形头部，锥柱形尾部。在弹体中部有一对带下反角的去尖三角形中单弹翼，尾部正下方有一去尖三角形垂直稳定尾翼，两台固体火箭助推器位于弹体尾部下方、垂直尾翼两侧。

弹体头部装有一主动雷达导引头或被动红外导引头。尾部装有一台主发动机。战斗部、指令接收机、自动驾驶仪等装在弹体前段。导弹飞行的初始段可能由岸基雷达指令制导，飞至更远的距离处，由飞机进行指令制导。导弹的飞行高度由高度表控制。

探测、发射和指控

目标探测　近距离目标用岸基雷达，远距离目标用陆基飞机探测。

发射装置　导弹通常都装在圆柱形贮运发射箱内，发射箱置于一专用拖车上，前、后有一可自动打开和关闭的圆盖。箱体前段两侧各有一使发射箱仰起到发射角度的液压作动筒。



“萼片”岸对舰导弹仰起到发射角度

（盛德林）

萨利士 (Salish) SSC-2A

概　述

“萨利士”是苏联的一种中程亚音速飞航式岸对舰导弹，可攻击各种水面舰艇，五

十年代初开始研制，中、后期装备部队。

主要战术技术指标

作战目标	各种水面舰艇	翼展	4.7m
射程	100km	发射重量	约3500kg
飞行速度	M=0.8～0.9	发动机	一台涡轮喷气发动机和一台固体火箭助推器
飞行高度	约400m		
弹长	约8m	制导	波束＋半主动雷达寻的制导
弹径	1.2 m	战斗部	重约1000kg

导　弹

“萨利士”导弹实际上是一种无人驾驶飞机，外形与早期的米格战斗机很相似。在头部进气口上部有一很大的半球形天线罩，内装一部制导雷达。弹体中部有一对后掠式中单弹翼，其后缘外段有副翼。弹体尾部有一垂直稳定尾翼，垂直尾翼中部装有两个水平尾翼。尾翼后缘分别装有方向舵和升降舵。在进气口后面装有战斗部。驾驶仪分散装在弹体内。助推器在弹体后段正下方。助推器下方还连着一可折叠的辅助垂直稳定板。

探测、发射和指控

该武器系统的地面设备主要由搜索雷达、指控中心和可瞄准式发射架等组成。搜索雷达装在一机动车上，负责搜索，跟踪目标，并将目标数据传送给指控中心。指控中心包括一台计算机，一部导引雷达和一指控台。计算机根据搜索雷达提供的目标数据计算导弹的飞行弹道，编制导弹的飞行程序和计算操纵发射架的指令。导引雷达跟踪选定的目标，并发射制导波束。指控台将发射诸元输入待发射的导弹，控制发射架瞄准目标，发射导弹。导弹发射后，控制导引雷达将导弹导引到目标方向。可瞄准式发射架由底盘、转台和发射导轨等组成，装在胶轮车上，转台在方位上可转动±85°，使发射架可瞄准目标。

作战使用

该武器系统工作时，先用搜索雷达探测目标，指控中心通过计算机计算导弹的飞行弹道、编制飞行程序，控制发射架瞄准目标。当目标进入导弹射程之内时，以10°的仰角发射导弹。发射后，导弹在助推器推进下，以不大的角度爬升，进入制导波束。当助推器燃完抛掉后，主发动机工作，导弹继续向上爬升，到达约400米的高度时，转入水平巡航飞行。在巡航飞行阶段，由高度表保持飞行高度，导引头接收导引雷达发射的制导波束，使导弹保持在等强信号线上飞行。当导弹飞至离目标不远的距离时，导引头由波束导引状态转为半主动末制导状态工作，按追踪导引规律将导弹引向目标。（罗　涛）

幼鲑 (Samlet) SSC-2B

概　述

SSC-2B导弹是苏联一种飞航式岸对舰导弹。它与“萨利士”和SSC-1B（萼片）岸对舰导弹一起成为苏联海军主要的岸防武器。该弹除苏联本国一直在使用外，还提供给埃及、波兰和古巴等国。

主要战术技术指标

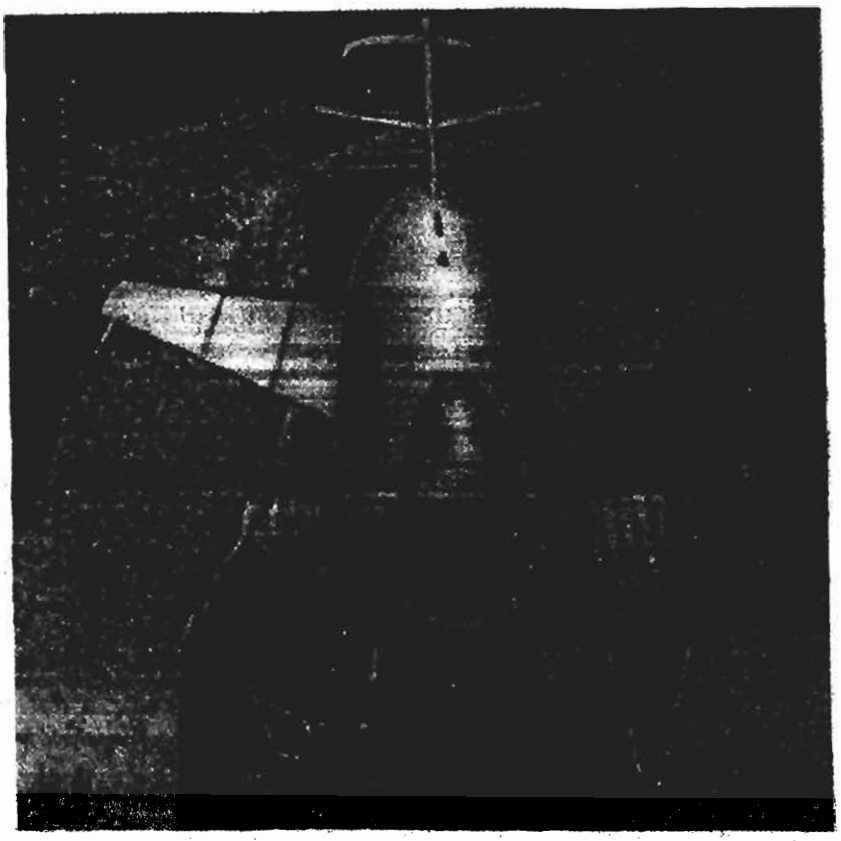
目标	水面各种舰船	巡航速度	M=0.8～0.9
射程	最大100km（采用中继制导后为200km）	发射方式	岸射

SSC-2 B导弹尾部视图

弹长	7m
翼展	5m
发射重量	3t
发动机	涡轮喷气主发动机和固体火箭助推器
制导	无线电指令＋半主动雷达寻的制导
战斗部	高能炸药，重约 933 kg，或核弹头

导　弹

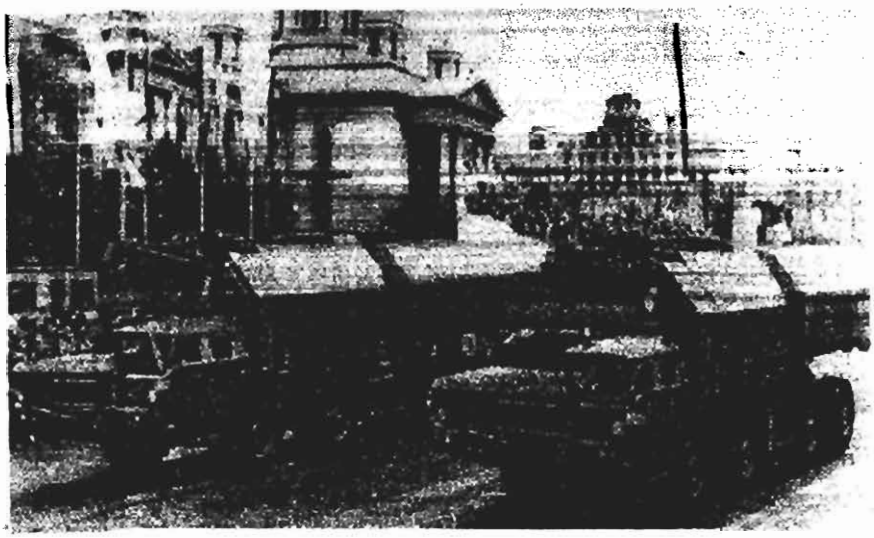
SSC-2 B导弹的外形很象飞机。头部进气口的上方有一个半球形罩，内装雷达寻的装置，在尾翼上似乎还装有电子设备，弹上可能装有接收机，用于实现无线电指令制导。发射前，导弹装在作为发射架的拖车上。



SSC-2 B导弹

（张宝添）

SSC－3



阅兵式出现的 SSC-3 岸对舰导弹

概　述

SSC-3是苏联研制的一种机动岸对舰导弹，由“冥河”舰对舰导弹发展而来，取代较老的幼鲑（SSC-2 B）。南斯拉夫称该弹为“布[illegible]BROM）。估计七十年代中期开始研制，末期定型，八十年代初开始销售给华约国家、南斯拉夫和叙[illegible]特许某些华约国家生产。

主要战术技术指标

作战目标	各种水面舰艇	巡航高度	15～100m
射程	80～90km	制导	主动雷达或被动红外末制导
巡航速度	亚音速	战斗部	高能炸药战斗部

导　弹

SSC-3导弹外形与“冥河” SS-N-2 B基本相同，尺寸略大些，并采用了折叠弹翼。该弹射程较“冥河”有很大增加，估计制导控制系统进行了更新或改进，推进系统性能有所提高。

探测、发射和指控

SSC-3导弹武器系统的[illegible]装在一辆 MAZ-543 [illegible]前车箱内装有搜索雷达和目标指示雷达，射击指挥仪和控制台等设备。后面是两个各装一枚导弹的贮运发射箱。

搜索雷达工作在X波段，其天线装在一可伸缩的套管式支柱上。行军状态，折放于驾驶室和前车箱之间，天线宽约 2.4 米，外伸式馈源。

贮运发射箱装于车底盘后段的转盘上，转盘可转动 360°。贮运发射箱可以上仰15°。行军时，贮运发射箱轴线与车辆纵轴一致。

SSC-3岸对舰导弹准备发射

作战使用

岸对舰导弹部队以团、营、连进行编制，以连为独立的作战单位。一个导弹连至少由两辆车组成，一辆运输车和一辆人员装甲车。在南斯拉夫，一个独立的作战单位由十名官兵组成，其中五人为海军军官（一名指挥长），五名系统管理和操作人员，其余为士兵。　　（盛德林）

潜对舰导弹

飞鱼 (Exocet) SM39

“飞鱼” SM39潜对舰导弹发射情景

概 述

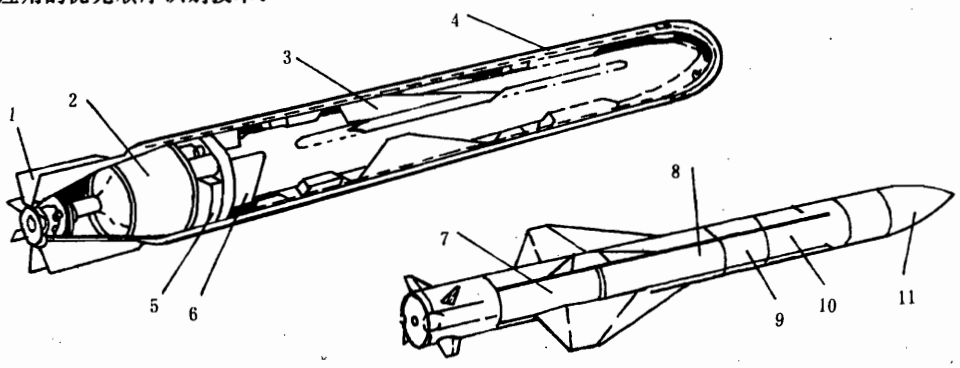
“飞鱼” SM39是法国战略核部队主管、航空航天公司研制的一种飞航式近程亚音速潜对舰导弹。它是“飞鱼”反舰导弹系列中最后一个型号。英、法曾于七十年代初计划联合发展潜射型MM38，但在论证过程中发现，MM38不适于标准鱼雷管发射，英国由此退出了联合计划，法国决定单独在“飞鱼”MM38的基础上进行改型，发展一种既适于空中发射，又适于水下发射的型号，空射型称为AM39，潜载型称为SM39。SM39采用有动力运载器，从标准鱼雷管发射，水下可机动转弯，出水角为45°。该弹1977年正式开始研制，1982年12月首次潜射试验，1984年9月至1985年5月进行定型试验。1985年开始装备，法海军共订购了150枚。现已装备和计划装备的潜艇包括一艘“坚强”级和六艘“威严”级核动力弹道导弹潜艇，四艘“红宝石”级核攻击潜艇和四艘“阿哥斯达”级常规动力潜艇。法国政府原禁止向外国出售，现已允许售给北约国家，每枚导弹的价格与美国的“捕鲸叉”相近。

主要战术技术指标

目标	各种水面舰艇	弹长	4.288m
射程	最小5km，最大45～50km	弹径	350mm
巡航高度	15m，末段3～5m	翼展	980mm
巡航速度	M=0.93	尾翼展	880mm
发射方式	鱼雷管水下发射，有动力水下爬升	发射重量	652kg
发射深度	从潜望深度到一般潜艇下潜下限深度	发动机	一台固体火箭环形助推器和一台固体火箭主发动机
发射时艇速	<10kn		
作战环境	6级海情下仍可使用	制导	简易惯导+主动雷达末制导
可靠性	可象炮弹一样处理	战斗部	GPI黑索金高能炸药，延时和近炸引信，总重150kg
命中概率	90%		

导　弹

SM39导弹与 AM39基本相似，但也有许多不同。在外形方面，由于要适应现有的鱼雷发射管发射，弹长缩短了40厘米，翼展减少了 2厘米，弹翼和尾翼均采用折叠翼。在推进方面，采用“飞鱼” MM40使用的能量更高的推进剂。在制导和控制方面，弹上计算机增加了一块存贮导弹水下运行段的程序和数据的线路板，系统实现了全数字化。由于导弹经历水下运行段，从最后输入目标数据到击中目标的整个时间增加了，而且运行中所受到的外界影响也较大，因此导引头开机时间和搜索方式都作了相应的改进。该导引头搜索范围可以由三个不同距离、三个不同长度和三个不同深度进行组合编程，即可获得27种不同的搜索方式。另外该导引头还采用了MM40上应用的优先顺序识别技术。



SM39导弹和运载器组合剖视图

1．运载器稳定尾翼　2．运载器发动机　3．折叠弹翼　4．运载器　5．运载器制导设备　6．折叠尾翼　7．导弹助推器　8．导弹主发动机　9．战斗部　10．惯导装置　11．导引头

探测、发射和指控

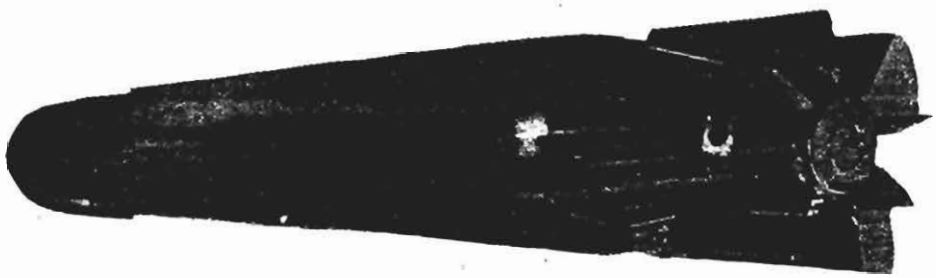
目标探测　使用阿勒卡特勒公司的FENELON系列的 DUUX-2或其改进型 DUUX-5被动声纳，声纳装于潜艇两侧，每边都可在 120°范围内跟踪和测定目标的距离（三角测定法）和方位，一般方位精度较高，而距离精度较差，接收声响的范围为 2～5千赫。所测得的目标数据可自动送给武器控制中心和操纵台。最近发展了更先进的 UX27型被动声纳。

火控系统　西达—阿勒卡特勒公司的 UX-37潜艇武器控制系统。该系统主要由计算机、显示器和操纵台等组成。其功能是声纳数据处理、战术数据显示和发射控制。

发射装置　使用标准鱼雷管发射。发射装置由鱼雷管和气压投射系统组成。气压系统包括高压气源、作动装置和推动活塞，它把导弹从鱼雷管内端投射出鱼雷管。

运载器　ECAN公司设计的有动力运载器。该运载器为鱼雷形，长 5.8米，重1350千克（包括内装导弹），由头盖舱、中舱和尾舱构成。头盖舱内装有一用于抛掉头盖的小火药柱和出水传感器。中舱内装有一枚 SM39导弹，在导弹战斗部和助推器部位的外围，各有一组防冲击和定位用的垫块，导弹尾部有固定机构，通过销钉将导弹固定在运载器上。尾舱内，前段有一主燃气发生器、将导弹弹出运载器的弹射活塞、定时机构控制线路、电池组和作动器等设备。后段装有一台固体火箭发动机。尾舱外按上下左右配置有八个稳定尾翼，周向均匀分布。在上尾翼上装有传感器，它把运载器离开鱼雷管的信息传给控制线路，另外运载器两个充气活门也装在上尾翼上。两侧四个中尾翼的后缘装有弹簧操纵的水力控制舵面，右侧两个中尾翼之间，运载器壳体上有一外接插座。平时运载器内充有氮气或干燥气体，压力达 300帕。

运载器的推进装置采用国营火炸药公司设计的星形装药固体火箭发动机，其喷管出口处装有燃气舵，该发动机可在水和空气两种介质中工作，水中工作时间为10～12秒，空中工作时间约 1.5秒。

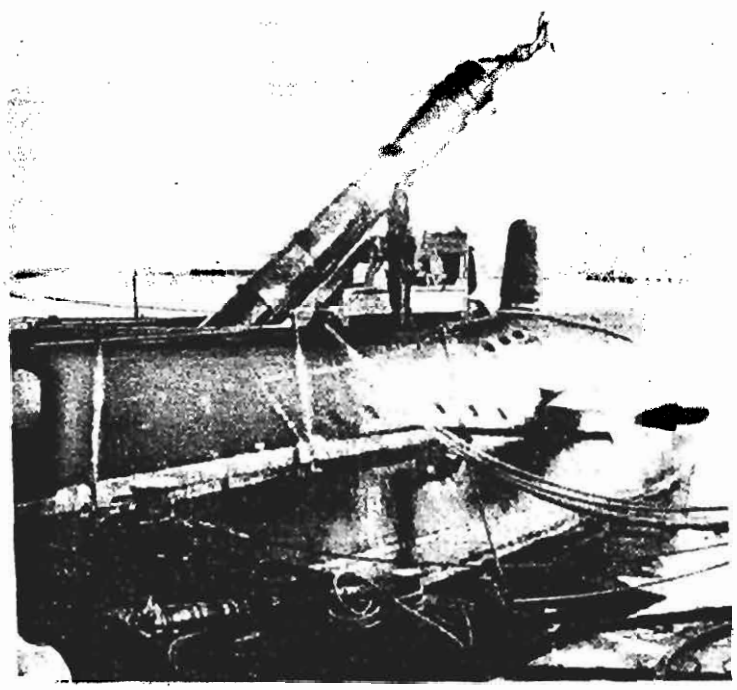


SM 39导弹的运载器

运载器的水下运行轨道、运行姿态和空中飞行弹道、飞行姿态主要由弹上系统提供控制指令，通过运载器上的水力控制舵面和燃气舵实施控制。运载器的各种工作程序主要由运载器上的传感器和定时机构发出指令，由燃气发生器执行。

作战使用

系统组成和功能 系统由导弹和潜艇组成。装备战略弹道导弹核潜艇，使这种潜艇可攻击50千米之内的任何水面反潜舰艇，从而提高了弹道导弹潜艇的安全性；装备攻击潜艇则使攻击潜艇在执行各种任务时大大地提高了其抗水面反潜的能力，在反舰作战中不仅具有攻击潜艇所不具备的隐蔽性，而且还具有鱼雷不可能达到的高速远距离反舰能力。



往潜艇上装SM 39导弹

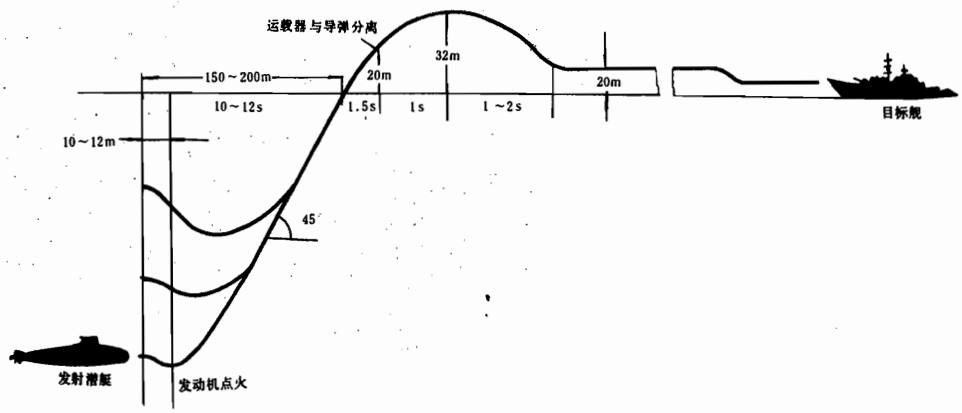
工作过程 首先由声纳设备测定目标，火控系统进行数据处理和准备发射。准备时间：一般为2分钟，戒

备状态下为60秒，紧急状态下为20秒。导弹（装在运载器内）装入鱼雷发射管，通过外接电缆输入发射诸元，投射前不断修正已输入的数据。投射时，先放水入鱼雷管，接着打开鱼雷管外端端盖，随后启动鱼雷管内端的气压投射系统，通过活塞将水和运载器一起加速投射出鱼雷管。

运载器离开鱼雷管后惯性向前运动，同时进行内部自检（1～2秒），如有故障，运载器就在自身重力作用下下沉，如无故障，运载器运行到离潜艇10～12米处，运载器发动机点火。随后运载器进入有控运行状态。发射深度不同，运载器在水下运行的轨道不同，在最大允许深度发射时，发动机点火后立即转向45°倾角轨道爬升，发射深度较小时，发动机点火后先下潜一小段，然后再转为45°爬升，深度越浅，下潜段越长，但出水角都保证为45°。发动机水下工作时间均为10～12秒之间。当目标不在正前方时，运载器在转入45°爬升之前，可在±90°的范围内侧向转弯，使导弹转向目标方向。由于发动机的加速，运载器的水下运行速度可达20米/秒。

出水时，弹上控制系统根据出水传感器发出的信息，通过燃气舵操纵运载器向水平方向转弯。出水后约1.5秒运载器离水面高度已达20米，与水平面的角度达12°时，定时机构发出分离指令。于是连接燃气发生器、

运载器与导弹的分离过程



SM39潜对舰导弹飞行弹道示意图

小火药柱和销钉取出机构的电路接通，随即头盖在小火药柱的燃气作用下被抛掉，固定销钉被取出，主燃气发生器启动，燃气驱动活塞，活塞将导弹加速推出运载器。运载器在燃气发生器反向推力作用下沉入海底。

导弹离开运载器后，垫块被气流吹掉，弹翼、尾翼展开，弹上发动机点火，导弹继续爬高（因为分离零点几秒后导弹控制系统才能发生作用。这种爬高可防止分离时运载器的飞行方位，姿态出现偏差而使导弹落入水中）。约1秒后，飞至离海面30米的高度，此时，导弹在高度表控制下开始下降，至导弹离开运载器后2～3秒时，降到15米以下的巡航高度巡航飞行（军方规定运载器和导弹在20米以上高度的时间总共不得超过10秒）。飞至某预定点，导引头开机，导弹进一步下降至3～5米的掠海高度，按比例导引规律飞向目标。

系统特点 SM39与美国“捕鲸叉”导弹相比有许多不同的特点。SM39采用有动力运载器，因而发射深度范围宽，出水速度大，抗海浪干扰能力强，可在出水后压低弹道高度。水下运行段采用燃气舵和水力舵双重控制，运载器在水下就可作大角度机动（转弯半径可达100米），扇面发射时，在水下就可使导弹转向目标方向出水，这比空中转向节省动力，同时还有利于潜艇的隐蔽。但水下有动力运行的不利点是，发动机点火时爆燃音大，容易暴露发射艇的位置。

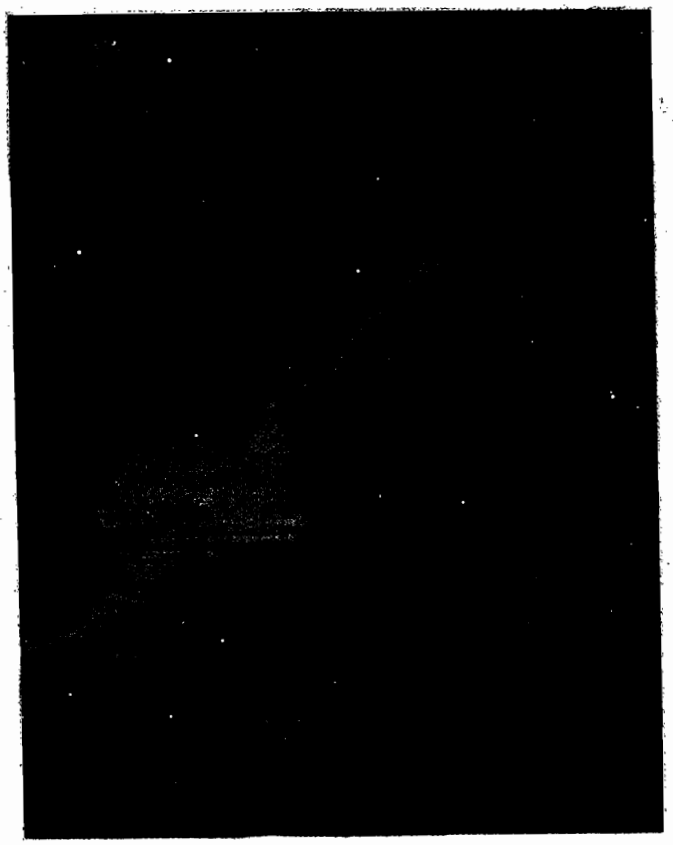
（唐钟藩 盛德林）

捕鲸叉 (Harpoon) UGM-84A

概 述

“捕鲸叉”潜艇发射型导弹是麦克唐纳·道格拉斯公司为美国海军研制的一种亚音速全天候中程飞航式战术反舰导弹（UGM-84A）。该导弹除潜对舰型外还有空对舰型（AGM-84A）和舰对舰型（RGM-84A）。潜射反舰导弹有着天然的隐蔽性和良好的突然袭击性。1968年苏联SS-N-7潜射反舰导弹出现后，美国为了与苏联进行竞争，于1972年在“捕鲸叉”反舰导弹研制计划中增加了水下发射要求。

该弹1981年开始装备潜艇。迄今为止已装备或正在装备“鲟鱼”级、“长尾鲨”级、“一角鲸”级、“科普斯科姆”级和“洛杉矶”级核攻击潜艇。计划共装备87艘、750枚导弹。1982年潜射“捕鲸叉”导弹开始向英国和日本出售，英国还获得生产权。机载“捕鲸叉”导弹的单价为92.4万美元。潜载型略高于此价。



“捕鲸叉”导弹水下发射出水

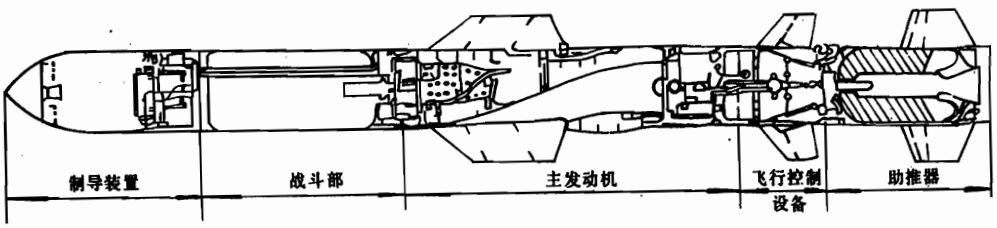
主要战术技术指标

目标	各种水面舰艇
射程	最小11km，最大110km
巡航高度	中段61m；末段15m
巡航速度	M＝0.75
命中概率	单发95%

发射方式	水下扇面发射，扇面角±90°	弹径	344mm
发射深度	从潜望深度到水下30或60m	发射重量	667kg
抗干扰能力	宽频带频率捷变主动雷达导引头和先进的计算机逻辑电路	发动机	固体助推器和涡轮喷气发动机
		制导方式	中段惯性制导，末段主动雷达导引
机动能力	末段突然跃升而后俯冲攻击目标	战斗部	半穿甲爆破型重约230kg；延迟触发和近炸引信
可靠性	作战效能试验达90%		
弹长	4.581m		

导　弹

“捕鲸叉”UGM-84A包括四个主要舱段，制导、战斗部、主发动机和弹尾舱段及一个运载器。导弹的弹体、主发动机、制导系统、导引头、电子对抗设备和战斗部均与空对舰型相同（参阅“捕鲸叉”空对舰型），只是在尾部串联了一台固体火箭助推器（参阅“捕鲸叉”舰对舰型），弹翼为折叠式，以便装在运载器内。



“捕鲸叉”UGM-84A的弹体剖面图

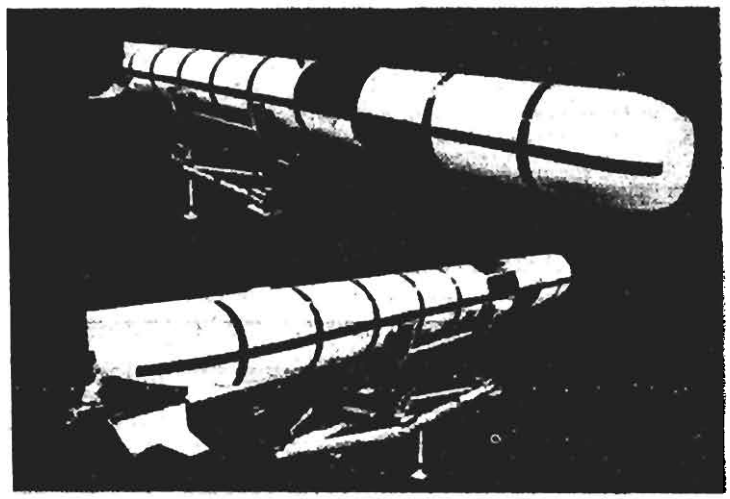
探测、发射与指控

探测装置　目前装备“捕鲸叉”导弹的各级潜艇均装备MK-113或更先进的MK-117火控系统。MK-113火控系统的主要目标探测设备包括多种主、被动声纳设备，另外还有雷达、潜望镜等。主动声纳定向探测距离可达65千米，全向探测距离达15千米，被动声纳全向探测距离可达176千米。目标数据和潜艇运动数据经MK-130数字计算机处理或直接送潜载“捕鲸叉”数据处理机处理。

指控系统　潜对舰型“捕鲸叉”的指控系统，类似于空对舰型和舰对舰型的指控系统。其作用是发射前向导弹供电、选择攻击方式和提供瞄准数据。其中控制、显示系统和逻辑装置安装在武器控制装置间，组成发控台；“捕鲸叉”数据处理机、连接盒、两个脐带式电缆开关、能量转换器和模拟试验设备安装在鱼雷舱内。

鱼雷管的控制（注水和打开封门）和武器发射由潜艇上的发射指挥系统执行。

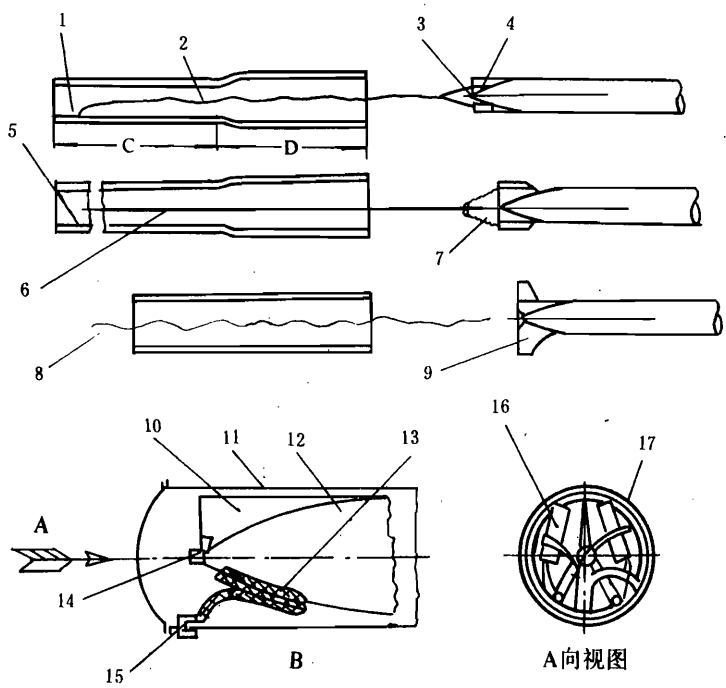
发射装置　潜射“捕鲸叉”装在一无动力浮力式运载器内，从标准鱼雷发射管内发射。浮力运载器是一专门设计的鱼雷状水密容器，头盖为切顶半球形，其内装有一向后外侧喷射的小火药柱；中段为圆柱形运载器体，用爆炸螺栓与头盖相连，其内装有弹翼和尾翼均折叠的导弹，防震发射导轨、垫块、导弹位置约束机构和导线；尾段为圆锥形体，用螺纹与中段相连，其内装有高压氮气瓶（气压206.8帕）、气压控制系统（阀、管路和驱动活塞）、定时机构、出水压力传感器和电气设备。尾段外的正上方有一垂直稳定尾翼，两侧下方各有一可折叠的水平尾翼，其后缘装有两位置升降舵，用来操纵运载器按预定水下弹道浮升至水面。运载器装入鱼雷管时，水平尾翼呈折叠状，用约束卡约束着。约束卡上连着一条长约12米的尼龙绳，它“之”字形贴附在尾锥下方壳体上，而另一端与鱼雷管内一易脱开的机构相连。整个运载器长6.25米，直径530毫米，重400千克。能产生368牛的净浮力。



UGM-84A 导弹的浮力运载器

作 战 使 用

潜艇执行任务时，首先接通武器系统，自动进行系统内部初始测试，然后将浮力运载器（已装有导弹）装入选定的鱼雷发射管，进行射前检查，把目标和潜艇诸元输入导弹。“捕鲸叉”数据处理机核对目标是否在导

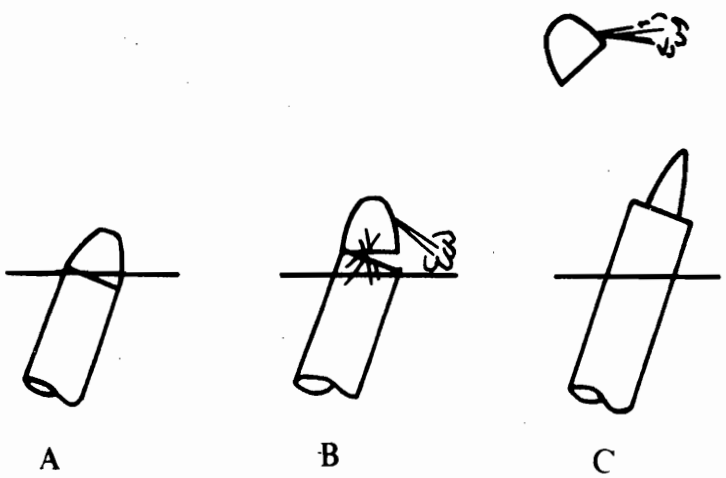


尼龙索的贴附、展出和运载器尾翼展开过程（图注见下页）

1．弱连接　2．尼龙索　3．尼龙索拉出　4．约束卡　5．弱连接破坏　6．尼龙索拉直　7．尼龙索张紧　8．尼龙索后端　9．尾翼展开　10．垂直尾翼　11．鱼雷管外壳　12．运载器尾段　13．贴附的尼龙索　14．承压底　15．L形钩钩在鱼雷管的缝槽内　16．约束卡　17．鱼雷管外壳　B．鱼雷管尾端剖视图　C．鱼雷管　D．往复通道

弹射程之内，并算出最佳弹道，随后启动发射开关。发射程序与投射鱼雷程序一样，先放水入鱼雷管，待水充满后，打开鱼雷管的外端盖，接着打开鱼雷发射管内端的高压气源。高压气体推动置于鱼雷发射管内的投射活塞，将运载器加速推出。当运载器离开鱼雷发射管时，速度可达15.24米/秒。运载器离开鱼雷发射管后，先水平向前运动，同时释放尼龙索，当尼龙索张紧时就将约束运载器折叠尾翼的约束卡拉脱，折叠尾翼展开，升降舵偏转到上偏位置，同时解除头盖、导弹助推器的分离机构和点火装置的保险。尾翼展开前，运载器的运动是不稳定的，展开后对运载器进行稳定控制，并操纵运载器由水平向前运动转为向上运动。当仰角达45°时，计时器发出指令，打开高压氮气瓶的操纵阀门（高压气体通过柔性管道通到活塞腔），驱动活塞使升降舵转到向下偏的位置，运载器在浮力作用下沿着45°的倾斜航线稳定地向上爬升到水面。运载器到达水面时的速度为7.62～10.67米/秒（取决于发射深度）。

运载器出水时，出水压力传感器使头盖内的火药柱、连接头盖的爆炸螺栓以及“捕鲸叉”导弹助推器点火装置的电路接通，一秒钟内爆炸螺栓起爆，火药柱和导弹助推器点火。头盖向侧上方抛出，导弹以10g的加速度从运载器中射出。运载器自动沉入海底。

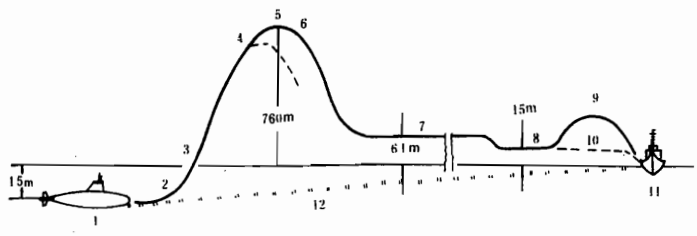


运载器出水和导弹发射过程示意图

A．运载器头盖露出水面　B．连接螺栓爆炸，头盖内的药柱点火，头盖打开　C．头盖向侧上方抛开，导弹开始从运载器中射出

导弹从运载器射出后，折叠弹翼和尾翼展开，使导弹稳定爬升。当爬到接近弹道最高点时固体火箭助推器燃完并脱落，涡轮发动机启动，弹上制导系统开始工作。到达762米的弹道最高点时，涡轮喷气发动机达到额定推力，高度表引导导弹下降，同时控制系统操纵导弹转向目标方向，当降至离海面约60米高度时，转为水平巡航飞行。以后的飞行弹道和控制过程与“捕鲸叉”空对舰型相同（参阅“捕鲸叉”空对舰导弹）。

这种浮力式发射方法，结构较简单，可实现水下“寂静”发射，不会暴露发射艇的位置，适于近程攻击应用，但这种方案的发射深度较浅，一般最大为30～60米；出水速度较低，抗海浪干扰能力较差，较难精确控制水下弹道。



“捕鲸叉” UGM-84A 的飞行弹道

1．发射潜艇 2．转弯 3．出水，导弹从运载器中发射 4．助推器分离，涡轮喷气发动机启动 5．弹道最高点 6．导弹下降，并转向目标方向飞行 7．下降到巡航高度巡航飞行 8．下降至掠海高度飞行 9．跃升弹道 10．平直弹道 11．目标 12．目标探测

发展与改进

发展情况 自1972年1月，海军提出水下发射要求，“捕鲸叉”潜载型与空射型、舰对舰型一样，经历了设计，研究试验和作战鉴定三个阶段。在设计阶段，为了研究水下发射[illegible]1972年11月，在加州圣格门蒂岛的伊斯特海军试验中心，从固定在15米深的水下支架上的鱼雷发射管发射了三枚导弹，取得了成功；在武器系统试验阶段，于1975年6～7月，海军和厂商联合进行了潜艇的水[illegible]共发射了三枚导弹；在导弹的作战鉴定试验阶段，于1977年1～2月，从潜艇水下发射八枚导弹，命[illegible]仅75%（八发中六发），以后的发射试验达到了95%。1980年2月，英国海军“邱吉尔号”攻击型潜艇发射 UGM-84A，达到100%的命中率（六发六中）；其后的发射试验，取得了类似的结果。

发展趋势 由于“捕鲸叉”空射型、舰对舰、潜对舰型都采用相同的弹道，所以[illegible]舰型导弹的一切技术上的改进和性能的提高，均可用于潜对舰型导弹（参阅“捕鲸叉”舰对舰型）。尽管[illegible]平发射潜对舰导弹可以缩短装备[illegible]时间，但由于弹[illegible]和发射装置分离，装弹量少且导弹发射反应[illegible]水下弹道较长，控制困难，导弹[illegible]速度低，抗海浪[illegible]能力差。而水下垂直发射，具有弹道简单，较易控制，[illegible]度高、便于全方位发[illegible]射，有利于潜艇[illegible]导弹的垂直发射是当前的发展[illegible]。美国自1980年起就在[illegible]垂直发射系统。其[illegible]划的SSN-688垂直发射系统均可用于“捕鲸叉”水下垂直发射，预计到1985年美国海军将[illegible]有垂直发射“捕鲸叉”导弹的作战能力。 （高惠英）

战斧(Tomahawk)BGM-109 B潜对舰导弹

概 述

“战斧” BGM-109 B 是美国防部巡航导弹计划联合办公室主管、通用动力公司研制的一种远程反舰导弹，它有潜对舰和舰对舰两种型号，是一种亚音速、远程、掠海飞行的导弹。七十年代初美国为了在反舰导弹领域尽速缩小与苏联的差距，在“捕鲸叉”中程反舰导弹研制计划开始不久就着手“战斧”远程反舰导弹的研制。“战斧”反舰导弹虽是作为模式化“战斧”巡航导弹系列中的一员发展的，但从技术上来看，它是在“捕鲸叉”基础上演变而来的，其部件大都是“捕鲸叉”导弹部件的改进型。1972年6月开始研制，1983年11月定型装备。总研制（各型）费用为14.3亿美元，1982年每枚导弹的价格为127万美元。

“战斧”潜对舰导弹发射出水

主要战术技术指标

作战目标	各种大型水面舰艇	雷达散射截面积	象一只海鸥，有涂层时象一只麻雀
射程	450 km		
巡航速度	M＝0.72～0.85	发射重量	1200kg （不含助推器）
巡航高度	＞15m		1450kg （包括助推器）
掠海高度	5～10m		1900kg （包括保护箱）
弹道最高点	305m	发动机	一台涡轮喷气发动机和一台固体火箭助推器
发射深度	一般为15m		
发射时艇速	允许为0～5 km / h	制导	惯性＋主动雷达导引头
作战环境	高海情	战斗部	常规，重454 kg
弹长	6.248m（无助推时为5.547 m）	装备	“洛杉矶”、“利普斯科姆”、“一角鲸”和“鲟鱼”级核潜艇，每艇装8～12枚导弹
弹径	517mm		
翼展	2.62m		

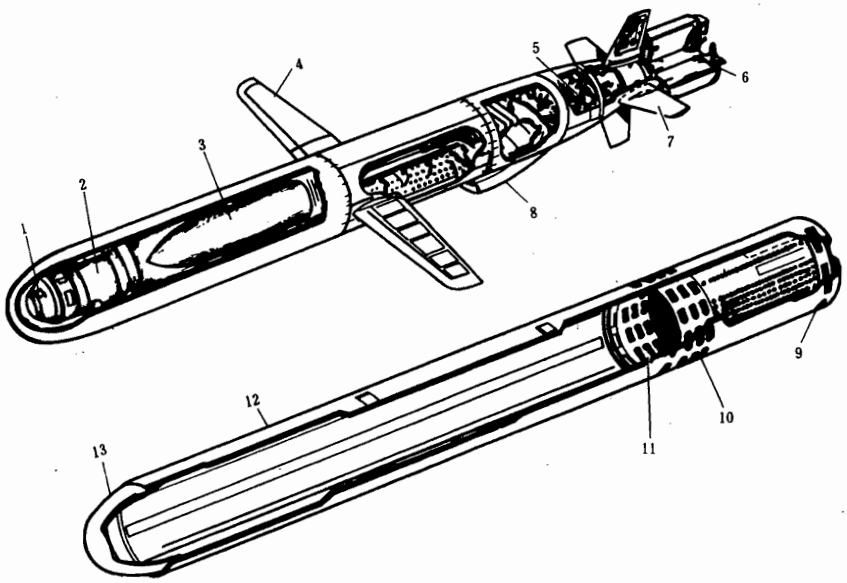
导　弹

布局和结构　细长圆柱形弹体，卵形头部，锥柱形尾部。弹体中部有可折叠的大展弦比梯形中单弹翼，弹体上开有贮翼槽，弹翼折叠时象折刀一样完全折入翼槽内。弹体尾部有十字形配置的可折叠操纵尾翼，折叠后

小于弹体最大直径。弹体腹部有一可收入弹体内的发动机进气口。最后面是一串联的固体火箭助推器。为了适于水下运行，在贮翼槽口、进气口收入部均有可抛水密封盖。从折叠尾翼前部直到助推器尾部有一可抛密封套筒，外径与弹体外径相同，既起密封作用，防止海水进入发动机内，又使全弹保持良好的水力学外形。另外还对折叠尾翼起约束作用。

整个导弹由前后两大模块组成。后模块是各型导弹的通用模块。它除包括弹翼和尾翼外还包括燃料箱、主发动机、助推器、弹翼展开作动器、操纵尾翼的舵机以及推力向量控制机构。前模块是随导弹使命不同可以互换的模块。反舰型前模块内包括主动雷达导引头、被动目标识别装置、战斗部和惯导装置等。

该导弹平时装在不锈钢保护箱内。保护箱呈圆柱形，有可抛开的头罩，后段有进水缝口，重 350 千克。它可使导弹免受搬运碰伤，当潜艇附近有深水炸弹爆炸时，在 200 g 的负荷下，保护箱仍能使导弹不受损坏。



“战斧”潜对舰导弹和保护箱结构

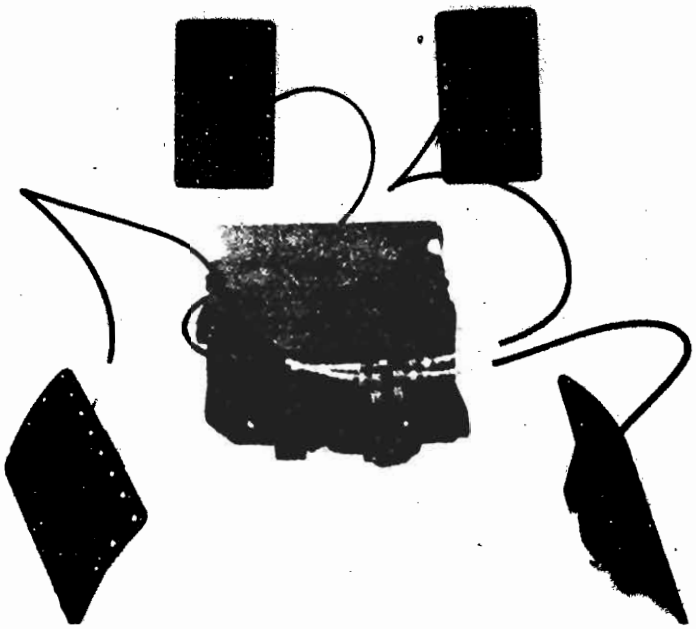
1．雷达导引头　2．惯导装置　3．战斗部　4．可折叠弹翼　5．涡轮喷气发动机　6．固体助推器　7．可展开的尾翼　8．可弹出的进气口　9．后流缝　10．前流缝　11．套筒　12．保护箱箱体　13．头罩

动力装置　由主发动机和助推器组成。主发动机是特里达因公司的J402-CA-400型涡轮喷气发动机，它是一单轴、两级压缩（轴流和离心）、环形燃烧室和一级涡轮构成的小型喷气发动机。发动机长762毫米，直径307毫米，重量44千克。转子转速为41000 转/分，空气流量为4.36千克/ 秒，压缩比为10∶1，推力为2678牛。弹上携带的JP-5燃料为175 千克。燃料消耗比为34毫克/ 牛秒，工作高度为海平面至12920米，工作时间约1小时，贮存寿命约五年。

大西洋研究公司专为“战斧”水下发射研制的助推器是一可在水下和空中两种介质中工作的固体火箭发动机。长61毫米，直径517 毫米，重约250 千克。壳体用4330号钢制成，内有隔热层，喷管是石墨喉衬钢壳体喷管称为ARCADENE 228 G 的推进剂由端羧基聚丁二烯、高氯酸铵、铝（17.5％）和1～2％的氧化铁速燃催化剂组成。比冲为236 秒。为了保证在点火后4秒的水下工作时推力逐渐增大，采用前表面开有径向孔的内面燃烧药柱。在7794千帕绝对压力、21.1℃温度下，燃速为11.7毫米/ 秒，推力为31.1千牛。为了保证在预定高度上熄火，助推器头部装有推力终止装置。总工作时间约为17秒。贮存温度范围为－34.4℃～＋48.9℃。

制导和控制　惯性加主动雷达末制导体制，气动力和推力向量两种操纵方式。主要部件有：主动雷达导引

头、被动目标识别装置、捷联式数字惯导系统、计算机（存有预定飞行程序）、高度表、气动力操纵装置和推力向量控制装置。除被动目标识别装置和推力向量控制装置外，其余部件都是由“捕鲸叉”反舰导弹相应部件改进的。IBM 公司研制的被动目标识别装置位于导弹头部不大的空间内。它由贴在蒙皮上的四块天线、组合成单一构件的微波接收机和通用处理机控制的数字线路和射频线路组成。当导引头发现目标时，先由微波接收机测定其微波辐射特征，然后用通用处理机将它与预定目标的辐射特征比较，如果特征不一致，便令导引头放弃该目标，并继续搜索。因“战斧”射程很远，飞行时间较长，各种舰船可能在导弹飞行期间进入预定搜索区域或扩大的搜索区内，因此，装有目标识别装置。



“战斧”潜对舰导弹的被动目标识别装置

推力向量控制装置是在“萨布洛克”反潜导弹推力向量控制系统基础上发展的。它主要由四个浸渍银的钨燃气舵、高压氮气瓶、液压油贮室、液压伺服马达（两个）等组成。当助推器点火开始工作时，高压氮气瓶（41.37 兆帕）便向液压油贮箱充气，使其达到20.69 兆帕的压力，液压油流入液压伺服马达。该马达根据弹内制导系统送来（通过两根穿过助推器药柱的导线管）的操纵指令驱动燃气舵插入或退出尾喷管出口的燃气流，从而改变推力向量的方向。使导弹按预定的姿态飞行。一个舵插入燃气可使推力向量偏转角最大为10°，允许每偏转一度推力损失为1.3 %。相邻两舵同时插入燃气流可使推力向量的最大偏转角达45°。从助推器在水下点火至助推器在预定高度熄火为止，导弹飞行姿态均由该装置实施控制。助推器脱落后改由空气动力舵面控制。

战斗部　重 454 千克，高能炸药，由“小斗犬B”型导弹战斗部发展而来。

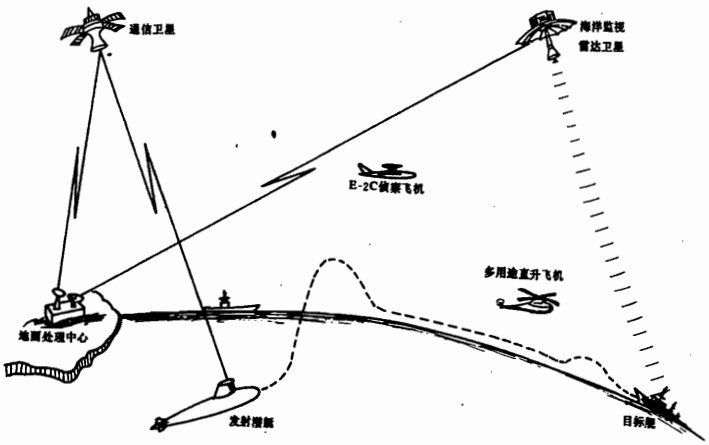
探测、发射和指控

目标探测　有两种方案：当目标在 100 千米以内时，直接用潜艇上的声纳系统进行探测；当目标离发射潜艇的距离大于 100 千米时，用现有区域搜索雷达、预警设备和海洋卫星等组成的综合系统探测。综合系统又称“难驯的鲨鱼”，它利用飞机、卫星等对目标进行探测，并将测得的目标数据发送给地面数据处理中心进行分析处理，然后再通过通信卫星发送给水下发射潜艇。

指控　采用 MK-117 火控系统控制导弹的发射。MK-117 是在现装备的MK-113 火控系统基础上改进来的。其主要部件与MK-113 相同（详见“萨布洛克”反潜导弹），但并入了“难驯的鲨鱼”系统。

发射装置　两种发射方式：鱼雷管发射和垂直发射。最初设计时是全部用现有潜艇标准鱼雷管发射。导弹

连同保护箱一同装入鱼雷发射管中，发射时导弹首先射出鱼雷发射管，而保护箱仍留在鱼雷管中，然后由弹射装置再把保护箱推出发射管。新建的潜艇全改用水下垂直发射。15管垂直发射装置位于潜艇耐压壳前的前压载舱内。发射管上端有密封盖，下端有一固体火药的气体发生器，导弹尾端与气体发生器之间有垂直支撑机构。发射时发生器产生的气体把导弹垂直向上弹射出潜艇。

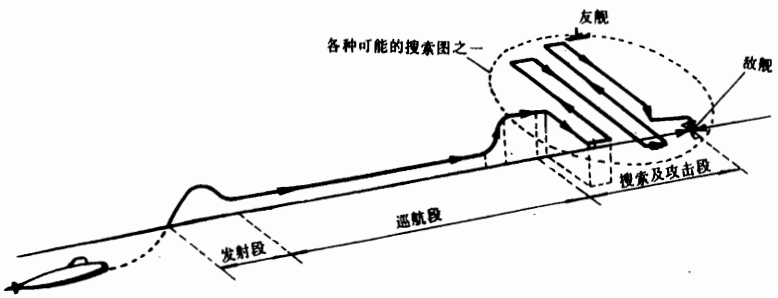


“战斧”潜对舰导弹目标探测示意图

作战使用

系统组成和功能 “战斧”潜对舰导弹武器系统主要由导弹、潜艇和远距离目标探测系统等组成。载弹潜艇可独立作战或与水面舰艇配合作战。独立作战可用于袭击海上运输线、为自己的运输舰护航、偷袭水面设施和港口设施、封锁敌港口、海峡或指定的海域（可覆盖196000平方海里）。配合作战时，行进在水面舰艇的前方，作为水面战斗的先头突击力量。

工作过程 将探测设备测得的目标数据送入MK-117火控系统，数据处理后把必要的数据输给已装于鱼雷发射管中的待发射导弹。发射时先放水入鱼雷管，然后潜艇内的气压式弹射系统将导弹从鱼雷管射出去。导弹尾部有条长12.2米的拉索与留在发射管中的保护箱相连，当导弹离开潜艇12.2米，拉索张紧，便使助推器点火，导弹在推力向量控制系统控制下由水平向前转为向上倾斜爬升。约5秒后，导弹出水，在压力传感器作用下一个火药装置起爆，将导弹尾部水密套筒抛掉，被密封套筒约束的折叠尾翼展开。助推器燃完时，又一个火药装置起爆，抛掉翼槽口和发动机进气口水密盖，于是弹翼展开、发动机进气口弹出，同时助推器脱落，主发动机启动。导弹由推力向量操纵转为气动力操纵。随后导弹在高度表控制下由弹道最高点开始下降，并转向目



“战斧”潜对舰导弹的飞行弹道

方向，降到巡航高度后转为水平巡航飞行。在惯导系统和高度表控制下飞完预定的航程后，主动雷达导引头开机，如找到目标，导弹进一步降至掠海高度向目标飞行，在离目标几百米处，导弹跃升，然后向目标俯冲攻击。如导引头开机后未发现目标，导弹便跃升到稍高的高度上以“之”字形机动飞行，扩大搜索区，一旦发现目标，导弹再降到掠海高度，最后跃升俯冲攻击。

发展和改进

1972年5月美国政府宣布发展巡航导弹，经过多家公司投标，1972年底选定通用动力公司和沃特公司进行研制竞争，他们的试验样弹的编号分别为“YBGM-109”和“YBGM-110”。1976年4月通用动力公司在竞争中获胜，成为主承包商，并正式定名为“战斧”BGM-109，随之进入工程研制阶段。1977年初开始全尺寸试验弹的飞行试验，经过多次失败，至1978年2月，发射两枚试验弹，其中一枚成功。原计划1982年定型装备，但至1982年8月潜艇发射了32枚试验弹，成功的只有17枚，仅占53%，因而不得不延迟装备时间。直至1983年11月才定型装备。　　（盛德林）

远程两用导弹

Long Range Duel Mission Missile (LRDMM)

概　　述

“远程两用导弹”是美空军、海军和约翰·霍普金斯大学正在研制的一种既可用于战略，又可用于战术使命的超音速反舰和防空两用导弹。国防部要求以三军通用为主要设计目标，除海军用作反舰和舰对空导弹外，还要求用作陆军的地对空导弹和空军的空对地导弹。

1979年，美海军和空军开始对这种导弹进行探索性研究，目前已进入初样研制阶段，计划九十年代初开始服役。

导　　弹

布局与结构　圆柱形弹体，锥形头部，四个×形配置的进气口位于导弹头部。进气道在圆柱形弹体内。尾部有四个×形配置的操纵尾翼。

动力装置　整体式火箭冲压发动机。联合技术公司化学系统分部、马夸特公司、雷锡恩公司和麦克唐纳、道格拉斯公司等正在进行研制竞争。有的是整体式液体火箭冲压发动机方案，有的则是整体式固体火箭冲压发动机方案。选用整体式固体火箭冲压发动机的可能性较大。

战斗部　核战斗部和常规战斗部。

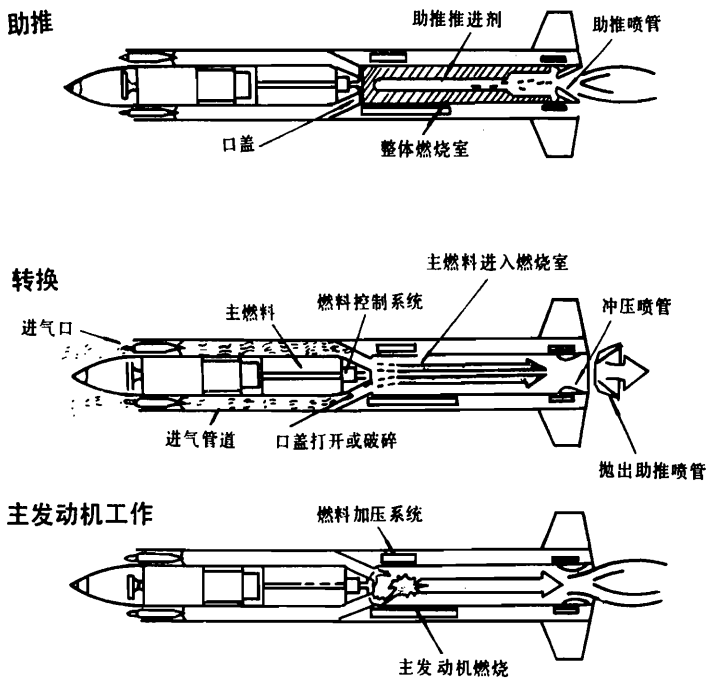
探测、发射和指控

探测和指控　不同的发射平台，不同的作战使命，探测和指控设备也各不相同。美海军、陆军和空军现正在研制各自的，可供“远程两用导弹”使用的探测和指控系统。在初样试验中，考虑了各种探测和指控系统对“远程两用导弹”的适应性，进一步确定了对探测和指控系统的要求。对舰载防空系统来说，无疑将使用“宙斯盾”系统。对潜载反舰使命来说，可能会使用海洋雷达卫星之类的超视距探测系统。

发射装置　发射平台不同，相应的发射装置也不同。在水面舰艇上，已肯定采用阵列式垂直发射系统，在初样试验中，已用MK-41垂直发射系统进行了发射试验。在潜艇上采用现有标准鱼雷管发射。

发展和改进

1968年美海军和空军开始对这种导弹进行探索性研究，关键性研究项目是整体式火箭冲压发动机。1977年



“远程两用导弹”整体式火箭冲压发动机的方案及其工作过程

对整体式火箭冲压技术在防空导弹上的应用进行了试验，取得了满意的结果。1979年“远程两用导弹”在海军主管下正式开始研制，经三军协调，确定对制导和控制系统以及整体式火箭冲压发动机开展研制竞争。1980年海军正式进行招标，十四家公司参加投标，并与其中一些公司签订了为期六个月的研究合同。1981年，为了进一步确定导弹的作战要求，国防部系统采办审委会进行第一次审查。方案获得认可，批准进行为期两年的验证研究。这个阶段要求设计一种能满足三军不同作战要求的通用导弹，三军联合参加试验。另外，空军还要求与“高级战略空射导弹”（ASALM）结合，陆军要求结合其“联合防空要求”进行试验。同时还要进行复合导引头的试验。1983年国防部系统采办审委会进行第二次审查，批准进行为期两年（1984～1985）的初样研制阶段。在这个阶段要制造一些不同的样弹，对各部件、各分系统的性能进行试验，同时对全弹、武器系统的配合和适应性等问题进行广泛的研究，以便进一步改进。预计1986～1987年开展样弹的研制竞争，从中选取两家公司参加研制。到1988或1989年，选定一家公司进行全面工程研制。1991年生产75枚导弹供作战鉴定试验，1992年开始批生产，预计每年生产150枚。 （盛德林）

RBS-15潜对舰导弹

瑞典政府和萨伯—博福斯公司于1983年开始RBS-15导弹水下发射方案的论证研究。由于RBS-15导弹的尺寸及其结构特点，不能用标准鱼雷管发射，因而必须寻找新的方案。在论证过程中曾提出过两种方案。第一种是垂直发射方案，该方案需设计一种适于RBS-15导弹结构特点的垂直发射装置，并把垂直发射装置置于“威斯特高兰”（A-17）潜艇的首部，这种方案需要对潜艇承压壳进行改动。第二种方案是设计一种可承受水下压力的发射箱，置于潜艇承压壳外的上部或两侧，它不涉及对艇体承压壳的改装，所以最后决定采用第二种方案。性能参见RBS-15M舰对舰导弹。 （盛德林）

沙道克A (Shaddock) SS-N-3A

“沙道克”从浮出水面的潜艇上发射

概　述

“沙道克”是苏联的一种远程亚音速飞航式导弹，有A、B、C三种型号，A型为潜对舰型，B型为舰对舰型，C型为战略型。“沙道克”是苏联海军的标准装备。主用要于攻击航空母舰和大型水面舰艇或舰队。五十年代中期开始在W级潜艇（一个弹箱装在潜艇甲板上）上进行海上试验，1958年正式装备“W级双箱”式潜艇（从1956～1960年改装了五艘），1961年装备“W级长箱”式潜艇（1959～1963年改建了六艘），1962年装备了专为“沙道克”导弹建造的J级潜艇（共建造了16艘），1963年装备E-Ⅰ和E-Ⅱ级核动力潜艇（从1961～1967年共建成E-Ⅰ级4艘，E-Ⅱ级29艘）。共装备各种潜艇60艘，载有发射架350个。至1980年为止，共生产各型“沙道克”800枚。目前E-Ⅱ型潜艇上的“沙道克”已部分被“沙箱”（SS-N-12）所取代。

主要战术技术指标

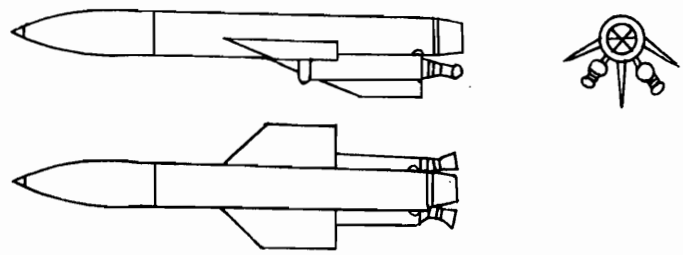
目标	航空母舰、大型舰艇和舰队	翼展	2.4m
射程	最大550km，有效射程180km（有中段修正制导）	发射重量	4500kg
		发动机	一台涡轮喷气发动机，两台固体火箭助推器
巡航高度	3000～6000m		
巡航速度	M＝0.9	制导	自动驾驶仪＋中段修正＋末段自动寻的
发射方式	水面发射	战斗部	常规型，重1000kg高能炸药，核战斗部，350kt（战略型800kt级）
弹长	10.8m		
弹径	900mm		

导　弹

“沙道克”导弹采用圆柱形弹体，锥形头部和锥柱形尾部。弹体中部有一对下反角约为15°～30°的中单弹翼，弹翼根部弦长较大，形状为去尖的三角形，后缘有控制副翼。弹体尾部仅在下方有一垂直向下的尾翼，翼根很长，形状也是去尖的三角形，后缘有方向舵。尾翼两侧是两台喷管向外倾斜的固体火箭助推器。弹体内装有导引头、战斗部、自动驾驶仪、指令接收机、作动系统和推进系统。

一般认为该导弹的主发动机是一台涡轮喷气发动机，也有资料认为是冲压发动机。战斗部有两种，核战斗部是该导弹的标准装备，而常规战斗部只是一种备用性的装备。一般认为该导弹有被动红外和主动雷达两种可

互换的导引头，主动雷达导引头工作在J频段。

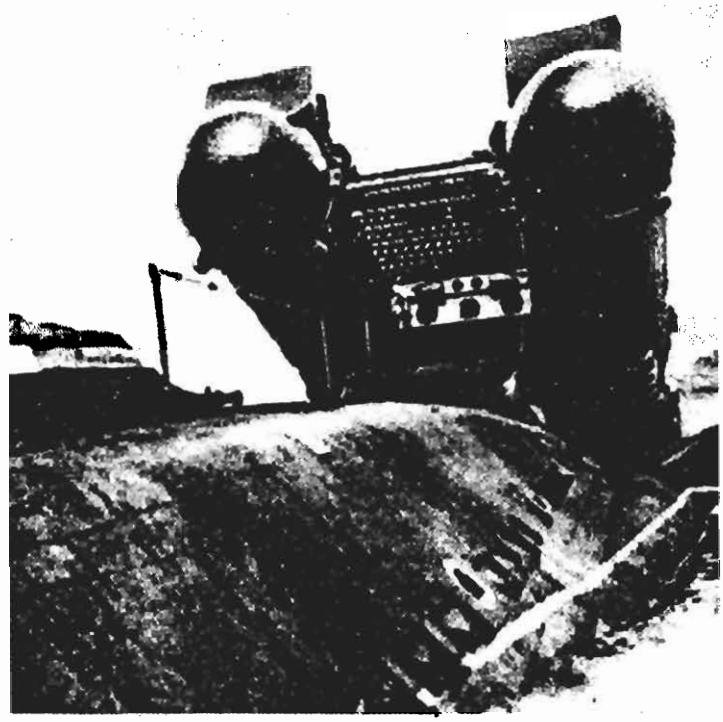


“沙道克”导弹的三面图

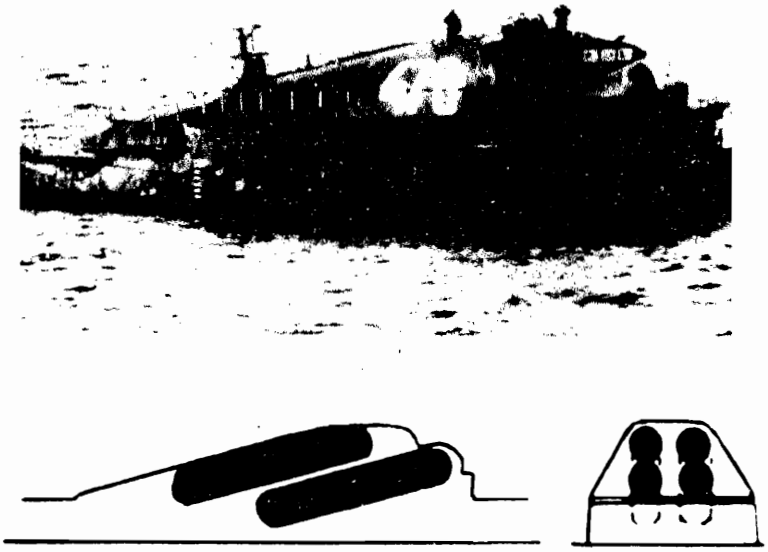
探测、发射和指控

探测和指控 发射潜艇上的声纳和雷达，陆基飞机以及位于发射艇前方的水面舰艇或潜艇等都可用于目标探测。后三种装备也是导弹飞行中段实施指令修正制导的设备。

发射装置 在各种不同的舰艇上均采用统一标准发射箱发射。有三种不同的配置方式。在W级“双箱”式潜艇上，两个发射箱置于艇外后上甲板两侧。发射箱后端固定在甲板上，可上仰旋转。发射时，发射箱可上仰20°～25°。在W级“长箱”式潜艇上，四个发射箱以15°的仰角分前后两排固定在司令塔后延伸（24米长）的流线形壳体内。导弹通过司令塔的前窗口飞出潜艇，其排气通过导流槽向后排出。

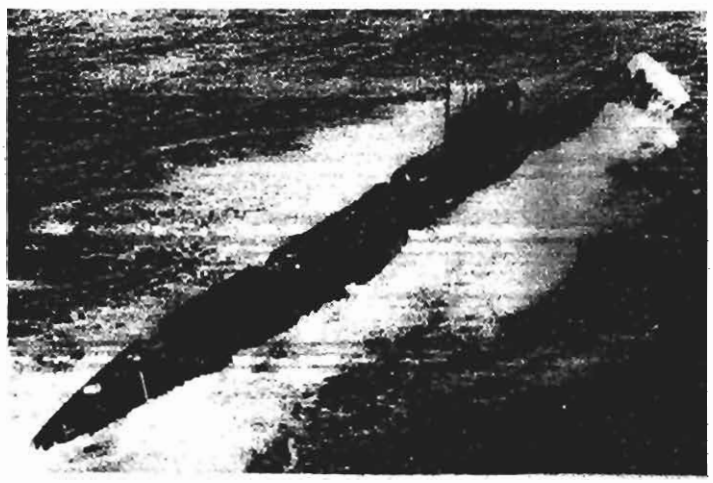


“沙道克”装在W级“双箱”式潜艇上



W级“长箱”式潜艇及导弹在艇内的配置

在专为装备“沙道克”导弹而建造的J级、E-Ⅰ级和E-Ⅱ级潜艇上，发射箱装于潜艇上甲板两侧的内外艇壳之间，每个发射箱的前上方都有一可打开的盖，使发射箱可仰起20°～30°发射导弹。这些潜艇保持了正常的流线形外形。



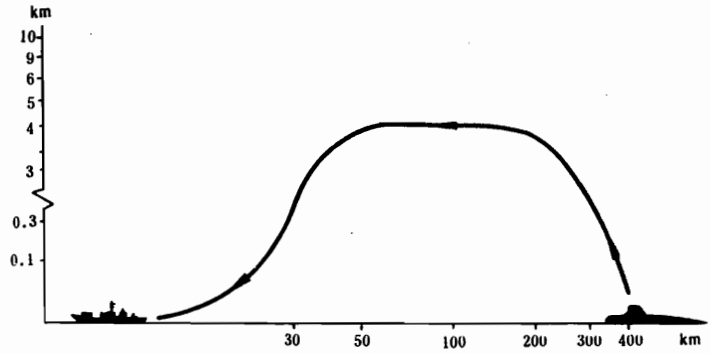
E-Ⅱ级核动力飞航导弹潜艇

作战使用

系统组成和功能　由潜艇、导弹和超视距探测设备组成。装备“沙道克”导弹的潜艇均未装有被动声纳设备，远距离目标探测要依赖陆基飞机和水面舰艇。虽然E-Ⅰ和E-Ⅱ级核潜艇可在全球海域行动，但其作战要在陆基飞机或水面舰艇配合下进行。其远洋作战能力仍受到一定限制。

工作过程　所有装备“沙道克”导弹的潜艇都是浮出水面后发射导弹的，发射时航速不大于15节，导弹在

固体火箭助推器推进下离开发射箱，然后迅速爬升到3000～6000米的高度，助推器燃完抛掉后，导弹转入巡航飞行状态。在中段巡航飞行阶段，由自动驾驶仪控制，当射程很远时要由外部指令进行修正。末段导弹向下俯冲，降至掠海高度飞行。

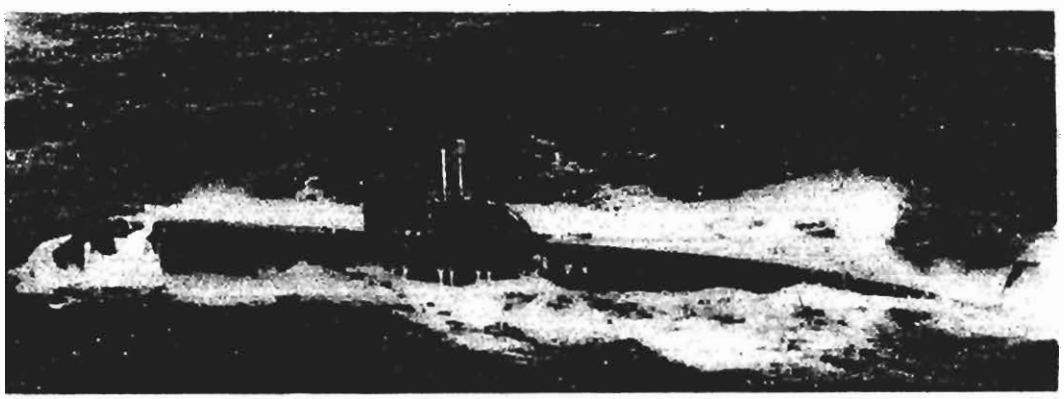


SS-N-3导弹的飞行弹道

发展与改进

该弹自五十年代末服役以来进行过多次改进，1961～1962年研制了SS-N-3B导弹。随着苏联海军开始向远洋发展，又发展了一种战略型“沙道克”，即SS-N-3C。另外苏联还在该导弹的基础上研制了更先进的SS-N-9和SS-N-12反舰导弹。 （盛德林）

SS－N－7



SS-N-7装备在C-Ⅰ级核潜艇内

概　述

SS-N-7是苏联海军第一代水下发射的飞航式潜对舰导弹，也是世界上最早的水下发射反舰导弹。它是苏联继SS-N-3A（出水后发射的“沙道克A”）之后装备的第二代潜对舰导弹，具有更好的隐蔽性。该弹于1968年开始装备苏联海军，主要装备C-Ⅰ级核动力潜艇，共12艘140枚导弹。

主要战术技术指标

目标	各种水面舰艇	弹长	6.7 m
射程	最大 100 km，最小10km，最大有效射程 45～53km	弹径	550 mm
		发射重量	3500kg
巡航高度	30m	发动机	固体火箭发动机
巡航速度	M＝0.95	制导	自动驾驶仪＋主动雷达或红外末制导
发射方式	水下发射	战斗部	重 500 kg，内装高能炸药；核弹头，当量为 200 kt
发射深度	估计20～40m		

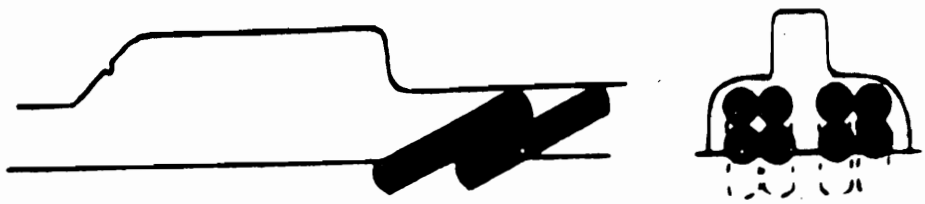
导　弹

根据C-Ⅰ级潜艇的探测设备分析，SS-N-7的有效射程约在45－53千米之间。同时根据苏联反舰导弹发展继承性很强的特点，认为SS-N-7是在SS-N-2（冥河）导弹基础上改进发展而来的。其外形象无人驾驶的小型米格飞机。由于潜艇上要求使用性好，认为采用了固体火箭发动机。采用折叠式弹翼也是可以肯定的。其他设备也进行了改进和更新。该弹的巡航高度比以前几个型号都低得多，所以采用了新的高度表。

探测、发射和指控

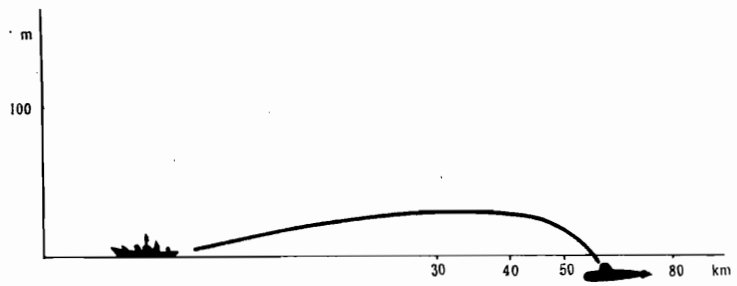
苏联的飞航导弹潜艇，以前都未装被动声纳设备，C-Ⅰ级潜艇是第一个装有被动声纳的潜艇。该被动声纳一般探测距离为50千米，在理想的环境下探测距离可达 100 千米。

发射装置位于司令塔前、艇内两侧外壳与承压内壳之间的空间内。四个发射箱构成一组，每侧一组，共装八枚导弹。每一组内，导弹分前后两排，每排两枚导弹，以45°的固定仰角安装。潜艇每侧上方有一可开盖，发射时先打开密封盖，导弹便从此窗口射出。排气可能通过导流槽向后排散。



SS-N-7 在潜艇内的配置

作战使用



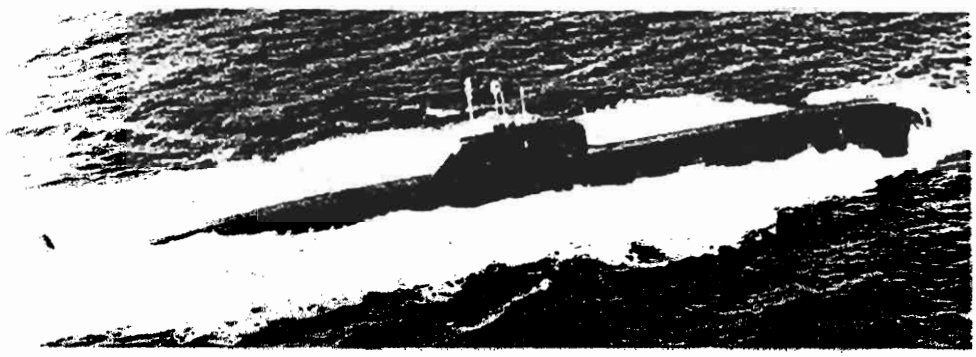
SS-N-7 潜对舰导弹飞行弹道图

系统组成和功能 SS-N-7导弹与C-Ⅰ级核潜艇结合构成潜对舰导弹系统。C-Ⅰ级潜艇排水量为5000吨，水面航速17节，水下航速28节，下潜深度大于300米。由于装备了先进的声纳设备，可在全球海域独立作战。该武器系统可用于切断海上运输线，扼守海峡和海上交通要道，也可随同水面舰艇进行远洋作战。是苏联夺取制海权的重要武器之一。

工作过程 先用艇上被动声纳探测和识别目标，目标数据获得后，潜艇在20～40米的深度发射导弹。发射时潜艇航速为8～12节。发射后，导弹以45°的倾斜弹道爬升到水面，出水后抛掉密封装置，展开弹翼，并继续爬升到某高度（有报道150米），然后下降到离海面约30米的高度巡航飞行，最后向目标俯冲攻击。

（关文桂）

海妖(Siren)SS-N-9潜对舰导弹



“海妖”导弹装备在C-Ⅰ级潜艇内

“海妖”是苏联海军的一种飞航式多用途反舰导弹，该弹于1969年装备苏联新建的“纳努契卡”级大型导弹快艇。1971～1972年装备P级核动力潜艇（该型潜艇仅建造了一艘），艇内装有10个发射箱（架），发射箱以倾斜45°的角度水下发射导弹。1973年C-Ⅰ级核动力潜艇开始服役，最初曾有几艘装备了SS-N-7导弹，后来全部装备SS-N-9导弹，该潜艇现已有六艘服役，其装弹方式与C-Ⅰ级潜艇装备SS-N-7相同，每艘装八枚导弹。关于SS-N-9导弹情况见SS-N-9舰对舰导弹。 （盛德林）

沙箱(Sandbox)SS-N-12潜对舰导弹

“沙箱”(SS-N-12)是苏联海军的一种远程多用途超音速反舰导弹。1967年开始服役，最先装备“基辅”号航空母舰，七十年代末开始用来取代E-Ⅰ级核动力潜艇上的SS-N-3A型潜对舰导弹。目前至少已有六艘E-Ⅰ级潜艇完成了改装工作。导弹在潜艇上的安装部位和安装方式以及导弹的发射方式均与原来的SS-N-3A相同。有关SS-N-12反舰导弹的情况，详见“沙箱”（SS-N-12）舰对舰导弹。

SS-N-12 装备在 E-Ⅰ级核潜艇上

（盛德林）

SS－N－13

概　述

SS-N-13 是苏联海军的一种多级弹道式战术反舰导弹，也是迄今世界上唯一的弹道式远程反舰导弹。在远程反舰导弹的发展中，苏联一方面大力发展远距离目标探测和导弹制导技术，另一方面，为了提高反舰导弹的突防能力，一直在努力提高导弹的飞行速度。这种弹道式反舰导弹较长时间在大气层外飞行，不但易于获得较远的射程，而且允许有很高的飞行速度。该弹于六十年代初开始研制，1969年已初具作战能力，可能为了发展某种技术，1973年又重新进行试验，该试验于同年11月结束。原计划装备Y级核动力潜艇，后来却撤销了此项装备计划。其原因是该潜艇的数目受战略武器协定限制，SS-N-13 未达到战略射程，苏联不愿用这种导弹占用战略导弹潜艇的指标。另一方面，据分析认为装备 Y 级潜艇的 SS-N-6 战略导弹的改进型 SS-N-6 Ⅰ已兼有 SS-N-13 导弹所具备的作战能力。

主要战术技术指标

目标	航空母舰及大型水面舰艇和舰队	弹长	10m
射程	185 ～ 1100 km	弹径	1 m
飞行速度	M＝4	推进	两级，均用液体火箭发动机
弹道最高点	300 km	制导	惯性＋主动雷达
发射方式	水下垂直发射	战斗部	核弹头

导　弹

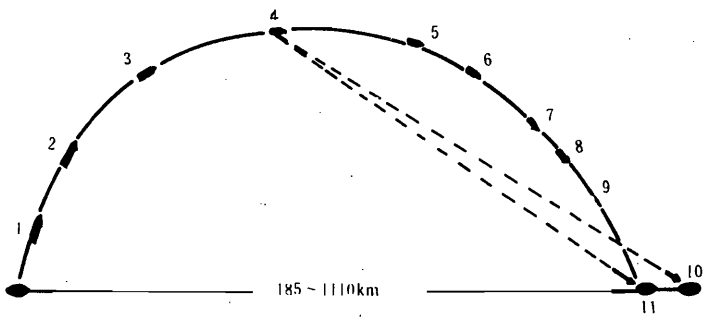
该弹主要由第一级、第二级和再入飞行器组成。弹上除了第一、二级的推进系统外，还装有惯导系统、目标探测、跟踪和数据处理设备，以及再入负荷等。其目标探测、跟踪设备在 300 千米的高空开始工作，可捕获偏离预定弹着点65千米以内的目标。

探测、发射和指控

该弹是一种自主制导导弹。发射前由海洋监视系统探测目标。海洋监视系统主要由海洋监测卫星、飞机、舰艇、商船及拖网渔船等情报收集系统、地面数据处理中心及全球 C^3I 系统构成。情报信息收集系统将收集的目标信息通过通信线路传输到地面处理中心，处理后的信息再通过 C^3I 系统发送给发射潜艇。

作战使用

SS-N-13 导弹武器系统工作时，首先由海洋监视系统向发射艇提供目标的位置、距离、航向和航速等数据，然后发射艇根据目标数据向目标所在区域发射导弹。导弹发射后按预定的弹道式弹道飞行。第二级开始工作后，弹上目标探测和跟踪系统开始工作，对预定的海域进行搜索。捕获目标后，根据目标的实际位置，用控制火箭修正导弹的飞行弹道。再入飞行器与弹体分离前再次进行修正。最后再入飞行器直接向着目标飞行。



SS-N-13 导弹的飞行弹道图

1．第一级工作 2．游标发动机工作15秒 3．第二级工作15～30秒 4．在弹道最高点（300千米）弹上探测装置开始搜索和跟踪目标 5．重新取向 6．控制火箭工作5～15秒 7．重新取向 8．控制火箭工作5秒 9．再入飞行器分离 10瞄准点 11．目标

（张宝添 盛德林）

SS-N-19潜对舰导弹

概 述

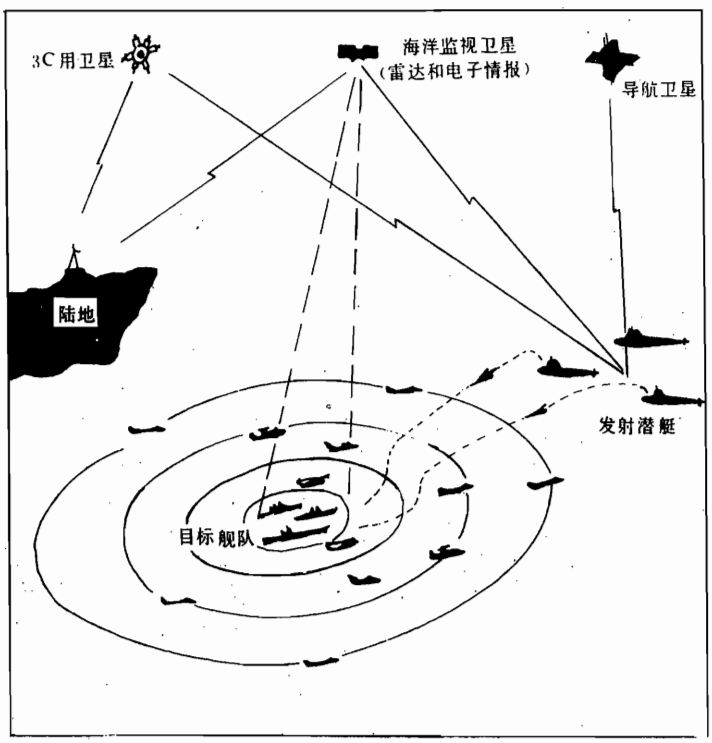
SS-N-19 是苏联继 SS-N-3 和 SS-N-12 之后于七十年代初开始研制的一种远程超音速掠海飞行的多用途反舰导弹。该弹装备新设计的大型“奥斯卡”（Oscar）级核动力巡航导弹潜艇。第一艘“奥斯卡”潜艇于1980年下水，1981年试验。SS-N-19 于1981年正式服役。

主要战术技术指标

目标	航空母舰和大型水面舰艇	巡航高度	70m（掠海段10～20m）
射程	＞500 km（有艇外制导设备），55km（用发射艇上的声纳探测目标）	发射方式	估计采用冷发射，垂直或向前仰起40°～45°
飞行速度	M≧ 2.5	弹长	10.5～11m

弹径	0.80～1.10m	发动机	一台涡轮喷气主发动机，两台固体助推器
翼展	2.60m（折叠后为1.60m）	制导	惯性＋主动雷达末制导
发射重量	5～7t	战斗部	核装药，常规装药

装备 SS-N-19 导弹的“奥斯卡”核潜艇



苏联潜载远程反舰导弹的超视距目标探测示意图

导　弹

SS-N-19 导弹外形与飞机相似，以涡轮喷气发动机推进。惯导系统加主动雷达末制导。战斗部有常规战斗部或核战斗部两种。

探测、发射与指控

近距目标用潜艇配备的声纳测定，当采用唯方位方式发射时，作战距离可大于潜艇低频被动声纳的作用距离。当目标离发射艇很远时，需用艇外设备测定目标数据。

艇外目标探测设备是由信息收集设备（卫星、熊D飞机、军舰、商船、拖网船等）、全球通信设备、地面数据处理指挥中心等组成的海洋监视系统。收集信息设备获取目标信息，通过全球通信设备将信息传送到苏联国土上的地面数据处理指挥中心进行分析处理。 指挥中心通过数据线路将所得指令信息发送给水下发射潜艇，也可发送给与潜艇配合作战的水面舰艇，再转发给水下潜艇。

SS-N-19 潜对舰导弹仅装备“奥斯卡”级潜艇。“奥斯卡”排水量为14千吨，航速为36节、双核反应堆推进的大型巡航导弹核潜艇。24枚导弹分装在潜艇两侧内、外壳之间宽 1.8 米～2.1 米的长条形空腔内。发射井面向前方上仰角 40°（也有资料说发射井是垂直的）。该级潜艇计划建造12艘，现仅一艘服役。据推测苏联还可能有其它已退役弹道导弹潜艇装备该弹。

（盛德林）

SS－NX－24

SS-NX-24 是苏联海军正在研制的一种新的潜艇发射的战术反舰导弹。目前已用Y级核潜艇在海上进行发射试验。看来已进入研制后期。估计1987年研制结束。

（盛德林）

水下发射导弹

Under Sea Launched Guided Weapon(USGW)

“水下发射导弹”模型

概　述

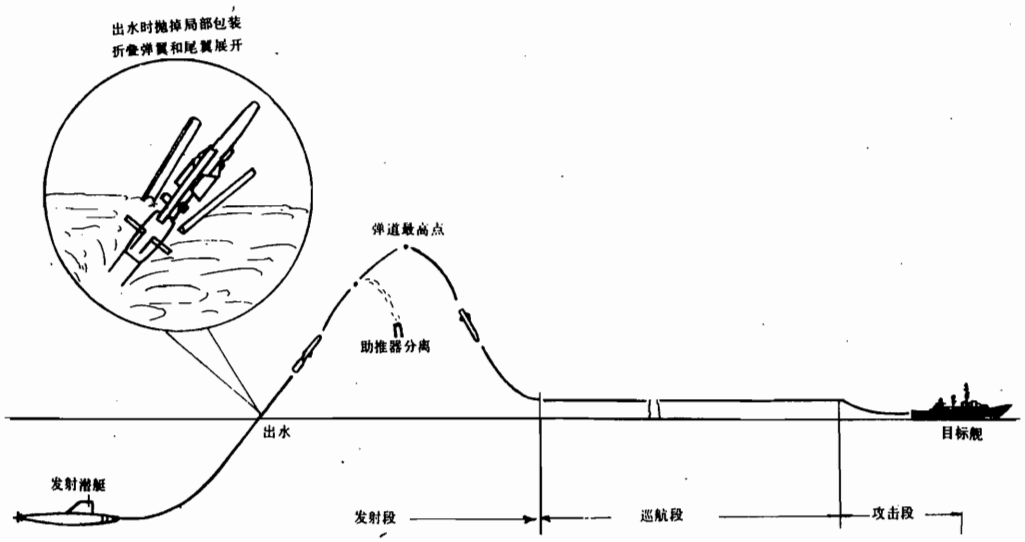
“水下发射导弹”（USGW）是英国霍克·西得利公司动力部（现为英国航空航天公司动力部）研制的一种水下发射反舰导弹。1969年，英国和法国就研制鱼雷管水下发射“飞鱼”MM38达成协议，但在论证过程中发现“飞鱼”MM38尺寸、重量都偏大，鱼雷管发射困难，因而撤销了协议。此后英国和法国便各自分别开展水下发射反舰导弹的研制。1973年4月英国霍克·西得利公司制定了USGW研制计划。USGW是在“战槌”（Martel）空对舰（地）导弹基础上发展的，它采用局部密封包覆、标准鱼雷管水下发射，水下有动力爬升、空中超低空掠海飞行的方案。经过几年的研制，取得了一定的成果。但英国政府认为自己研制USGW.在经济效益上不如直接引进美国的“捕鲸叉”（UGM-84A）潜对舰导弹，于是1975年英国航空航天公司撤销了USGW研制计划。

主要战术技术指标

目标	驱逐舰以下的各种水面舰艇		第二级为380mm
射程	约50km	翼展	1.12m（折叠后约为500mm）
飞行速度	亚音速	推进	两级固体火箭发动机
弹道最高点	30m	制导	自动驾驶仪＋主动雷达导引头
弹长	6.10m	战斗部	常规战斗部
弹径	第一级约为500mm		

导　弹

USGW由两级组成。第一级为尾段有一定锥度的圆柱体，直径接近标准鱼雷管的内径，有四个十字形配置的可向后折入翼槽的等弦稳定翼片。弹体内有一固体火箭发动机，在发动机喷管出口处装有推力向量控制的燃气舵。发动机壳体与第一级导弹壳体之间的空间内，除了有贮翼槽外，还有燃气舵作动系统和稳定翼片的翼



USGW的飞行弹道示意图

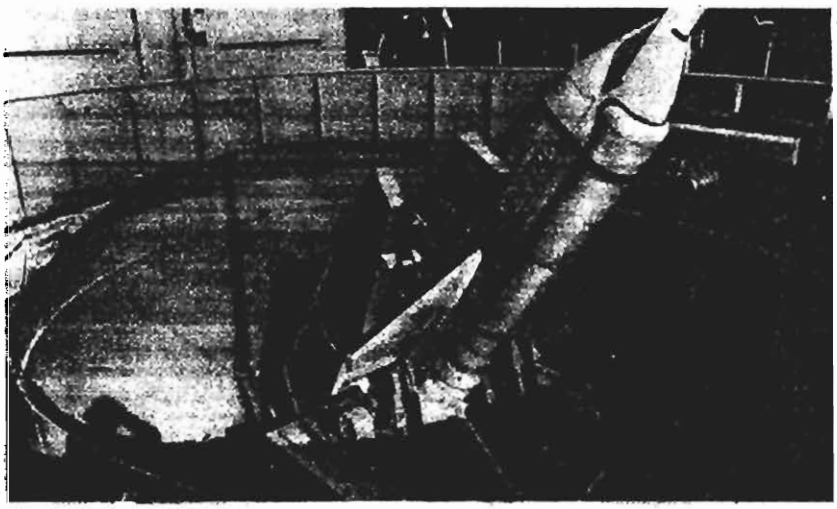
座等。第二级采用改进的“战槌”导弹，其外面用四块圆弧形壳体进行局部密封包覆，包覆壳体前端紧贴在导弹头部稍后的弹体上，而后端连接在第一级的前端。在壳体与弹体之间的间隙内，除折叠翼外，还装有出水传感器、壳体固连和抛撒机构。导弹出水时，包覆壳体对称地向外散开。

该导弹系统工作时，先由潜艇的声纳系统提供目标数据，火控系统指挥发射。发射时由气压活塞将导弹推出鱼雷发射管。当导弹离开潜艇至安全距离时，第一级发动机点火，同时导弹在推力向量控制下开始由水平向前运动转为倾斜向上爬升。出水时抛掉局部包覆壳体，随之折叠弹翼和尾翼展开，但导弹仍由推力向量控制系统控制。当导弹上升至接近弹道最高点（离水面30m）时，第一级分离，开始用尾翼操纵导弹，同时第二级发动机开始工作。导弹通过弹道最高点后，转向目标方向飞行。下降至规定的巡航高度时，转为水平巡航飞行。导弹飞至预定的导引头开机点，导引头工作，一旦导引头捕获到目标，导弹进一步降低飞行高度，最后直接撞击在目标舰上。

（盛德林）

反 潜 导 弹

伊卡拉 (Ikara)



“伊卡拉”反潜导弹从澳大利亚驱逐舰上发射

概 述

“伊卡拉”是澳大利亚国防部主管、联邦飞机公司研制和生产的一种舰载飞航式近程反潜导弹。五十年代后期，澳大利亚政府根据本国需要，吸取了其他国家反潜导弹的发展经验，制定了“伊卡拉”的发展计划。该导弹虽然是用一火箭发动机把一枚鱼雷送至目标区，但鱼雷与发动机采用并联的结构形式，因而使导弹的长度比美国的“阿斯洛克”小得多，在较小的舰上也可装备。

该导弹1959年开始研制，1964年开始装备。后来英国皇家海军也要求装备该导弹，因而英国霍克·西得利公司与澳大利亚联邦飞机公司对导弹进行了改进，改进型称为“RN伊卡拉”。1982年巴西要求用一种更先进的“伊卡拉”导弹装备其“尼特罗伊”级MK10型护卫舰。为满足巴西的要求，英国和澳大利亚又在“RN伊卡拉”的基础上作进一步的改进，并把改进的导弹称为“布拉尼克”。“伊卡拉”至今已生产了1200枚，装备该导弹的国家有澳大利亚、英国、新西兰和巴西。按1980财年美元值计算，每艘舰的装备费用为150万美元。

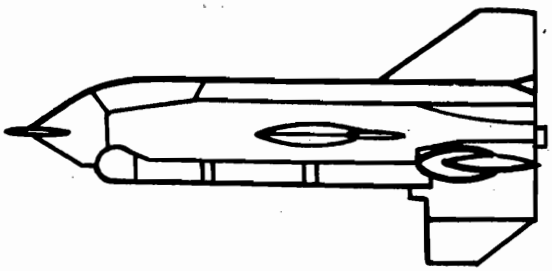
主要战术技术指标

目标	各种潜艇	巡航速度	高亚音速
最大射程	18km	环境要求	上限条件：横风70km；舰横摇±25°；纵摇±9°；升沉±5m；横倾15°
巡航高度	300m		

弹长	3.43m	发动机	两级“姆拉瓦”助推巡航组合式固体火箭发动机
弹高	1.57m		
翼展	1.52m	制导	无线电指令
发射重量	550kg，不包括鱼雷为294kg	作战负荷	MK44和MK46等鱼雷

导　弹

布局与结构　弹体短粗，外形类似美国的航天飞机。弹体前端有一起平衡作用的水平唇翼。中部有两个后掠式中单弹翼，翼内装有气压式高度表。弹体尾部有两个水平尾翼和上、下配置的两垂直尾翼。水平尾翼后缘有升降舵，上垂直尾翼后缘有方向舵，翼端有接收天线，下垂直尾翼是可折叠的。各翼的断面均为对称流线型体，用乳白色塑料制造。弹体由飞行器和鱼雷两部分组成。飞行器是导弹的主体结构，装有一台“姆拉瓦”助推巡航组合式固体火箭发动机，发动机前部和周围空间装有预置数据存贮装置、指令接收机、应答器、译码器和驾驶仪等设备。弹体尾端下部有一外接线插座，用于射前向弹内输入预置数据。轻型鱼雷由前、后和中间几个固定装置和捆带固定在飞行器腹部，鱼雷后面还有一小舱，装有降落伞和分离机构。



“伊卡拉”反潜导弹外形图

动力装置　一台“姆拉瓦”助推巡航组合式固体火箭发动机。

制导与控制　弹上设备主要包括指令接收机、译码器、微波应答器、预置数据存贮装置、自动驾驶仪和操纵舵等。接收机接收控制指令后，由译码器进行译码，然后自动驾驶仪进行处理，并实施控制。

作战负荷　最初仅带美国的MK44鱼雷，后经改进，逐步扩大装载范围。现可装载美国的MK46、意大利的A 244/s、瑞典的TP42以及英国的“鲔鱼”等轻型鱼雷。

各鱼雷的战术技术指标

指标 \ 鱼雷	MK44	MK46	A 244 / s	TP42	鲔鱼
目　标	各种潜艇	各种潜艇	各种潜艇	各种潜艇	各种潜艇
航程（km）	2～10	11			
航速（kn）	30	33			45
最大作战深度（m）	300	400			400
捕获距离（m）		460			
长　度（m）	2.56	2.59	2.7	2.60	
直　径（mm）	324	324	324	400	
重　量（kg）	233	230		298	
推　进		单组元火箭	电	电	
寻　的	主动音响	主/被音响	主/被音响		音响
战斗部重（kg）	34	44		50	

探测、发射和指控

目标探测　舰载或直升飞机携带的声纳。

火控系统　由计算机、显示器、操纵台、跟踪装置、编码器和指令发射机等设备组成。射前，计算机根据声纳测得的目标数据、发射舰的位置数据和外界环境数据计算导弹的最佳飞行弹道，编制飞行程序，确定鱼雷的搜索方式和深度范围。操作员进行射前检查，协调指令线路的工作频率（协同攻击时），操纵发射架瞄准目标，根据显示的战场环境确定发射时机及实施导弹的发射。导弹发射后，计算机根据目标位置变化的数据和通过应答器获得的导弹位置数据计算控制指令，经编码后通过发射机发送给导弹。操作员可通过显示器对飞行的导弹进行监视。必要时可以改变导弹的飞行航线或终止导弹的飞行。

发射装置　回转式发射架。它由回转系统、俯仰系统、装卸导轨、发射导轨、导弹发射架后座、电线插头、点火装置以及应答器检测天线等组成。

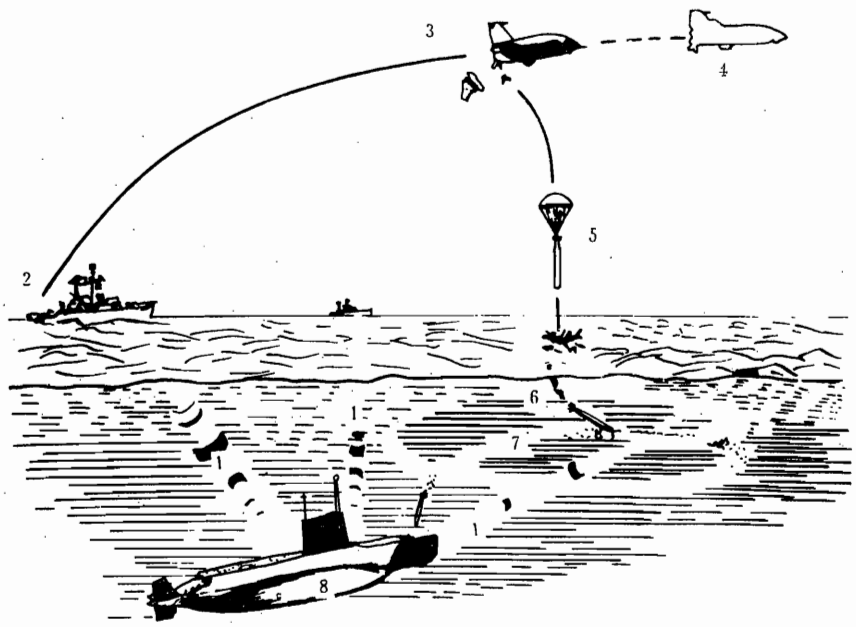
回转系统由固定底座、电机及齿轮变速箱组成。其功能是在操纵台控制下，使发射装置作± 360°的水平回转。俯仰系统由左右支臂、俯仰轴、液压控制箱、液压管路等液压系统组成，其作用是装弹时使发射架呈20°俯角，装弹后使导弹呈55°的固定发射仰角。装卸导轨由固定在回转盘左右的两个平行导轨组成，它们与底盘约成20°的下俯角。其主要功能是在装卸导弹时起连接支撑和定位作用。发射导轨是由长约1.5米左右的平行导轨组成，主要起定位、支撑夹紧和保证发射仰角的作用。弹尾左侧对应的发射架上有一个点火装置。发射时，通过来自火控系统的电脉冲信号进行点火发射。发射装置总重为10吨，装弹时间不超过一分钟。

导弹平时装在弹库内，工作时由输弹车把弹库的导弹送到装弹门，发射架前端也转到装弹门并下俯20°，使发射导轨与装卸导轨对接，然后把导弹送上发射导轨。

另外，英国航空航天公司最近为“伊卡拉”设计了一种长方形贮运发射箱，箱长7.0米，宽1.8米，高3.3米。这种贮运发射箱可以直接装在甲板上，比原来的回转式发射系统简单，重量轻，因而可在更小的舰上装备。

作战使用

系统工作时，先由声纳测定目标数据，火控系统进行处理，然后由操作员指挥导弹的发射。导弹以55°的



“伊卡拉”作战过程示意图（图注见下页）

1．目标探测 2．发射舰发射导弹 3．投放鱼雷 4．飞行器继续飞行 5．鱼雷减速入水 6．搜索 7．鱼雷攻击 8．目标

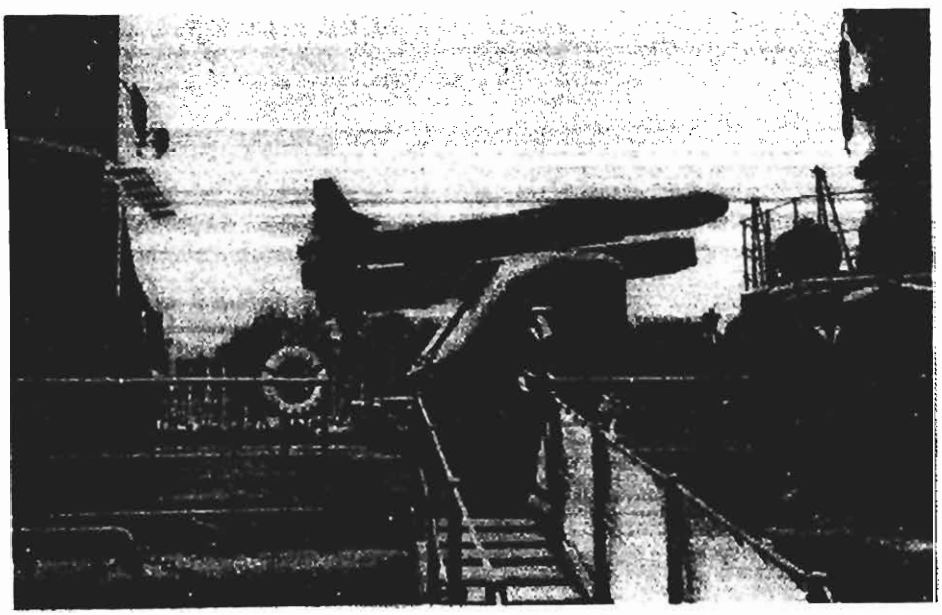
仰角从发射架上射出，助推器把导弹沿 55° 的爬升角送至约 300 米的巡航高度，然后转为水平巡航飞行。在导弹飞行中，舰上跟踪装置不断向导弹发出询问信号，弹上应答器也不断地向发射舰发回应答信号。发射舰以此对导弹进行跟踪和确定导弹的距离和方位。舰上火控系统根据目标位置的变化和导弹的位置计算控制指令。控制指令经编码后，由发射机发送给导弹。弹上接收机按预定的频率和预定规律选收外来信息，然后送给译码器译码，译码后的指令控制信号，送给自动驾驶仪，自动驾驶仪操纵导弹转到新的航向上飞行。由于目标不断改变位置，风等环境因素不断对导弹飞行产生作用，因此导弹在飞行中要不断进行指令控制，直至飞到要求的投雷区。

当导弹飞到投雷点时，发射舰向导弹发出投雷指令。此时，固定鱼雷的金属捆带被爆炸装置切断，前、后固连机构松开。同时整流罩和下垂直尾翼被抛掉，降落伞脱出。鱼雷下落，降落伞展开。而飞行器投雷后继续向前自由飞行，在鱼雷入水前方较远的地方落入海中，对鱼雷入水后的搜索不产生干扰。

鱼雷入水后，按预定的搜索方案和预定的深度范围进行搜索，一旦发现目标，便由搜索状态转为追踪状态进行追踪攻击，直至撞击在目标潜艇上，引爆战斗部。

（唐钟藩）

玛拉丰 (Malafon)



“玛拉丰”反潜导弹装在法国“阿哥内特”号驱逐舰上

概　述

“玛拉丰”是法国航空工业公司研制的一种水面舰艇发射的飞航式近程反潜导弹。它是利用该公司的“玛拉法斯”舰对舰导弹弹体和以音响寻的鱼雷为作战负荷而组成的。五十年代中期开始研制，六十年代中期开始服役。装备的战舰有：两艘“萨弗伦”级、五艘“苏尔考夫”级、三艘“杜维尔”级驱逐舰，五艘T 47型和一艘

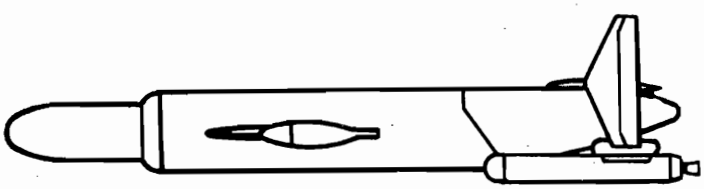
T 56型护卫舰。每只舰上均配备有一个发射架，13枚导弹。仅法国海军装备了该导弹。

主要战术技术指标

目标	水下航速小于20 kn 的潜艇，也可攻击水面舰艇	弹径	650mm
		翼展	3.3m
射程	13km	发射重量	1500kg
巡航高度	100m（弹道最大高度 230 m）	发动机	两台固体火箭发动机
最大速度	830km/h （发动机燃完时）	制导	无线电指令
弹长	6.15m	作战负荷	L_4 型音响寻的鱼雷

导　弹

布局与结构　圆柱形弹体，卵形头部，在弹体中部有两个后掠式中单弹翼，翼端装有曳光管。导弹尾部有上单尾翼，翼端装有后掠式垂直端板，其后缘装有方向舵，两固体火箭发动机位于尾段下方，弹体两侧。发动机与弹体之间装有升降舵。弹体主要由鱼雷和后段两部分组成。鱼雷的四分之三套装在弹体壳内，鱼雷后面的导弹尾舱内装有导弹的制导和控制设备以及降落伞等。



“玛拉丰”反潜导弹外形图

动力装置　两台法国火药和炸药公司研制的“金星”固体火箭发动机，推进剂为聚氯乙烯、高氯酸铵和铝粉。发动机为圆柱形，其药柱长 1.400 米，直径 275 毫米，重92千克，工作时间为 3 秒，总冲量为 170 千牛秒。

制导与控制　弹上有无线电指令信号接收机、无线电高度表、自动驾驶仪及舵面作动设备。

作战负荷　L_4 型声响寻的鱼雷。结构材料为镁合金。整个鱼雷由头舱、中舱和尾舱组成。头舱内装有制导系统、声纳发射线路和战斗部。战斗部内还装有触发引信和音响近炸引信。中舱内装有电池和起爆元件。尾舱内装有高压空气瓶、推进装置（电马达带动两个转向相反的螺旋桨）和操纵机构。为了使鱼雷缓慢入水，在鱼雷的尾部有降落伞稳定机构、投放机构，鱼雷前部还有投射帽。该鱼雷长3.13米（包括降落伞稳定器），直径 533 毫米，重 540 千克，水下航速30节。

探测、发射和指控

目标探测　由 DUBV-23D 舰载声纳和 DUBV-43B 变深度拖曳声纳联合进行。DUBV-23D 低频全景声纳主要由48元换能器阵（分两部分装在舰首）、接收机、数据处理装置和把数据传送给武器的设备组成。该声纳有四个工作频率（均在 5 千赫附近），发射功率为96千瓦（2×48千瓦），宽为 4、30、150 或 700 毫秒，节律可以在1371.6～4389 1.2 米无级调节。接收机可全景接收和定向接收，并可在声纳接收带内进行监听。

DUBV-43B 拖曳声纳由一称之为“鱼”的流线形拖曳体和拖索等组成。“鱼”长5.50米，宽1.70米，下潜重量7.75吨。“鱼”内有一直径为 1 米、高 1.2 米的换能器阵。总计 192 个换能器单元分别装在 24 块垂直“狭板”上，每块板上装有 8 个换能器单元。“鱼”最远位于舰后 250 米处，深度可在10～200 米间调节。“鱼”体上还装稳定器，用于控制“鱼”的滚动、倾斜和下潜深度。拖索内含有48对传送信号的导线。允许拖曳速

度4～24节，探测距离最大25千米。

DUBV-43B声纳的拖曳体“鱼”和拖曳机构

有四种工作方式：（一）以DUBV-23为主同步工作，（二）以DUBV-43为主同步工作。在这两种方式中DUBV-23均用于攻击，而DUBV-43用于监听，它们的工作频率可以相同也可不同。（三）DUBV-43用于攻击。在这种情况下，两声纳的工作频率必须相同。（四）当其中一声纳出现故障时，可由无故障声纳独立工作。联合使用有许多优点：（1）可获得最佳探测效果，（2）由于深度可在10～200米间选择，有利于提高音量，因而能更有效地发现来袭的常规潜艇，（3）使探测性能不受海情影响，（4）可一面监听一面攻击，（5）深潜声纳可以双倍的功率发射，因而可提高探测距离。

指控系统 由DLA反潜火控系统、指控雷达和跟踪装置等组成。它们分别与中央作战系统相连。DLA由“目标”模块和“武器”模块组成。目标模块主要包括一微处理机和进行显示的战术信息显示器。微处理机用于处理声纳送来的目标数据（方位、距离和深度），计算出武器模块所需的数据。武器模块包括一与上述类似的微处理机以及导弹、鱼雷等武器。微处理机用于弹道计算、编程、把数据输入导弹和指挥导弹发射等。导弹发射后用跟踪设备进行跟踪，当导弹偏离预定航向时，由指令发射机向导弹发出控制指令。

发射装置 用斜轨发射架发射，斜轨装在一可回转的发射塔上。导弹平时装在甲板下的弹库内，有自动装弹线把导弹装上发射斜轨或从斜轨上将导弹送回弹库。

作战使用

系统工作时，先由声纳探测目标，由火控系统进行数据处理和控制导弹的发射。导弹发射后，在两火箭发动机推进下，先爬升到230米高度；发动机燃完脱落后导弹在无推进情况下进行受控滑翔式飞行。指令线路进行指令控制，高度表进行高度控制，使导弹按预定的航向和不低于100米的高度飞向目标区。在离预定目标点约800米时，导弹从尾舱抛出降落伞，使导弹减速，然后投放鱼雷的机构脱开，鱼雷则靠惯性从弹体内飞出，落入水中。鱼雷入水后，音响寻的装置开机，并按螺旋形轨道运动。一旦发现目标便转向目标方向航行，最后撞击在目标上，触发引信引爆战斗部。如未直接撞击目标，在鱼雷从目标附近通过时，近爆引信引爆战斗部。

发展与改进

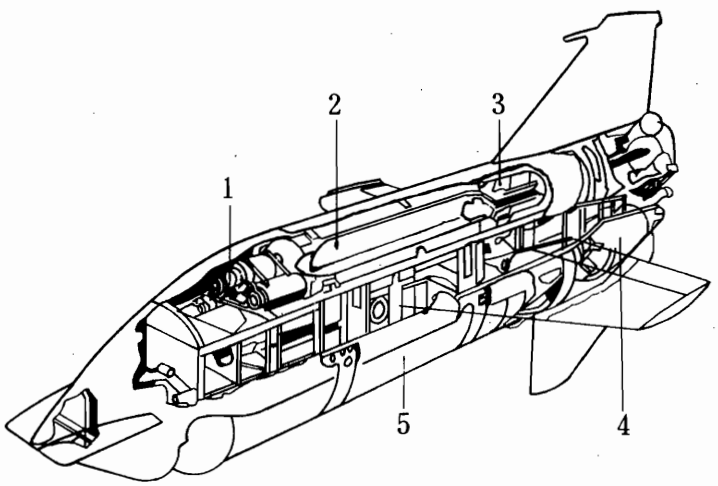
“玛拉丰”于1956年开始研制，至1959年共进行了15次地面发射试验，6次空中发射试验。试验中遇到的主要问题是助推器燃完抛掉后，不能保证导弹在100米高度上滑翔飞行，最后用无线电高度表进行控制，用改变弹翼攻角来提高升力的办法使问题得到解决。1962年6月开始在“加里索尼”号战舰上进行海上发射和制导

试验。1964年在该舰上装备了声纳和指令制导雷达。随之用20枚导弹进行了全武器系统的鉴定试验。1965年进行作战鉴定试验。试验结束后用“玛拉丰”Ⅰ型导弹进行了临时性装备。随后在“玛拉丰”Ⅰ的基础上研制了“玛拉丰”Ⅱ。“玛拉丰”导弹从服役以来一直在不断地进行改进。　　（唐钟藩）

布拉尼克 (BRANIK)

“布拉尼克”是英国航空航天公司、费伦第公司、澳大利亚联邦飞机公司、意大利奥托·梅拉腊公司和沃斯珀·瑟内克罗夫公司等联合研制的一种反潜导弹。该导弹是在澳大利亚和英国联合研制的“依卡拉”改进型基础上发展起来的。七十年代中期巴西为装备“尼特罗依”级MK10型护卫舰，要求一种更先进的“依卡拉”式反潜导弹，并把这种导弹称“布拉尼克”。

最初的“布拉尼克”武器系统仅对舰载系统作了两项改进，一是火控系统中采用了一台费伦第公司的FM 1600B型计算机，另外还设计了一套轻便的数据处理设备，但未对导弹进行改进。澳大利亚政府为了使这种老式导弹获得新的生命力，决定进一步改进导弹，1982年宣布了改进计划。该计划要求缩小导弹尺寸，减轻重量，提高可靠性和改进导弹的性能。具体的改进发展项目有四项：（1）采用折叠弹翼和箱式发射架；（2）采用意大利“奥托马特”反舰导弹使用的超视距制导技术，意大利奥托·梅拉腊公司已进行了具体设计，在导弹的垂直尾翼上加装一个新设计的PRT 406收发机，舰上则采用原“奥托马特”的舰上PRT 401收发机。新设计的PRT 406收发机由电源、逻辑电路、中频和射频线路、射频发射头、接收头和天线等组成。其作用是接收舰上PRT 401发来的制导指令和向舰上发送有关导弹位置的信息。（3）扩大作战负荷包络，不仅可携带美国的MK44和MK46鱼雷，而且可携带瑞典的T 42，英国的“鲔鱼”、意大利的A 240/s和A-290等轻型鱼雷。（4）为增大射程，尾部加装了一固体助推火箭。计划1984年提供一枚超视距制导的“布拉尼克”样弹进行试验。



“布拉尼克”导弹结构图

1．驾驶仪　2．主发动机　3．助推器　4．降落伞　5．鱼雷

（盛德林）

阿斯洛克 (ASROC) RUR-5A

概　述

“阿斯洛克”是美国海军主管、杭尼韦尔公司研制、水面舰艇发射的短程弹道式反潜

“阿斯洛克”反潜导弹从美国
“布鲁克”号导弹护卫舰上发射

导弹。ASROC是英文 Anti-Submarine Rocket 的缩写。它是在“海燕”（Petrel）、“阿尔法”（ALFA）和“阿斯托尔”（Astor）反潜武器发展经验的基础上研制的。该导弹实际仍是一种火箭助推式鱼雷。经过多次改进，现已有MK_1（携带核深弹）、MK_2（携带MK44和MK46鱼雷）等多种弹型。1955年开始研制，1961年开始装备。研制费用为2.45亿美元，1961年每枚导弹的价格为2.2万美元。至今生产量已超过20000枚。

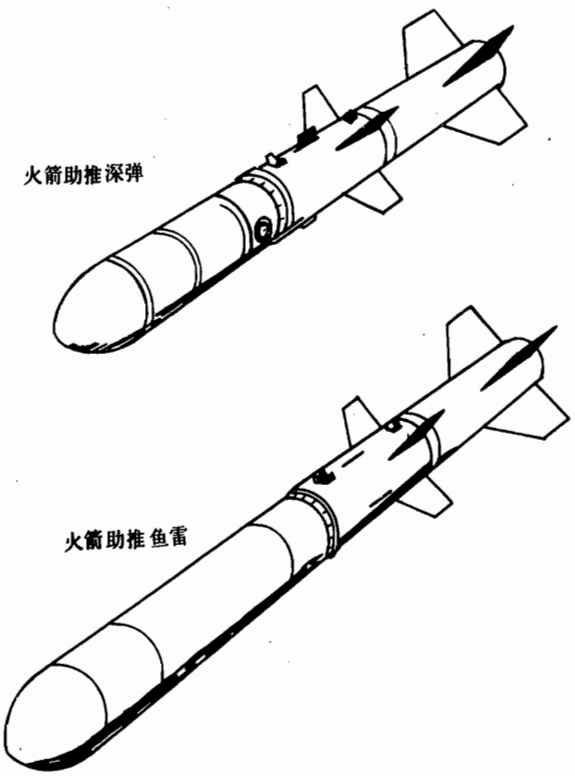
“阿斯洛克”是世界装备最广泛的一种反潜导弹。美国：27艘巡洋舰、87艘驱逐舰、65艘护卫舰；日本：15艘驱逐舰、11艘护卫舰；西班牙：5艘驱逐舰，5艘巡洋舰；希腊：4艘驱逐舰；加拿大：4艘护卫舰；联邦德国：3艘驱逐舰；土耳其：3艘驱逐舰；巴西：2艘驱逐舰；巴基斯坦：2艘驱逐舰；意大利：1艘导弹巡洋舰；南朝鲜：2艘驱逐舰；中国台湾：4艘驱逐舰。

主要战术技术指标

目标	各种潜艇	翼展	838mm
射程		发射重量	
MK_1	3.2～9km（装MK17深弹）	MK_1	427.74kg
MK_2	1～8km（装MK44和MK46鱼雷）	MK_2	486.25kg
飞行速度	M≈1	发动机	一台固体火箭发动机
弹长		制导	程序控制＋音响寻的
MK_1	3.94m	作战负荷	
MK_2	4.5m	MK_1	一枚MK17深弹（W44核弹，1kt级）
弹径		MK_2	一枚MK44或MK46鱼雷
MK_1	349mm		
MK_2	336.7mm		

导　弹

布局与结构　圆柱形弹体，卵形头部。在弹体中后部和尾部有两组均为×形配置的稳定翼。弹体由作战负荷段、中间连接段和发动机段组成。作战负荷段由一鱼雷（或深弹）和保护帽组成。中间连接段位于弹体中部，是将作战负荷与发动机连成一体和装载弹上除发动机和作战负荷之外一切设备的舱段。中间连接舱内装有程序机构和前、后分离的两个爆炸装置。当作战负荷为鱼雷时，还装有降落伞等。发动机舱主要装有一台固体火箭发动机。



“阿斯洛克”导弹外形图

动力装置　一台美国海军推进剂厂研制的固体火箭发动机。该发动机采用圆柱形壳体，内装挤压形成的药柱。后端有一喷管板，12个喷管像法兰盘的螺孔一样，直接开在喷管板上。发动机上底有一大孔，当发动机与弹体构架分离时才打开，以产生反向推力。点火导线从头部进入燃烧室。

发动机长1.48米，直径325 毫米，重172千克，平均推力53.44 千牛，工作时间3.7秒。

制导和控制　主要由程序机构和分离爆炸装置等组成。程序机构是该导弹的大脑，它可能包括有加速度计、积分机构和时间机构等设备。加速度计和积分机构能较准确地确定导弹的飞行速度，因而能在导弹达到某预定速度时使发动机分离；而时间机构可在发动机分离后预定的时间发出指令，使中间舱段与负荷分离。

作战负荷　MK44鱼雷、MK46鱼雷或MK17核深水炸弹。

通用电器公司研制的MK44鱼雷是一种电动机械式控制和推进的鱼雷。它由头部舱段、战斗部舱段、控制和电池舱段以及尾舱段组成。头部舱内装有用于目标探测的换能器（主动声纳）。战斗部舱内装有32千克HBX-3炸药和一触发引信。控制和电源舱内有程序装置、控制系统和海水激活电池组。尾舱内装有电动马达，尾端有两个对旋的螺旋桨和操纵舵。换能器是该鱼雷的关键部件，它把电信号转换成声信号发送出去，又把接收到的回波转换成电信号送给控制系统。该声纳也可被动工作，跟踪噪声源。程序装置存有射前输入的搜索和追踪

“阿斯洛克”导弹在发射架上

工作程序。控制系统可根据程序规定的搜索方案和追踪方案控制鱼雷的运动。

该鱼雷长2.56米，直径336毫米，重233千克，航速30节，攻击深度45～300米。可攻击航速为25节的潜艇。

鱼雷一入水首先是海水激活电池组并向各系统供电，随即按程序以某种下潜角下潜，下潜到预定深度，此后先按预定的搜索方案在水平面内作圆周运动，进行搜索。如未发现目标，便在其上限深度和下限深度之间以某下潜角度或以某上爬角度螺旋式上下运动，进行搜索。一旦发现目标，便停止搜索，转为追踪方案工作，鱼雷转到追踪航道上航行。如果追踪失去目标，控制系统便使鱼雷恢复搜索。

MK 46是通用电器公司和杭尼韦尔公司联合研制的一种高速、深水航行、被动或主－被动声纳自导的反潜鱼雷。它由头部舱段、战斗部舱段、控制和燃料组合舱段以及尾段组成。头舱内装有声纳（包括发射机、接收机和换能器）。战斗部舱内装43.5千克H-6型复合炸药。控制和燃料舱内装有计算机、自动驾驶仪、电源、单元推进剂箱、燃料启动阀、点火器和海水激活电池等。尾舱内装有推进装置和操纵执行机构、机电传动装置（带动舵）、燃料泵、燃烧室、交流发电机的整流器和海水泵。尾部有两对螺旋桨。

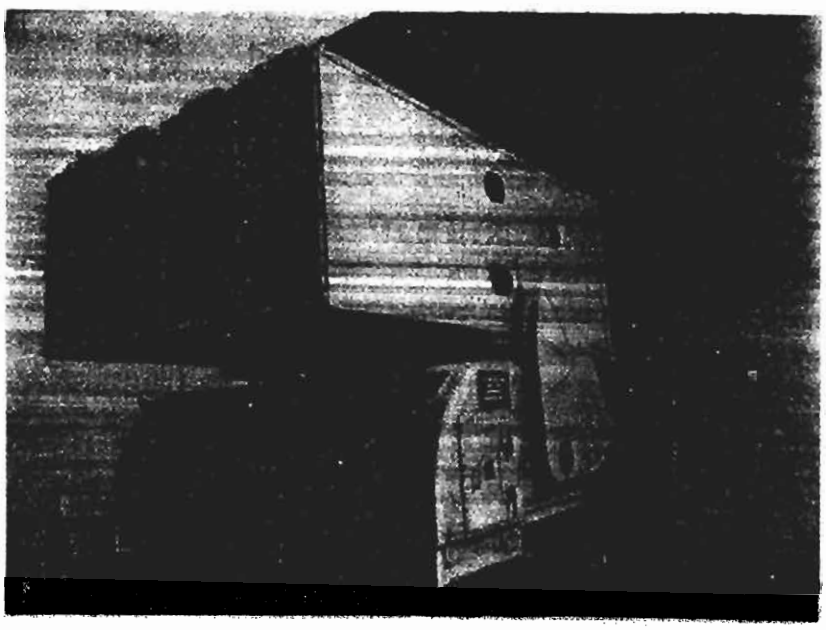
该鱼雷长2.59米，直径336.7毫米，重230千克，最大航程11千米，战斗部重44千克，航行速度为33节，攻击深度约6～400米，能攻击航速为33节的潜艇。

鱼雷入水下潜到预定深度便开始搜索。一旦发现目标便停止搜索，转为追踪航行。

MK 17深弹是W44型原子弹（共生产了850个），长1.68米，直径349.3毫米，重126千克，TNT当量1000吨级。可在水下击毁离爆炸中心3～9千米，航速为33节的潜艇。

“阿斯洛克”导弹根据程序机构发出的点火指令开始点火发射

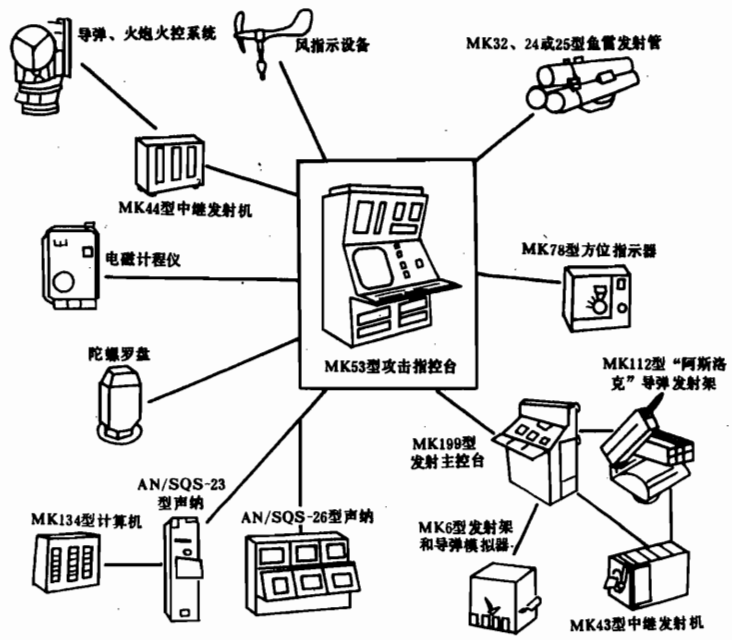
探测、发射和指控



“阿斯洛克”8箱式发射架

探测和跟踪 包括有声纳、雷达和发射舰本身运动的测量设备。美国用AN/SQS-23和AN/SQS-26声纳，它们是由发射机、接收机和换能器等组成的大功率，远距离主一被动声纳，主要用于水下目标的探测和跟踪，并把测得的目标数据送给水下火控系统。雷达用于跟踪飞行的导弹和目标，而舰上惯导系统等为火控系统计算导弹的飞行弹道提供本舰的运动数据。

水下火控系统 MK114型“阿斯洛克”导弹火控系统。它由MK53型攻击控制台、MK78型方位指示器、MK134型稳定计算机以及MK43和MK44型中继发射机组成。攻击控制台主要根据各测量设备提供的数据计算导弹的飞行弹道，准备发射导弹和编制发射程序（包括发射架的发射方位和仰角、导弹的飞行程序和发射信号）。方位指示器向指挥员显示目标、发射舰、武器控制等场情。稳定计算机主要用于稳定声纳方位和提高声纳的工作效能。MK43型中继发射机用于检测导弹的工作程序和导弹的准备情况，并对导弹的点火和分离组件进行监控。MK44型中继发射机的作用在于为雷达对导弹的跟踪提供目标数据。



“阿斯洛克”反潜武器系统总图

发射系统 由MK199型发射主控台和MK112型发射装置等组成。发射主控台用于执行动力分配，发射架控制，以及对发射架、导弹和发射程序进行监控。

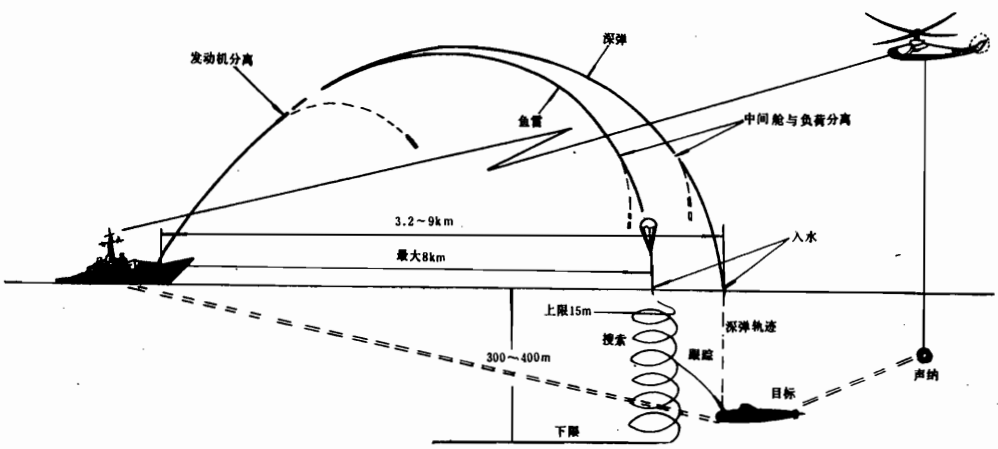
发射装置由转台、底座、导向装置、发射箱等组成。转台位于甲板上，可在水平方向上旋转。底座装在转台上，而四个导向装置通过扭矩管装在底座上。扭矩管使导向装置可作+85°和-3°的俯仰运动。导向装置是由上下两个发射箱构成的组合件。每个发射箱内除有一枚导弹外，还装有可向箱外伸出的悬挂式发射导轨，阻止导弹侧向运动的缓冲器，限制导弹前后运动的液压式限制器以及接线盒等。发射导弹时，发射箱口的门自动打开，发射导轨带着导弹从箱口伸出，接着检查发射电路，最后向导弹的点火和分离组件发出发射指令，于是导弹发动机点火。当推力达到预定值时，导弹克服限制器的限制从导轨上射出。同一导向装置内的导弹最小发射间隔为15秒，不同导向装置内的导弹为25秒。发射装置长4.1米，宽5.2米，总重为25吨。

“阿斯洛克”还可应用“鞑靼人”舰对空导弹发射架发射。在这种情况下，平时导弹装在舰的弹库内，使用时才象舰对空导弹一样装上发射架。

作战使用

系统组成和功能　全武器系统由导弹、探测系统、火控系统和发射系统组装在一艘战舰上。一般装该导弹的反潜战舰可在水下形成底面积为约 300 平方千米，深 300 ～ 400 米的圆柱形反潜区。可以独立进行反潜，也可为舰队或运输舰提供水下保护。

工作过程　先由声纳测定目标，并将目标数据送给水下火控系统，火控系统计算导弹的弹道，编制飞行程序和发射程序。然后由发射系统实施导弹的发射。导弹以约 45° 的角度从发射箱射出后按弹道式弹道飞行。在发动机推进下，导弹速度逐渐增加，当作战负荷的速度达到计算的入水点所要求的预定速度时，发动机便与中间连接段分离。此时，程序机构发出分离指令信号，引爆发动机分离爆炸装置，同时发动机头部的孔打开产生大于推力的相反推力，使发动机产生负加速度。此后中间连接舱段与作战负荷一起继续沿着弹道式弹道飞行，飞行到某预定时间后，程序机构又发出一个指令，引爆另一个使中间连接段与作战负荷分离的爆炸装置。当负荷为鱼雷时，分离的同时降落伞打开，保险解脱线拔出鱼雷上的保险销，允许鱼雷入水后海水激励推进系统。分离后鱼雷减速入水。入水时头部的保护帽（深弹头部也有保护帽）破碎，降落伞随之被切断。深弹入水后下沉至预定深度引爆。而鱼雷则下潜至预定的搜索深度开始按预定方案进行搜索，发现目标后便转为追踪攻击。



“阿斯洛克”反潜导弹的飞行弹道

检测与维修　分预防性维护和矫正性维护两种。预防性维护主要是定期检查、清理、测试和调整。矫正性维护分舰上矫正和在弹库或工厂维修。在舰上可更换保护帽、推力抵销板（位于发动机喷管后面）、深弹尾翼的附加尾翼尖、电缆组件和深弹的电源。上述部件之外的部件损坏时，由弹库或工厂进行维修。

系统特点　弹上没有复杂的控制系统，仅由一程序装置控制，结构很简单。另外该导弹既可以鱼雷作为作战负荷，又可以深弹作为作战负荷，大大增加了使用的灵活性。

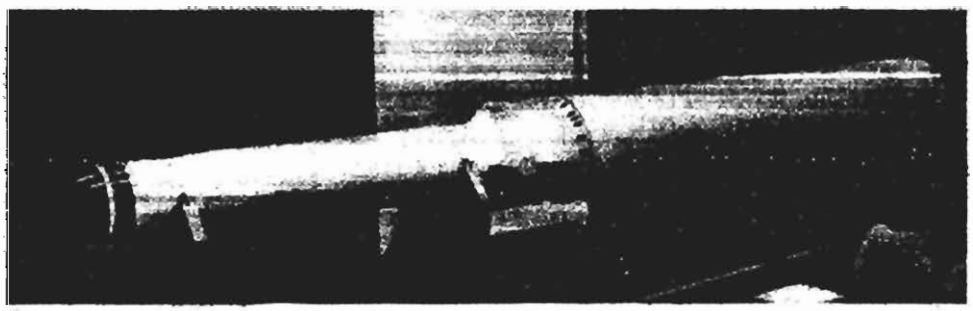
发展与改进

1955年拟定发展计划，1956年与杭尼韦尔公司签订了正式研制合同，1960年进行定型试验，1961年开始装备。最初仅有装深弹的导弹，接着又研制了装鱼雷的型号。六十年代中期又发展了装MK 46鱼雷的型号。1984年美国政府正式拨款发展垂直发射的增程“阿斯洛克”。垂直发射“阿斯洛克”有两项重大改进，一是弹上装自动驾驶仪，便于垂直发射后的方向控制，另外研制了一新的带推力向量控制设备的固体火箭发动机。该发动机采用了聚丁二烯为推进剂，喷管为固定式的，喷管喉部直径为83毫米，燃烧室压力 930 千帕，燃气温度为

3205℃，膨胀比 8.6，平均推力 67.56 千牛，用二次喷射方法改变推力向量。

（唐钟藩）

萨布洛克 (SUBROC) UUM-44A



“萨布洛克”反潜导弹

概　述

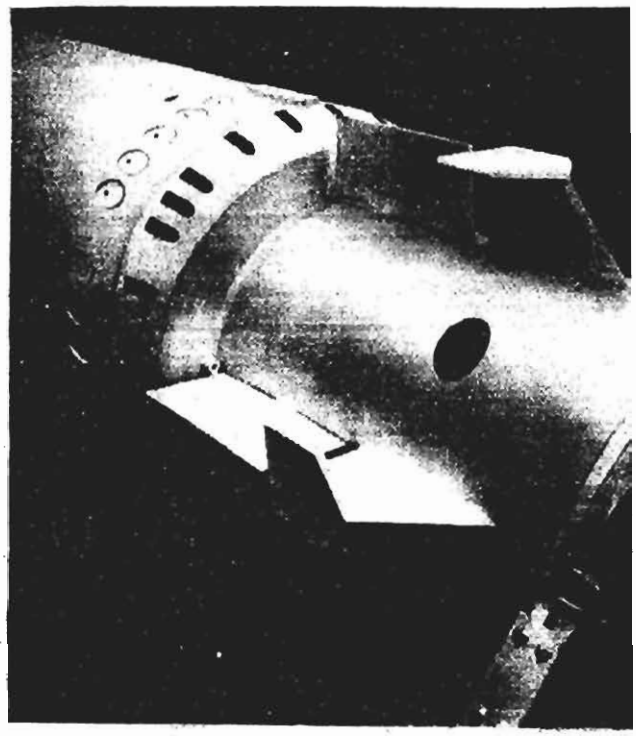
“萨布洛克”是美国海军军械实验室主管、古德伊尔公司研制的潜艇水下发射弹道式反潜核导弹。二次世界大战后，美海军提出将导弹、原子弹和机动隐蔽的核潜艇结合为一体的海上武器发展思想，并决定发展一种潜艇水下发射，用于攻击潜艇、水面舰艇、空中飞机和海岸目标的通用导弹。该导弹称为潜载火箭，即“Subroc”导弹。由于当时技术条件的限制，最后确定的设计方案仅仅是一种带深水核炸弹的反潜导弹。1958年春招标，同年开始研制，1964年定型，1965年开始装备。研制费用为2亿多美元，每枚导弹的价格约为20万美元。1964～1968年和1972～1974年先后组织了两次生产，共生产400多枚。先后装备了“大鲸鱼”、“鲟鱼”、“一角鲸”、“利普斯科姆”和“洛沙机”等级潜艇约73艘，每艘装弹四至六枚。至1982年，在役导弹约400枚。从1983年开始部分退役，预计到1990年将全部停止使用。

主要战术技术指标

作战目标	各种潜艇	弹径	第一级 533 mm，第二级 339 mm
最大射程	40～56.5 km（取决于发射深度）	翼展	（第二级）不大于 533 mm
飞行速度	M＞1	发射重量	1814 kg
飞行弹道	水下—空中—水下弹道式弹道	动力装置	一台TE－260G固体火箭发动机
作战环境	可在高海情下使用	制导	惯性制导
服役寿命	15年	战斗部	W55核深水炸弹，TNT当量1000t，杀伤半径 4～6 km
弹长	6.42m（第一级3.45m，第二级2.97m）		

导　弹

布局与结构　“萨布洛克”弹体由直径不同的上下两级组成，级间用爆炸螺栓连接，其外部有一过渡性整流罩。第一级为稍有锥度的圆柱体，其前部周向分布着30个反向推力喷管。第一级主要包括反向推力同步装置、固体火箭发动机和推力向量控制系统。第二级为锥形头部的圆柱体。该级尾部装有十字形配置的T形后掠式稳定尾翼，其后边装有四个矩形气动舵面。该级内装有入水缓冲装置、电源、核深水炸弹、深度传感器、惯



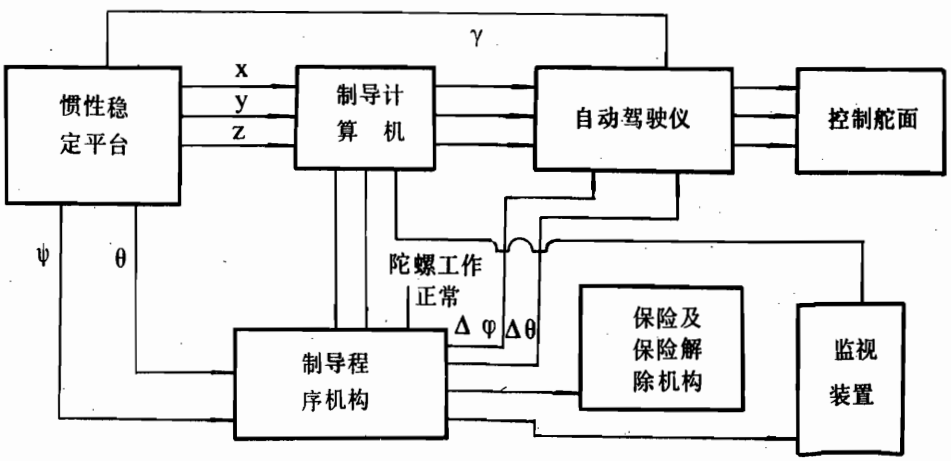
“萨布洛克”导弹两级之间的连接部分

导系统、液压作动系统和监视装置等。

动力装置　一台锡奥科尔化学公司研制的 TE-260G 固体火箭发动机。该发动机适于水下点火，在水和空气两种介质中均能工作并可产生反向推力。它主要由壳体、星形药柱、点火装置、四个尾喷管及喷管盖等组成。在发动机头部开有反向推力排气口，下底开有通向液压室的孔口。推进剂由聚氨基甲酸酯、高氯酸氨和粘合剂组成，比冲为 244～248 秒，在 69.14 帕压力下燃速为 7.6～17.8毫米/秒。点火药用一爆炸螺栓固定在上底板中央。上底板上部是反向推力控制装置。它由压力腔、活塞、活塞缸及爆炸螺栓构成。当爆炸螺栓爆炸时，使活塞缸与燃烧室连通，活塞在燃烧室压力作用下移动，使压力腔与燃烧室连通，压力腔的压力迅速上升。当其压力达到某预定值时，便使30个反向推力喷管的堵塞盖同时抛掉，大量燃气从这30个喷管中排出，产生 1.5 倍于正向推力的反向推力。

制导与控制　采用精密仪器公司制造的惯导系统制导。该系统主要由平台、制导计算机、自动驾驶仪、程序装置和监视装置等组成。惯性平台是个三环系统，内环上装有三个单自由度液浮速率积分陀螺和三个加速度表。发射前提供平台调平所需的数据，发射后感受三个正交方向的加速度。计算机根据平台提供的信息计算飞行修正指令并为导弹提供程序指令，以便在导弹动力飞行结束之前调整推力终止点和操纵导弹消除俯仰和方位误差。在无动力飞行阶段，惯导系统保证导弹沿预定的弹道飞行和最后控制入水角。

该导弹备有两套操纵系统，一套装在发动机尾部的液压推力向量控制系统。由发动机底部排出燃气对液压



制导和控制系统方块图

油箱增压，根据惯导系统提供的（传送线穿过发动机）指令信息，液压作动机构操纵燃气舵运动，从而改变推力向量的方向。从发动机水下点火到空中推力终止的整个有动力飞行阶段均由该系统控制。另一套是（装在第二级弹体的尾部）液压空气舵机系统，它由弹上固体燃料电池提供增压能源，惯导系统提供操纵指令，在整个第二级独立飞行过程中均由该系统控制。

战斗部 W55型核深水炸弹（原子弹），重约306千克，TNT当量500～1000吨（通常认为是1000吨级），水下杀伤半径4～6千米。由深水压力或定时装置引爆。该战斗部备有两套保险解除装置：一是程序装置，通过两条并联的线路与保险机构相连，当陀螺工作正常时，分别在弹道最高点和飞行时间达81%时接通。另一是监视装置，在制导结束时（如果系统工作正常）接通电路，使爆炸螺栓爆炸解除保险。该战斗部先后曾两次生产。至1982年约生产了400个。平时，战斗部装在一个尺寸为1.24×0.533×0.534米代号为H 83的箱子里，存放在艇上。

W55（装在导弹上称为MK55或MK75）正在经受检验

探测、发射和指控

探测系统 所有装备“萨布洛克”导弹的潜艇都装有声纳、雷达、潜望镜等八种探测设备，其中AN/BQQ-2声纳系统是最主要的探测设备。用于“萨布洛克”导弹的是BQR-7被动声纳和BQS-6主动声纳。BQS-6的球形基阵直径为6.4米，重70吨。主动式工作频率为3.5千赫，定向探测距离为18.5～65千米，全向探测距离7.4～15千米。被动式工作频率为1～3千赫，全向探测距离22.2～176千米。脉冲相控阵电扫描，水平0°～360°，垂直+35°～-52°。具有多波束、多目标能力

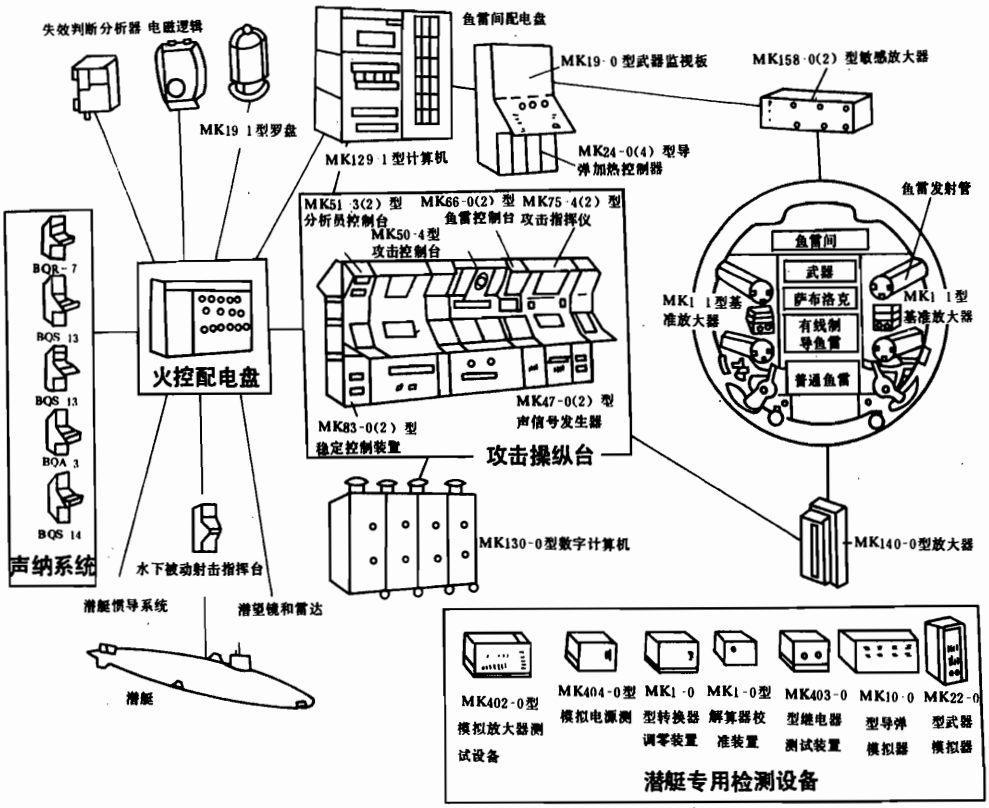
火控系统 MK113是美国核攻击潜艇的导弹和鱼雷通用标准火控系统，它主要由MK75攻击指挥仪，MK50攻击控制台和MK12计算机组成。工作时，将AN/BQQ-2声纳系统（或其它探测设备）提供的目标数据和本艇运动数据一并送入MK130中央计算机中进行处理，然后输入火控系统。在火控系统中MK75攻击指挥仪向MK129计算机提供数据，计算导弹的飞行弹道。MK50攻击控制台向操作员显示目标的坐标图、武器的状态、目标的威胁程度，并确定攻击的顺序。MK113火控系统可每隔10秒指挥发射一枚导弹或鱼雷。

发射系统 用标准鱼雷管水下发射。每艘潜艇有四至六个水平放置的鱼雷发射管，其轴线与发射潜艇的轴成10°的角度。一旦导弹装入发射管内，一分钟内就可将导弹发射出去。

作战使用

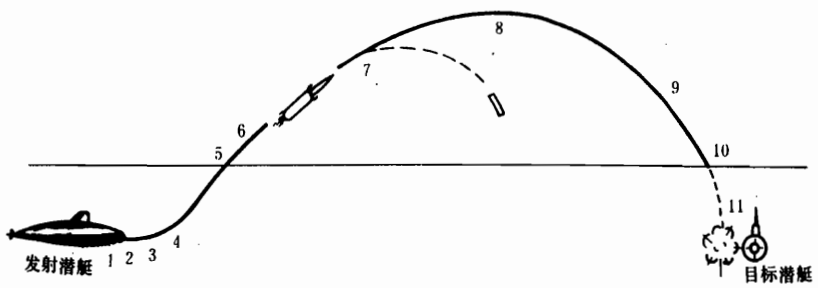
系统组成和功能 该导弹武器系统主要由导弹和潜艇两部分组成。全武器系统集中于一艇内，因而单艇成为一个独立的作战单位，在全球海域内执行任务。

工作过程 发现目标后，火控系统通过导弹尾部的三条导线把必要的数据输入鱼雷管内待发射的导弹。液压装置将导弹推出鱼雷发射管。当导弹离开鱼雷发射管时，导弹尾盖上的L形保险栓解脱，延时机构在导离开潜艇后约1秒钟使发动机点火，同时弹上控制系统开始工作，推力向量控制系统操纵导弹由水平向前转以大约20°～40°仰角向水面爬升出水。出水后导弹先转向目标方向，然后按弹道式弹道飞行，接近推力终止



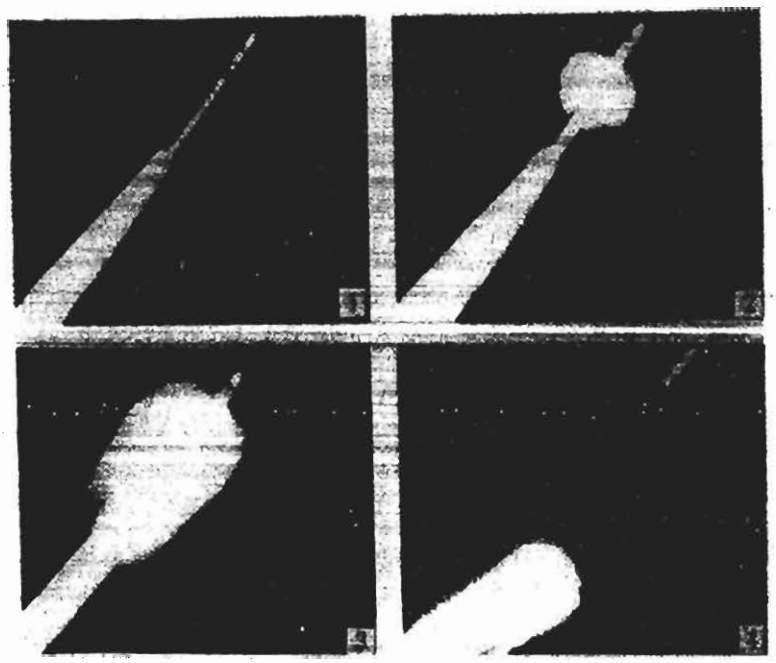
MK-113-8型潜载火控系统

讨，先修正方位和距离误差，然后程序机构发出分离指令，使级间连接螺栓爆炸，同时启动反向推力装置，第一级和第二级分离。分离后第一级在反向推力作用下减速，第二级继续上升，直至弹道最高点，然后下降，在接近海面时，控制系统控制导弹按预定入水角入水。此时，导弹的飞行速度约为366米/秒。为保护战斗部入水



“萨布洛克”导弹飞行弹道示意图

1．导弹准备发射　2．导弹离开鱼雷发射管　3．发动机点火　4．导弹转向水面爬升　5．出水　6．定方位　7．一、二级分离　8．弹道最高点　9．控制入水角　10．入水　11．爆炸



导弹一、二级分离过程

1．连接螺栓爆炸 2．反向推力启动 3．一、二级分离 4．第一级下落，第二级继续沿预定弹道飞行

时不致损坏，采用了破损式吸能缓冲机构吸收部分冲击能量。入水后，战斗部下沉至预定深度爆炸。

发展与改进

美国海军军械实验室1957年提出方案设想，1958年春向64家公司招标，1958年6月选定古德伊尔公司为主承包商。1964年定型，从提出方案到定型用了九年时间，共发射了60枚试验导弹。1977～81年，由于部分导弹的发动机超过寿命期，对224枚导弹更换了发动机。

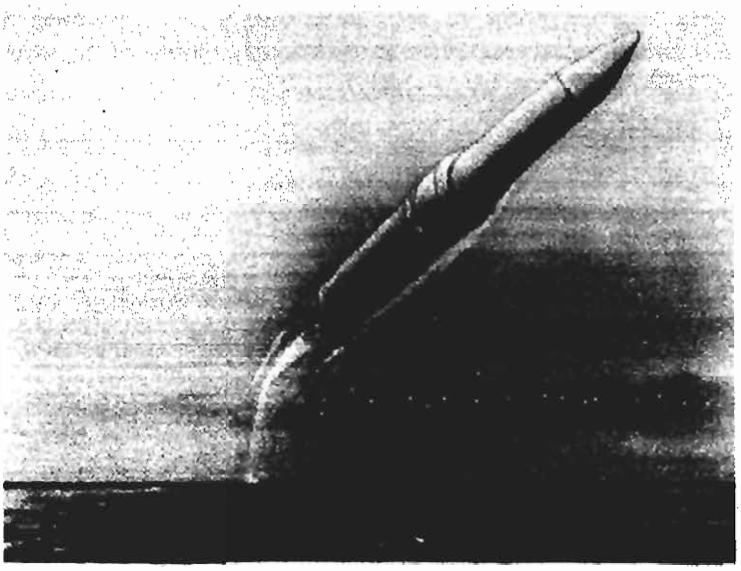
“萨布洛克”是第一个用潜艇鱼雷管水下发射的反潜导弹，至今已服役整20年，而且计划再服役五年。它在设计上有许多独特之处。其不足之处是射程较短，已不能很有效地保证发射艇自身的安全，同时由于未能实现两种作战负荷（核深水炸弹和MK44轻型鱼雷）互换的设想，因而使导弹的使用受到某些限制。为此目前美国正在研制一种新的反潜导弹。 （盛德林）

海长矛(Sea Lance)

概 述

“海长矛”原称“防区外发射反潜导弹”（ASW-SOW），是美海军海上系统司令部主管、波音公司研制的一种可在敌防区外实施攻击的弹道式反潜导弹。计划八十年代末用该导弹取代现役的“萨布洛克”和“阿斯洛克”导弹装备各级核攻击潜艇。

该弹1979年10月开始进行探索性研究，1980年海军批准作为型号发展，由海上系统司令部主管，水面武器中心负责作战负荷（核深水炸弹和鱼雷）的研制管理，海军武器中心负责推进系统的研制管理，海军水下系统



“海长矛”导弹发射设想图

中心负责技术抓总。计划八十年代末进入现役，总费用为26亿美元，其中研制费用为6.396 亿美元（1985年美元值），生产1050枚。

主要战术技术指标

作战目标	各种潜艇，也可攻击水面舰艇	作战环境	可在高海情下作战
射程	100 km	弹长	6.10m
攻击深度	600 m	最大弹径	533 mm
飞行速度	超音速	推进	一台固体火箭发动机
弹道	水下—空中—水下弹道式弹道	制导	惯性
发射方式	水下鱼雷管发射	战斗部	核深水炸弹或轻型鱼雷

导　弹

布局与结构　导弹弹体由直径不同的两圆柱体构成，前段直径较小，在前后段之间有一过渡性锥柱体。锥形头部，尾部有十字形配置的四个卷曲尾翼。整个导弹大致可分为前、中、后三个主要舱段。前舱内装有作战负荷；中舱内装有惯导系统、计算机和减速降落伞等部件；后舱内装有推进系统。发射重量为1409.1kg。

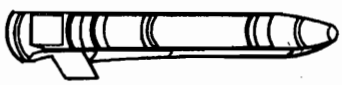
动力装置　武仙座公司研制的固体火箭发动机。水下运行过程是否用动力装置，尚不清楚。

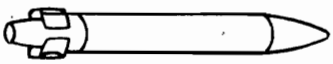
制导与控制　导弹的制导和控制系统主要由惯导系统、微处理机、电子设备和尾翼伺服装置等几部分组成。称之为制导系统心脏的数字化可编程微处理机采用Z 800 2B和Z 8070通用基片，尺寸为127×228.6毫米，内存能力为128K，运算速度为50万次/秒。包括电源总计仅由179个元件组成。系统使用为CM 2发展的海军标准程序语言，波音公司的操作编译程序。微处理机承担导弹自动驾驶仪的任务。尾翼伺服马达与其电子设备组装成一个整体，四个伺服装置也通过微处理机进行全数字化控制。

作战负荷　核深水炸弹、MK46－5或者高级轻型鱼雷（ALWT）三种可互换负荷。核深水炸弹选用已装备海军飞机的B 57原子弹，其TNT当量为1000～20000 吨，通常认为5000～10000 吨，比萨布洛克的大5到10倍。贮存容器长3.03米，直径为374.6 毫米。

MK46－5型鱼雷是MK-46最新的改进型，增大了探测距离，改进了控制系统和寻的系统，航程为10千米，

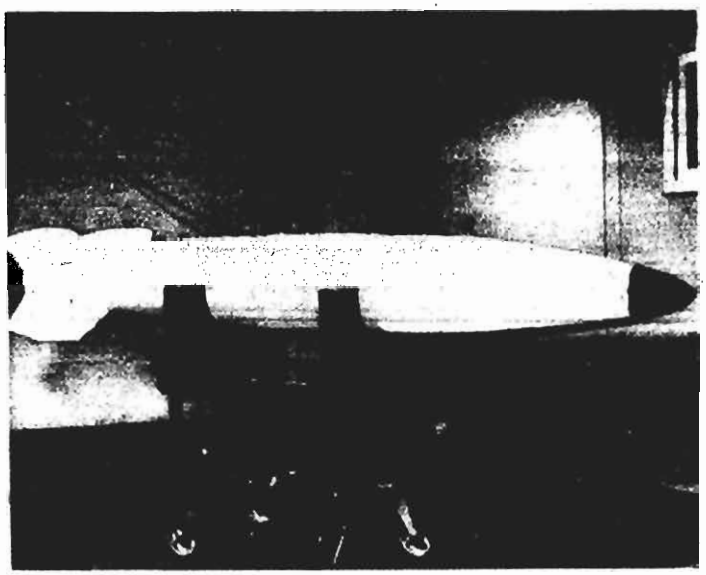
高级轻型鱼雷或MK46-5





核深水炸弹

“海长矛”导弹的布局结构



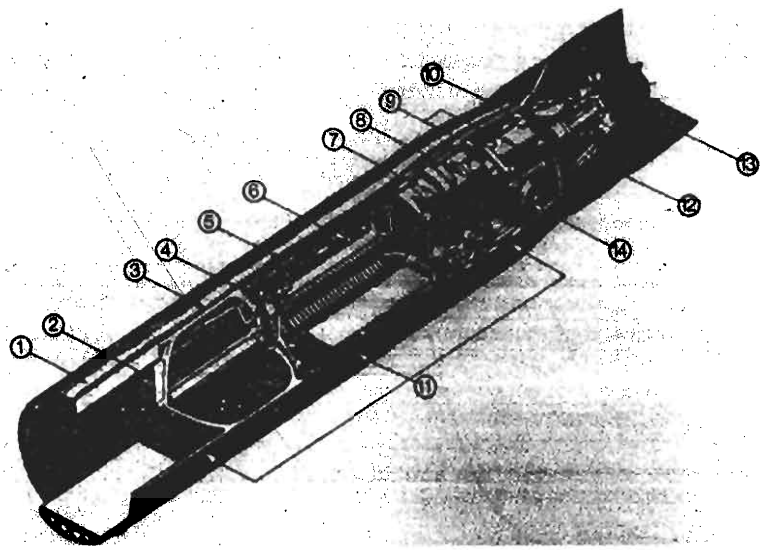
B 57型核深水炸弹

可击毁下潜 400 米深的潜艇。性能比前几型有较大的改进。

高级轻型鱼雷（ALWT），代号为EX-50，是MK46－5 的后继型。1980年开始研制，计划八十年代后期服役。该鱼雷使用化学能闭循环蒸气涡轮发动机推进，由自动驾驶仪提供基准信息，以计算机为基础，配以相应的软件控制发动机并操纵鱼雷运动。战斗部为定向能战斗部。与以前的鱼雷相比，速度快（40节）、航程（大于10千米）、自导能力强、信息处理快、制导精度高（保证直接命中目标），作战深度可达 600 米，同还能攻击浅海慢速航行的潜艇及水面舰艇。

探测、发射和指控

目标探测 近距离用艇上声纳探测，对于远距离目标，使用“战斧”反舰导弹的“难驯的鲨鱼”海上超视



高级轻鱼雷样机后段剖视图

1．制导和控制舱　2．发动机电控系统　3．氧化剂增压箱　4．氧化剂电控系统　5．高级整体结构冷凝器　6．高能锂燃料反应器　7．高效超音速冲击涡轮　8．重量轻、工作寂静的齿轮减速箱和附属齿轮箱　9．稀土金属铂高速交流发电机　10．快速启动馈水喷注器　11．重量轻、强度高的壳体结构　12．响应迅速的电动尾翼作动器　13．泵推进器　14．发动机隔振安装座

目标瞄准系统。“难驯的鲨鱼”是一种采用现有区域搜索雷达和警戒设备的混合系统，它把目标运动参数送给潜艇火控系统。

火控系统　MK117 火控系统。它是在现有MK113潜艇火控系统硬件的基础上加上“难驯的鲨鱼”而构成的系统。

发射装置　用艇上现有标准鱼雷管发射。导弹装在运载器中，出水时导弹再从运载器中射出。运载器是一直径为 533 毫米的圆筒，前端有可抛顶盖，尾端有承压底盖。为减轻重量，运载器用耐蚀的石墨和凯尔夫材料制造。在水面舰艇上用EX-41垂直发射装置发射。EX-41是 8 × 8 发射井的阵列式通用发射装置，可用于发射舰对空、舰对舰和反潜导弹。每个发射井内可装一个5840×635 ×635 毫米的导弹贮运发射箱。

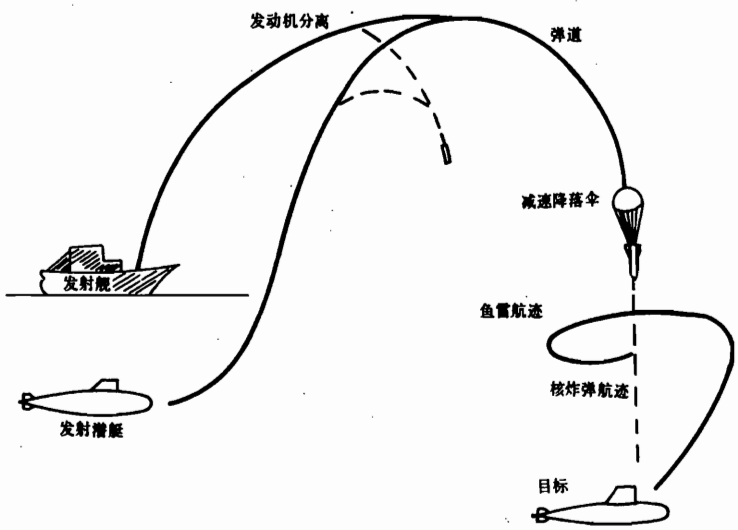
作战使用

系统组成和功能　“海长矛”反潜导弹武器系统主要由导弹、探测设备（包括远距离目标探测系统）和潜艇组成。可在全球海域内，从敌防区外打击各种水面舰艇和下潜深度不超过 600 米的各种潜艇。

工作过程　当在潜艇上使用时，由艇上声纳系统测定目标数据，如果目标在声纳探测距离之外，则用其他如“难驯的鲨鱼”系统测定目标数据，目标数据送入火控系统计算机中计算导弹的飞行弹道。导弹发射操纵台的操作员根据显示器显示的信息决定导弹的发射时间。导弹从标准鱼雷管射出后，运载器将导弹送至水面，出水时抛掉运载器。定方位后，在发动机推进下向空中爬升，到达某预定点开始对发动机的熄火点进行修正。当导弹飞到熄火点时关掉发动机并将其抛掉，负荷段继续沿预定弹道飞至目标区后，放出减速降落伞使其减速入水，入水时自动切断降落伞。入水后，当作战负荷为核深水炸弹时，则垂直下沉至某预定深度爆炸。当作战负荷为鱼雷时，鱼雷入水后便启动推进系统、寻的系统和操纵系统，一旦寻的系统发现目标，控制操纵系统便控制鱼雷向目标航行。

当装备水面舰艇时，由声纳、雷达或其他系统探测目标，目标数据送入 MK86 火控系统进行处理。操纵

台上的操作手选定待发射导弹，导弹发射后，首先转向目标方向飞行，以后的飞行过程与潜艇水下发射定位的飞行过程完全相同。



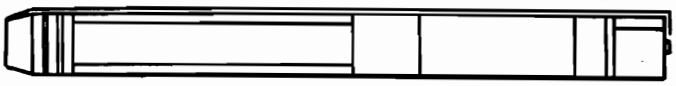
“海长矛”导弹弹道示意图

发展与改进

最初有波音、麦克唐纳·道格拉斯、古德伊尔和通用动力四家公司参加投标。各家方案的飞行弹道都包水下发射—空中飞行—再入水攻击几个飞行阶段；负荷都包括深水核炸弹和轻型鱼雷，但各有特点。上面介的是波音公司的方案，该方案已对全尺寸模型进行了水下发射试验。

波音公司的“海长矛”
全尺寸模型水下发射试验

麦克唐纳·道格拉斯公司的方案是一种采用整体式火箭冲压发动机推进的巡航导弹方案。弹体呈圆柱形，由惯性平台、整体式火箭冲压发动机、固体火箭助推器、四个卷曲稳定尾翼等组成。整个导弹装在一圆柱型水下运载器内。从鱼雷管射出后，由固体火箭助推器将导弹从水下一直推到空中。助推器燃完抛掉后，整体式火箭冲压发动机接替工作。巡航段做超低空超音速飞行。其负荷包括核深水炸弹和鱼雷。最后负荷段将以亚音速飞行，入水前由降落伞减速。



麦克唐纳·道格拉斯的
“海长矛”方案图

古德伊尔公司原是“萨布洛克”反潜导弹的主承包商，所以其方案与“萨布洛克”很相似。推进系统最初是出四种方案：亚音速飞行的涡轮喷气发动机；液体冲压发动机；水下浮力爬升然后固体火箭推进；从水下到空中整个飞行过程用一台固体火箭发动机。最后选定一台固体火箭发动机的方案，因为它简单、可靠、成本低。该发动机是普通的固体火箭发动机，采用摆动喷管的方法实现推力向量控制，后端有反向推力装置。此外，导弹的制导采用利登公司的数字捷联式惯导系统。固体火箭发动机在水下点火，把导弹推至水面。出水后仍由该发动机沿弹道式弹道推进导弹上升飞行。导弹入水前用降落伞减速，入水后负荷与伞分离。

古德伊尔公司的“海长矛”方案

通用动力公司的方案是其“战斧”巡航导弹的一种改型。　　（盛德林）

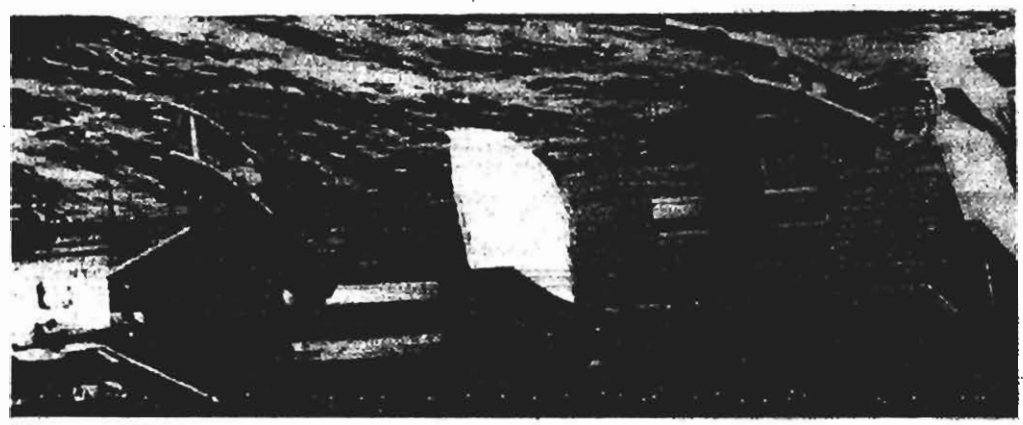
FRAS－1

概　述

FRAS-1 是苏联海军的一种携带深水炸弹的火箭助推反潜导弹，类似美国的“阿斯洛克”反潜武器，所不同的是“阿斯洛克”除了携带核深水炸弹外也可携带轻型鱼雷，而 FRAS-1 仅携带核深水炸弹。该武器六十年代初、中期开始服役。

主要战术技术指标

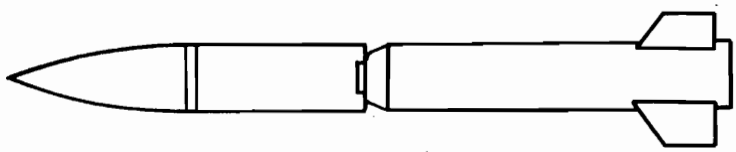
目标	各种潜艇	弹径	550mm
射程	最大30km	发动机	一台固体火箭发动机
弹长	6.2m	战斗部	核深水炸弹，当量5kt级



FRAS-1 反潜导弹
在“基辅”号航空母舰上

导　弹

该导弹为圆柱形弹体，尖顶卵形头部，尾部有四个×形配置的缺尖三角形稳定尾翼。整个导弹由前后两组成。前段内装有核深水炸弹，降落伞和简单的程序控制机构；后段是一固体火箭发动机。核深水炸弹的 TN 当量为5000吨级，用深水压力或音响近炸引信引爆。



FRAS-1 反潜导弹外形图

探测、发射和指控

该武器仅在“基辅”级和“莫斯科”级直升机航空母舰上装备使用。这两种航母都装有供FRAS-1目测定的声纳设备，目标数据也可用携带声纳的直升机或其他情报系统提供。

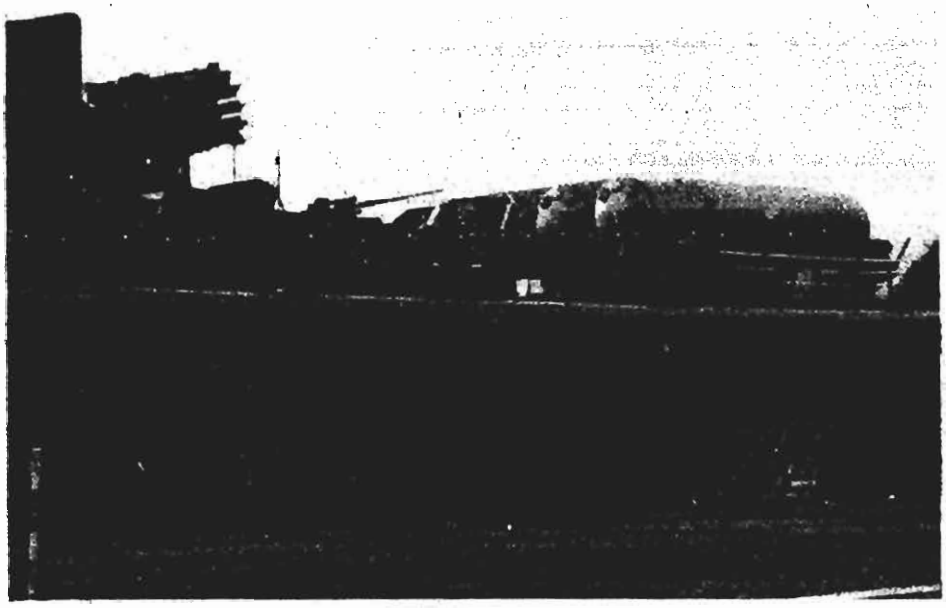
导弹采用类似于舰对空导弹传统的双联式可瞄准发射架发射。发射架位于舰首部，发射架下有两个 1.5 4.5 米的装弹窗口。装弹时，发射架装弹臂可由发射位置转到与甲板相垂直的位置，对准装弹窗口，进行自装弹。

作战使用

系统工作时，先由舰载声纳或直升飞机携带的声纳等设备探测目标，然后火控系统进行数据处理，并使射架瞄准目标区发射导弹。导弹按弹道式弹道飞行，发动机脱落后，弹体前段继续飞行。当飞至目标点上时，放出降落伞，深水炸弹减速入水下沉，下沉过程中如有潜艇的声响，近炸引信引爆；如没音响便下沉至定深度由压力引信引爆。

（唐钟藩）

石英 (Silex) SS-N-14



“石英”反潜导弹装在“克里瓦克”
级驱逐舰上一字形排列的四联箱式发射架

概　述

“石英”是苏联海军发展的一种类似法国“马拉丰”或澳大利亚“伊卡拉”的飞航式反潜导弹。最初美国曾把该导弹视为反舰导弹，编号为 SS-N-10 。经过几年的进一步分析，有人认为 SS-N-14 与 SS-N-10 完全相同，是一种以反潜为主，兼有反舰能力的导弹。该导弹是六十年代初苏联海军开始向远洋发展期间研制的，1968年开始装备。装备的舰艇有“莫斯科”级航空母舰两艘，“基辅”级航空母舰三艘，“基洛夫”级战列巡洋舰一艘，“卡拉”级巡洋舰五艘，“克列斯塔Ⅰ”级巡洋舰十艘，“克里瓦克”级驱逐舰十八艘，“乌达洛依”级驱逐舰一艘，“克罗西纳”级反潜护卫舰若干艘。

主要战术技术指标

目标	反潜为主，兼有反舰能力	翼展	1.5m
射程	55km	重量	2.7t
飞行速度	M＝0.95	发动机	固体火箭发动机
飞行高度	最大 750 m	制导	程序＋自动驾驶仪＋无线电指令，入水后音响寻的
弹长	7.6m		
弹径	600mm	作战负荷	鱼雷，其战斗部重 100 kg ，核深水炸弹

导　弹

有关导弹的外形结构没有确切的资料，以前西方设想它是十字形弹翼的导弹，在弹体中部和尾部各有一组

十字形翼。1984年重新进行分析，认为是一字型弹翼的导弹，在弹体中部有一字形的中单弹翼，尾部无水平尾翼，垂直尾翼在弹体尾部下方。整个导弹可分为前后两段，前段为作战负荷（鱼雷），后段为推进发动机。前段直径较小，后段直径较大。

SS-N-14 导弹外形图

从射程和无助推器等分析其推进系统可能是固体火箭发动机。弹上控制系统有程序装置、自动驾驶仪、指令接收机和高度表等。作战负荷有两种，一为既可攻击潜艇，又能攻击水面舰艇的两用鱼雷，因而使该导弹兼有反舰作战能力。该鱼雷的战斗部重约 100 千克。另一为核深水炸弹。

探测、发射和指控

目标探测 舰载声纳或其他作战情报系统提供目标数据。

指令控制 “眼窝”（Eye Bowl）雷达是该导弹跟踪和指令制导的专用雷达。它在Ⅰ波段工作，作用距离55千米。该雷达有一不大的抛物面反射器，未见另外的指令天线，因此认为该反射器是跟踪和指令共用的。在反射器后面不远处有几个可能是辅助制导的光电设备。在“卡拉”级和“克列斯塔Ⅰ”级舰上未发现有“眼窝”雷达，但它们的“猫脸泼妇”（Owl Screech）和“低音山雀”（Bass Tit）雷达可能具有跟踪 SS-N-1 和实施指令制导的能力。

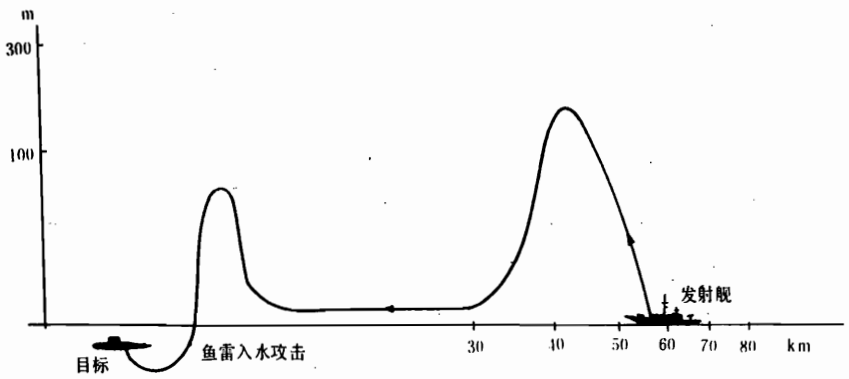
装于“克里瓦克”级驱逐舰
上的“眼窝”雷达及辅助制导设备

发射装置 有两种基本类型，一种是由贮运发射箱组成的发射架。这类发射架有双联式、一字排列四联

和田字形排列的四联式等多种形式。在不同的舰上，发射架的位置各不相同。另一种是利用某些舰上已有的舰对空导弹双联式发射架发射。在这种情况下，SS-N-14 导弹与舰对空导弹一样装在甲板下的弹库内，装弹时用共用的提升装置将导弹装上发射架。

作战使用

系统工作时，先由声纳等设备提供目标位置数据，然后由火控系统进行数据处理和实施发射。导弹发射后，先爬升到离海面约 750 米（几份弹道图上表示的均为 200 米左右），然后按预定程序下降到超低空巡航飞行，直飞至预定的目标区。在这个阶段由无线电指令控制航向，高度表控制飞行高度。导弹飞至离预定目标点约10千米时，根据预定程序，导弹开始由平飞转为向上爬升，爬升到离海面约 100 米高度时，弹身与作战负荷分离，然后作战负荷在降落伞等装置的减速下，下降并入水。入水后，音响鱼雷在水下自动寻找目标攻击。若作战负荷为核深水炸弹时，入水后沉到预定深度引爆或以音响引信引爆。



SS-N-14 反潜导弹飞行弹道图

（唐钟藩）

SS－N－15

装备 SS-N-15 反潜导弹的 Alfa 级潜艇

SS-N-15 是苏联海军一种水下发射的弹道式反潜导弹。它与美国“萨布洛克”一样，采用水下— 空中 — 水下飞行方案。最大射程45～50千米（最初估计为30千米）惯性制导，飞行中无外加修正制导，作战负荷为核深水炸弹。采用直径大于标准鱼雷管的鱼雷管发射。

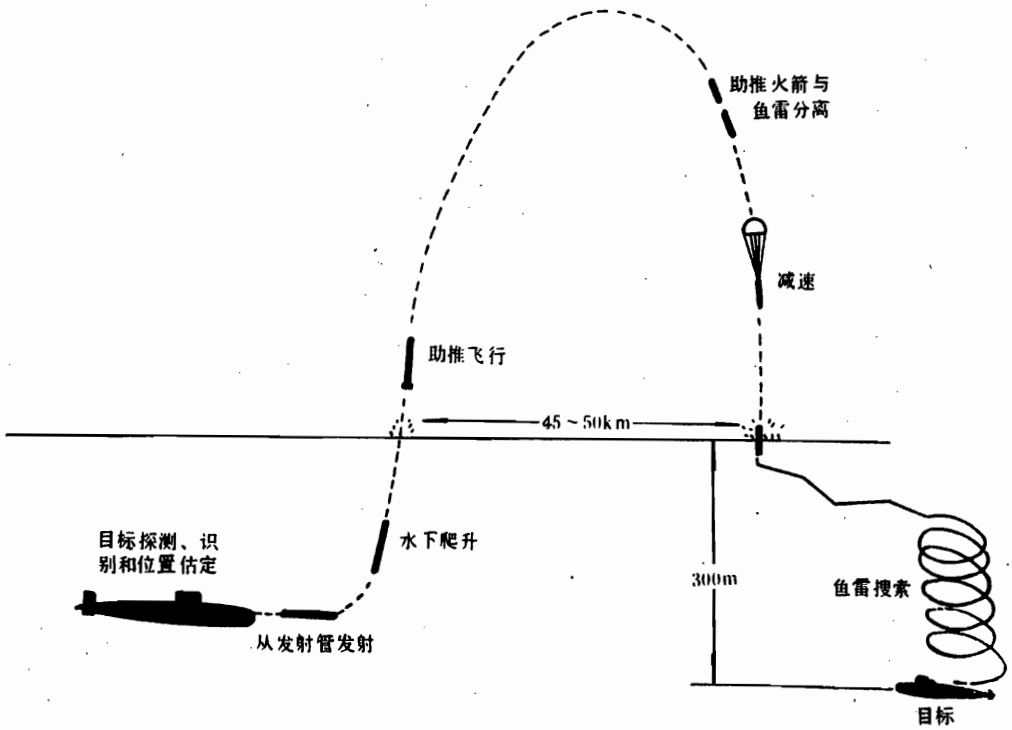
作战使用时，首先由声纳等设备测定目标的位置，随即迅速发射导弹。导弹射出后，先从水下爬升到水面，出水后，在空中按弹道式弹道飞行。弹体与作战负荷（核深水炸弹）分离后，深水炸弹在空中继续沿弹道式弹道飞向预定的目标点，最后炸弹入水，下沉至预定深度起炸。

该导弹1972年开始装备，装备的潜艇有Ⅴ级、Ⅴ—Ⅰ级、C—Ⅰ级、T 级和新建的 Alfa 级。

（唐钟藩）

SS－N －16

SS-N-16 是苏联海军的一种潜艇水下发射的弹道式反潜导弹。它采用直径比标准鱼雷管（直径 533 毫米）大的鱼雷管发射，鱼雷为作战负荷，最大射程45～50千米。鱼雷作战深度为 300 米，七十年代后期开始服役。



SS-N-16 反潜导弹作战过程示意图

（唐钟藩）

第七部分

反坦克导弹

反坦克导弹

反坦克导弹是攻击坦克的有效武器。二次世界大战后，坦克迅速发展，不仅在数量上急剧增长，而且在装甲防护、火力与机动性能也有很大改进。在未来的战争中，它可能成为现代地面作战的主要突击武器。为了对付坦克，很多国家先后发展了各种类型的反坦克导弹。其价格为坦克的1％左右，命中率又相当高，具有很高的效费比。它是目前各类导弹中，生产数量最大的一类，也是导弹贸易市场上的主要商品。本书共收集了反坦克导弹53种（含系列）。将着重介绍正在服役的第二代导弹，也较详细地介绍某些在反坦克导弹发展中具有代表性的型号。

第一代反坦克导弹是指采用目视瞄准与跟踪、三点导引、手动操纵、导线传输指令的导弹。四十年代由德国开始发展，二次世界大战后，法国相继进行研制，1956年首先装备部队。第一代反坦克导弹的典型代表有法国的SS·10、联邦德国的“柯布拉”、苏联的“萨格尔”等导弹。第一代反坦克导弹武器系统结构简单，价格便宜，重量轻，多数适合单兵或兵组携带与发射使用。但其飞行速度较低（约100米/秒左右），导弹靠人工参预制导，对射手技术水平要求高，命中率仅在70％左右，且近距离死区大，训练射手困难。至七十年代初绝大部分第一代反坦克导弹已被第二代导弹取代。

第二代反坦克导弹是指采用光学瞄准与跟踪、三点导引、红外半自动制导的导弹。五十年代末开始研制，六十年代末开始陆续装备部队。这代导弹有轻型和重型两种，轻型导弹的弹径较小，重量约14千克左右，最大射程在2000米左右，适合单兵和兵组作战使用，如联邦德国和法国联合研制的“米兰”、美国的“龙”等导弹；重型导弹的弹径较大，重量超过20千克，最大射程超过4000米，用于机动车辆和直升飞机上发射，如联邦德国和法国联合研制的“霍特”、美国的“陶”等导弹。七十年代以来，第三代主战坦克采用了复合装甲、间隔装甲和主动装甲等新型装甲，反坦克导弹原有战斗部的威力已不能有效地毁伤这类坦克。作为过渡性措施，某些国家研制了以增加战斗部威力为主要目标的第二代导弹改进型号。如“陶—Ⅰ”导弹，将原型“陶”导弹战斗部直径由127毫米增大到152毫米，战斗部重量由原来的3.65千克增加到5.9千克；“霍特－Ⅰ”导弹将原战斗部装药更换成高性能的新型炸药（含“奥克托儿”）；“陶－Ⅰ”、“霍特－Ⅰ”、“米兰－Ⅰ”等导弹在头部增添了前伸杆，用增大炸高的办法来提高战斗部的威力。与此同时还研制了一些具有新型战斗部结构的导弹，如瑞典的“比尔”导弹，其战斗部斜置在头部壳体中，战斗部轴线与弹体轴线成30°的下倾角。当导弹碰到坦克前装甲时，战斗部所产生的聚能射流以接近90°的着角侵彻倾斜的前装甲，使侵彻装甲的深度相对加大，从而相对提高了战斗部威力。该导弹还配备了近炸引信，因而可攻击坦克顶装甲。第二代反坦克导弹飞行速度都在高亚音速范围，多采用筒式发射，制导精度高，命中率在90％以上，操作简单，射手只需把瞄准镜中的“＋”字线中心始终保持对准目标即可。装车、装机后的导弹，不但提高了机动能力，还可提高发射速率。目前这代导弹还配置了夜视仪，以备夜间或能见度不良的条件下使用。但在导弹命中目标前，射手仍必须瞄准跟踪目标，导弹仍靠导线传输指令，限制了导弹速度的提高。这代导弹是目前各国服役的主要弹种。

第三代反坦克导弹是指发射后不用再管的导弹。多采用自主制导系统，制导方式有红外热成像、激光半主动、主/被动复合毫米波制导等。有些虽然不是自主制导系统的导弹，如光纤制导的导弹、激光驾束制导的导弹，国外也有人把它列入这一代的范围。第三代反坦克导弹七十年代中期开始研制，大部分用于装机和装车。但也有用于单兵使用的，如法国、英国、联邦德国联合研制的中程“催格特”导弹。第三代反坦克导弹威力大，射程较远，命中精度高，有的还能同时攻击多个目标。但这类导弹价格贵，研制周期长。目前少数导弹已服役，如美国的“海尔法”和苏联的 AT-6 等导弹。其他大部分导弹还处于研制阶段。

反坦克导弹发展中，利用了各种新技术，特别是制导新技术，许多正在研制的新型反坦克导弹的主要技术发展动向是：

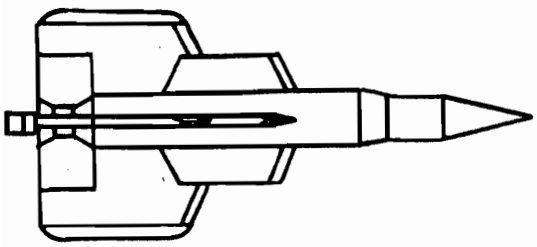
1．攻击集群坦克的反坦克导弹。在未来战争中，坦克数量将会愈来愈多。攻击处于集结状态或行进中的坦克群，使坦克在发起进攻之前大部分被毁伤是具有重要意义的。如美国的“突击破坏者”，能阻止坦克连的进攻。“萨达姆”、“超高速导弹”等能用于攻击坦克群。

2．常规炮兵武器制导化，发展炮射导弹、末制导炮弹和末端敏感弹药。利用现有的火炮发展炮射导弹和制导炮弹，不仅可以提高常规火炮的作战效能，而且可以增加反坦克武器的品种，便于大量装备部队。如美国的 155 毫米榴弹炮发射的“铜斑蛇”末制导导弹，瑞典的 120 毫米迫击炮射“斯特勒克斯”末制导炮弹等。

3．发展超高速反坦克导弹。现装备的反坦克导弹，其飞行速度一般为亚音速，采用聚能破甲战斗部，对付新型坦克装甲，毁伤效果较差，越来越不适应新型装甲的发展。根据穿甲弹的原理，把导弹速度提高到 M＝3～5的超音速范围，利用碳化钨或贫铀合金制成的连续金属杆的动能穿透新型装甲，具有较好的效果。如美国准备用于武装固定翼飞机的“超高速导弹”便是一例。

4．采用简易制导的反坦克导弹。这种导弹结构简单、重量轻、成本低，可以大量装备步兵。射手发射导弹后可立即转移阵地，使用方便。如以色列的“哨兵”导弹，整个武器系统类似肩射式火箭筒，不同的是弹上采用了简易惯性制导装置，以提高武器系统的射击精度。总之，近十余年来，由于激光制导、毫米波制导、红外热成像制导、光纤技术、电磁近炸引信、自锻破片弹药及微电脑技术等的成功应用，给反坦克导弹的发展开辟了广阔的途径。大批正在研制和将要研制的新型反坦克导弹不久的将来将会出现在战场上。

玛珞哥 (Mathogo)



"玛珞哥"反坦克导弹外形图

概　述

"玛珞哥"是阿根廷陆军科学、技术研究所(CITEFA)根据阿根廷陆军要求而研制的轻型反坦克导弹，用以抗击坦克和装甲车辆。导弹采用目视瞄准及跟踪、三点法导引、导线传输指令、手动操纵的制导方式，属第一代反坦克导弹。导弹设计的主要目的是装备单兵和兵组，但也可从车辆、直升飞机或轻型飞机上发射，导弹于1978年完成试验计划，现已投入生产。

主要战术技术指标

目标		坦克和装甲车辆	弹重		11.3kg
射程	最大	2100m	弹药重（导弹和发射器）		19.5kg
	最小	350m	动力装置		两级固体燃料火箭发动机
速度		90m/s	制导方式		目视瞄准及跟踪、导线传输指令、手动操纵
弹长		998mm			
弹径		102mm	发射方式		箱式发射

导　弹

布局与结构　气动布局为无尾式，尖锥形头部，圆柱形弹体，尾部四片弹翼成"+"字形布置，尾翼形状类似瑞典的"斑塔姆"导弹，梯形弹翼，前缘有后掠角，后缘安有振动扰流片。导弹前段为战斗部和引信，后段为弹上控制组件和发动机，尾部安有曳光管。

制导与控制　弹上控制组件由指令信号接收器、陀螺仪、热电池、舵机、振动扰流片和导线组成。地面控制盒输出的控制指令信号通过导线传输到指令信号接收器，然后通过舵机，使空气振动扰流片产生控制力，以控制导弹的姿态。

战斗部与引信　聚能破甲战斗部配触发引信。

发射制导装置

发射制导装置由防水的贮运筒、发射器、50米电缆、控制盒和双镜筒瞄准具组成。控制盒上有操纵杆和选择器。摆动操纵杆就可使控制盒产生控制信号，以控制导弹的飞行姿态。选择器可以用来先后控制四发导弹的发射。当射手布置好四发导弹的位置，联接好电缆，瞄准具瞄准目标后即可发射导弹。

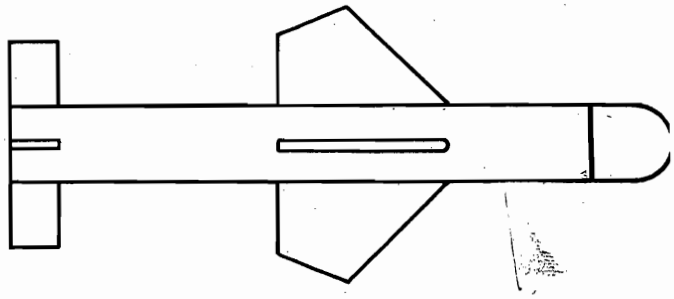
（徐耀华）

马尔卡拉 (Malkara)

"马尔卡拉"系早期的反坦克导弹。澳大利亚于1951年开始研制，1958年制成，曾装备澳大利亚和英国军队，已退役。导弹属第一代反坦克导弹。气动布局为正常式，翼与舵均以"+"字型布置。整个武器系统很重，车载架式发射。

主要战术技术指标

目标	坦克、掩体、桥梁
射程 最大	3200m
最小	1800m
速度	150m / s
破甲威力	660mm
弹长	1950mm
弹径	220mm
翼展	790mm
弹重	90.7kg
战斗部重	25kg
战斗部类别	聚能破甲战斗部
动力装置类别	固体燃料火箭发动机
制导系统类别	目视瞄准及跟踪、三点法导引、导线传输指令、手动操纵
发射方式	架式



“马尔卡拉”反坦克导弹外形图

（徐耀华）

SS · 10 (Nord 5203)

待发射状态的 SS·10 导弹

概　述

SS · 10 是法国北方航空公司最早研制的，也是世界各国最早装备的第一代反坦克导弹之一。它于1946年开始研制，1955年研制成功并开始批量生产，1956年正式装备法国陆军并投入使用。该弹最初设计是为法国陆军地面部队用于攻击坦克、装甲及碉堡等地面硬壁工事的，使用过程中进一步发展成为吉普车和直升飞机的装备。除用于攻击地面目标外，也用于攻击水面的舰、船等目标。该弹研制成功后，很快就出售给联邦德国、瑞典、美国等。并曾大量装备北约组织各国陆军。1956年中东战争中，以色列陆军使用 SS · 10 反坦克导弹攻击了埃及的装甲车辆。该弹在一个较长时期内每月生产量达450 ～ 500枚，截止1963年生产数量远超过 3.5万枚。

生产总费用达到2240万美元以上。1955年开始销售时的单价为750美元。全武器系统的售价约1000美元。该弹研制周期长达10年之久。

主要战术技术指标

目标	坦克、装甲车辆、舰船及地面碉堡等硬壁工事		弹径		165mm
射程	最大	1600m	翼展		750mm
	最小	300m	发射重量		14.8kg
速度		80m/s	战斗部	类型	聚能破甲战斗部
命中概率（单发）		约80%		重量	5kg
发射方式		架式发射		引信类型	弹底触发引信
破甲威力	垂直破甲深度	420mm	制导	目视瞄准与跟踪、手动操纵三点导引、导线传输指令	
飞行时间		17～20s			
作战环境	使用温度范围	－35℃～＋50℃	动力装置		两级固体燃料火箭发动机
弹长		860mm			

导　弹

布局与结构　气动外形为无尾式布局，尾部四片弹翼成“＋”形布置。大展弦比带后掠的梯形弹翼，前缘后掠角大于后缘后掠角，弹翼有较小的斜置安装角，使导弹飞行中作低速旋转。每个弹翼后缘靠近翼根部安装固定空气扰流片，飞行中扰流片运动提供控制力。弹身短粗，长细比仅5.212，弹头为较钝的卵形头部。弹体分为两段，前段是战斗部与引信，后段弹体四周固定四片弹翼，内装发动机与弹上制导组件。战斗部前面是整流罩，战斗部采用锥孔装药，在战斗部壳体中部，战斗部底部安装触发引信，配有引爆及保险装置。舵机安装在弹体尾部，与弹翼上的扰流片相连。装有弹翼的弹身后段（包括内装的遥控导线及线管、制导组件、发动机等）组装成一个整体，称为运载器。全弹只有一个对接面（分离面），即运载器与战斗部对接而成整装的导弹。通常战斗部与运载器分开贮存。弹体为整体结构，铝合金壳体。弹翼为木质板材，表面包有一层铝合金蒙皮。

动力装置　两级固体燃料火箭发动机均采用双基推进剂。起飞发动机装药重1.5千克左右，在0.5秒的时间内，将导弹加速到78～80米/秒的速度。续航发动机在保持该速度的基础上略有加速，直至命中目标。起飞发动机和续航发动机的喷管同轴线套装，因续航发动机喷管小，安装在中央，起飞发动机喷管在外部。起飞发动机燃烧结束时，通过串联燃烧室中间底上的通孔中输入火焰点燃续航发动机。

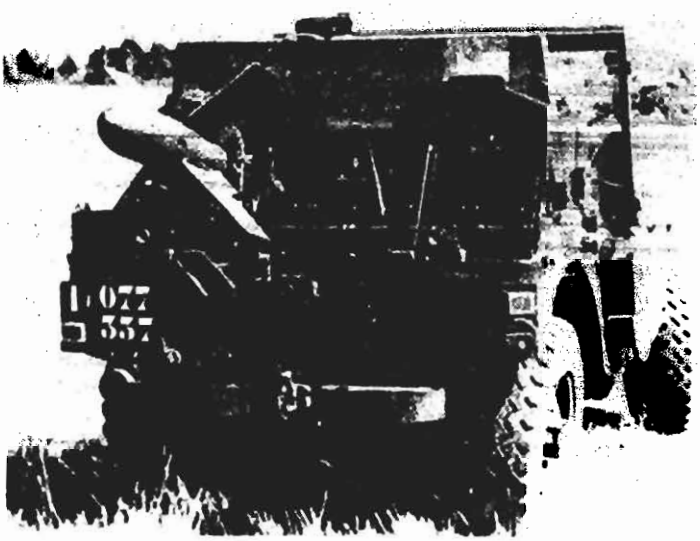
制导与控制　弹上制导装置包括指令接收变换器、陀螺仪、电磁式舵机、导线及线管组件。陀螺仪在火药气体压力作用下，0.1秒内启动完毕并达到额定转速。陀螺提供基准信号与俯仰和偏航稳定信号。在导弹飞行过程中，经过滑环和电刷将信号传到带动扰流片运动的电磁线圈上。电磁线圈分别控制扰流片的动作，使之产生相应的俯仰与偏航控制力。扰流片以12次/秒的频率振动，交替伸出弹翼蒙皮表面。扰流片的动作180°换向一次。弹体后部装有曳光管，保证在能见度差的条件下可靠地跟踪导弹。弹上电源是干电池组，使用之前装入弹体。

战斗部与引信　该战斗部采用早期破甲战斗部的结构设计。弹径大，但战斗部装药及药型罩的直径小。尽管药型罩锥角小于60°，但其装药结构设计较落后，没有采用镉板等，且药柱底部直径小。战斗部装药为普通炸药。因此，战斗部的破甲威力较小。引信是利用续航发动机燃烧室产生的燃气压力控制保险机构，防止早炸。

发射制导装置

该武器系统的发射制导装置包括发射架、地面控制设备、电缆、导弹选择器、指令信号发生器等。地面发射时，采用框架式发射架，框架带有定向器，赋予导弹初始射向。要发射一组导弹（通常为六枚），首先将导弹装在框架式发射装置上，分布于各发射阵地。并通过电缆将它们与控制箱接通再与信号发生器相连接。最后

与地面控制设备、导弹选择器等接通。发射时由两人组成的操作组进行，一人操纵，另一人用电话或步谈机指挥；车载发射时采用箱式发射器，导弹组装在车箱内，打开车箱后壁即可发射；直升机上采用吊架，既做运输器又是发射器。控制箱包括中继变换放大器、指令信号发生器等均组装在机舱内，装有控制手柄，供射手选择导弹、进行发射控制操作。瞄准装置双筒望远镜，可独立使用，也可与控制箱组装在一起。地面发射时，射手与导弹布置阵地间距应大于 150 米。



安装在发射车上的 SS·10

作战使用

步兵使用，可配备到连、排、班组，通常由二人组成一个操作组，一个作战单元可以有若干操作组。简单情况下，一个战士也可使用。射手将导弹支撑在框架式发射器上并放在阵地上以后，通过望远镜观察，瞄准目标后，即可进行发射操纵。吉普车上发射使用时，可装三枚或六枚导弹，由一名操作手发射使用。直升飞机发射使用时，机身两侧悬臂上各挂带吊架的两枚导弹。车上和直升飞机上的导弹发射完毕后，不能立即重新装填，需转入技术阵地重新装弹。

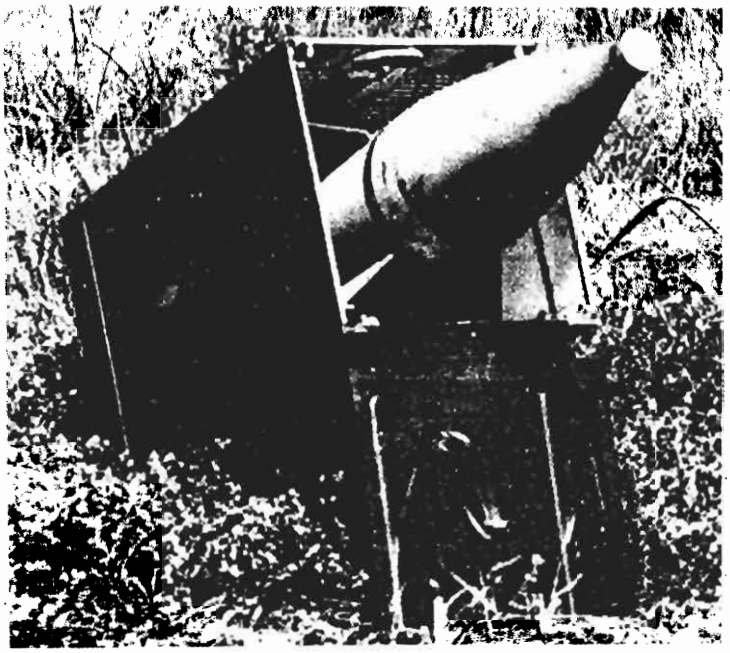
为了便于训练射手，法国北方航空公司电子分公司设计研制了两种训练模拟装置。一种是通过装有阴极射线管的盒，印出各种几何图形。射手训练时通过操纵杆控制光点跟踪几何图形。第二阶段训练时，在银幕前装一个25毫米^2 大小的机械式目标，目标运动的速度可调，用以训练射手跟踪活动目标的能力；另一种模拟装置是活动式的，并可通过计算机控制光点，通过计算机模拟计算导弹的飞行射程、飞行时间、响应时间和命中目标的精度等。在这种模拟器上通过四周左右的训练，并经过实弹射击训练以后，可使射手的操作精度达到80-90%。

发展与改进

该弹虽然是最早研制成功并大量装备使用，且一直延续到七十年代初期，但是由于这种武器系统操作使不方便，对射手的技术水平要求很高，飞行速度低，破甲威力也不大，所以就在该弹刚列装的同时，法国已开始研究准备用于替代它的 SS·11。甚至该弹列装之前就已开始研制“安塔克”（ENTAC）。1956 年伊士战争中，以色列陆军使用 SS·10 反坦克导弹系统攻击埃及的装甲车辆取得成功的同时，也暴露了这种武器系统命中概率低、使用困难、作战效能差等许多缺点。促进了法国加速研制新产品的进程。随着 SS·11“安塔克”以及后来研制的 SS·11 B1 及“阿尔朋”（HARPON）等较先进的反坦克导弹相继研制成功

SS·10反坦克导弹被这些较新的武器相继代替。 （文仲辉）

安塔克 (ENTAC) MGM-32A



待发射状态中的“安塔克”

概　述

“安塔克”（ENTAC: Engin Te'/e'guide'Anti—Char） 是法国北方航空公司和航空宇航工业公司战术导弹部研制的第一代轻型反坦克导弹。最初设计是供步兵使用的便携式武器，以后也装在吉普车上发射。用于攻击坦克、装甲车辆及硬壁防御工事。1954年法国陆军技术部提出要求，当时由北方航空公司开始研制。1958年完成设计定型与试验，随即投入批量生产，1961年研制成功并开始装备法军，1962年以后大量生产并先后提供给澳大利亚、比利时、加拿大、印度、伊朗、瑞士、美国等十几个国家。到1971年初，国外订购的13.2万发导弹中已有11.7万发交付使用。当时的月产量为600枚。截止1972年该弹生产装备总数达14.3万发，生产装备总费用估计为1.5亿美元。1962年的销售单价为9000美元左右。

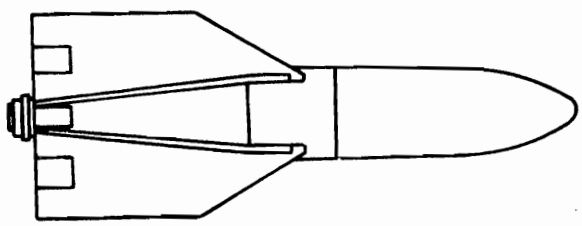
主要战术技术指标

目标	坦克、装甲车辆及碉堡等硬壁目标并兼有杀伤有生力量的能力		命中概率	单发	70%
			发射方式		兼有架式与箱式发射
射程	最大	2000m	发射速率		4发/min
	最小 对固定目标	400m	破甲威力	静破甲厚度	450 ～ 600mm
	对活动目标	800m	飞行时间	2000m	24s
	有效射程	1000～1500m	弹长	破甲弹	820mm
速度		85m/s		杀伤弹	800mm

弹径	破甲弹	150mm	战斗部	破甲战斗部重	4.0kg
	杀伤弹	130mm		杀伤战斗部重	3.9kg
翼展	破甲弹	380mm		引信有触发引信和电力引信两种	
	杀伤弹	360mm	制导	目视瞄准与跟踪、手动操纵三点导引、导线传输指令	
发射重量	带破甲弹头的导弹	12.2kg			
	带杀伤弹头的导弹	12.5kg	动力装置	两级固体燃料火箭发动机	

导　弹

布局与结构　气动布局为无尾式，有四片较大的梯形弹翼，前缘有较大的后掠角，后缘后掠角为零度。弹翼后端（后缘靠近弹身的根部）安装了空气扰流片，作为控制面，通过空气动力提供控制力。弹身短粗，长细比约为5.46，卵圆形头部较长。尾部直径小于弹体最大直径。全弹分为两段，前段是战斗部与引信，后段是动力装置与弹上制导组件。弹体为多模式，既可配装杀伤战斗部，也可配装破甲战斗部。平时战斗部与弹体分开贮存。



“安塔克”反坦克导弹外形

动力装置　两级固体燃料火箭发动机套装在弹身后段内。均采用双基药。起飞发动机内装八根管状药柱，重约0.52千克，工作时间0.3秒左右，产生推力约2000牛顿，将导弹加速到其85米/秒的最大飞行速度。续航发动机位于整个发动机的前部，其轴线不在弹轴上，而喷管轴线与弹轴重合，它由起飞发动机的燃气点火，工作时间23秒左右，产生推力90～140牛，使导弹保持85米/秒的速度飞行，直至命中目标。

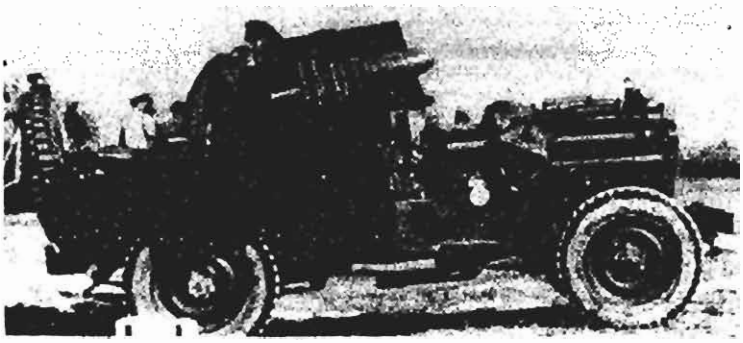
制导与控制　导弹装在兼做运输箱的发射箱内，被固定在箱内的专用发射器上。弹上制导装置包括指令信号接收变换器、陀螺仪、电磁铁舵机及遥控导线。地面控制箱输出的指令通过导线传输到弹上接收变换器，再输送到舵机电磁铁线圈中，使其带动空气扰流片，通过调宽控制，产生控制力控制导弹的运动。导弹通过弹翼的斜置安装角在气动力的作用下产生低速旋转。飞行过程中由弹上陀螺仪提供基准信号。陀螺仪从导弹离开发射箱时就开始工作，转子通过钢索靠拉力启动，最大额定转速为15000转/分。陀螺仪提供的基准信号通过导线传输到地面控制箱中，在指令信号发生器中经过比较综合，形成偏航、俯仰指令。

战斗部与引信　该弹在发射前根据需要可以选装杀伤战斗部或破甲战斗部。战斗部和弹体分开包装运输。杀伤战斗部内装有预制破片，主装药为TNT炸药，炸药重1.95千克，主要用于杀伤人、马等有生命的目标。破甲战斗部内装RDX与TNT的混合炸药，炸药重2.10千克，装药铸成锥孔形，炸药柱前端的封帽做成较尖的卵圆形，以保证导弹命中目标着角为78°时不致跳弹，并使战斗部具有重量轻、威力大的特点。两种战斗部都采用了触发引信。引信和续航发动机之间有一导管相连通，当续航发动机点着开始工作以后，有燃气由导管流入引信体中，在气体压力作用下切断保险销解除引信的保险，使导弹与目标相碰时立即可以起爆。

发射制导装置

“安塔克”全武器系统由导弹、制导装置、发射装置、辅助设备等部分组成。发射制导装置包括由三个电池、一个控制箱，两个选择器、10根10米长的发射电缆，一个检测器和两根长100米的电缆组成的制导装置；及牵引式发射器与射击用吉普车组成的发射装置。导弹装在一个完全密封的聚脂塑料包装运输兼发射器的箱体中，该箱既可直接支撑在地面上发射导弹，也可安装在吉普车或牵引式发射架上。牵引式发射架可安装四枚待发射的导弹。吉普车上装有两个旋转架，每个旋转架可装两枚待发导弹。导弹可以向车前方或后方发射，车上还可以携带三枚备用导弹。行军状态下，吉普车的结构外形不变。战斗状态需敞开导弹支架臂，将导弹与旋转

架露出，使车宽达到2.85米。带七枚导弹的吉普车（包括选择器等）重278千克。牵引式发射装置（带四枚导弹、一个选择器）重102千克。该导弹系统发射装置配备的瞄准装置是双筒望远镜。可与控制箱组装成一体，配备到牵引式与吉普车载发射器中。该系统的发射制导辅助设备包括充电机、电缆测试器等。



车载“安塔克”导弹

作战使用

该导弹系统在战场上可以采用两种发射方式，一是将10枚导弹在射手附近展开，近距离控制发射；另一种是利用长电缆将两组导弹在较远的距离上展开，远距离指挥操作发射。地面发射使用时，发射指挥点与导弹间的最大安全距离为110米。

发射时，根据要求做好发射准备，按下发射按钮，首先是起飞发动机点火。在正常气候条件下，从给出发射指令到导弹飞离发射箱约需1/10秒的时间。在寒冷气候条件下，此时间最多需2秒。续航发动机在起飞发动机工作到0.2～0.25秒时间内起动，0.3秒之前达到额定推力，使导弹保持85米/秒的速度巡航飞行。在此期间，射手通过手柄操纵，修正偏差，保证导弹沿瞄准线飞向目标。

该武器系统具有体积小、重量轻、便于携带等优点，适于步兵使用。可装备到连、营一级，也可供步兵组使用。

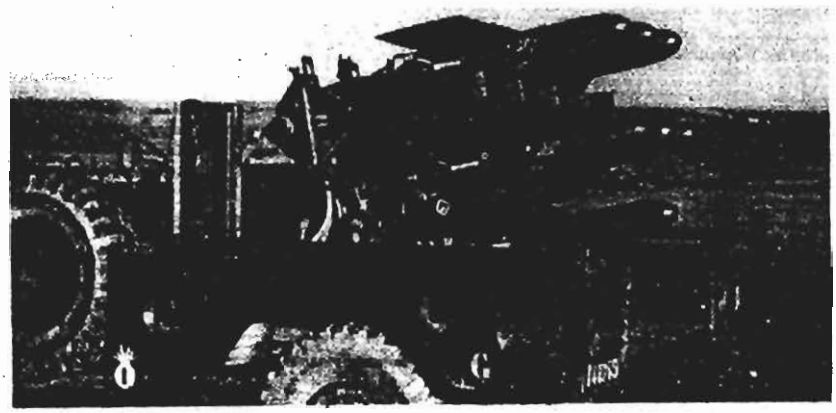
发展与改进

该导弹是继SS·10的基础发展的轻型反坦克导弹，技术水平和SS·10相当。性能不高，对射手要求严。但因轻便，装备时间较长，法国与联邦德国联合研制的半自动导引反坦克导弹“米兰”问世之后，该弹便被米兰所取代。1972年停止生产，1973年停止装备。（文仲辉）

SS/AS·11 SS·11B1

概　述

SS·11是法国北方航空公司研制的第一代重型反坦克导弹。其最初设计是作为地面简单场地发射架上发射使用的武器，故有战场导弹之称。用于代替SS·10和安塔克导弹，可供地面车辆、海军舰船发射使用，通常为地面发射使用，攻击装甲、坦克车辆、军舰、船只等。也可作为面对空型或空对面型，在低速飞机或直升机上发射使用，其空对面型称为AS·11。当时，法军为了发展一种比SS·10射程更远、速度更高、威力更大的武器，由陆军技术部提出要求。北方航空公司于1953年开始研制，1957年试验成功投入试生产，并向国



车载发射 SS·11导弹

外推销。1958年开始批量生产并正式装备法国陆军。自1958年大批生产以来，截止1974年共生产导弹17.9万多枚。先后向27个国家出售，到1973年已交付16万多枚。初期（1957年）的销售单价为1150美元。至1973年生产装备费用已达到1.84亿美元。该系统六十年代大量向中东国家出口，1967年中东战争中曾大量使用。

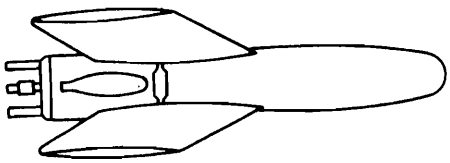
主要战术技术指标

目标	坦克、装甲车辆、舰船等装甲目标，兼有杀伤有生力量的能力。	弹径	164mm
射程	最大 3000m	翼展	500mm
	最小 500m	发射重量	29.90kg
速度	平均速度 160m/s	战斗部	
	巡航速度 115 ～ 190m/s	类型	备有破甲与杀伤两类战斗部
命中概率（单发导弹）	70%	重量	7.50kg
发射方式	架式发射，定向器（导轨）导向	炸药重量 破甲战斗部	1.50kg
破甲威力	垂直破甲厚度 >600 mm	杀伤战斗部	2.60kg
机动飞行能力	弹道最小转弯半径1000m	引信类型	触发引信
发射速率	3发/min	制导	目视瞄准与跟踪、手动操纵、三点法导引，导线传输指令。
飞行时间 3000m	19～21s	动力装置	两级固体燃料火箭发动机
弹长	1.20m		

导　弹

布局与结构　气动布局为无尾式，有四片较大的梯形后掠弹翼，其前缘与后缘均有较大的后掠角。利用燃气扰流片产生控制力。小展弦比弹翼，成“X”布局。弹身长细比7.32，头部为抛物线形。弹身分为三段，前段是战斗部与引信，中段发动机，尾段是弹上制导装置舱。其中安装线管、电源、接收机、燃气舵机等，中间留通孔以备续航发动机导管通过。弹翼固定在发动机前后底的外侧。弹身及弹翼均采用铝合金材料，弹身为圆筒硬壳式结构，弹翼是筏木板外包覆铝合金蒙皮做成。

动力装置　两级固体燃料火箭发动机串联安排在弹身中段，起飞发动机在后，采用斜喷管。续航发动机在前，靠近全弹重心位置，采用长导管通过起飞发动机和制导装置舱中部，将燃气流引至弹尾喷管中排出。起飞发动机用双基药，重1.75千克，工作时间0.8 ～ 1.4秒，将导弹加速到110 ～ 115米/秒。续航发动机装药重



SS·11 导弹外形图

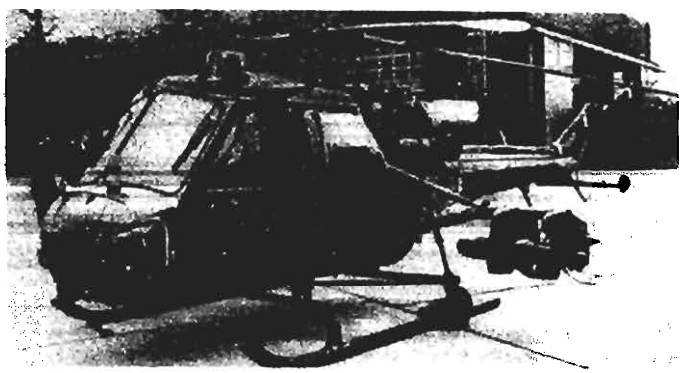
4.3 千克左右，工作18～20秒，使导弹巡航飞行，终点最大巡航速度可达190～200米/秒。起飞发动机的推力约3580牛。

制导与控制 弹上制导装置包括陀螺仪、脉冲信号发生器、继电器、电磁铁、燃气扰流片等。该导弹仍是采用目视瞄准目标（通过一个双筒光学瞄准镜）、目视跟踪导弹，导线传输指令，操纵手通过手柄转动形成指令，指挥导弹。导弹尾部安装了曳光指示灯。提供观测参考基准。导弹飞行过程中有低速旋转，通过弹上陀螺仪提供基准信号，与指令信号发生器产生的偏差信号相比较。综合后形成的控制指令，通过导线输送到弹上接收机，再经整流变换之后，输入到舵机电磁铁，以控制燃气扰流片的运动，改变导弹的姿态，修正导弹相对于瞄准线的偏差。

战斗部与引信 该弹备有多种类型战斗部，包括具有爆破、半穿甲、杀伤人员的战斗部140 AP02型，其中装有2.6千克炸药，它在3000米射程上能穿透10毫米厚的装甲钢板，并在其后面2.1米处爆炸；具有高穿透力的破甲战斗部140 AC型，其中装有炸药1.5千克，能穿透600毫米的实心装甲钢板。初期还备有利用动能穿甲的实心弹丸战斗部，以后这种战斗部改做训练战斗部。其杀伤爆破战斗部亦可用于攻击低速行进和悬停的直升飞机。引信为触发引信，四秒之前由气压保险，不会进入待发状态。

发射制导装置

该系统既可在地面发射装置上发射，也可安装在坦克、装甲车及直升飞机上发射，亦可装在吉普车上发射。在不同运载工具上其发射架的形式有所区别。地面采用带定向器的支撑架；坦克、装甲车上采用塔式发射架，可装四个定向器，带四枚待发状态的导弹；直升飞机上用挂架，分别安装二或四个导向器，装二或四枚待发状态的导弹；吉普车上的发射装置最多可装九个定向器，携带九枚待发射状态的导弹。制导跟踪装置，包括控制箱和潜望式瞄准镜。均组装成整体，既可置于地面使用，亦可安装在载机和载车上使用。在直升飞机和舰船上使用的发射制导装置，采用了较复杂的稳定瞄准装置，修正由于载机和船只运动引起的误差。发射装置方向射界可达±60°。



装在“小羚羊”直升机上的SS·11

作战使用

该系统由导弹、瞄准具、控制箱、发射架四部分组成。瞄准具与控制箱配在一起，由操作手控制，用于探测及瞄准目标，制导导弹。该系统的工作过程和其他第一代反坦克导弹一样，靠射手通过瞄准镜观测导弹相对

于瞄准线的偏差，搬动手柄在控制箱中形成控制指令，通过导线传输到导弹上，通过弹上制导装置修正导弹相对瞄准线的偏差。地面发射时射手远离发射架10米左右。车载发射时，射手在与发射架隔开的操作台控制发射。该系统是第一代反坦克导弹中威力较大，速度较高的武器。它广泛装备了美国、法国、联邦德国及中东、北欧等许多国家的陆、海、空军。并在第二次和第三次中东战争中大量使用，经受了实战的考验。

发展与改进

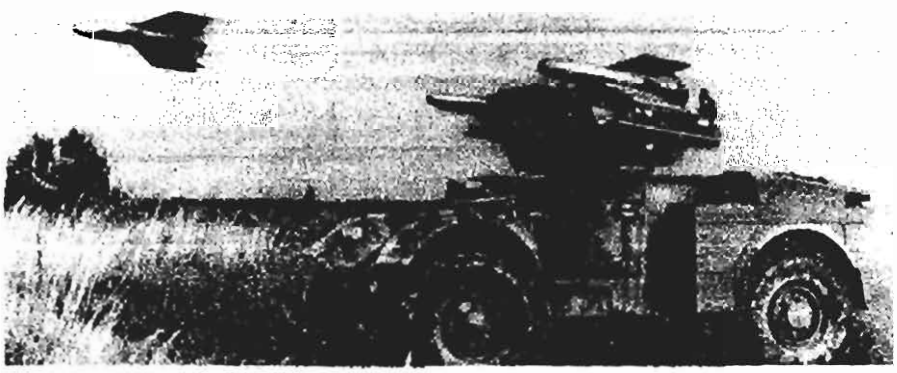
SS·11 装备使用后期，随着晶体管电路的发展，法国航空航天公司为使 SS·11 武器系统制导装置轻便，检测自动化，提高其作战使用效率，研制了全部晶体管化的发射制导装置。于六十年代研制成功了代替SS·11并使制导装置晶体管化的 SS·11B1，并于1962年装备法军。SS·11B1做了微小的改进，使导弹的巡航速度略有提高。战斗部除备有杀伤、破甲战斗部外，另备有穿甲战斗部。此外，SS·11B1的最小射程可以缩小到350米。SS·11B1 仍然采用目视瞄准、目视跟踪、导线传输指令、手工遥控系统。其主要战术技术指标如下：

射程 最大	3000m	动力装置	两级固体燃料火箭发动机
最小	350m		起飞发动级工作时间0.9 ～ 1.2 s
巡航速度	110 ～' 200m /s		续航发动机工作时间17～20 s
发射重量	30 .1kg	弹长	1 .210m
战斗部 类型	杀伤、破甲、穿甲三种类型	弹径	164mm
重量	8 kg	翼展	500mm

其它参数与 SS·11 相同。法国大量生产了 SS·11B1，并大量向中东及非洲国家出售。在第三、第四次中东战争和越南战争中都曾使用。

（文仲辉 钟建业）

阿尔朋 (Harpon)



发射飞行的阿尔朋

概 述

“阿尔朋”是由法国航空航天工业公司研制的第二代重型反坦克导弹。最初设计是为地面车辆发射使用的，又有战地导弹之称。以后也供军舰、固定翼飞机和直升飞机发射使用。它是由 SS·11B1 反坦克导弹改进而成的，和 SS·11B1 武器具有同样的特征、性能参数和可更换的战斗部。不仅可用于攻击坦克、装甲车辆等地面目标，也可用于攻击军舰、船只和低空飞行的飞机。1962年军方提出要求，由航空航天公司开始研

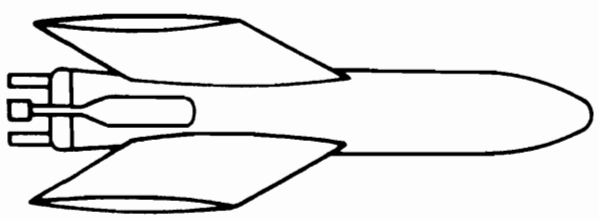
制，1969年开始大量生产，1970～1971年处于连续生产阶段，1971年正式装备部队。随后向国外出售，联邦德国、沙特阿拉伯等几个国家先后都购买。但在法国和联邦德国很快就被“霍特”反坦克导弹所代替。1974年“霍特”反坦克导弹大量生产与装备之后，该导弹即停止生产与装备使用。

主要战术技术指标

目标	坦克、装甲车辆、舰船、低空飞行的低速飞机等		弹径		164mm
			翼展		500mm
射程	最大	3000m	发射重量		30.4kg
	最小	400m	战斗部	类型	有杀伤、破甲两种战斗部
速度	最大巡航速度	197m/s		战斗部总重	7.5kg
	平均速度	150m/s		战斗部装药重	杀伤弹 2.6kg
导弹命中概率	单发	80%			破甲弹 1.5kg
发射方式		架式发射		引信类别	弹底触发引信
破甲威力	垂直静破甲厚度	600mm	制导	目视瞄准与跟踪、三点导引、红外半自动有线指令制导系统	
发射速率		3发/min			
飞行时间	3000m	20～21s	动力装置		二级固体燃料火箭发动机
弹长		1.215m			

导　弹

布局与结构　气动布局为无尾式，有四片带后掠的梯形翼，前缘后掠角大于后缘后掠角，翼展较大的大展弦比翼，成“X”型布置。没有尾翼和空气舵，由弹尾部的燃气扰流片提供控制力。弹身长细比7.4，头部为卵圆形，中部直径小于弹头直径。全弹分为三段，前段战斗部引信，中段是动力装置，尾段为制导组件舱，其中装有制导线管组件，弹上接收机等，战斗部与后段弹身的连接为可拆卸连接，便于更换战斗部。



“阿尔朋”导弹外形图

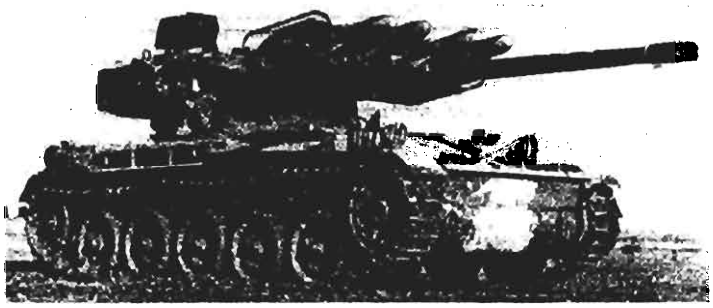
动力装置　两级固体燃料火箭发动机串联安排于弹身中段，起飞发动机带斜喷管，续航发动机的燃气流通过中导管流经尾段至弹底尾喷管中排出。发动机内装双基药，起飞发动机装推进剂1.84千克左右，工作时间将近0.8秒，它将导弹加速到100米/秒；续航发动机装推进剂4.28千克左右，工作时间约20秒。导弹由100米/秒的初速度继续增大，到续航终点导弹达到197米/秒的最大速度。

制导与控制　采用目视（通过瞄准镜）瞄准目标，红外测角仪跟踪导弹，导线传输指令制导。当导弹射出后，射手转动瞄准镜，将目标保持在“＋”字线上。与此同时红外测角仪自动跟踪导弹，并测出导弹相对于瞄准线的角偏差，通过计算将角偏差转换成线偏差。指令信号发生器将偏差信号转换成制导指令并经过遥控导线传输给弹上接收机。弹上制导装置还包括红外曳光管、线管组件、陀螺仪、弹上电源及燃气舵机。接收机将解译后的指令传给舵机电磁铁，通过电磁铁带动燃气扰流片运动，产生控制力。红外曳光管安装在导弹尾部，发出高能红外信息，供测角仪探测跟踪。

战斗部与引信　与SS·11B1相同，备有多种类型的战斗部。其杀伤战斗部既有杀伤人畜用的陆地型，也有用于攻击飞机的空中型，其陆地型兼有杀伤与爆破作用。破甲战斗部为锥孔装药战斗部，内装TNT与黑索金的混合炸药1.5千克。

发射制导装置

"阿尔朋"是车载发射使用的重型反坦克导弹武器系统。全系统包括导弹发射器、支撑塔、红外测角仪及瞄准具、电子箱、检测仪、发射控制箱等。各部件组装成整体，安装在坦克或装甲车上。每个支撑塔上布置四个导弹发射器，配装四枚待发状态的导弹。支撑塔安装在坦克或装甲车顶部的炮塔位置上。发射器上的导弹射出以后，由射手重新进行装填。红外测角仪及瞄准具安装在坦克或装甲车内部，通过潜望式光学系统瞄准目标与跟踪导弹。发射前的检测与发射控制，均可由射手完成。导弹发射车上除驾驶员外，配备一名射手一名操作装填手即可。当用"邦阿德"— AML 型装甲运输车发射时，车体内可运装十枚导弹以备补充装填。导弹发射起飞后，指令传输导线与架式发射器相连，装在车体内的控制箱，形成的指令信号由发射器再经遥控导线传至弹上。发射结束后从发射器上解除遥控导线连接器。



装配在 AMX—13 坦克上的"阿尔朋"

作战使用

该导弹可装备海、陆、空三军。除作为反坦克和装甲武器外，也可用于地面炮兵或防空兵作为低空的防空武器。曾用于法军作为20至40毫米小口径高炮和防低空导弹的补充武器。并经过大量试验，对 100 米以下低空飞行的低速飞机射击效果较好。如迎击 500 米高度上飞行的"米格"式飞机曾达到过91％的命中率。

该系统用于车载发射使用时，可保证较高的命中精确度。按制导系统的设计要求，导弹飞行过程中保持在离瞬时瞄准线一米之内飞行。超过此范围，系统则修正偏差，这样命中目标时的圆概率偏差可以小于0.5 ～ 1 米。配装在直升飞机上使用时，命中精度较差，并对射手和载机的技术要求严格。

该系统较 SS·11B1 有很大改进。但手工操作较多，装卸、维修、检测和使用均不够方便。

发展与改进

该系统研制周期不长，但装备的时间也不长，于1971年左右先后装备法军和联邦德国军队，以后在沙特阿拉伯等国军队中服役。事隔两年之后，首先在法国、联邦德国被"霍特"反坦克导弹所代替，1975年以后其他国家也陆续用"霍特"系统代替了该系统。"阿尔朋"反坦克导弹系统，实际上是 SS·11 到"霍特"反坦克导弹系统的一种过渡系统。（文仲辉）

SS/AS·12 (SS·12M)

概　述 SS·12 由法国国营航空航天工业公司战术导弹分公司研制的一种重型反坦克导弹，由

SS·12 反坦克导弹

SS·11 改进发展而来，可用于攻击坦克、装甲车辆、舰艇及其它硬壁防御工事。主要用于机载发射，攻击地面目标，其空对面型为 AS·12，舰对舰型为 SS·12M。当时设计的目的是为了提高威力，将战斗部加大之后，动力装置及其它部分根据成功的SS·11按比例放大。制导系统采用红外线跟踪导弹、光学瞄准镜跟踪目标、导线传输指令的半自动制导。该弹于1958年开始研制，1962年研制成功并装备法国陆军，1966年首次装备在法国海军巡逻艇上使用。该弹共生产了约20万枚，生产费用估计在二亿美元以上。先后向西欧、中东、南非等20几个国家出售，1971年的销售单价为2200美元。该弹七十年代就逐步被先进的“阿尔朋”和更先进的“霍特”反坦克导弹所取代，目前已不再装备。

主要战术技术指标

目标	坦克、装甲车辆、碉堡、舰艇。主要用于反舰艇	弹径	弹身直径 180mm
			头部最大直径 210mm
射程	最大 6000m	翼展	650mm
	最小 500 ～ 800m	发射重量	75kg
速度	平均速度 190m/s	战斗部	
	最大速度 260m/s	类型	备有聚能破甲战斗部、杀伤爆破榴弹战斗部、杀伤战斗部三种，可装核弹头
命中概率（单发）	约70～80%		
发射方式	架式发射	重量	28.4kg；25kg；30kg
破甲威力	垂直破甲厚度 800mm	引信类别	触发引信
发射速率	2发/min	制导	目视瞄准、红外跟踪、三点导引、导线传输指令。
飞行时间	6000m 32s		
弹长	1.87m	动力装置	两级固体燃料火箭发动机

导　弹

布局与结构　圆柱形弹身，卵形头部。中部装有梯形弹翼，成“＋”字形布置。弹翼前缘有较大的后掠角，后缘功前掠。弹身尾段直径略大于中段。无尾式气动布局。通过在续航发动机尾喷管出口端面上安装的燃气偏流器来提供控制力。导弹分为三段，前段是战斗部与引信。中段是动力装置，尾段是弹上制导组件。

动力装置　采用两级固体燃料火箭发动机，共装燃料约16千克，均为双基推进剂。起飞发动机装燃料6.93千克，在1～1.2秒之内工作完毕，将导弹加速到190米/秒左右的速度。续航发动机保证导弹巡航飞行30～32秒，略有加速。起飞发动机的燃气流通过安装在弹身两侧的一对斜喷管排出。续航发动机的燃气流通过中导

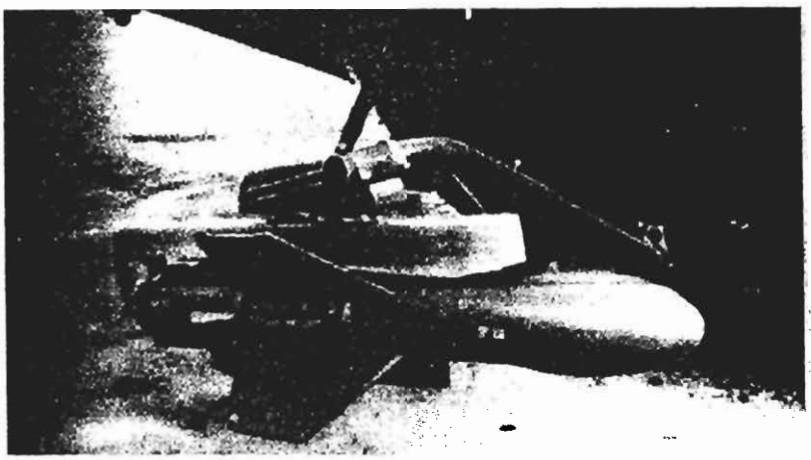
管引至弹体尾部的喷管中排除。

制导与控制 该弹采用自旋（转）稳定，单通道控制系统。其标准型采用目视瞄准目标并跟踪导弹，手工遥控系统。其空对地型和舰对舰型采用光学瞄准，红外跟踪的半自动遥控制导系统。射手转动瞄准镜保持目标在“+”字线上的同时，红外测角仪自动跟踪导弹并测量其相对于瞄准线的角偏差，再通过计算转换成线偏差，形成控制指令。弹上制导装置包括弹上接收机、陀螺仪、燃气舵机、线管组件、红外曳光管及弹上电源等。其功用是接收地面（车、机、舰船上）指令信号发生器（控制箱）通过导线传至弹上的制导指令，并经解译与变换，输至燃气舵机电磁铁。控制燃气偏流器的偏转以产生控制力。

战斗部与引信 可使用多种类型的战斗部，包括能穿透40毫米厚的钢板之后再爆炸的OP·3C型战斗部、专用于反坦克的锥孔型装药聚能破甲战斗部、装有高能炸药的特制反潜战斗部及用于杀伤人员与其他有生力量的破片杀伤战斗部。杀伤战斗部装普通炸药，内装预制破片。战斗部重30千克。

发射制导装置

发射制导装置包括导弹发射器、红外测角仪及光学瞄准具、控制电子箱、检测仪等。该弹主要发射制导装置组装在运载工具上。机载发射型可装于运输机的机舱中，随动发射器安装在机翼下方靠近机身的部位。光学瞄准具有分装式及组合装配式，组合装配式的光学瞄准具及红外测角仪与制导电子箱组装成一个整体。发射装置有架式、台式和挂架式三种，地面和舰船上使用架式发射装置，地面采用单轨式，舰船和快艇上采用双轨式或联装式。台式和挂架式发射装置分别用于车载和机载发射。



机载 SS·12 反坦克导弹

作战使用

该弹可装备陆、海、空三军使用。陆军可作为车载反坦克武器，也可用于攻击防御工事及各种车辆。空军可装载各种轻型飞机用于攻击地面或水面目标。海军装于舰船或巡逻快艇上，用轻型或重型发射装置发射导弹，可攻击5.5千米以外的活动目标。1966年法国使用SS—12M装在巡逻快艇上，用轻型发射装置发射实验中，导弹命中的圆概率偏差均小于一米。该弹陆基型为单发射器，车载有多联装发射器，载机配二至四枚，快艇安装两座四联装发射器时，可带八枚待发状态的导弹。该弹发射使用程序和操作过程与一般第二代反坦克导弹类似。但其检测与发射控制的自动化程度较差，多为手工操作，火控设备不够完善。装填使用也不够方便。

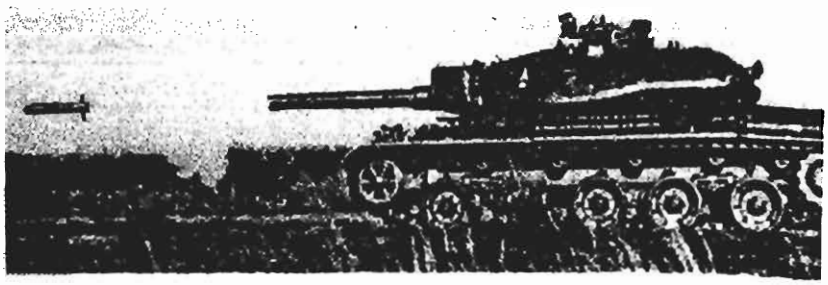
发展与改进

由于该弹是法国早期研制的重型反舰艇反装甲武器，尽管技术并不先进，其初型还是人工制导的第一代产

。但因其威力大，射程远，所以仍然装备使用了相当长时期。特别是 1964～1966 年改为空地型和海面型之，利用第二代反坦克导弹的制导方式，延长了使用年限。直到1972年以后才逐步被代替。

（文仲辉　钟建业）

阿克拉 (ACRA)



发射飞行状态的“阿克拉”

概　述

“阿克拉”（ACRA：Anti-Char Rapide Autopropulse）是法国陆军军械技术装备部及其下属的支托工厂研制的第三代反坦克武器系统，采用激光驾束制导，火炮发射。该激光制导的导弹是法国陆军为弥补其第一、二代反坦克导弹在飞行速度、命中精度等方面的缺陷而发展的，1962年开始研制，原计划1971年装备部队，但因成本太高，曾一度停止发展。1973 年设计定型后也未能投产，到1975年后才进行了小量生产，但也只供试验之用，装在 AMX-10M 上进行过一些有限的射击试验。目前仍未见其装备使用。

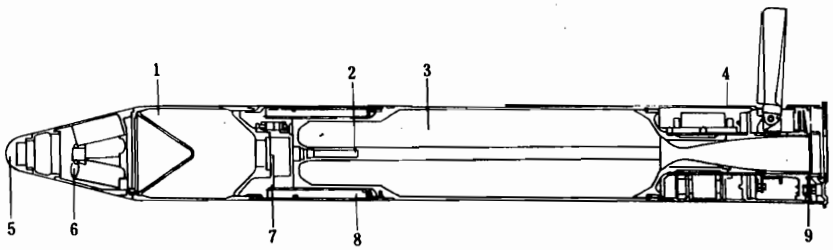
主要战术技术指标

目标		装甲车辆、人员、地面防御工事等
射程	最大	3800m
	最小	25m
速度	最大速度	500m/s
	离炮口初速度	150m/s
命中概率		单发导弹在最大射程接近 100%
破甲威力	垂直破甲厚度	400mm
抗干扰能力		对光、烟及背景干扰穿透与识别能力较强
发射方式		142滑膛炮发射
发射速率		（三分钟内）4 发/min
飞行时间	到最大射程	7s
	1000m	2.3s
作战环境		−40℃～+51℃
弹长	全长	1.25m
	飞行状态长	1.22m
弹径		142mm
翼展		420mm
弹重	弹全重（包括发射药筒）	35kg
	起飞重量	26kg
战斗部	类别	聚能破甲战斗部及杀伤战斗部
	重量　全重	7kg
制导		激光驾束制导，空气舵控制，三点导引
动力装置		单级固体推进剂火箭发动机

导　弹

布局与结构　圆柱形弹体、圆顶锥形头部，尾部带四个翼弦很小的大展弦比控制尾翼，其展弦比大于10，

尾翼同时兼做稳定与控制面。另有四片小翼用于差动控制，起倾斜稳定作用。尾翼为“+”字型布局，可纵向折叠。弹体长细比 8.6 。全弹分为三段，头部装有引信、热电池及战斗部，中段是固体燃料火箭发动机，尾段内装弹上制导装置及发动机的尾喷管。弹体是整体薄壁结构，钢壳体，机械加工成型。弹身中段前段靠近战斗部与发动机对接面处，壳体四周开有四个对称的凹槽，用于安装激光接收器。



“阿克拉”导弹结构布局

1．战斗部　2．推进剂点火管　3．推进剂　4．尾筒　5．风帽　6．热电池　7．引信及保险装置　8．激光接收器　9．排气阀门

动力装置　单室双推力固体燃料火箭发动机，燃烧室内的装药分两级燃烧，第一级装药重 4.2 千克，燃烧时间一秒，将导弹的飞行速度从 150 米/秒 的初速增加到 500 米/秒 的最大速度。第二级装药燃烧五至六秒，保证导弹以 500 米/秒 的最大速度做巡航飞行。并使其飞行 7 秒左右达到最大射程。发动机前装有发火管，火焰通过中心孔点燃药柱，尾端联接长喷管，穿过尾段制导装置舱，直到弹底。发动机第一级推力约8240牛顿，第二级推力约1480牛顿。

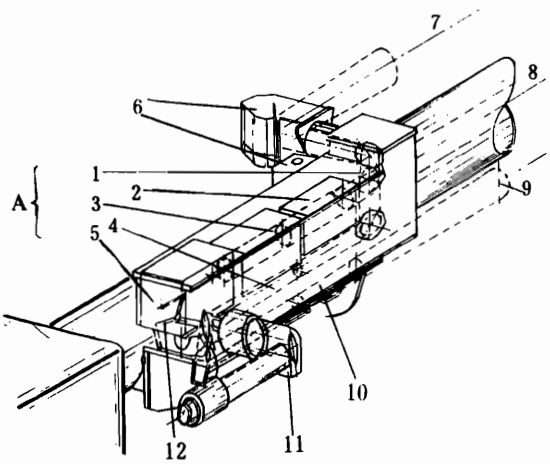
制导与控制　弹上制导设备主要由三部分组成，即检波器、信号发生器，弹上接收机、舵机与电源。检波器是由四个对称安装的筒子组成阵列，该筒子内装有敏感波长为1.06微米激光辐射能的光电二极管；信号发生器包括一个放大器和两个限幅器，它将信号传输到一个名为2AP 7（TRT）的系统中；接收机包括偏航与俯仰方向的数据解码与信号处理电路，它输出信号供舵机控制导弹的飞行。以上三个组件共重1.05千克。弹上制导设备消耗电源为 150 毫安/－29伏和 250 毫安/＋29伏。制导组件分别安装在弹身中段和尾段，大部分在尾段发动机喷管四周。

战斗部与引信　阿克拉反坦克导弹采用破甲战斗部，锥孔装药为普通炸药，炸药总重为2.8 ～ 3.0千克，但也可装其他非制导火箭弹用的杀伤兼破甲战斗部，该战斗部为合金钢壳体，内装二千克黑索金/梯恩梯混合炸药。破甲战斗部前端风帽中安装了引信点火电路用的热电池，战斗部底部安装了弹底引信。引信为触发电点火引信，当弹头的着角在75度以内均能保证发火可靠。电点火头的保险装置安装在战斗部底端与发动机相通，发射导弹时，发动机燃烧室内的燃气通过小孔传入保险机构，导弹飞出25米距离之后，在燃气压力作用下解除引信的保险。

发射制导装置

“阿克拉”导弹用早期的 142 毫米滑膛炮发射，该炮是导弹和常规炮弹、无控火箭的兼用发射装置。炮配有发射炮弹与火箭用的普通瞄准具，也安装了发射导弹用的激光指示器。该指示器兼有瞄准指示目标与发激光束的功能。

激光制导子系统是由无线电通讯公司 TRT（Télécommunications Radioélectriques et Téléphoniques）研制的。该子系统的地面设备由四个小组件加上运载车组成。运载车上装备了配有离子散器的冷却系统。四个小组件中第一个组件包括激光发射器，其工作波长1.06微米，输出功率大于五瓦；激光调制器；激光晶体冷却系统；管式启动装置。第二个组件包括激光泵的供电设备。第三个组件是序（编码）器和随动装置。第四个组件包括为激光发射器提供冷却液的泵及其系统。激光指示器中利用变焦距



“阿克拉”发射制导装置

A．激光波束发射器　1．混频器　2．聚焦透镜　3．调制器　4．瞄准镜　5．激光器　6．稳定系统　7．瞄准线　8．炮管轴线　9．发射炮弹的辅助瞄准线　10．炮瞄镜　11．光学系统　12．选择开关

学镜头调节激光波束，提供实际上是固定直径的制导视场，并可调整制导误差随导弹离开火炮发射器的距离而增加的趋势。

系统中通过稳定系统、指示器、瞄准镜，以保证激光波束轴线与视线重合，并使视线与炮管轴线严格平行。“阿克拉”的发射制导装置如图所示。

.发射制导装置中还配有加速度计，用于敏感火炮发射导弹时产生的后座力，以修正后座力对视线瞄准精度的影响。发射制导装置中还包括保证发射及安全的辅助电子设备与传动装置。

作战使用

该武器系统利用装载于 AMX-10，AMX-30 型坦克底盘上的 142 毫米滑膛炮发射使用。装在炮管上的激光制导系统地面设备与弹上制导装置等构成全武器系统。

战时，射手发现目标后，转换选择开关，使用联接在炮管上的激光发射指示器及瞄准镜发射导弹。瞄准目标后，首先开动激光发射器发出激光波束照射目标，然后通过火炮发射导弹。导弹出炮口之后迅速飞入激光波束中，通过导弹上的检波器探测导弹相对于激光波束轴线的角偏差，并通过弹上制导设备形成指令，再通过舵机及控制尾翼操纵导弹，使之沿着激光波束轴线向目标飞去。飞行过程中，射手只需通过激光指示器瞄准镜跟踪目标即可。

该系统导弹飞离发射炮管之后与地面发射制导装置之间没有导线之类的任何机械联系，使导弹速度不受限制，可以超音速飞行。且激光方向性强，不易受干扰，使用简便，射击效率及命中精度高。该弹由工厂密封包装后，直接装车运输，导弹装入炮膛之前才开箱启封，不需要任何勤务处理，这是该弹的又一特点。

发展与改进

该弹开始研制就采用了激光驾束制导，高加速度陀螺仪，集成电路、热电池等先进技术。特别是激光器中采用了掺钕红宝石作为激光工作物质，利用了电光晶体调制等新技术。这些在当时六十年代初期，许多都处于探索实验阶段，没有达到用于产品制造的成熟程度。致使该弹的研制周期长、造价高，1973年定型后不能装备使用。仅装在 AMX-10M 装甲车上进行过一些有限的试验。经过一段停顿之后，七十年代后期法国又对该弹进行技术改进，但目前仍未见其装备使用。

1974年末以前的试验中已发射了 500 发导弹，从最小射程到大于3800米的距离，该系统攻击固定目标与活动目标的效率都接近于 100 % 的有效。尽管如此，当时因没有财政保证而不能投入生产。　（文仲辉）

短程反坦克导弹 (ACCP)

概　述

“短程反坦克导弹”是法国航空航天工业公司研制的小型便携式反坦克武器。单兵携带，用于近距离攻击

坦克，装甲车辆。它是根据法国陆军为了取代目前正服役的89毫米反坦克火箭 LRAC，于 1980 年提出发展超短程和短程反坦克武器的两个计划，即 ACTC（Anti-Char Trés Courte Portée）和 ACCP（Anti-Char Courte Portée）而研制的。主要设计思想是要寻求一种直接而简单的方法，达到穿透现代乃至二十一世纪所有装甲的能力，并且具有重量轻，成本低到接近于无控反坦克火箭的水平，保证步兵可以大量装备。航空航天公司于1980年投标开始，即与其他几家公司就火箭与导弹在近距离反坦克武器中的作用、地位展开了争论。1982年中期，宇航公司设计一种新型导弹的新观点才逐步引起陆军重视，该公司进行了早期的竞争性技术设计。经过两年的可行性论证，1984年该公司与法国陆军签订了发展合同，开始得到发展经费，随即转入技术发展阶段。已经进行了无控飞行试验，检验了发动机、战斗部等部件的特性指标，制导系统试验正在进行，样机已经展出，预计1990年以前即可投入使用。

主要战术技术指标

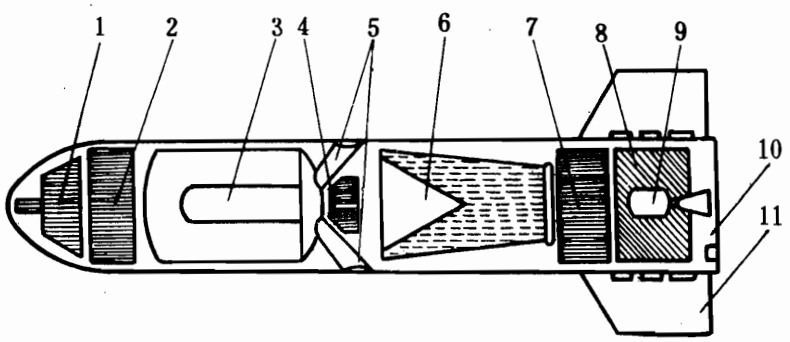
目标		现代坦克装甲车辆
射程	最大	600m
	最小	25m
速度	最大速度	300m/s
	初速度（离开炮口时的速度）	20m/s
命中概率	要求 150 m 以内单发导弹命中概率应不小于	90%
	150 m ～ 300 m 间达到	95%
	300 m ～ 600 m 间接近	100%
破甲威力	对均质钢甲垂直破甲厚度	＞ 900mm
	要求能穿透现代主战坦克所有的装甲	
抗干扰能力		抗背景及人工干扰能力强
发射准备时间		＜ 5s
发射方式		筒式发射
发射速率		＞ 5 发/min
飞行时间	到 300 m	2.6s
	到 600 m	3.6s

待发射的 ACCP 导弹

弹长	战术包装筒内携行状态	950mm
	导弹飞行状态	840mm
弹径	筒装导弹（弹药）	160mm
	导弹直径	150mm
弹重	待发状态弹药重	10.5kg
	携行状态弹药重	11kg
战斗部	类型	破甲战斗部
	重量	3.9kg
制导	采用电荷耦合器件（CCD）摄像机的半自动跟踪导线传输指令制导系统，三点导引	
动力装置		小型固体燃料助推器加主发动机

导　弹

布局与结构　导弹由发动机、战斗部，电子设备、推力矢量控制舵机、弹上示踪器、遥控导线组件及弹上其他制导设备所组成。弹体为圆柱体，长细比小于5.6，弹身后段有四片折叠尾翼。该弹布局独特之处在于发动机安排在导弹头部，喷管在导弹重心附近，战斗部在发动机后面制导装置之前，对全弹而言，战斗部靠近后端。这种布局的目的是为了增大战斗部的炸高，提高破甲威力。



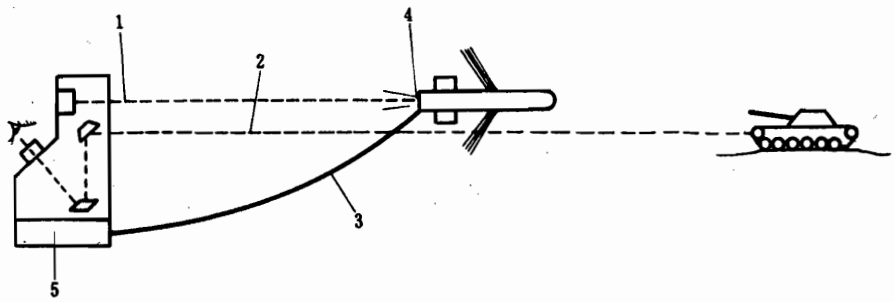
ACCP 导弹布局图

1．触发杆　2．电子设备　3．巡航发动机　4．推力矢量控制设备　5．巡航发动机喷管　6．聚能装药　7．制导设备　8．遥控导线组件　9．助推器　10．弹上示踪器　11．可折叠尾翼

动力装置　采用两级固体燃料火箭发动机，发射助推器总重80克，工作时间小于一秒，使导弹以20米/秒的离轨速度低速起飞，这样可以降低发射噪声，并减少发射时的后座力。导弹飞离发射筒0.5秒以后，续航发动机开始工作，使导弹加速到300米/秒的最大巡航速度。续航发动机工作时间三至四秒。发动机采用铸装双基推进剂，燃烧室压力低，燃烧产物中烟雾少，且无毒性。该弹动力装置功率小，其助推发动机推进剂质量小于0.1千克，推力小于3500牛顿；续航发动机推力小于1000牛顿。

制导与控制　导弹飞行过程中，依靠尾部四片小弹翼斜置而产生的横向力矩，保持5转/秒的低速滚转。由弹上陀螺仪提供导弹滚转基准信号，同时测量弹体摆动角速度。导弹尾部装有工作波长为0.96微米的激光管或钽管红外光源示踪器)以指示导弹的飞行弹道，为地面制导装置提供跟踪信息。遥控导线及线管组件，装在导弹尾段，将遥控指令传给弹上接收机。推力矢量控制舵机，利用喷气偏流器产生控制力对导弹实施控制。偏流器位于导弹重心处，直接改变推力矢量方向，有利于简化舵机结构，提高控制效率。

战斗部与引信　该弹采用了大口径的破甲战斗部，其炸药柱直径大于140毫米。战斗部配置在弹体后部，起静止炸高达到3.4倍弹体直径。战斗部中可装炸药3.5千克。且装药结构设计采用了串联式多级装药等新型结构。因此，战斗部的破甲威力大，能穿透均质钢甲900～950毫米以上。航空航天公司声称该弹能穿透T-2、T-80坦克一类的复合装甲，并能对付2000年以后出现的新型装甲。该战斗部采用了带有接触杆的触发式引信；引信的安全保险距离大于25米。



飞行中的 ACCP 导弹

1．红外跟踪线　2．视线　3．遥控导线　4．激光（红外）示踪信号源　5．探测跟踪装置及信号处理机

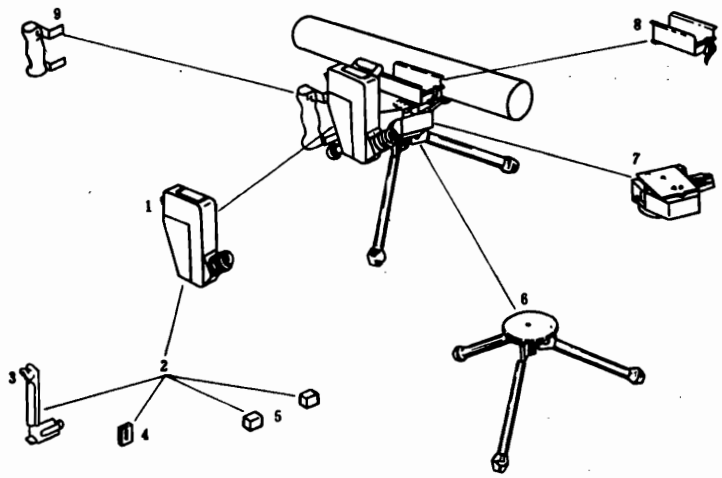
发射制导装置

发射制导装置包括发射架、连接盒、瞄准具、探测定位仪（测角仪）、三角架、托盘及方位调整机构。整个发射制导装置通过弹药安装连接盒、托盘等与三角架组装成整体。筒装导弹通过连接盒闭锁机构固定于三角架支撑的发射架上。瞄准具与探测跟踪装置组装成一体，通过连接件挂装在三角架及托盘的左上侧并与方位调整机构及其手柄相连。

瞄准跟踪装置由潜望式瞄准镜、电荷耦合阵列探测器电视摄像机型的测角仪及其微处理机、光学系统等组成。电荷耦合（CCD）探测器的工作波段为 0.8～1.1 微米。为了提高探测跟踪装置的抗干扰能力，在光学系统中增加了滤光镜。为了保证跟踪精度，测角仪与瞄准镜的光轴完全保持一致。飞行制导过程中，电荷耦合阵列探测器接收导弹尾部激光二极管（或钽管示踪器）发出的信息，CCD 探测器阵列摄像机通过摄影、图象比较即可确定导弹与目标间的偏差。通过微处理机解算，形成指令信号，并经导线传输到弹上接收机中，变换放大以后，再通过推力矢量控制舵机控制导弹的飞行，使之命中目标。

ACCP 导弹武器系统待发状态全重15.1千克，其中筒装导弹（弹药）重10.5千克，发射制导装置总重 4.6 千克（其中三角架重 1.4 千克）。瞄准具光学视场 200 毫弧度，放大倍率四倍。发射装置的方位与俯仰通过调整机构及其手柄可以随意调节。

探测跟踪及瞄准装置有两种结构型式，一是利用三角架支撑固定在地面发射的，另一种是直接安装在发射筒上的。后者通过连接盒将瞄准跟踪装置固定在发射筒上和弹药与发射器等组装成整体，射手扛于肩上利用手工调整直接瞄准发射。



ACCP 发射制导装置

1．瞄准、探测跟踪装置　2．探测跟踪装置　3．光学部件　4．CCD阵列探测器　5．解算装置（微处理机）　6．三角架　7．方位瞄准机构　8．弹药安装连接盒　9．调整装置及其手柄

作战使用

该导弹武器系统是配备到班、排或兵组的装备。全系统可以由单兵携带与发射使用。平时导弹装在封的发射、包装、运输筒内，它与三角架、瞄准跟踪装置合装在同一背箱中由一个战士斜背着运行。使用时士可在 5～10秒钟内将全系统准备好并射向目标（包括导弹的飞行时间 2.6～3.6 秒）。射手可以采用卧姿跪姿或立姿发射。他通过瞄准具瞄准并跟踪目标，保证导弹在视场之内，导弹即可沿瞄准线自动飞向目标，

至命中。由于小型发射助推器产生的火焰与噪声很小，且发射初速度低（离轨时速度为20米/秒)初始加速度小（20g),其音响效果与发射步枪子弹相当。所以该弹可在密封空间或室内发射。试验表明，该弹可在带有门、窗的30立方米的密闭间内发射，射手离墙的距离可到 3.5 米。该弹适于近战和巷战使用。夜间发射可以配装红外夜视仪进行瞄准跟踪。

ACCP 导弹的设计思想有所创新，改变了反坦克导弹的传统结构布局，将聚能破甲战斗部放在发动机后面，靠近尾端，有利于增大炸高，提高破甲威力。发动机喷管及推力矢量控制装置靠近导弹重心，有利于提高控制效应和减小偏差。该导弹具有发射加速度低、飞行时间短，设备无需高精度部件，有利于降低成本和大量生产。此外，该导弹系统还具有操作简单，使用方便等特点。

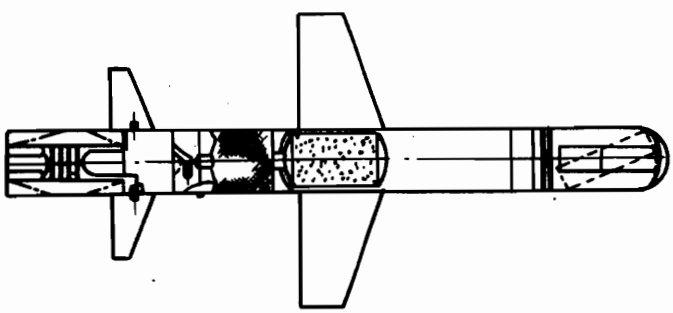
发展与改进

ACCP 导弹的研制工程已进行了四年，目前已进行了多次无控飞行试验，检验了发动机、战斗部、推力矢量控制舵机等。并已对 CCD 摄像机定位制导技术及发射制导装置的制导精度进行了验证。研制工作即将完成。预计1987年可以完成生产定型，1988年底将开始成批试生产。

航空航天公司在研制过程中对弹上信号源作了改进，原方案采用钽管红外示踪器，后改为激光二极管。战斗部原来的直径为 140 毫米，破甲厚度 900 毫米，改用150毫米直径的战斗部后，可使破甲厚度超过1000毫米。据该公司试验表明，最大破甲厚度可达1200毫米（对均质钢甲）。该公司对战斗部结构设计做了许多改进，并将继续改善。

（文仲辉）

独眼巨人 (Polyphéme)



“独眼巨人”反坦克导弹布局图

概　述

“独眼巨人”是法国航空航天公司研制的一种光纤制导的反坦克导弹。它是在联邦德国 MBB 公司已进行了多年的光纤制导飞行器（LL—LFX）研究计划基础上进一步实施的一项计划。LL—LFX 计划是使用“曼姆巴”反坦克导弹作为试验飞行器，以研究光纤制导技术。其目的主要是研制一种信息衰减极小、机械强度足够高、长度达到 10000 米以上的光导纤维。自1982年以来，MBB 公司使用“曼姆巴”进行了多次飞行试验，试验中成功地展开投放了光缆，并可靠地将制导指令和影像传输到导弹的最大射程。飞行试验分三阶段进行：1982年利用导弹首先进行了飞行距离为 900 米的四次近距离飞行试验；1983年进行了两次传输指令的制导飞行试验之后，接着又进行了三次传输电视摄像机所摄影像的飞行试验，在2500米的最大射程上所摄影像被接收到；第三阶段的试验于1984年共进行了四次，在2500米的距离上同时传输制导指令和电视摄像机所摄的影

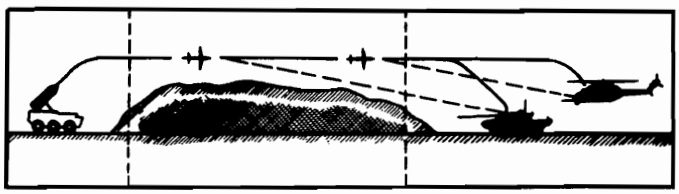
像，并用7000米长的光纤试验了指令和影像的传输效果。

现在法国航空航天公司利用射程为6000米的 SS·12 反坦克导弹试验光纤的传输特性，其放线速度为160米/秒。并计划在1987年用光纤制导的 SS·12 导弹进行6000米的实弹飞行试验。法国的“独眼巨人”计划研究目标是要研制一种射程为10～25千米的光纤制导反坦克导弹。并准备用于侦察 10000 米～ 25000 米的坦克、直升飞机及其他目标。

导　弹

“独眼巨人”反坦克导弹头部安装电视摄像机，中段装战斗部和动力装置，拟用两级固体燃料火箭发动机，尾段安装光缆绕组和控制组件。电子设备安装在战斗部与动力装置之间。导弹的气动力布局采用正常式，弹身为细长圆柱体，头部外形为钝头卵圆形。其初步方案采用了大展弦比弹翼。

导弹拟采用垂直发射或大倾角的倾斜发射。导弹发射起飞后，达到一定高度便转入水平巡航飞行，接近目标之前进行俯冲攻击。这种间接远距离发射的“独眼巨人”能截击由人工或天然屏障掩护的目标，能攻击远距离的装甲目标并能打薄弱的顶部装甲。这种导弹可以作为侦察导弹使用，在进攻之前探测和识别目标。“独眼巨人”导弹可以从地面、掩体后、运输车上、直升飞机上发射。



“独眼巨人”导弹攻击示意图

（文仲辉）

米兰/米兰2 (MILAN/MILAN2)

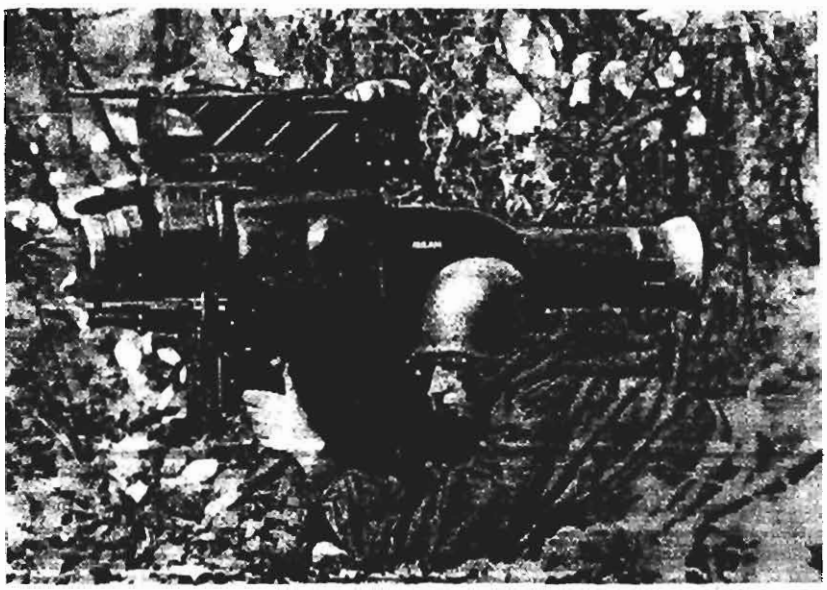
概　述

“米兰”（MILAN：Missile d' Infanterie Léger Anti-tank），是由法国航空航天公司战术导弹部和联邦德国 MBB 公司组成的欧洲导弹公司研制的第二代轻型便携式反坦克导弹武器系统。主要用于攻击坦克装甲车辆及其他工事。最初设计为步兵使用，以后发展为车载发射。1963年开始研制，1966年样弹试验，1967～1971年性能与技术鉴定，1971年底军方进行使用试验，1972年开始批生产。法国和联邦德国于1972、1974年相继装备部队。1975年开始大批量生产，1978年达到月产1600枚，目前月产5000至8000枚。到1984年 3 月底止订货国家多达32个，订购导弹约16.5万枚。截止1983年底，已有英国、印度、意大利等国政府购买了“米兰”导弹武器系统的生产许可证。目前世界上生产装备“米兰”导弹的总数已超过20万枚。生产总费用到1983年已超过25亿美元。1974年的销售单价为导弹3000美元，武器系统为 3.7 万美元。

主要战术技术指标

目标		坦克、装甲车辆及其他防御工事	速度	离开发射筒口的初速	75m/s
射程	最大	2000m		最大速度（12.4s 时）	200m/s
	最小	25m	命中概率	对2.3×2.3m² 的固定靶或2.3×4.6m	

	的活动靶 （速度≤25m rad）	
	射程小于 300 m	平均75%
	射程大于 300 m	接近 100%
射击精度	圆概率偏差	小于 0.5 m
破甲威力	“米兰”原型静破甲厚度	690 mm
	“米兰 2”	> 850 mm
抗干扰能力		抗烟雾及火光干扰能力较差
机动能力	最小转弯半径	500m
可靠性	武器系统	>95%
发射方式		加外动力的筒式发射
发射速率（最大射程上）		> 3 发/min
发射前准备时间		<50s
飞行时间	2000m	12.5s
	1000m	7.3s
作战环境		按北约标准，使用温度 −40℃～+52℃
弹长	筒装导弹	1.26m
	导弹长	755mm
弹径	弹身最大直径	116mm
	战斗部直径	103mm
翼展		266mm
弹重	弹药重量	11.3kg
	导弹起飞重量	6.65kg
战斗部	类型	聚能破甲战斗部
	重量	3 kg
	引信种类	触发式电力引信
制导	光学瞄准与跟踪、红外半自动三点导引、导线传输指令	
动力装置	单室双推力固体燃料火箭发动机。一级推力 275 N，二级推力 108N	



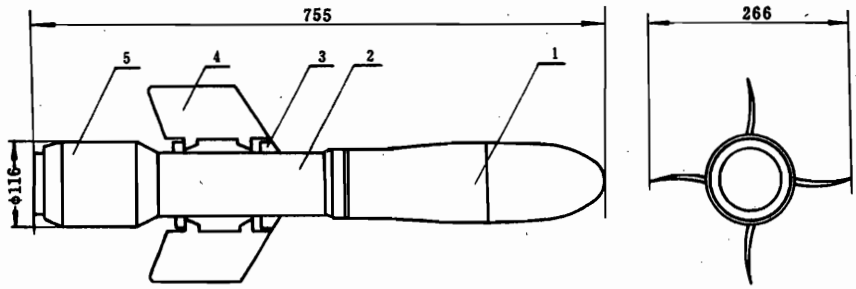
“米兰”导弹系统

导　弹

布局与结构　无尾式气动布局，没有空气舵，燃气扰流片推力矢量控制。四片圆弧形弹翼在弹身四周成“+”字形布置，平面形状为梯形。弹身头部卵圆形，尾部有收缩段。

弹翼面积 0.027 米^2，展弦比1.53，前缘后掠角 32°，后缘后掠角 18°，弹身长细比6.5，头部长细比 3.3，底部收缩比 1.5。弹体分三段，头部为战斗部及引信，中段是动力装置，尾段内装弹上制导组件。尾段壳体为非承力构件，整体薄壁结构。弹翼系铝合金型材经机械加工成型。

动力装置　单室双推力结构，外径85毫米，内装二段浇铸成型的双基药，药柱端面燃烧。第一级增速发动机装药燃烧层厚25毫米，燃烧时间 1.3 秒，产生推力 275 牛顿。第二级续航发动机装药燃烧层厚85毫米，燃烧



米兰/米兰 2 导弹

1．战斗部　2．动力装置　3．弹翼座　4．弹翼　5．尾段

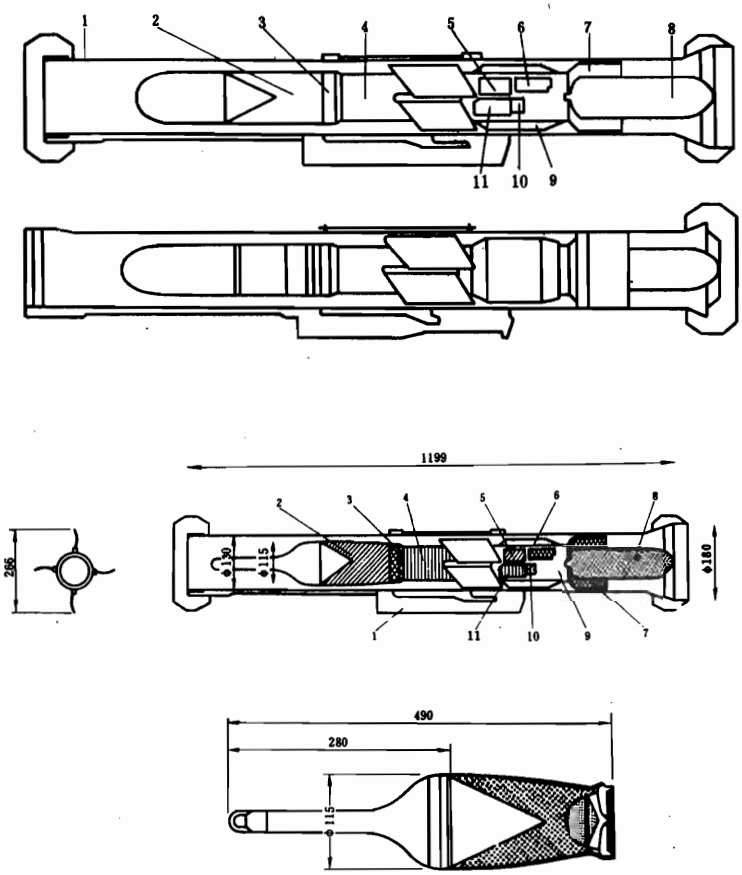
时间11秒，推力 108 牛顿。药柱全长 112 毫米，外径81.5 毫米。药柱后端装有一毫米厚的环形易燃片，保证药柱快速点燃。发动机壳体为钢材，机械加工成型，前底是引信体，后底上装长导管，穿过制导舱再与末端的喷管连接。燃气流经长导管再从尾喷管排出。

制导与控制　弹上制导装置包括遥控导线及线管组件，弹上接收机、陀螺仪、燃气舵机、红外曳光管及热电池。线管套装在制导组件上，导线是直径0.07毫米的双股漆包线，全长2025米，加强段长75米（直径0.72毫米）。KL01 型火药燃气陀螺仪利用火药气体吹动转子，使其在 0.3 秒内达到10万转/分的转速。陀螺仪工作时间1秒，外径34毫米，长95毫米，重 130 克；燃气舵机由电磁铁、传动臂、扰流片组成。扰流片支于喷管出口端面。当电磁线圈收到接收机传来的信号时，吸动衔铁，带动扰流片伸向喷管出口端面中心，使之在燃气流作用下产生控制力；红外曳光管由两根圆环状的钽管（内装钽粉）、辐射板及壳体组成。点燃之后发出两种波长的红外光，波长 1.8～2.7 微米供测角仪接收，0.5 微米的可见光供射手观察。白天发射时两根钽管同时工作，夜间发射时一根钽管工作；弹上电源系以固态惰性纯钙为电介质的热电池。输出功率30瓦，输出电压 7 —11伏，放电时间大于30秒。外径35毫米，长50毫米。启动时间小于0.3 秒。它向引信、陀螺仪、红外曳光管及接收机等部件供电。

战斗部与引信　战斗部由头部风帽、本体、空心锥孔装药、药型罩、隔板、传爆药柱、连接环等组成。卵形头部风帽分内外两层是引信的碰合开关，外层保证头部气动外形要求。战斗部本体是铝合金外壳，内装炸药，其前安装药型罩。罩由纯度99.9%的紫铜板旋压成型，锥角 60°，厚二毫米。炸药重1.45千克，配比为75% RDX，25%的 TNT。炸药后端的隔板用惰性材料硅橡胶制成。战斗部底部传爆药柱及引火药帽等与引信的雷管相通。导弹发射前保险活门断开。发动机的燃气通过小管传递压力，使发火电路接通，解除引信第一级保险。导弹起飞后制导导线放出20米时，拉断短路销解除第二级保险。当碰上目标时，风帽碰合开关接通电路，电点火具使引爆装置起爆。引信体及附件重0.3千克。

弹药（筒装导弹）　导弹装在兼做发射器与贮存运输包装器的发射筒内称为弹药。

运输状态的弹药除筒装导弹外还加保护帽与背带。发射筒后端有高、低压室及气体发生器，内装接线盒、闭锁机构、弹托等。玻璃钢发射筒重1.72千克，长 1.2 米。弹托上有四条螺旋导槽，使导弹在膛内右旋前进。



“米兰”/“米兰2”弹药

1．发射筒　2．战斗部　3．引信　4．发动机　5．接收机　6．红外曳光管　7．弹托　8．气体发生器　9．制导线管　10．陀螺仪　11．热电池

出筒口时旋转速度为6转/秒；气体发生器是弹药的重要部件，其外壳用玻璃纤维缠绕并浸铸后固化而成，内腔由中隔板分为前后两级，中心是金属导火管。前后两级均装双基环形药片，通过挡药板固定于导火管上。前部第一级装药100片，每片厚0.3毫米，共重214克。第二级装药12片，每片厚一毫米，共重96克。第一级点火后前药室内压力达 190×10^5 帕，燃气经壳体上的小孔排到发射筒内，使发射筒内压达到 40×10^5 帕，通过弹托将导弹推出发射筒，使其达800 g 的最大过载。第二级点燃后使后药室内压达 110×10^5 帕，通过小孔排入发射筒后，筒内形成 3×10^5 帕的压力用以平衡导弹离开发射筒时产生的后座力，并将发射筒向后抛出三米左右。

发射制导装置

全系统包括光学瞄准具、红外测角仪、控制箱、弹架、三角架及发射点火装置等。全重15.5千克，高650毫米，长900毫米，宽420毫米。

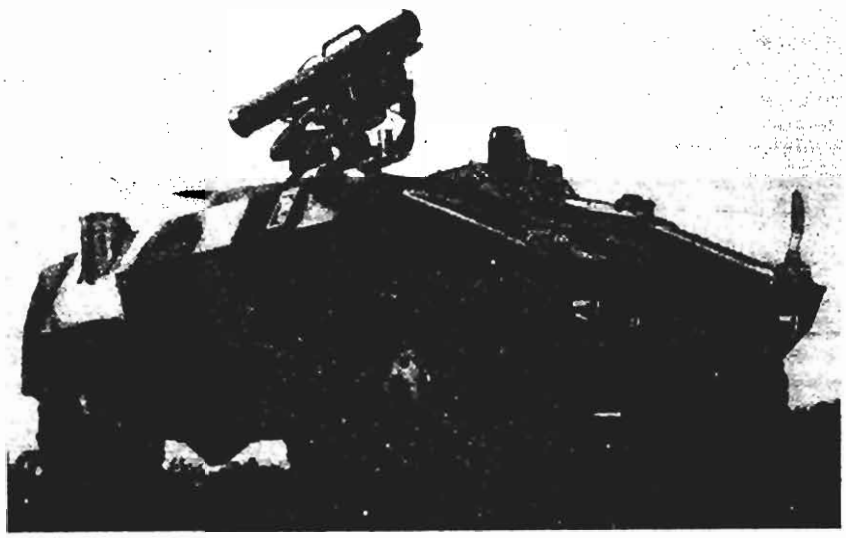
光学瞄准具与红外测角仪组装在一起，二者的轴线在机械和电气上都严格保持平行。瞄准具视场±75毫弧度，放大倍率为七倍。红外测角仪具有两个视场，四秒前采用大视场（±40毫弧度）。四秒时由定时开关自动转换到小视场（±10毫弧度），测角精度为0.1毫弧度。

弹架左侧安装红外测角仪及瞄准具。右侧安装挡板保护射手。弹架长900毫米，高370毫米，宽220毫米，

重2.1千克；三角架是支承弹架及全部发射制导装置的底座。重3.7千克，方位可旋转360°，高低机可使弹俯仰20°。为保证跟踪平稳与方向瞄准可靠，装有钢环与聚四氟乙烯、石墨混合制成的阻尼环构成的阻尼器，其中注入粘性大、不受温度影响的硅酮油。发射导弹时，通过固定在控制箱左侧的发射点火器产生一个激脉冲电压，激活电池发射导弹。发射制导装置亦可配装红外夜视瞄准具。

作战使用

系统组成及配置 该武器系统用于地面发射时，由二人组成一个发射组，射手带一套发射制导装置，助携带二发弹药，其余的弹药由车或直升飞机运输。一个步兵排可配备若干个发射组或发射车组成发射单元。射单元可配到连、营或师（团）。为了防护，发射组必须成双配置，两部发射架之间应保持1000米以上的距，以便互相支援。从系统展开到两发导弹发射完毕，全过程不到50秒。车载发射有三种配置：一是将三角安装在车顶上发射；二是利用快速安装连接装置将三角架装在车体内，在装甲或车篷防护下发射；三是利"MCT"炮塔发射导弹，并可俯仰转动+50°～－8°，方位转动360°。炮塔重190千克，直径600毫米。发射输车可以是吉普车、卡车、游览车或履带装甲车与轮式装甲车。直升飞机是小羚羊（GAZELLE）轻型直机，其中SA365 DAUPHIN可装六人，二部发射制导装置，八发弹药。SA330 PUMA可装12人，三部射制导装置，12发弹药。



"米兰"导弹发射车

武器系统操作过程 发射操作程序如下：

1．装弹：射手展开三角架，装好弹架；助手将弹药装在弹架上并闭锁。

2．发射准备：控制箱插头接到接线盒上并打开红外曳光管选择开关与发射保险器，用瞄准具搜索并瞄目标。

3．击发：按下击发按钮，发射点火器给出点火脉冲，控制箱形成预射程序，激活电池，点燃红外曳管，启动陀螺，闭锁机构解锁。

4．发射：点燃气体发生器第一级，经过0.045秒后弹托将导弹推出发射筒。同时点燃第二级，将发射向后抛出。点燃火箭发动机，解除引信第一级保险。

5．导弹飞行：导弹离开发射筒后，加速发动机在1.31秒内将其加速到125米/秒，续航发动机在12.4秒继续加速到200米/秒。飞行初期导弹在瞄准线上方1.2米高度上飞行，0.4秒后进入稳态控制，在瞄准线上0.5米高度上飞行。

6．发射结束：导弹命中目标后，取下发射点火装置并重新装弹。

武器系统的检测与维修 分为四级：一级维修弹药不检测，发射筒及外部附件目视检查，发现故障或缺陷送往高一级的维修站维修。二级维修导弹不检测，只检查包装贮存情况。发射制导装置检测与维修，使用24伏电压的专用检测仪，通过指示灯表明是否正常。检测仪本身先进行自检。发现故障在技术阵地更换零件。三级维修在备有专用工具的工程车上或车间进行。全部进行检测。仪器中包括检测瞄准具与测角仪同轴性的三级瞄准规、检测控制箱与测角仪用的电子仪器、检测火工品的辅助设备及机械检测设备等。四级维修是对弹药和发射制导装置进行大修，送回生产厂或专门生产车间进行。

发展与改进

“米兰”已经历了两次重大改进。一次是1978年开始，为了提高夜战能力，法国、联邦德国和英国共同研制了 **MIRA2** 红外热成像夜视瞄准具，使其夜间可在3000米距离上发现目标。该瞄准具从1982年开始使用，目前西欧各国已装备。第二次是1982年欧洲导弹动力公司决定改进“米兰”与“霍特”导弹的战斗部，使之成为“二代半”的反坦克导弹，以填补第三代反坦克导弹装备之前的空白。目的是为了对付苏联新发展的 **T-72**、**T-80** 之类新型主战坦克。要求提高战斗部的破甲威力，对战斗部做了重大改进。即：战斗部直径由原来的103毫米增加到115毫米；采用高能炸药（**Octolite**）；并用轻型结构材料减轻重量，增加炸药量；在战斗部头部壳体上新装了探头，加大战斗部静止炸高，使其达到2～2.5倍弹径。改进后的“米兰”称为“米兰2”，其破甲威力可提高30～35%，垂直穿甲厚度能达到850毫米以上。“米兰2”已于1984年底开始投产。

（**文仲辉**）

霍特 (HOT)

“霍特”导弹武器系统

概　述

“霍特”（**HOT: High Subsonic Optically Teleguided**）是法国与联邦德国共同研制的一种半自动红外遥控制导第二代反坦克导弹。为了取代原装备的旧式反坦克导弹，1963年两国政府签署双边合同，决定研制

新型反坦克导弹“米兰”与“霍特”。1964年根据法国、联邦德国陆军参谋部提出的战术技术要求，由法国航空航天公司与联邦德国 MBB 公司组成的欧洲导弹公司开始研制，1971年完成原型发展阶段，1972年生产了第一批导弹和发射装置，交给法国、联邦德国军队进行战术技术鉴定，取得了较为满意的结果。1973年设计定型，从1975年开始批生产，1977年开始装备部队，1978年达到设计生产能力，月产800发。截止1983年已生产导弹60 000枚以上，生产发射装置2500套以上，生产费用约4.97亿美元。除法国、联邦德国陆军装备外，先后向埃及、科威特、叙利亚、沙特阿拉伯等十几个国家出售。1973年导弹单价为3500美元左右，全武器系统单价为47 520美元左右。

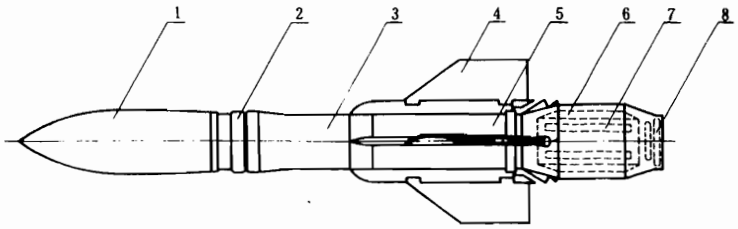
主要战术技术指标

目标	坦克
最大射程	4000m
最小射程	车载发射75m，机载发射400m
最大速度	240～260m/s
命中概率	对2.3×2.3 m^2的固定目标或2.3×4.6 m^2的活动目标可达到：500m以内80%；500～4000m 90%以上
射击精度	圆概率偏差0.5 m
战斗部威力	对北约组织的标准靶，在任何情况下都能穿透。着角65°时，动破甲深度272mm；着角0°时，穿甲深度大于800mm
可靠性	90%以上
发射速率	3发/min
飞行时间	到2000m，8.7～9s 到3000m，12.8～13s 到4000m，17～17.3s
作战环境	使用温度－40℃～＋52℃，全天候
弹长	1.27m
弹径	136mm
翼展	312mm
弹重	筒装导弹重32 kg；导弹重23kg
战斗部	聚能破甲战斗部，重6.548 kg（包括引信0.5 kg），采用硬性机械保险滑块式隔离的全保险型电引信
制导	目视瞄准，红外半自动跟踪，有线传输指令制导，三点法导引
动力装置	两级固体燃料火箭发动机，起飞推力5500～6000N；续航推力180～250N
发射方式	筒式发射
发射准备时间	反坦克战车和直升飞机进入发射位置后，分别在5～6s及14.5～19.6s发射导弹
机动能力	导弹起飞后2～3s进入稳定控制弹道；导弹发射后，反坦克战车和直升飞机分别在5s及3s内完成火力转移

导　弹

布局与结构　“霍特”导弹的气动布局为无尾式，弹翼呈“十”字型布置。弹翼为圆弧形折叠翼，翼平面呈梯形，展弦比约为11，前缘后掠角约65°，弹翼安装角1°10′，以保证导弹续航飞行段的滚转运动。起飞发动机喷管后面安装了四个导流片，用以增加导弹的转速。导流片是楔形体，楔角约20°，前缘凸起约10毫米，顶部为三角形，短边6毫米，长边18毫米。弹身头部是战斗部和引信，中间是发动机，尾部是制导装置。战斗部后面是电点火引信，引信与发动机组装在一起，引信体就是发动机的前底。续航发动机在前，起飞发动机在后，二者呈串联式安排，弹翼安装在起飞发动机壳体上。尾部制导装置包括线管、制导组件及红外辐射器。制导组件安装在线管内的续航发动机中导管的周围。弹翼在导弹发射前处于折叠状态，当导弹离开发射管时，藉助弹簧的作用和导弹的旋转，使弹翼展开，并由压缩弹簧和滑块使弹翼定位锁紧。弹翼座和弹翼分别为铝合金压铸件与铝合金冲压型材，经机械加工而成。

动力装置　动力装置采用两级固体燃料火箭发动机，二者共用一个整体式壳体，中间由中间底隔开。中间底上装有两个续航发动机点火用的延时器。延时药柱装在延时器壳体的中心孔里，被钢珠的活门体顶住，并用螺纹顶盖压紧，密封于延时器壳体中。续航发动机点火药盒内无点火头，仅装点火药。当发射导弹时，起飞点火药盒引燃起飞药，起飞发动机开始工作，其燃气由起飞喷管排出，产生起飞推力。同时燃气引燃中间底上延



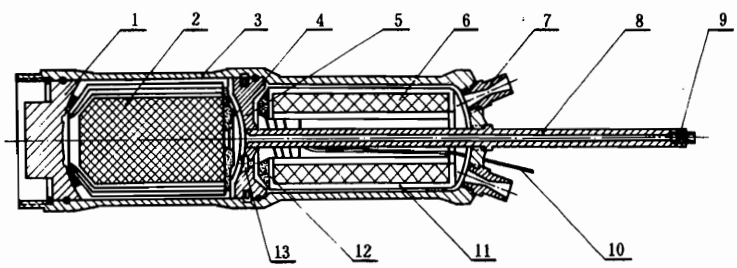
“霍特”导弹部位安排示意图

1．战斗部　2．引信　3．续航发动机　4．弹翼　5．起飞发动机　6．线管　7．制导组件　8．红外辐射器

时器中的药柱（燃烧时间为0.17～0.3 秒）。当延时药柱燃尽时，起飞燃烧室的燃气通过延时器中心孔冲开钢珠，经延时器底部上的两个小孔喷出，进入续航发动机燃烧室，烧穿续航发动机点火药盒壳体（赛璐璐材料），引燃点火药，使续航发动机工作。当续航燃烧室的压力一旦大于起飞燃烧室的压力时，钢珠被推回堵死活门，续航燃气就流不到起飞燃烧室里来，保证续航发动机正常工作。续航燃气经中导管引至弹尾，由安装在舵机组件上的续航喷管排出，产生续航推力。发动机壳体和中间底分别用铝合金热锻毛坯与铝合金棒料，均经机械加工而成。续航中导管由管体、内外隔热衬及密封膜片等组成。管体长530毫米，内径12毫米，外径16毫米，由高强度中碳钢（XC38）经机械加工而成，表面镀镉。内隔热衬分内外两层，模压成型，厚3～3.6 毫米，内层是SiO_2 布浸上钼酚醛树脂（改性酚醛）；外层是石棉纸浸上酚醛树脂。喉部贴有石墨衬套。续航喷管用钼棒（MO_{16}）机械加工而成。

发动机的主要技术指标：

项目 / 参数	单位	起飞发动机	续航发动机
推力	N	5500～6000	180～250
理论比冲	S	236	213
工作时间（－40℃～＋52℃）	S	0.8～1.25	15.6～20.8
燃料种类		双基药	双基药
燃料重量（带包覆）	kg	2.93～3.01	2.52～2.60



“霍特”发动机结构示意图

1．引信　2．续航药柱　3．发动机壳体　4．续航点火药盒　5．中间底　6．起飞

药柱 7．起飞喷管 8．续航中导管 9．续航喷管 10．点火线路 11．起飞药柱包覆层 12．起飞点火药盒 13．延时器

制导与控制 制导系统由弹上制导装置与地面车辆或直升飞机上制导装置两部分构成。弹上制导装置包括：由译码器、陀螺仪组件、稳定组件、热电池、印刷电路板等组成的制导组件；由电磁铁舵机、燃气扰流片组成的燃气舵机组件；由遥控导线及线管支架组成的线管组件；内、外环红外辐射器等。陀螺仪的主要技术指标：陀螺转子额定转速为转子启动后0.01秒内达到10万转/分，工作60秒后，转速不小于2.4万转/分；陀螺仪的漂移量为30秒内外环的漂移量不大于2°。舵机的主要技术指标：电磁铁线圈的电阻在20℃下为3.75～4欧；衔铁的自振频率85～105赫。遥控导线的主要技术指标：遥控导线全长4075米，其中加强段75米。遥控导线单股裸线直径为0.07～0.072毫米，漆包后的漆层厚30±5微米。两股并线及缠绕加强丝以后的线径不大于0.5毫米。红外辐射器由内环辐射器与外环辐射器组成，装在尾部组件的后端。内、外辐射器由五个ϕ 6×0.2毫米的环形钽管组成，管内装有四氧化三铅和硅粉的混合物。用电点火头点燃，燃烧时可将钽管加热到2000℃～2500℃，辐射出波长为0.6～0.7微米的红外射线。白天发射时，内、外辐射器都点燃；夜间发射时，通过发射装置上的选择开关，只点燃内辐射器。

战斗部与引信 战斗部为聚能破甲战斗部，重6.548千克，装药重2.8千克，其组分为梯恩梯/黑索金=25/75。引信是一种具有硬性机械保险滑块式隔离的全保险型电引信。平时机械保险装置中的通气进口处由0.03毫米厚的铝片封闭。将装有火焰雷管的滑块安装在与保险销孔相垂直的滑块槽中，由滑块弹簧推动将其顶在保险销的定位面上，使雷管偏离位于中心孔的电点火头和传爆药柱，这样在平时就起到了隔离保险作用。导弹发射后，当续航发动机被点燃，且压力达到35×10^5～40×10^5帕时，燃气即可穿过铝片进入机械保险装置的密封空腔。在燃气压力作用下，推动保险销将剪切销剪断，保险销被推动到位，此时其缺口正好对准滑块，于是滑块在弹簧的作用下滑动到位，火焰雷管则位于点火头和传爆药柱之间。同时，锁销由锁销簧推入滑块槽壁的缺口中，锁定了滑块。当导弹飞到40米左右时，点火头的短路器被高速放出的遥控导线拉断，点火头呈开路，引信处于待发状态。战斗部一旦撞击目标，内外风帽接触，开关闭合，点火头立即被点燃，并引燃火焰雷管，从而导致战斗部爆炸。

发射制导装置

发射制导装置由发射装置与地面车辆或直升飞机上制导装置两部分组成。发射装置包括：发射架，装弹系统，发射火控系统，伺服系统等。地面车辆或直升飞机上制导装置包括：瞄准装置，红外探测装置（测角仪及其电子设备），制导电子箱，辅助电子设备等。它们与弹上制导装置构成一个完整的制导系统。

作战使用

系统组成 “霍特”武器系统是由带包装的弹药、发射装置、制导装置、检查与维修设备、运输工具等五个部分组成。带包装的弹药包括导弹及发射管。处于“待发”状态的导弹被装在发射管里。发射管两端若装上堵盖与背带，可以由单兵携带，这样的发射管兼作包装、储存和运输器。

工作过程 射手发现目标后，借助光学瞄准镜，对目标进行瞄准与跟踪。测角仪光轴与瞄准线保持严格平行，发射架轴线与瞄准线保持一定的几何位置关系（方位上平行，俯仰角+2.25°）。导弹发射后，迅速进入测角仪视场。导弹尾部的红外辐射器，发出红外光，红外测角仪即可连续地测出导弹相对瞄准线的角偏差，将其转换成线偏差输送给指令信号发生器。指令信号发生器同时接收由弹上陀螺仪提供的滚转基准信号。经解算后形成一个宽度和相位随导弹飞行偏差而变化的控制指令。此指令通过遥控导线，输送给弹上接收机，经整流放大馈送给执行机构的电磁线圈，产生电磁力吸动衔铁，带动扰流片运动，产生控制力，使导弹消除飞行偏差，回到瞄准线上，直至命中目标。为确保导弹在起飞后，能可靠地进入红外测角仪视场，除发射装置定向发射外，同时在弹上还安装了姿态稳定陀螺仪，它在导弹起飞后的0.3秒～0.8秒间工作，保证导弹在启控前稳定飞行。

检测与维修 该武器系统的检测与维修分为三级。第一级系内部自检设备，用“MINIA”型检验仪，与

发射装置中的电气联结盒做成一个整体，作为对发射部分工作好坏的临战前检查；第二级检测设备，主要用于对各轴线的检查，如红外光轴和瞄准光轴、瞄准光轴和发射架轴线等之间不平行度的检查与校正，以及对射击连续性的检查等；第三级检测设备，用于对武器系统各部件的检查，如对制导设备、稳定瞄准具、UTM800 炮塔上的瞄准跟踪设备等的检查。

发展与改进

优缺点 该导弹具有破甲威力大，直射距离远，命中精度高，机动性能好等优点。其缺点是最小射程与近距离的命中概率低、抗干扰能力及全天候的性能较差。

发展趋势及改进情况 1983年2月，英、法和联邦德国政府达成一项协议，决定研制新型反坦克导弹来取代三国军队中现役装备的“米兰”、“霍特”、“斯文费厄”和“陶”等导弹。由欧洲导弹公司动力集团负责研制，主要研制“米兰—2”和“霍特—Ⅱ”。“霍特—Ⅱ”导弹系统计划于1994年装备使用，目前尚处于研究试验阶段。按欧导动力集团的分工，该弹主要由英国航空航天公司承担研制任务，主要改进有：将战斗部直径由原型的136毫米改为150毫米，并在战斗部的前端安装探头，用以增加战斗部的炸高（可达500毫米左右），同时在战斗部中装入新型炸药，可使战斗部的威力较原型的提高35%；续航发动机是经过改型的新型发动机，用以提高速度和增大射程，其推进剂采用无烟火药，使导弹发射后不排出浓烟，既有利于隐蔽，又有利于跟踪装置工作；导弹尾部安装了经过改进的曳光装置，有利于提高抗干扰能力，并研究一种新型跟踪装置。欧导动力集团正在为“霍特—Ⅱ”导弹系统研制被动红外热成像寻的器，准备将其发展成第三代反坦克导弹，使其能实现“发射后不管”的全自动系统。改进后“霍特—Ⅱ”的主要技术指标为：

最大射程	车载发射4000m；机载发射5000m	战斗部破甲威力	1080mm/90°
最大速度	260～280 m/s	战斗部直径	150mm

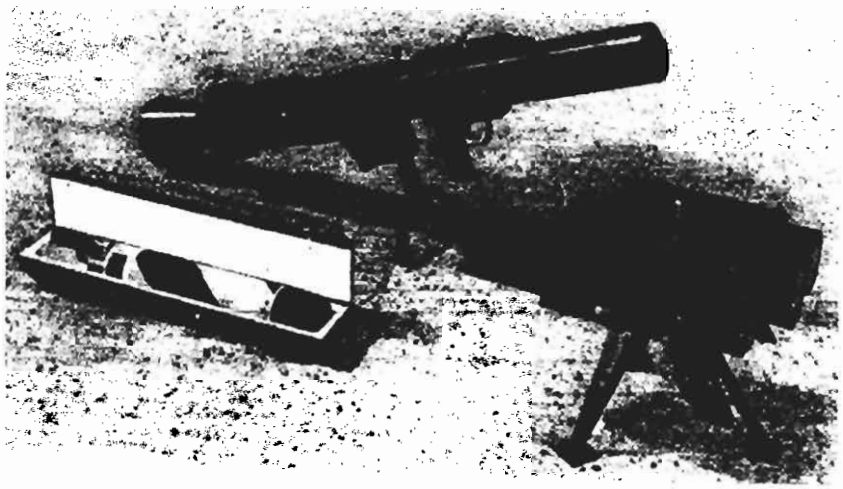
霍特—Ⅱ导弹

（寇玉香）

阿特拉斯 (ATLAS)

概　述

“阿特拉斯”反坦克导弹系统是英国飞机公司和比利时全国军火制造公司为北约组织研制的便携式激光半主动制导反坦克导弹，用无座力炮发射。近距离直接瞄准射击坦克，远距离使用时，由激光制导系统进行末制导。该弹的设计意图是用于代替“卡尔·古斯太夫”、“威基兰特”和“翁巴特”等反坦克武器，六十年代末期由英国提出，经北约组织认可，英国和比利时共同发展。1970年在国际航空展览会上展出了该武器系统的样弹。以后的发展研制与生产装备情况均未见继续报道。



“阿特拉斯”反坦克导弹

主要战术技术指标

目标	坦克、装甲车等	弹径	110mm
射程 最大	1500m	发射重量	7.5 kg
最小	40m	战斗部 类型	聚能破甲战斗部
速度 最大	300m / s	重量	1.96kg
发射方式	无座力炮发射	制导	激光半主动制导系统、自动导引、空气舵控制
破甲威力 静破甲厚度	500mm		
弹长	720mm	动力装置	采用两级固体燃料火箭发动机

导 弹

“阿特拉斯”导弹是一个长细比小于6.55的圆柱体，头部呈半球形，尾段安装了四片呈“+”字形布置的平面折叠尾翼，尾翼平面形状为梯形，上面装有可调节的空气舵。导弹由寻的器、战斗部、动力装置和制导控制部件四部分构成。寻的器布置在导弹头部，内装激光探测器件和电子线路；动力装置是共底的二级固体燃料火箭发动机，安排在导弹中部，其喷管位于导弹尾部中央；战斗部是锥孔装药聚能破甲战斗部，位于位标器（寻的器）与发动机之间；触发引信装在发动机前，舵机和控制部件装在导弹尾段壳体内。

发射制导装置

“阿特拉斯”的发射制导装置包括发射筒、三角架、瞄准装置、激光指示器（激光发射器、目标跟踪与指示器）和电源设备等组成。发射筒是一个无座力炮管，内有高低压发射室，尾部带有排出火药气体的喷管，类似一个火箭发射筒。筒上安装了激发、启动发射器和供射手观察瞄准的观瞄装置。发射筒本身带有支架，可以直接支撑在地面上发射导弹。激光指示器包括激光发射器、目标跟踪与指示器、方位及俯仰调整装置、电源及变换器等，这些设备组装成整体，安装在三角架上使用。三角架是带有托盘的支撑体，运输时可折叠包装携带。激光指示器中的观察瞄准装置配备了光学系统和手动调整装置，可供观察指挥、控制发射导弹，并跟踪目标。

作 战 使 用

“阿特拉斯”反坦克导弹武器系统由发射筒、制导装置和导弹构成全武器系统。该系统一般由二人操作，一人发射导弹，另一人通过激光指示器瞄准并跟踪目标。若将激光指示器与发射筒组装在一起，也可由一人操作使用。

该导弹由于采用火箭筒式的发射器，所以在近距离发射使用时，可以由射手直接瞄准目标射击，不需制导，导弹无控飞行，直接射向目标。当攻击1000米左右或更远的目标时，射手发射导弹，另一名操作手通过激光指示器发射激光，对目标进行跟踪照射，导弹飞至距目标90米左右时，装在导弹头部的激光探测器通过敏感元件接收从目标反射回来的激光能量，经弹上制导装置处理后，形成相应的指令信号，输入到舵机中，再通过空气舵产生的控制力调整导弹的姿态，使其沿理想弹道飞向目标。直至命中目标。

该导弹系统使用时，发射导弹的射手与瞄准跟踪目标的操作手分开一定距离，射手发射导弹以后就可离开阵地。发射使用方便，有利于隐蔽。一个激光指示器，可以制导从几个发射筒分别发射的导弹，通过转移照射，可以实现多弹分别控制。此外，该系统重量轻，使用、携带方便。

（文仲辉）

蚊 (Mosquito)

待发射状态的“蚊”反坦克导弹

概　　述

“蚊”是意大利康特拉夫公司和瑞士奥利康公司联合研制的轻型反坦克导弹，采用目视瞄准及跟踪、三点法导引、导线传输指令、手动操纵的制导方式，属于第一代反坦克导弹。导弹是在“柯布拉”反坦克导弹的基础上改进而成，五十年代初开始研制，1956年试制，1958年部队试验，1961～1971年由康特拉夫公司大批生产，是瑞士和意大利部队的标准装备。有63式和64式两种型号。该导弹用于单兵携带发射，也可以吉普车载和直升机载。

主要战术技术指标

目标	有生力量、坦克和装甲车	破甲威力	660mm
射程　最大	2500m	飞行时间	28s
最小	360m	弹长　杀伤弹	1098mm
飞行速度	90m/s	破甲弹	1067mm

弹径	120mm	战斗部重	杀伤弹	2.13kg
翼展	580mm		破甲弹	4kg
弹重 杀伤弹	12.53kg	动力装置		两级固体燃料火箭发动机
破甲弹	14.1kg	制导		目视瞄准及跟踪、导线传输指令、手动操纵
武器系统全重	37kg	发射方式		箱式发射

导 弹

布局与结构 气动布局为无尾式，头部为尖锥形，弹体是圆柱形，弹体尾部外面装有＋字形尾翼，每一个翼的后缘有扰流片作为控制面，以提供控制力。导弹的结构依次为：头部是带有触发引信的聚能破甲战斗部；其后为仪器舱，内装电子器件、陀螺、线管和电池；后部是两级固体火箭发动机。弹体尾部装有曳光管。整个弹体采用玻璃钢结构，弹翼采用蜂窝夹层结构。

动力装置 两级固体燃料火箭发动机同心设置在导弹尾部，起飞发动机在0.9秒内将导弹加速到90米/秒，续航发动机推力为127.4牛顿，使导弹保持等速飞行。

制导与控制 弹上制导系统由指令信号接收器、陀螺仪、电池、舵机、振动扰流片及线管组成。地面控制盒输出的控制指令信号通过导线传输到指令信号接收器，然后通过舵机，使空气扰流片产生控制力以操纵导弹姿态。导线共四股，全长2600米，其中三股导线传递指令信号，另一股导线传送使战斗部解脱保险的信号。陀螺的转子是在火药蓄压器产生的气体作用下高速旋转。电池在得到发射信号后开始活化，活化时间仅几分之一秒，不需维护，可长期贮存。

战斗部与引信 导弹配有破甲战斗部与杀伤战斗部两种，根据作战需要选用。破甲战斗部内装锥孔装药1.6千克，配触发引信，引信是一种栅式结构的特殊引信，即使着角很大时也能起爆。引信解脱保险是靠钟表装置或射手发出的命令来进行的。

发射制导装置

发射制导装置由控制盒和发射箱组成。控制盒上有操纵杆、选择按钮和光学瞄准镜。操纵杆在射手操纵下，使控制盒产生控制信号，以控制导弹的飞行姿态，控制盒上有六个选择按钮，可以分别用来先后控制六发导弹的发射，发射时按下其中一个按钮，发射完后该按钮仍保持按下的位置，以便射手检查已发射导弹的情况。发射箱平时是导弹包装、运输、贮存箱，导弹的头部和弹体分别安放在箱内，发射时再把两部分接合起来。该箱既可以直接支撑在地面上供单兵发射，也可以装在车上或机上发射导弹。

作战使用

地面发射时，布置好六个发射箱的位置，首先将发射箱的前盖打开，接着取下尾盖，从发射箱中取出聚能破甲战斗部，并安装在弹体上，用桩子将发射箱固定在地面以后，将电缆与控制盒接通，安装好望远镜，射手就可以选择一个隐蔽的位置并发射导弹。导弹发射后，射手用三点法导引导弹，通过操纵杆的操纵，修正弹道偏差，保证导弹沿瞄准线飞向目标。导弹也可从“普奇—哈福林格”轻型越野车上发射，也可从“奥古斯塔—贝尔47”型直升机上发射。

发展与改进

七十年代末导弹已采用红外半自动制导系统。 （徐耀华）

催格特 (TRIGAT)

概 述 “催格特”（TRIGAT：Third Generation Anti-Tank Missiles）是欧洲国家发展第

中程“催格特”工程研制样机

三代反坦克导弹的计划。法国称为AC3G，联邦德国称为ARS3，英国称之为ATGW3或Trigat。最初由法国航空航天公司和联邦德国MBB公司联合组成的欧洲导弹公司于1976～1979年间进行了探索性研究。自1980年3月英国航空航天公司动力分公司加入欧洲导弹公司后，组成欧导动力集团（EMDG）对“催格特”计划的可行性进行了研究。计划原则上确定研制两种反坦克导弹：一种是步兵使用的中程反坦克导弹（射程2000米），预计1993年投入使用，以代替“米兰”、“龙”等反坦克导弹；另一种是轻型装甲车载（射程4000米）或武装直升机载（射程5000米）的远程反坦克导弹，预计九十年代中期（1995年左右）投入使用，以代替“霍特”、“旋火”等反坦克导弹。三个国家为此计划已投入了4亿多法郎的资金，进行了大量的研究与试验。目前方案论证的研究工作已基本结束。欧导动力集团还将向三国政府提出导弹研制的技术报告和经费报价等。军方还将进一步审查技术指标，同时要分析“催格特”是否能满足在中欧地区的使用要求，能否对付苏联九十年代的坦克群及其装备发展水平。原计划“催格特”中程导弹（ATGW3-MR）的研制工作于1986年初开始，远程导弹（ATGW3-LR）的研制工作于1986年底开始。但是欧导动力集团估计到1987年初才能签署合同，因此研制工作可能要推迟一年。如果军方对性能指标和使用要求提出补充条件和研究内容，则该计划的研制工作还将有变化。最近，比利时、西班牙、意大利、荷兰和希腊五国决定参加“催格特”计划，它们已派观察员参与工作。为了领导这项计划的实施，已成立了一个八方参加的委员会。但新参加的五个国家打算在研制阶段开始时才投入这项计划。

根据协议，欧导动力集团内部分工是：法国航空航天公司负责中程导弹（ATGW3-MR）武器系统的研制，并制造导弹和光学设备；联邦德国MBB公司负责直升机载型的远程反坦克导弹（ATGW3-LR）的研制，同时生产车辆或直升飞机上的发射制导装置和发动机的装药及战斗部；英国航空航天公司负责车载型远程反坦克导弹（ATGW3-LR）的研制，并生产ATGW3-LR导弹和红外成像导引头。ATGW3-MR的制导装置目前仍是竞争的目标。那些新的合作者将参加研制样机和大型试验项目。最后按各国的需要参加导弹生产。据估计，“催格特”导弹的市场与“米兰”、“霍特”导弹相当。10年内大约将生产20万枚中程导弹和10万枚远程导弹。

主要战术技术指标

目标　攻击现代新型（T—80之类）主战坦克及重型装甲车辆

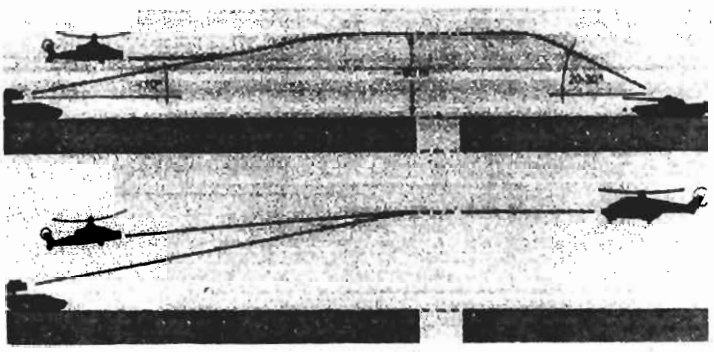
射程	中程导弹最大射程	2000m	弹径	中程导弹	约 100 mm
	直升机载远程导弹最大射程	5000m		远程导弹	约 170 mm
	车载远程导弹最大射程	4000m	翼展	中程导弹	约 180 mm
巡航飞行高度	远程导弹	约80m	弹重	中程导弹	约 11kg
速度	中程导弹初速度	约20m / s	战斗部		聚能破甲战斗部
	最大速度	约300m /s	制导	中程导弹采用激光（红外）驾束制导，三点导引	
	远程导弹最大速度	M＞ 1		远程导弹采用红外热成像制导，自动导引	
命中概率	单发导弹命中概率	＞90～95%	动力装置		均采用固体火箭发动机
破甲威力	能对付复合装甲、主动装甲等新型装甲				
弹长	中程导弹	＜1000mm			

导　弹

“催格特”导弹方案无论是中程或远程的，导弹都装在密封的筒内。该筒兼做导弹的储存、运输和发射筒。这两种导弹都采用固体推进装置并都采用聚能装药破甲战斗部。中程弹和远程弹的发射制导装置不同。两种弹的布局和构造方案也有差异。

中程导弹为了便于步兵携带，短小轻便。弹上装有一个串联双重聚能破甲战斗部。导弹重心附近安装了推力矢量控制系统，靠气流偏斜实现对导弹的控制。助推发动机很小，能保证导弹发射起飞时的初速度较低。该弹装有一个白天瞄准具，另有一个活动式热成像夜视仪。系统中还有激光波束发射器。发射时射手将激光波束对准目标，导弹飞入激光束，按三点导引将导弹导向目标。

远程导弹最初的方案是一种单一用途的反坦克导弹。但目前已变成一种多用途导弹，即兼有地对地、地对空、空对地和空对空四种作战能力，既可用于攻击坦克、装甲车辆，也可用于攻击直升飞机。根据目前初步确定的方案，它是当前世界上最复杂、最先进的反坦克导弹。

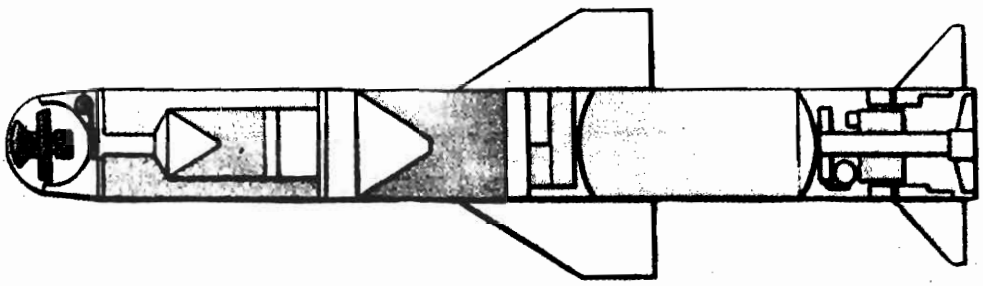


机载/车载远程“催格特”各种弹道方案

导弹从地面车辆和直升飞机上发射时，均以10°左右的仰角上升。若攻击主战坦克和装甲车辆，则在80米左右的高度上巡航平飞。接近目标前以20°～30°的俯冲角，从上方攻击目标顶部。若攻击直升飞机和其他低空目标，导弹以接近于水平的弹道飞行，可不俯冲。

远程“催格特”导弹方案采用正常式气动布局，圆柱形钝头弹身，梯形小展弦比弹翼，舵面近似三角形。导弹从头到尾依次是寻的器（位标器）、第一级（小型）聚能破甲战斗部、隔板、第二级（大型）聚能破甲战斗部、制导组件、动力装置、舵机控制组件。战斗部为二级串列战斗部。考虑的另一种方案是采用大直径（约170毫米）的单级战斗部。动力装置初步定为二级（双推力）固体燃料火箭发动机。导弹将采用微机控制红外热成像自动导引方案，它由8～12微米波段的探测器、热相机、电子校准及信号处理机等组成。导弹飞行控制

是通过气动舵机和空气舵进行的。

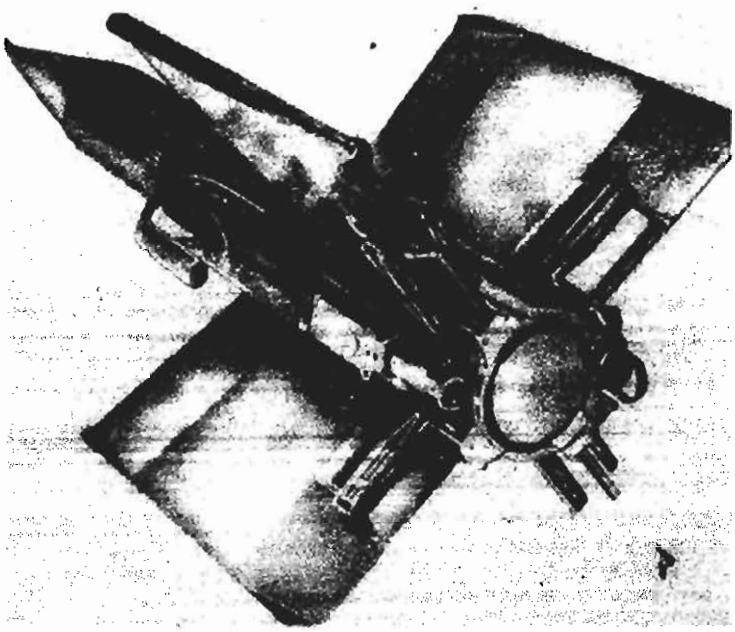


远程“催格特”的布局方案

远程“催格特”在发射前可通过与红外热成像导引头相关的复合瞄准具锁定目标，射手可以预先依次选定四个目标，利用四枚导弹进行准齐射，几乎可接近于同时进行攻击。

（文仲辉）

柯布拉 (Cobra) BO-810



“柯布拉”反坦克导弹

概　述

“柯布拉”是一种小型、目视瞄准跟踪、手动、有线传输指令、空气扰流片操纵的第一代反坦克导弹。可单兵使用，亦可车载使用，除了用于反坦克，还可用于海岸防御对付登陆艇。

该弹最早由瑞士康特拉斯和厄利康两家公司联合研制，有“柯布拉Ⅰ”和“柯布拉Ⅳ”两种型号。

1957年，联邦德国伯尔科公司发展了瑞士“柯布拉Ⅰ”导弹，其型号改名为“柯布拉”BO-810，并于1960年装备部队，直到七十年代还在大批生产。该导弹除联邦德国本国装备外，还有阿根廷、巴西、丹麦、希腊、以色列、意大利等二十多个国家装备。

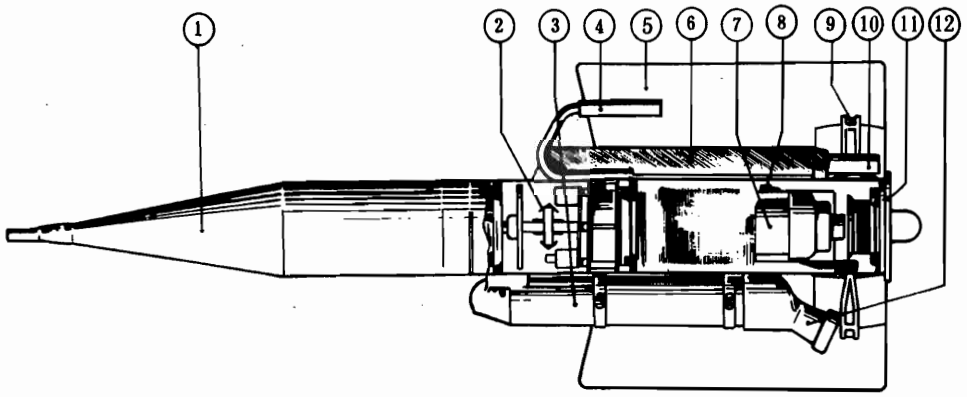
“柯布拉Ⅳ”为瑞士公司所专有，在出口时是以“蚊”为名。

联邦德国“柯布拉”BO-810的改型有“柯布拉”2000，而“柯布拉”2000的改型是联邦德国的“曼姆巴”反坦克导弹。

主要战术技术指标

目标	坦克及装甲车辆	武器系统全重	54kg
射程 最大	1600m	战斗部 类型：	聚能破甲战斗部
最小	400m	重量：	2.65kg
速度 平均飞行速度	85m/s	引信种类：	触发引信
命中概率	80%	制导	目视瞄准跟踪、三点导引、手动有线传输指令
破甲威力	440mm	动力装置	两级固体燃料火箭发动机
飞行时间	18.8s	起飞发动机推力	500N
作战环境要求	－31℃至＋51℃	续航发动机推力	78.5N
弹长	960mm	发射方式	利用弹翼支撑于地面直接发射或车上发射
弹径	100mm		
翼展	480mm		
重量	10.4kg		

导　弹



“柯布拉”反坦克导弹组成

1．战斗部　2．陀螺　3．起飞发动机　4．提手　5．弹翼　6．电池　7．续航发动机　8．线管及导线　9．扰流片　10．曳光管　11．防护盖　12．向下斜置的喷管

布局与结构　头部是装有触发引信的聚能装药战斗部，弹翼采用“X”型配置，为导弹发射时支撑在地面上提供了有利条件。为了满足结构紧凑的目的，将起飞发动机配置于弹体的下方，将电池、曳光管对称地配置于弹体上方。

弹体用17.8毫米厚纸板制成，直径为100毫米。弹体外面后部装有四个弹翼。在弹翼后缘上装有扰流片，扰流片是用塑料制成的。在两个上方弹翼之间有一个提手，提手后边装有电池组，供给弹上电源。还装有曳光

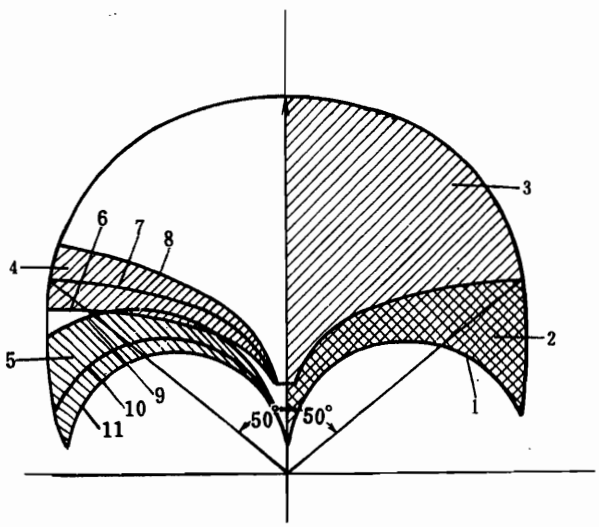
管，以便对导弹进行识别和跟踪。下面两个翼中间是借悬挂件与弹壳牢固地连接在一起的起飞发动机。

导弹内部装有战斗部适配环，可在野外改换另一种战斗部。在战斗部适配环的后边装有电气装置及陀螺仪，用于中断主发动机和指示灯的点火回路的加速开关。其后是续航发动机，外套绕线管。绕线管后面有一个装发射插头用的凸轮装置。弹底上有一个活动防水盖，盖内装有两米长的发射线。

动力装置 由起飞发动机和续航发动机组成。起飞发动机是一固体火箭发动机，内孔外圆同时燃烧，推力为500牛顿，工作时间约0.6秒，由喷管、燃烧室、中间底构成。喷管向下与导弹纵轴成25°夹角，用以产生斜上方的推力，使弹向斜上方跃起，把弹推到预定的高度，赋予导弹85米/秒的飞行速度。中间底内装点火药盒，点火药头，由压盖保护在燃烧室的前端。起飞发动机靠地面控制箱电源点火，点火电压12伏，点火电流约350毫安。整个起飞发动机靠包带固连于顶块上，顶块胶接在弹身上。续航发动机以端面燃烧，推力为78.5牛顿，工作时间18.8秒。发动机前面与中间体隔框相连，外套线管与制导导线。发动机外壳与线管内壁有空气隙，通过隔框与弹体及提手相连。续航发动机用来保持全部飞行过程中85米/秒的飞行速度。

制导与控制 控制装置由弹上和地面两部分组成。弹上部分由接收机电气设备、陀螺仪、线管及扰流器等组成。接收机电气设备接收地面控制箱的讯号然后进行放大，控制舵机。陀螺仪是导弹倾斜滚转的敏感元件，为三自由度拉索陀螺，由转子、内外环框架、开关、电刷、导电环等组成。转子转速1.2万转/分，惯性运转时间为15分钟。导电环非灵敏角为零度。线管由硬纸板制成，卷绕1800米导线。导线是两芯铜线，用纱线加强，并包在一起。扰流器由磁装置、电枢、阻流板以及扰流器外壳和保护套所组成。

战斗部与引信 导弹的战斗部分为练习弹头和作战弹头两种型式，两者的外形、重量及重心位置均相同。它们借螺纹与导弹弹体连接在一起。作战弹头是一个聚能装药战斗部。它由弹头、头部引信和保险元件构成。弹头部分由锥体和圆柱形的外壳组成。弹头顶端装有触发引信。聚能装药的底部装有雷管。为安全起见，在发射后2.5秒才由自动定时器来解除保险。定时装置是靠发射时产生的加速度力来启动的。另一保险作用就是导弹在碰地面时不会起爆，而只有在击中目标受到金属板的阻力作用时才能起爆。战斗部的壳体是用铝制成的，重量为0.997千克，内装黑火药约1.5千克，战斗部全重约为2.6千克。



“柯布拉”导弹攻击区

1．最小曲率半径　2．有限命中可能性范围　3．目标重合法的命中范围　4．命中范围内的误差　5．最小曲率半径内的误差　6．+52℃线　7．+15℃线　8．-31.5℃线　9．-31.5℃线　10．+15℃线　11．+52℃线

发射制导装置

探测与跟踪 当导弹在阵地上布置好以后，射手就用肉眼或望远镜观察前方的目标，如果目标进入导弹的攻击扇形区以内，就发射导弹，并一直用肉眼或望远镜跟踪目标直至导弹命中目标。

发射装置 由于起飞发动机喷管下倾与导弹的纵轴成25°夹角，促成导弹与地面成22°夹角的跳跃起飞，因此，该导弹发射时不用发射架。如在地面发射导弹，则导弹弹翼下缘直接支撑于地面。为了补救地面不平的缺限，使用发射垫块垫平。为了避免发射时尘土飞扬，在地上的两翼之间立一发射板。如在车上发射时，则导弹以弹翼下缘放在万向托架下部。

作战使用

系统组成与功能 该武器系统由导弹、控制装置和电缆、战地检查仪和充电器组成。控制装置包括导弹发射，并把导弹导向目标的全部装置。在发射阵地上，用电缆将导弹和控制

装置联接起来，通过配电板可以连接八枚导弹。在飞行中，导弹与控制装置之间通过导线联系，通过此导线把控制指令传递给弹上接收机，操纵导弹飞行，直至最后命中目标。

工作过程 在战场上，一名步兵每个手提一个装有导弹的箱子，肩背一个控制装置，一个重约12千克的中继箱，一个卷筒。整个武器总重约为54千克，其中两枚导弹重约20千克，包装运输箱重约15千克，控制装置重约3.2千克；中继箱和卷筒共重约16千克。

单兵携带使用时，根据敌装甲可能出现的方向，选好导弹和射手的位置，构筑所需要的掩体工事，进行隐蔽，伪装待机使用。在进攻中可伴随步兵，发现敌装甲目标，立即进入阵地，进行射击。发射导弹时按压发射按钮，起飞发动机点火，使导弹与地面成22度角飞离地面，并使导弹加速到85米/秒的速度。在最初的30米的弹道中，导弹是不依靠射手的控制而自行飞行的，以避免人为的误差。尔后射手将导弹稳定在目标的上方，然后在继续飞行中降低其高度直至与目标重合。

检测与维修 该武器系统只要求对弹上电池、控制装置电池每三个月检查一次电压以外，其余的部件不需要进行维修和定期的系统检查。该武器系统配有野外检验袋和电池充电器。在导弹准备发射时，要进行如下的检验：

- 控制装置的点火电流和控制脉冲；
- 分配器电缆和导弹电缆的绝缘和电阻；
- 起飞发动机点火电路的电阻；
- 导弹电池电压；
- 控制装置电池电压。

检查是按照一定的程序按压检查仪上的一个个电键进行的。

充电机用来给控制装置和战地检查仪充电，可以用220伏的交流电充电，也可以用24伏直流电充电。

车上发射 该导弹除了在地面直接发射外，还可装在0.25吨汽车上发射。车上共装六枚导弹，其中四枚是装在万向托架上，另两枚无万向托架作为备份。四枚导弹可按任意次序从0.25吨汽车的万向托架上发射，发射时，人员必须下车。联邦德国和荷兰以及比利时是把四枚导弹安装在美国吉普车后座位置上的一个大型固定的发射架上。而意大利是把四枚导弹安装在“菲亚特”吉普车的一侧，可左右移动的发射架上。

（李昌龙）

柯布拉 (Cobra) 2000

概 述

该武器系统是在“柯布拉”BO-810反坦克导弹的基础上改进的，与柯布拉BO-810两者的结构大体相同，只是作了如下改进：

- 增长续航发动机，使射程由1600米增加到2000米。
- 配备有破甲和破甲杀伤两种可互换的战斗部，破甲杀伤战斗部的有效杀伤半径为10米，对步兵面目标和轻型战车都有杀伤作用。

该导弹装备联邦德国空降旅的反坦克导弹连和机械化步兵营的重武器连。已生产17万发提供给18个国家，其中有阿根廷、巴西、丹麦、希腊、以色列、意大利、巴基斯坦、西班牙和土耳其等国。巴西、意大利、巴基斯坦和土耳其还获得了生产许可证。

主要战术技术指标

目标	坦克及装甲车辆	射程	最大	2000m

最小	400m	翼展	480mm
速度 平均飞行速度	85m/s	重量	10.3kg
命中概率	80%	战斗部 聚能破甲战斗部	2.7kg
破甲威力 聚能破甲战斗部破甲	500mm	ATS 反坦克/榴霰弹	2.7kg
ATS 反坦克/榴霰弹破甲	350mm	制导	目视瞄准跟踪、三点导引、手动有线传输指令
预制破片破坏半径	10m	动力装置	固体推进续航发动机和安装在弹体下面不可分离的起飞发动机
飞行时间	23.5s	发射方式	利用弹翼支撑于地面直接发射或车上发射
作战环境要求	-31℃至+51℃		
弹长	950mm		
弹径	100mm		

作战使用

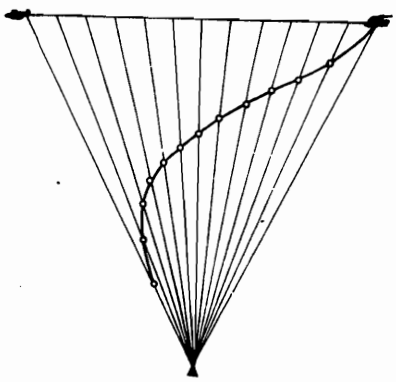
系统组成与功能 该武器系统（又译为“眼镜蛇”）由导弹、控制盒和电缆组成。它是轻型、低成本武器，适合于单兵使用，每人携带两枚导弹。

工作过程 发射前，用电缆把导弹和控制盒相连。这个控制盒装有供给发射和控制导弹所需要的电源电池。一旦连接好，只要按发射按钮就能把导弹发射出去。利用一个接线盒最多有八个导弹同时与控制盒相连，在控制盒上安装一个选择旋钮，使射手可以进行选择发射。

连接导弹的电缆长20米，连接接线盒的电缆长50米。因此，射手可以在他自己方便的位置进行发射。

用一个电子测试装置插入控制部件，使发射前完成控制盒的检测。

用在静止目标上的目标重合法


用在运动目标上的目标重合法

目标重合法

利用目标重合制导方法，射手利用操纵杆给出横向和垂直指令通过拖在弹后的制导导线控制导弹。

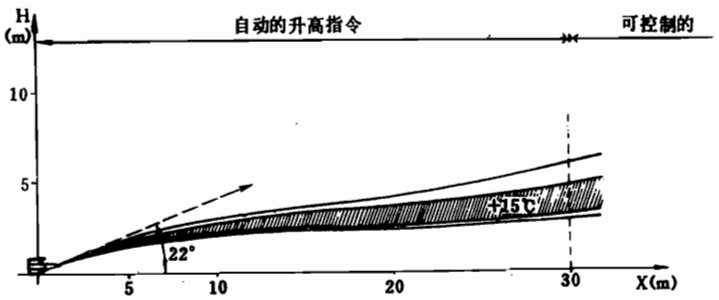
控制操纵杆，就能容易地使导弹与目标成光学上的重合。操纵杆的位置与发出的指令的关系是：

- 往右 将操纵杆推向右
- 往左 将操纵杆推向左
- 往下 将操纵杆往前推
- 往上 将操纵杆往后拉

控制导弹时，首先要假想一个目标，它位于真目标的上方。当导弹接近假想的目标时，就要用望远镜来观察，此时要使操纵杆保持静止状态，以避免控制误差。然后就使导弹与真目标重合。导弹与目标重合应当在击中目标前三秒钟的时间内达到这一要求。

射手将导弹导向目标时，它的参照点，在白天发射时是曳光，而在夜间则是续航发动机喷出的火焰。如果在同一地区配置几个导弹发射装置，而且将会同时发射几枚导弹时，必须给射手规定不同颜色的曳光，以尽可能减少混乱现象。

在导弹发射后最初30米距离之内，为避免导弹在未到达便于进行修正的足够高度之前有人为的误差，导弹不依靠射手的控制而自行飞行，其飞行高度随温度不同而变化，因此，起飞弹道有一个散布域。



起飞弹道

30米后的飞行高度		30米后的弹道角
+50℃时的最高界限	5.8米	12°
+15℃时的界限	3.1～4.7 米	5.5°～8°
−31.5℃时的最低界限	2.8米	4°

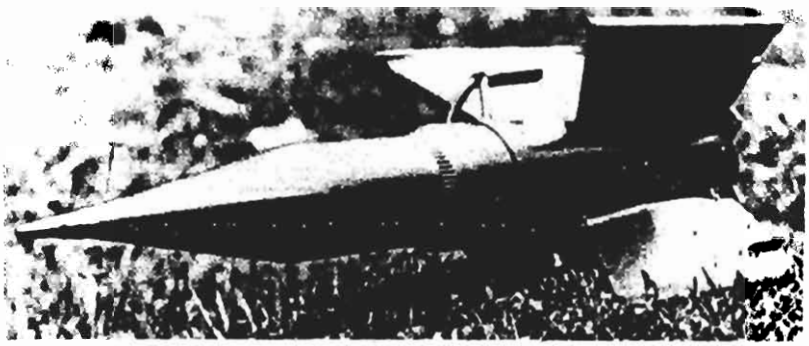
该导弹可在轮式车上发射。

“柯布拉”2000导弹发射车

车辆性能：		最大时速	95kM/h
战斗全重	1.5t	最大行程	320km
车长	3450mm	爬坡度	31°
车宽	1810mm	发动机功率	44Hp
车高	1740mm	使用温度	−31℃～+51℃

（李昌龙）

曼姆巴 (Mamba)



“曼姆巴”反坦克导弹

概　述

“曼姆巴”系“柯布拉”2000的改进型。由 MBB 公司于1972年末第一次宣布。它与“柯布拉”相比较有两个主要改进和附加许多其他的改变。MBB 公司研制了全新的控制盒系统。但是，新的导弹将采用“柯布拉”战斗部并利用“柯布拉”控制盒改变成所希望的新武器，“柯布拉”车载发射装置也很容易地修改用于“曼姆巴”导弹武器系统上。

该武器由 MBB 公司生产，并提供给许多国家使用。

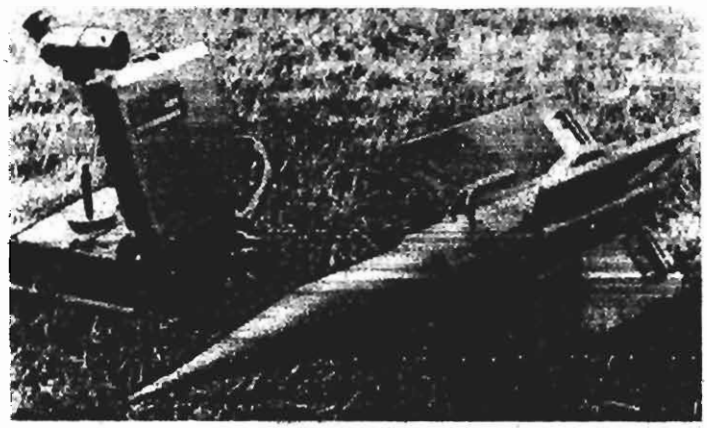
主要战术技术指标

目标	坦克及装甲车辆	重量	11.2kg
射程　最大	2000m	武器系统全重	64.75kg
最小	300m	战斗部　类型：	聚能破甲战斗部
速度　初速	55m/s	重量：	2.7kg
最大速度	140m/s	制导	目视瞄准跟踪、三点导引、手动有线传输指令
破甲威力	500mm	动力装置	单室双推力固体推进剂斜推力火箭发动机
飞行时间	17.5s		
作战环境要求	－40℃～＋60℃	发射方式	利用弹翼支撑于地面直接发射或车上发射
弹长	955mm		
弹径	120mm		

导　弹

“曼姆巴”采用单室双推力固体推进剂斜推力火箭发动机，该发动机不仅便于跳跃起飞，而且在巡航段提供重力补偿，这就避免射手在巡航段不断地克服重力下沉，这是“曼姆巴”与“柯布拉”的主要区别之一。另一个主要的变化是最大速度由85米/秒增加到140米/秒。像柯布拉一样，该导弹也有训练战斗部与实战战斗部，可以进行互换。

作 战 使 用



“曼姆巴”导弹武器系统

系统组成与功能 该武器系统由导弹、控制盒、望远镜及电缆等组成。导弹和控制部件通常包装在防水、防尘、防热背包里。这背包便于运输和搬运。由控制盒上四个输出插座可以同单个导弹相连，利用接线盒八根引出线可以连接八枚导弹。控制盒上装有选择按钮，总的控制能力为12枚导弹。

工作过程 在地面发射时，发射前将导弹从运输状态搬放到地面上，导弹前后的地面均应平坦。导弹的纵轴应与地面大致保持平行。为了补救地面较大不平的缺陷，可以使用发射垫块垫平。使用多枚导弹时，将配电器的电线从控制位置起铺至发射地点。

发射导弹时按下发射按钮，用操纵杆控制导弹的飞行，点火脉冲电源和操纵杆信号是由时钟机构马达控制发电机提供的。

该武器最初的设计是从地面发射，从发射方向的攻击面为45°扇面。如果需要，它也可以从车上发射，并为此目的设计标准的五个导弹发射构架。任何类型的汽车都可以适合于此构件。在这构件中，导弹安装在准备发射的位置，而且可以容易移走。控制盒可以安装在车上或者在地面上进行遥控。

为了训练的目的，设计出型号为 112/1SU 训练辅助器，用于对一个战斗场面的模拟，在电视屏幕上用符号表示目标和导弹的运动。 （李昌龙）

橡树棍 (Shilleagh) MGM-51A

概 述

“橡树棍” MGM-51A 导弹是美国飞歌—福特公司为美陆军研制的一种轻型、近程支援的炮射反坦克导弹。采用红外指令制导，直接瞄准射击，属第二代反坦克导弹。主要用于地面攻击坦克、装甲车辆，也可从直升机上发射。它是 M551“雪里顿”（Sheridan）轻型坦克的通用装备，还可配备在 M60 A2 和联邦德国—美国联合研制的 MBT-70 中型坦克上使用。导弹由坦克上的 152 毫米两用火炮发射。1958 年进行可行性研究，1959年美陆军与飞歌—福特公司动力部签订了武器系统研究发展合同。武器系统由陆军导弹司令部和红石兵工厂管理。该公司、马丁公司、皮凯汀尼兵工厂分别承包红外指令制导系统、弹体结构、发动机。1964年小量生产，1966年定型试验，1967年在堪萨斯州一个“雪里顿”坦克营试用，1968年部队试验，并开始大量生产，1971年停止生产，共生产导弹 88104 枚。1972年签订1200万美元的武器系统改进合同。研究发展试验及鉴定（RDT&E）费用为1.76亿美元，采购费用 3.456 亿美元，1969财年导弹单价3000美元。该弹仅少量装备在

美陆军装甲侦察营和美驻欧洲坦克营中。

主要战术技术指标

目标	坦克、装甲车及其它坚固的点目标
射程 最大	3000m
最小	200m
速度	200m/s
破甲厚度	500mm
弹长	1.14m
弹径	152mm
翼展	290mm
发射重量	27kg
战斗部	聚能破甲战斗部，重6.8kg，配触发引信
动力装置	单级固体火箭发动机
制导类型	目视瞄准，红外自动跟踪，指令制导，三点法导引
发射方式	火炮发射

“橡树棍”反坦克导弹

导　弹

布局与结构　导弹由战斗部、电子舱、发动机和尾段四部分组成。头部近似球形，底部装有底盖，用以密封弹体；火炮发射时，保护弹体免受火药燃气作用；同时防止发动机喷气对火炮的烧蚀，发射后底盖留在火炮药室内。气动布局为尾翼式，“X”字型布置。四片微后掠的稳定尾翼，平时卷曲在底盖内，导弹飞离炮口时，约束解脱，在弹力作用下，四片尾翼展开成飞行状态。

“橡树棍”导弹局部剖面图

动力装置　导弹动力装置为单级固体火箭发动机。导弹由火炮外动力发射，飞离炮口时发动机点火，工作时间约2秒，将导弹加速到最大速度，以后无动力惯性减速飞行约10秒。为防止发动机喷气对发射车传来的红外指令的干扰及在弹尾安装红外接收器，发动机采用了两个斜喷管，对称地安装在弹尾的水平面上。

制导与控制　弹上制导系统由电子组件、陀螺仪、红外接收器、燃气喷气反作用系统及曳光管等组成。分别放在电子舱和尾段内。电子组件包括调制器和解码器，将红外指令转换成作动燃气喷气反作用系统的指令信号，是弹上制导控制中心。二个二自由度陀螺仪提供弹上姿态基准，接受火炮指令时，由车上电源激励，二个弹簧驱动。启动0.1秒，陀螺仪运转速度达9000转/分。陀螺仪形状特殊，万向架安装在转子内部，在加速度和振动情况下，能改善漂移特性，并可以加大转子直径，从而增大了转子角动量，延长了陀螺仪的运转时间。燃气喷气反作用系统由燃气发生器、喷气舵组成。燃气发生器在导弹飞行全过程燃烧，为修正弹道和姿态控制提供必要的动力。喷气舵控制喷气流的方向，由十个喷嘴组成。四个修正俯仰，四个修正偏航，二个修正滚转。红

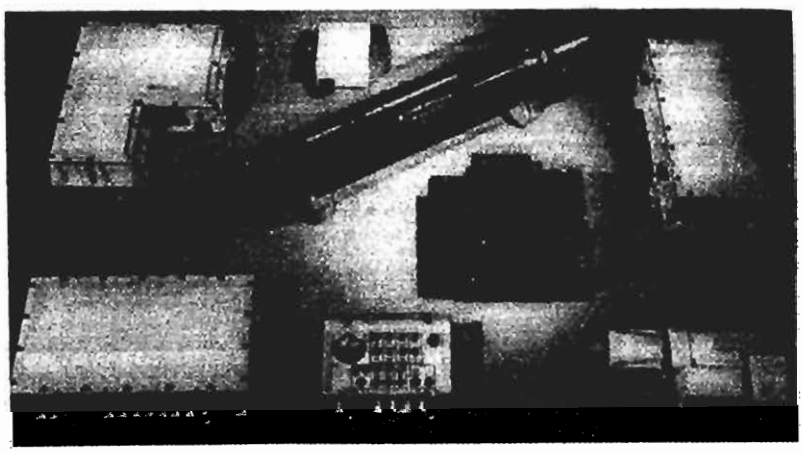
外接收器位于尾端中心，用于探测、接受发射车传来的红外指令信号。曳光管为红外光源，使发射车上的红外跟踪器能跟踪导弹，以感受导弹飞离瞄准线的偏差。

战斗部与引信 战斗部为XM409型聚能破甲战斗部，重6.8千克，装奥克托尔（Octol）炸药3.63千克。由内、外壳组成的鼻锥部、锥孔装药、触发引信组成。发动机工作完毕，发射车上的红外指令制导系统立即向导弹传输远距离解除保险指令，防止因发动机故障引起战斗部在阵地附近早炸。命中目标时，鼻锥部内、外壳破碎，弹上电池与电起爆器接通，引信引爆战斗部。

发射制导装置

发射制导装置由152毫米火炮和红外指令制导系统组成。152毫米火炮装在坦克回转炮塔上，炮塔10秒钟可转360°。方位射界360°，高低射界－8°～＋19.5°。火炮既可发射普通炮弹，又可发射导弹。炮管内按常规方式刻有48条膛线，缠角7°，赋予普通炮弹旋转稳定，为避免导弹旋转，炮管内采用了特殊的机械键槽。红外指令制导系统装在坦克车厢内，由红外信号发射器、信号数据转换器、调制器、射手瞄准具/红外跟踪器、测试面板、电源、炮塔速率传感器组成。测试面板位于射手前方，将面板插在火炮上，即可进行下列测试：①测试导弹在膛内是否正确到位；②全系统方位、俯仰通道的测试；③红外信号发射器方位、俯仰通道的测试；④校准射手瞄准具和红外跟踪器的基准轴。

"雪里顿"坦克发射"橡树棍"导弹

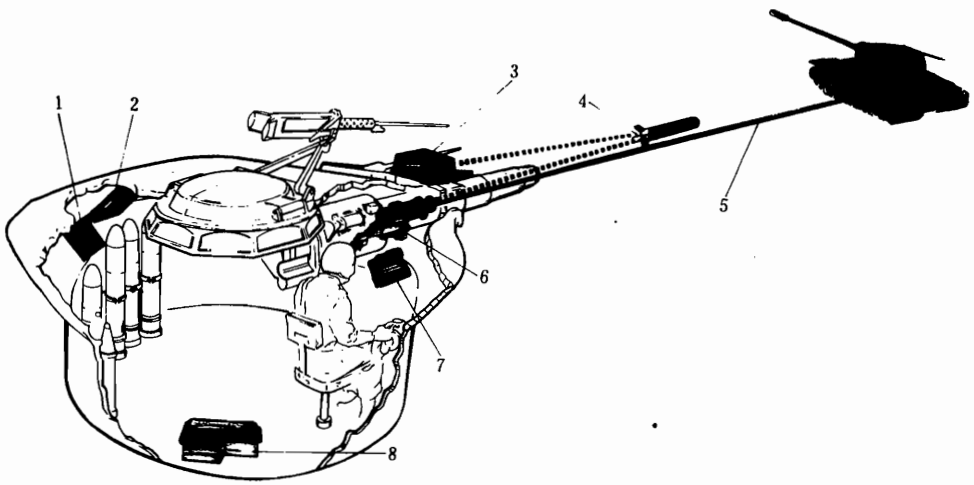


"橡树棍"导弹及制导系统部件

从右上方顺时针表示：信号数据转换器、红外信号发射器、红外跟踪器、测试面板、电源、炮塔速率传感器。红外信号发射器上的两个大孔用来发射两束红外波束，分别把方位角、俯仰角指令信号传送到弹上。中上方的小孔是对引信发送远距离解除保险指令用的。

作战使用

武器系统由导弹和发射制导装置组成。铝装甲的M551型“雪里顿”轻型侦察坦克，可涉水、空运和伞兵空投。乘员四人：指挥员、驾驶员、射手和装填手。车上装有发射制导装置及激光测距仪、红外夜视仪和十枚导弹以及普通炮弹等。导弹采用目视瞄准，红外光学自动跟踪，红外指令制导，三点法导引。在发射导弹的全过程，发射车必须保持静止、平稳，射手将瞄准具“+”字线瞄准跟踪目标，导弹发射后，射手借助红外指令制导系统将导弹导向目标。红外跟踪器和射手瞄准具同座安装，自动跟踪导弹，测出其方位角、俯仰角。信号数据转换器将它们与瞄准线的方位角、俯仰角比较，产生出导弹的飞行偏差，然后以指令信号形式通过红外信号发射器传送给导弹，再经弹上制导控制组件转换成燃气喷气反作用系统动作的指令信号，作动喷气舵工作，自动修正飞行偏差，使导弹沿着瞄准线飞向目标。



“橡树棍”导弹制导系统及原理图

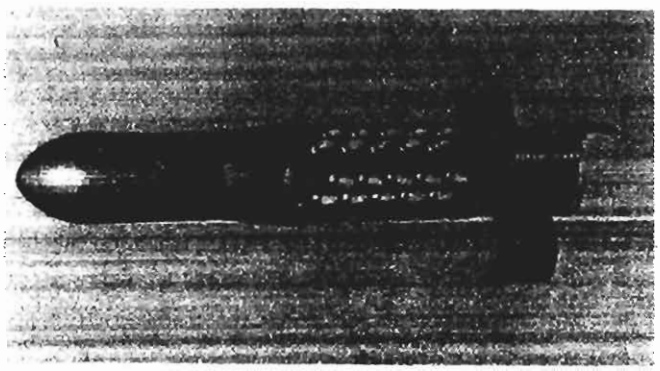
1．调制器　2．信号数据转换器　3．红外信号发射器　4．导弹红外接收器　5．射手目标瞄准线　6．射手瞄准具/红外跟踪器　7．测试面板　8．电源

发展和改进

该武器系统性能较差，陆续暴露的问题有：①发射制导装置：如坦克炮塔稳定性差；炮管易烧蚀；两用炮管发射普通炮弹初速低，不能满足战术要求；发射导弹车厢内充满燃气，并有后喷火焰；红外发射器对人眼有伤害；红外跟踪器要随温度的变化进行调整等。②导弹可靠性较差：如低温、下雪时，发动机喷气凝结及雪花阻碍，影响红外指令的接收；有时发生早炸。国会与陆军在发展问题上意见分歧，国会主张单一发展该导弹，使之成为装甲兵、空降兵和步兵分队通用的反坦克武器。而陆军主张用该导弹装备装甲部队，另发展“陶”式反坦克导弹装备步兵分队，理由是将现有发射管改装成开尾式发射管比较麻烦，鉴于以上情况1971年3月停止生产。直升机载发射试验是在UH-1B型直升机上进行的，发射时配用一个稳定瞄准具。1975年开始改型弹研制，将原型导弹改装，采用激光驾束制导。用激光导引头和激光发射器代替原红外制导系统。1976年陆军将改型弹在改型的M551“雪里顿”和M60A2坦克上进行试验。射手用肩托激光发射器瞄准跟踪目标，导弹沿激光波束飞向目标，试验获得成功，1980年6月开始小量生产。

（方开开）

龙 (Dragon) FGM-77A



"龙"反坦克导弹

概　述

"龙"是美国陆军装备于排一级、单兵携带的轻型反坦克导弹。1964年由美国麦克唐纳飞机公司（后与道格拉斯飞机公司合并）开始研制的。1972年开始生产该导弹的 M47 型，1975年雷锡恩公司和科尔曼仪表公司也被提名生产该产品，1977年雷锡恩公司正式从麦克唐纳—道格拉斯公司完全接收过来，改为 FGM-77 型，后又改为 FGM-77A 型。研制费用为1.21亿美元，采购费为4.24亿美元，每枚导弹的价格为6180美元。它是美国陆军研究了现代战争中反坦克作战的特点，所建成的"重型—陶，中型—龙，近程— M 42 火箭筒"反坦克武器系列的组成部分。为了便于单兵携带，确定系统全重小于14千克，射程1000米；为了能在白天和黑夜都能攻击各种装甲目标和火炮掩体，还配备了红外夜视瞄准具。整个武器系统具有结构紧凑、重量轻、使用维护简单、首发命中率高等优点。它已取代了美国陆军装备的90毫米无后座力炮。该导弹已装备美国陆军和海军陆战队，以及北约组织国家。

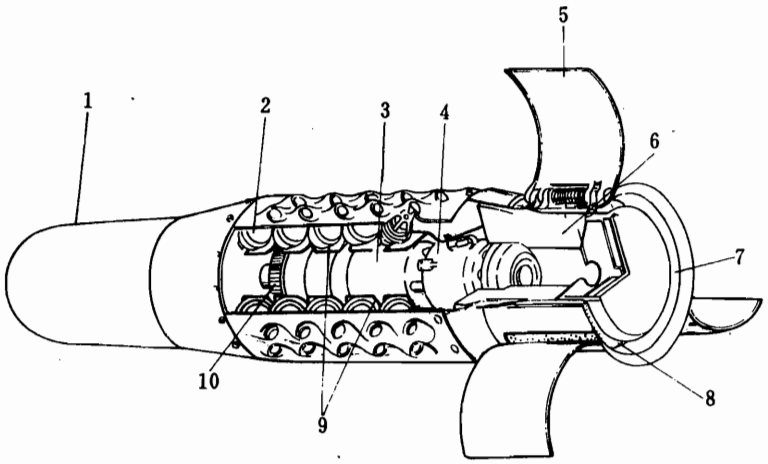
主要战术技术指标

目标	坦克及各种装甲车辆、野战工事、火炮掩体等	弹径	114mm
		翼展	330mm
使用条件	白天或黑夜	弹重	6.3kg
射程	25～1000m	战斗部 聚能破甲战斗部重量	2.5 kg
巡航速度	M＝ 0.3	破甲厚度	500mm
飞行时间	10.5 s	动力装置	由60个侧向小固体火箭发动机组成的组合式发动机
发射方式	单兵肩扛发射		
弹长	774mm	制导方式	红外半自动有线制导

导　弹

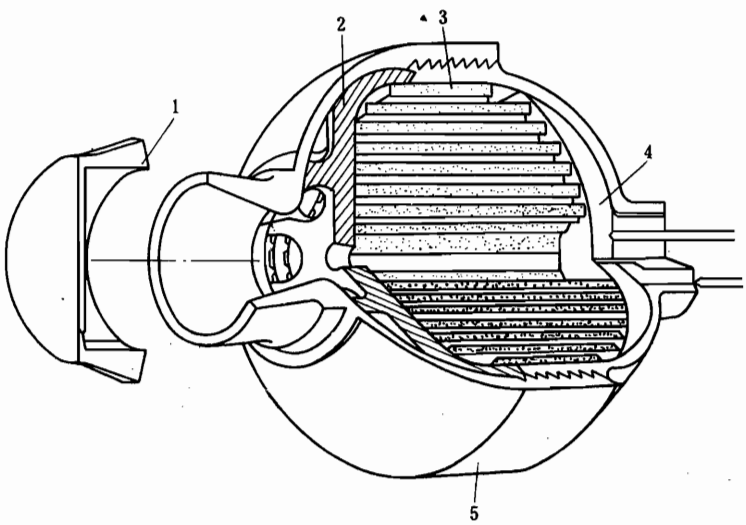
布局与结构　该导弹为尾翼式气动布局。弹身为圆柱体，前面战斗部的直径稍小，无弹翼，尾部有三片可折叠的弧形尾翼，具有 2° 的安装角，平时折叠在弹体上，导弹发射后靠弹簧力张开，使导弹在气动力作用下以4转/秒的速度旋转。

动力装置　位于导弹的中部，由60个（30对）侧向小型固体燃料火箭发动机组成的组合式动力装置。30对小发动机沿导弹轴线排成六列，每列五对，每个发动机都向侧后方倾斜。全部小发动机所占的体积不大于弹体



导 弹 结 构

1．战斗部　2．30对侧向小发动机　3．电池　4．陀螺仪　5．弧形尾翼　6．控制信号计算机　7．曳光组件　8．导线绕线轴　9．发动机点火电路　10．保险和解除装置



小发动机结构

1．发动机喷管安全罩　2．推进剂定位器　3．HEN-12 推进剂　4．点火药　5．铝制外壳

本身总体积的25%。这些小发动机都是接受控制系统的指令成对的点火工作，为导弹提供所需要的推力和控制力。每个小发动机是一个独立的装置，它由铝制的外壳、HEN-12 推进剂、点火药、推进剂定位器、喷管、喷管安全罩所组成。小发动机外壳为球形，直径为25.4毫米，内装的推进剂为多层的套管状，内外表面同时燃烧，工作时间为700毫秒，可产生大于1156牛的推力。每个小发动机用喷管安全罩（也叫铁帽）固定在导弹中部的壳体上。小发动机点火后未达到预定压力之前，喷管安全罩一直保持不脱开，从而保证了推进剂的正常燃

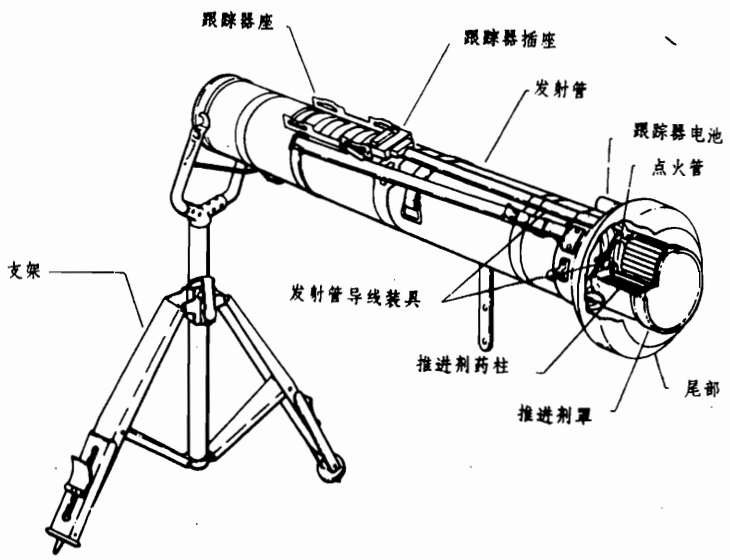
烧。30对小发动机每两个都是对称的,布置在导弹重心一前一后,距导弹的重心成等距离的排列。

制导与控制 导弹的控制系统是在导弹的尾部，它包括一台控制信号电子计算机，一个陀螺仪，一个热电池，一个导线管，一个红外线光电管组件等。陀螺仪是一种弹簧缠绕陀螺，弹簧由加强钢制成，在导弹发射前陀螺的引爆管爆炸,弹簧被松开,释放陀螺，陀螺开始转动。此陀螺仪能够承受600克的过载。该导弹的控制方案是独特的，30对小火箭既是动力装置，又是操纵装置，导弹的陀螺仪向电子计算机提供滚转的基准信号。计算机能够确定出某一对小发动机，在某一时刻到达合适的角度上进行点火。如果导弹飞行方向正确,则每隔400毫秒，弹上控制系统发出一个指令，使恰好位于导弹正下方的一对小发动机点火，产生推力冲量来补偿重力对弹道的影响。如果导弹飞行方向不正确，导弹尾部的曳光管所发出的红外信号，被发射阵地处的光学跟踪器上的红外测角仪接收，测出导弹的姿态从而形成控制指令，经导线传向弹上计算机，经过数据处理变作指令信号，使处于适当位置上的一对小发动机在适当的时刻点火，产生控制力来修正飞行方向的偏差和补偿重力的影响。由于一对小发动机是布置重心一前一后且距重心等距，当小发动机同时点火工作时，可避免导弹在飞行中的剧烈摆动。

战斗部与引信 战斗部为聚能破甲战斗部，是由高密度的奥克托尔炸药和铜制的药型罩制成，重量不大于2.5千克，能穿透不小于500毫米的均质钢板。在战斗部的头锥部装有一个安全保险装置和一个尖顶形的压电引信。

发射制导装置

该导弹武器系统，由三大部分组成：导弹、无后座力发射筒、一个多次使用的光学跟踪器。导弹在生产厂里就装入发射筒内。此发射筒既能发射导弹又兼作包装运输筒。它由玻璃纤维缠绕制成，内表面光滑。发射筒的末端外部套着一个整体式气体发生器不锈钢尾罩。在发射筒前端连接着一个可折叠的两脚支架。发射筒的外部安装有背带、弹簧式跟踪器支座、跟踪器的热电池、发射筒导线装具等。发射筒的两端用聚乙烯泡沫塑料盒式密封盖盖住，以防运输中的冲撞和潮气的侵入，在发射导弹时要先将此盖取下。



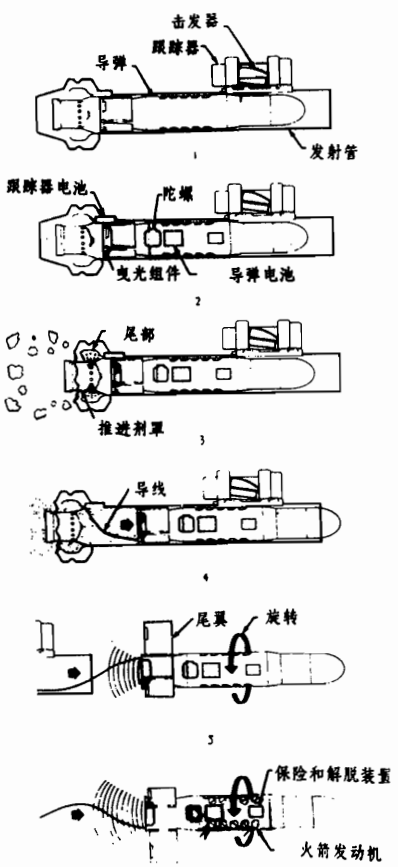
“龙”反坦克导弹系统

光学跟踪器型号为SU36P，可多次使用。平时可单独存放在轻型箱内携带，在发射之前，将它安装在发射筒外面的弹簧式跟踪器支座上。它由四个部件组成：红外测角仪、与红外测角仪同轴安装的六倍光学瞄准镜、电子组件、击发/保险装置。前三者一起安装在一个轻合金制的框架内。而击发/保险装置固定在金属

架上，两头各有一个聚氨基甲酸乙酯制的防震垫。6×50的光学瞄准镜，采用阿贝棱镜和消色差透镜，其结构紧凑，能消除任何色差，且相对亮度和晖光因素很高。瞄准镜使用的分划为一组曲率不等的曲线和一对“+”字线，越靠近“+”字线的中心，曲线的曲率越大，射手借助它来判断目标距离是否在1000米之内，以决定是否发射导弹。光学瞄准镜与红外测角仪同轴联装对准同一方向，并且二者都密封在低压氮气中，以保持干燥。击发/保险装置为一简单的静电仪器，扣压它时，由于机械作用产生微弱电流，使弹上电源放电，从而使导弹按预定发射程序发射。

作战使用

该导弹系统是单兵武器。射手发射导弹可采用立式和坐式。发射前要将光学跟踪器安装在发射筒的外面弹簧支座上。射手通过目镜寻找目标，使目镜中的“+”字分划中心对准目标，并进行跟踪，同时判断该目标是否在1000米射程之内，若是在射程范围内，则按如下发射程序：（1）压下击发装置，感应线圈产生电流，激活导弹电池；（2）电池供电使闪光马达启动，闪光灯发光；给控制系统的电子设备通电，为安全/保险装置备好电源，同时并激活光学跟踪器的电池，当电压达到一定值时，陀螺仪的引爆管爆炸，给陀螺仪解锁；（3）陀螺开锁后当达到预定转速后，立即向发射筒尾部的气体发生器发出指令，使之点火；（4）气体发生器在钢尾罩内产生高压气体。大部分高压气体沿钢尾罩的环状喷管向后排出，以抵销发射导弹的后座力。而一部分气体推动导弹剪断止动销，把导弹推出发射筒。利用高压气体发射导弹，能使导弹可靠地进入红外测角仪的视场范围之内。从击发到导弹飞出发射筒仅需要0.5秒；（5）导弹以238米/秒的速度飞离发射筒。弧形尾翼在弹簧力作用下展开，因为有2°的安装角，在空气动力作用下可获得4转/秒的转速。随着导弹飞行，导线管上的聚四氟乙烯绝缘线（内包三根导线）遂即展开，以传送控制指令；（6）弹上装有延时继电器，以保证导弹飞离发射筒一定距离后，发动机才能点火。导弹在飞行中，尾部的曳光管发出红外线，经反射器向后辐射。红外测角仪接收到红外信号，测得导弹在空中的位置。这红外线的光点反射到一个转动的四象限圆形调制盘上。光点在各个象限内停留的时间，可根据基准信号而测出。当导弹在瞄准线上飞行时，红外光点在各象限的停留时间相同。当偏离瞄准线如向右下方偏离时，则红外光点在右下方象限停留时间就会超过基准停留时间，电子组件立刻产生信号作为指令，经导线传送到弹上计算机。经处理后以垂直角和水平角两种信息传出，前者为指令小发动机点火的速度信号，用来修正导弹高低偏差，后者是小发动机点火的角度信号，用来修正导弹方向偏差。通过这些控制指令使导弹回到瞄准线上。当导弹飞行一定距离后，弹上保险装置才能解除保险。当导弹命中目标时，弹头部的压电引信开关接通，引爆战斗部。发射导弹时由于高压气体向后排出，抵销了发射后座力，但带来噪声很大，射手需要戴耳塞。发射完一发导弹，可将光学跟踪器取下来装在另一发新导弹上，继续对其他目标进行射击。



“龙”的发射过程

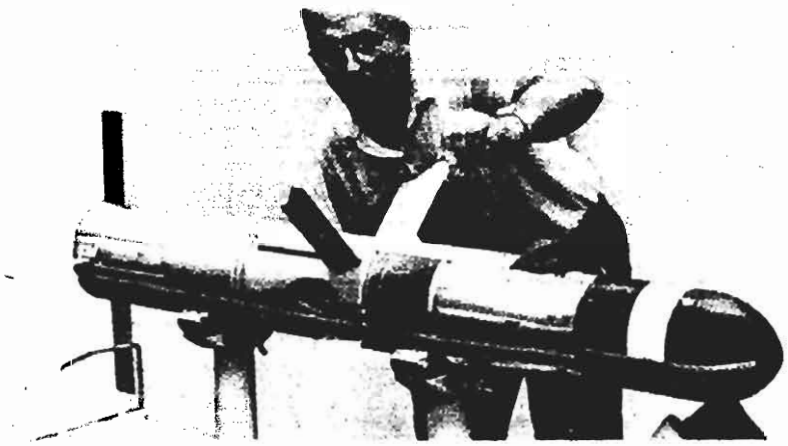
发展与改进

自1977年雷锡恩公司接产以来，一直到1980年3月决定停止生产为止，大约已经生产了20多万枚。现在该导弹不仅装备了美国陆军、海军陆战队、美驻欧洲的陆军部队，而且已成为北约国家两个主要轻型反坦克导弹

之一。此外，以色列、丹麦、伊朗、瑞士和其它国家也购买了该弹。后来，美国陆军又为该导弹系统配备了热成像夜视仪，这是由美国得克萨斯仪器公司和休斯飞机公司研制的，型号为 AN/TAS-5，它与“陶”导弹的热成像夜视仪 AN/TAS-4 型有很多部件是通用的。这种夜视仪为被动式，本身不辐射能量，工作在 8～1微米红外波段，可检测出红外特性高于或低于周围环境的物体。

（俞仁顺）

陶 (TOW) BGM-71



“陶”式反坦克导弹外貌

概　述

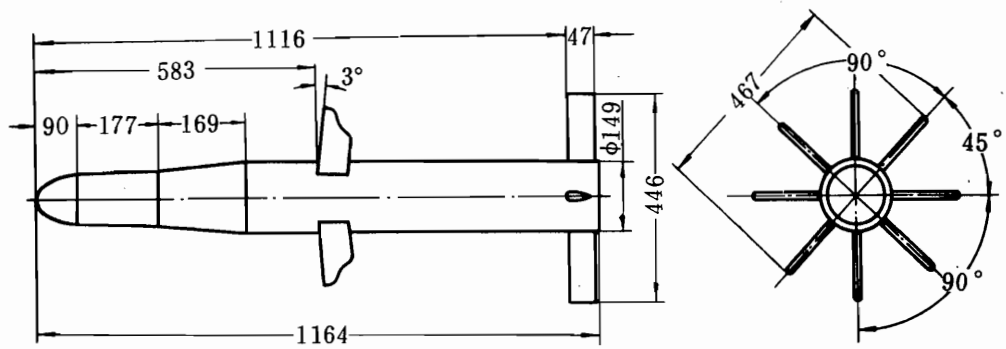
“陶”是美国休斯飞机公司1962年开始研制的一种筒式发射、光学跟踪、导线传输指令、车载的第二代型反坦克导弹武器系统。用以对付占优势的华约国装甲车辆。1965年发射成功，1968年与陆军签订为期三年生产合同，1970年大量生产并装备部队。1962至1979年的研究、发展、试验鉴定经费为 1.878 亿美元。自197年以来，已交付近32万枚，1981年底以前的月产量为2000至3000枚，除美国及北约各国外，已有35个国家和区装备使用了该导弹。每枚价格约3000美元。美国、以色列在越南战争和第四次中东战争中均曾大量使用。弹可以从地面发射，也可从直升飞机上发射。1975年 6 月，装备 UH-IB 和 AH-IG 武装直升飞机，每载弹 4 ～ 8 枚。

主要战术技术指标

目标		坦克、装甲车辆、碉堡及火炮阵地	射击精度	地面发射高低偏差	±0.2
射程	最大	3000m		方向偏差	±0.2
	最小	65m		直升飞机发射高低偏差	0.16
	直升飞机发射（最大）	3750m		方向偏差	±0.2
速度	初速	65m/s	破甲威力	静破甲厚度	600m
	最大	360m/s		动破甲厚度	200 mm/6
命中概率	500～3000m 内接近	100%	发射速率		3 发/m
	500m 以内	90%	可靠性		97.7

飞行时间　3000m 为　15s
使用条件　温度范围－32℃～＋52℃
直升飞机使用高度为3050m 以下
弹长　筒装导弹全长　1280.5mm
导弹全长　1164mm
弹径　筒装导弹最大外径　218mm
导弹圆柱部　148.3mm
定心块　152.7mm
战斗部　127mm
翼展　弹翼　466.5mm
舵翼　445.7mm
弹重　筒装导弹重　24.5kg
导弹重　18.47kg
武器系统全重　102kg
战斗部　聚能破甲战斗部　重3.65kg
电引信
动力装置　两级固体火箭发动机，推力分别为34541 N 和3521.6N
制导　光学跟踪、导线传输指令、三点法导引、红外半自动制导
发射方式　发射筒发射，经过配换不同装具，可在各种车辆及直升飞机上发射
机动能力　导弹飞行过载　$n_y=0.93\sim1.18$
$n_z=0\sim0.15$

导　弹



“陶”式导弹理论外形

布局与结构　“陶”式导弹为“×－＋”型正常式气动布局，弹翼位于中舱弹体重心附近，有3°后掠角。大展弦比折叠式弹翼和舵翼均采用双凸曲面翼型，其平面形状既满足折叠翼结构要求，又保证了高亚音速飞行的气动性能要求。弹身由战斗部、电子舱、增速发动机、中舱、尾舱五部分组成。头部呈圆钝缩颈式，以满足战斗部性能要求，外面有凸起敷设的印刷线路板，舱段颈缩连接处有环形凹槽。中舱、尾舱开有较多孔，造成弹体表面不连续光滑。尾舱为直圆筒形。弹上除发动机壳体及气瓶使用钢材外，大部分零部件为铝合金制件。

动力装置　由起飞和增速发动机组成。起飞发动机主要构件为燃烧室、喷管、药柱和点火具，装药为海克力斯公司生产的四根M7 螺压双基管状药柱。最大推力为34 541 牛顿，比冲为 220.1 秒，工作时间 0.044 秒，燃料重量 0.545 千克。增速发动机由燃烧室壳体、喷管座、喷管、主药柱、点火管、挡药板、密封圈、发火器、引燃药盒、“＋”字型点火药柱及药绳组成。单根主装药柱为平台型浇铸双基药，最大推力 3521.6 牛顿，工作时间为 1.6 秒，燃料重量为2.58千克，点火管纵贯燃烧室中心，内装发火器、引燃药盒和缠有药绳的“＋”字型点火药柱，依次引燃主装药。起飞和增速发动机壳体均用高强度马氏体时效钢18Ni 300 和 18Ni 250，由熔模铸造预制坯件经一次冷强力旋压成型，机械强度高达 $\sigma_6=239.5$ 千克/毫米^2 。

制导与控制　弹上控制系统由陀螺装置、电子线路组成。陀螺装置是美国泰梅克公司生产的低精度冷气（氮气）驱动反作用式三自由度陀螺仪，它感受导弹倾斜角误差和偏航角误差，并将误差信号送往电子舱变换成弹体倾斜稳定指令和偏航阻尼指令，它和来自地面控制箱的导线指令信号在电子舱内进行一系列处理，最后形成控制舵机工作的方波信号，舵机则操纵四片尾舵，使导弹产生俯仰、偏航和滚转运动。滚转角信号在导弹整

个飞行过程中始终提供给倾斜稳定系统，而偏航角误差信号只持续0.76秒，目的是减少初始扰动影响。舵机装置系脉冲调宽工作原理的冷气式舵机，由气瓶（内装氮气）、开瓶装置、减压器、四个电磁阀和四个作动器组成，四个作动器通过拉杆、弹簧分别控制着四个舵片转动。传输指令信号的二根镀铜钢丝导线分别缠绕在装于尾舱的二个线管上，导线末端经过弹体外面连到导弹包装筒前端的切线器上。导弹飞完全程后切线器将导线切断。导弹红外光源是由振荡电路控制着的氙灯，可发出两种波长（1.35微米和0.94微米）的5千赫脉冲可见红外光，分别供红外测角仪宽、窄视场探测器探测。弹上三个热电池为红外光源、电子舱、引信发火、增速发动机点火和开启舵机气瓶供电。

战斗部和引信 空心装药聚能破甲型战斗部由风帽、内罩、主炸药、传爆药、药型罩及本体组成。药型罩是等壁厚的，由紫铜车制而成，风帽和内罩为旋压成型。主炸药为奥克托尔高能炸药，重2.431千克，其成分为黑索金75.4%，梯恩梯24.6%，用真空振动精密铸装法装入战斗部本体。传爆药柱为压制成型。战斗部静破甲试验：45号钢靶板穿透为586毫米，复合靶板穿透为505毫米。**M114** 全保险电容式机电引信装置由风帽和内罩构成的头部碰合开关、雷管和起动器电源与保险机构，以及安全与待发装置组成。起动电源为装在电子舱内靠弹上热电池充电的电容。引信装置的主体由安全与待发装置构成，置于战斗部底部，它是在美**M412**压电引信底部机构基础上改进设计的、引信炮口保险距离为46～65米。

发射制导装置

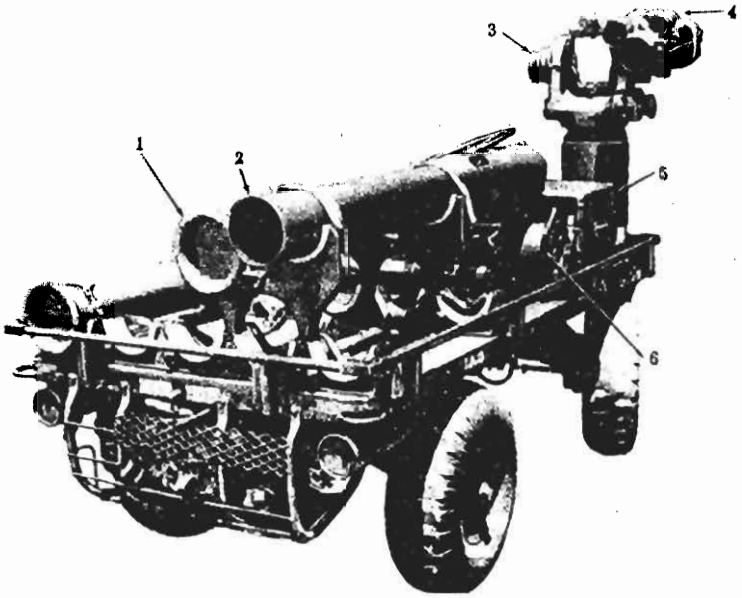
导弹发射装置包括发射筒、回转体、三脚架。发射筒是一个长1676.4毫米、重5.3千克的玻璃纤维圆筒，用于固定包装筒，提供导弹初始射向，保护射手和地面设备不受起飞发动机燃气流的伤害。三脚架是一个重10.064千克的铝制承载件，由主体、支腿、平足、闭锁机构组成。三个支腿均可调节长短，并用制动杆和锁定手柄来锁定，以适于在各种地形上支放。支腿端部的平足有孔，可用于打桩固定，锚状爪还可增加稳定性。回转体是发射装置的主体，由主机壳、高低及方位阻尼器、高低及方位角速度传感器、平衡装置、发射开关、切线开关及电缆组成。用于安装发射筒和瞄准具/测角仪，并使其在高低及方位上平稳转动，其转动角速度则作为补偿信号送入控制箱。发射筒轴线相对于光学瞄准系统轴线有向上2°的固定射角，以防导弹在初始段触地。地面制导设备包括光学瞄准具/红外测角仪、地面控制箱。光学瞄准具是一个大口径（ϕ80毫米）、高倍率（放大倍率为13）的可见光单筒望远镜系统，用于白天或有可见光照明的夜间对目标进行观察、瞄准和跟踪。红外测角仪用于测定导弹相对于瞄准线的角偏差，并将此角偏差转换成正比于线偏差的电压误差信号，提供给控制箱以产生对导弹的控制指令。地面控制箱是导弹控制系统的核心部件，用于处理误差信号，形成控制指令，并给出发射过程的程序信号。此外还在武器系统使用前对其进行自检。

"陶"式导弹发射系统

作战使用

武器系统的操作 安装、测试和装填是分支起三脚架并归平。把回转体装在三脚架上并紧定。装上发射管和光学瞄准跟踪装置，接通各部件与控制箱的电气联系。经测试后若都正常，即可装弹。射手通过光学瞄准镜观察目标，操纵回转体上的转螺使"+"字分划的中心对准目标。对准后，即可发射导弹。导弹发射后射手须始终把瞄准镜"+"字分划线居中

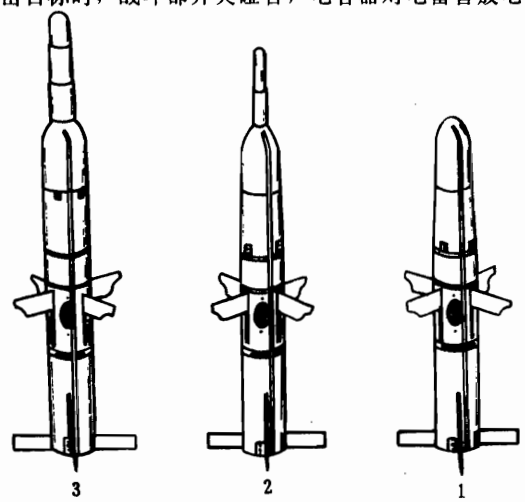
于目标上，导弹即能自行击中目标。导弹击中目标后，即卸下包装筒，再行装弹并瞄准发射。



1/2吨“机械骡”武器搭载车

1．筒装导弹　2．发射筒　3．旋转装置　4．光学瞄准具　5．导弹制导设备　6．三角架

武器系统的工作过程　“陶”武器系统在安装好以后，一直处于无能源状态，当按下击发按钮则整个系统触发。控制箱产生一个信号，并激活弹上热电池，点燃陀螺仪气瓶点火具。按下击发开关大约1.5秒后起飞发动机点火。导弹飞离发射管时，弹翼和控制舵面先后张开。弹翼张开时，弹翼下面的两个开关接通，点燃红外源，使舵机开始工作，解脱安全待发装置，并在一个短的延迟后点燃增速发动机。导弹飞离发射管后，回转装置测速发电机开始工作。从起飞发动机点火开始0.2秒后俯仰通道起控，0.38秒后偏航通道起控。增速发动机工作一秒多即结束，并把导弹速度增到360米/秒，而后靠惯性飞行。1.76秒时宽视场转换为窄视场。4.36秒时舵机工作频率由25次转为12.5次。在飞行中导弹偏离瞄准线的偏差由瞄准镜/测角仪的红外探测器测得，并由控制盒对这个误差进行处理，和回转装置的测速发电机的信号综合后，传给弹上电子舱。电子舱接收导线来的操纵信号和姿态陀螺来的导弹姿态信号，进行处理，形成控制指令，传给执行机构，修正飞行弹道。导弹在撞击目标时，战斗部开关碰合，电容器对电雷管放电，战斗部装药起爆，穿透钢装甲或其他目标。然后抬起回转装置的闭锁手柄，切线器切断制导导线。抬起桥形盖，将包装筒取出，装填下一发筒装导弹或拆卸发射装置，转移阵地。



基本“陶”、改型“陶”和“陶—Ⅱ”的比较

系统特点　“陶”式导弹武器系统的基本设计思想是从提高武器系统抗干扰性和工作的可靠性来保证导弹系统有较高命中精度和摧毁目标的能力。

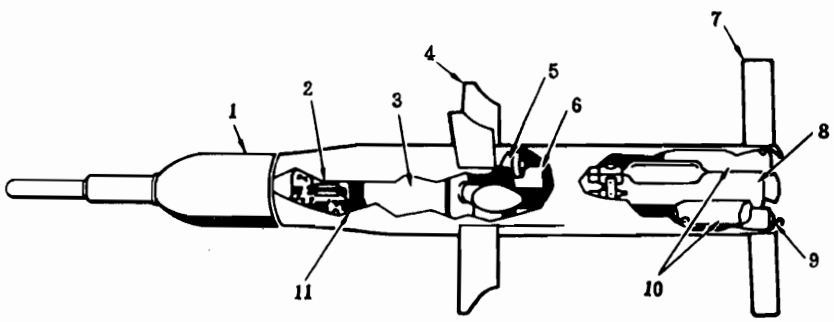
武器系统运载工具　“陶”的运载车有三种：M113型装甲车、M151A1型1/4吨吉普车及M274型1/2“机械骡”武器搭载车。装在M113型装甲车上的“陶”发射装置为一可升降的转轴支座，用来安装发射和制导装置，每辆车载弹六枚。停射时发射装置收于车内，以免遭受袭击，使用时露出车外。M151A1型1/4吨吉普车每辆发射车上带有两枚导弹，另一辆M151A1型导弹运载车上带六枚导弹和备用电池等。美M274型1/2吨“机械骡”武器搭载车载弹六枚，装备空中机动步兵营和空降步兵营。

发展与改进

美国休斯飞机公司1978年3月开始改进“陶”式导弹，重点是提高破甲威力，增加射程。于1979年8月美国陆军同意分两步进行的改进方案，即第一步先研究改进型“陶”式导弹（或称为“陶—Ⅰ”），已于1981年底开始交货。第二步是研制“陶—Ⅱ”导弹，1983年初休斯公司已将首批“陶—Ⅱ”导弹交付给美国陆军导弹司令部，今后六年将主要生产这种型号的导弹。到1989年将生产“陶—Ⅲ”型反坦克导弹。 （刘素文）

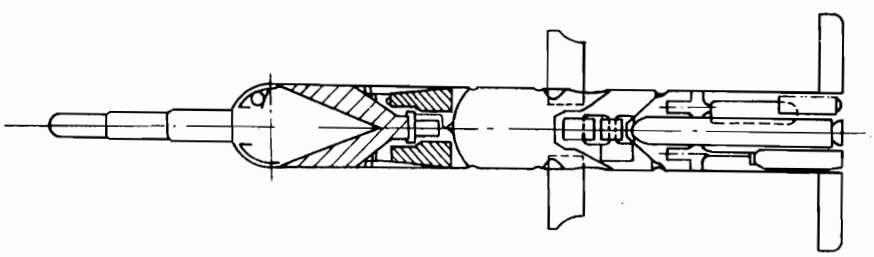
“陶改” (TOWI) BGM-71A

为了对付苏联及华约国家装备的新型主战坦克，美国休斯飞机公司于1978年3月开始进行改进“陶”式导弹的研究工作。其目的在于充分利用现有设备，通过新技术措施提高破甲威力，增加射程，以改善作战效能。“陶改”已经在1981年底交货。1982年向沙特阿拉伯提供了“陶改”2010枚，向西欧各国提供了约1000辆M901“陶改”的发射车。“陶改”导弹1982年的单价为10 945美元。“陶改”导弹包括两个固体燃料火箭发动机，起飞发动机将导弹由发射管中发射出去，在导弹飞离发射管60米左右后，增速发动机点火，将导弹加速，增速发动机工作结束时，导弹达到最大速度。“陶改”采用了改进型的M-207 E1式战斗部。这种战斗部内装LX-14型炸药，药型罩为双锥形药型罩，战斗部直径仍然为127毫米，战斗部内腔中安装了可伸缩的圆柱形探头，发射前被压缩在战斗部内腔中，当导弹飞离发射筒后增速发动机点火之前，探头伸出并到位锁定。探头前端安装有压电开关，当探头触及目标，战斗部与目标表面相距381毫米时，引信即可引爆战斗部。这样就可以使战斗部空心装药的炸高达到弹径的三倍。此外，战斗部上还备有一个尖拱形压电开关，亦能使压电引信引爆战斗部，此尖拱形压电开关较长，能使战斗部可靠地起爆。

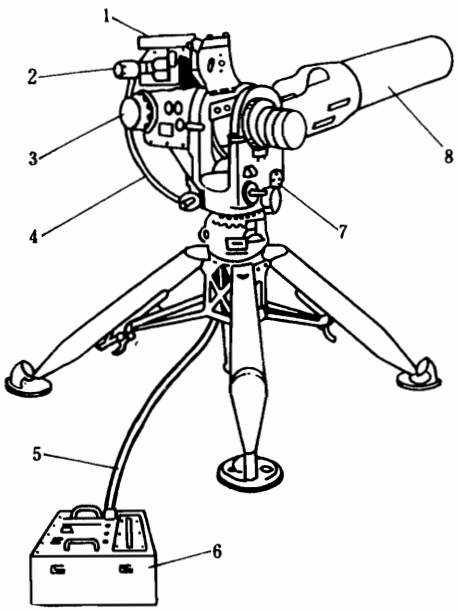


“陶改”结构示意图

1．战斗部 2．电子部件 3．增速发动机 4．弹翼 5．陀螺仪 6．弹上电池 7．控制舵面 8．起飞发动机 9．红外源 10．导线放线器 11．保险与引爆装置



“陶—Ⅱ”导弹结构布局



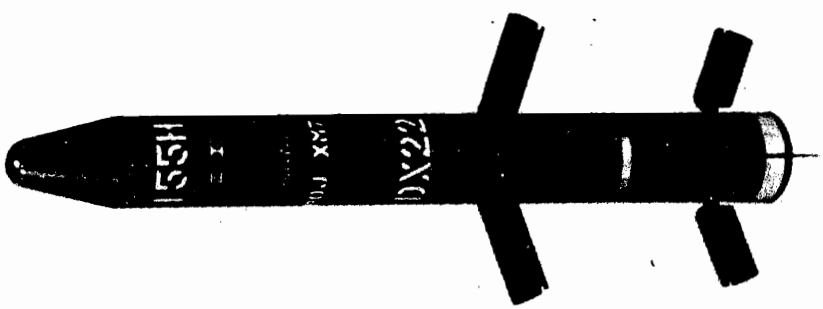
“陶—Ⅱ”导弹发射系统

1.后置放大器电子组件　2.夜瞄具　3.光学瞄准具敏感器　4.电缆　5.专用电缆　6.数字式导弹制导装置　7.横向回转机构　8.发射管

“陶—Ⅱ”是为了抗击八十年代可能出现的装甲威胁，而对“陶”式导弹进行有计划的重大改进之后所得的产物。为了进一步提高威力，“陶—Ⅱ”采用了同口径战斗部，即将战斗部直径由127毫米加大到152毫米。由于战斗部重量增加，使发动机的推力也相应增大，因此采用了推力较大的新型增速发动机。此外，“陶—Ⅱ”的改进还包括地面发射架、运载车及发射制导装置。“陶—Ⅱ”导弹战斗部及其探头基本上是在改型“陶”的基础上按比例放大的。战斗部和探头总重5.9千克，比原型“陶”的战斗部增加2.3千克。增速发动机仍使用原型“陶”的增速发动机壳体，而燃料改用与壳体粘结的横向交联双基推进剂，总重约增加0.567千克，总冲比原型“陶”增大了约30%。“陶—Ⅱ”在弹的尾部安装了一个新的热质曳光管，与原有的氙灯曳光管相对放置。辅助热质曳光管及其电子部件安装在左线管的前部。热质曳光管及其电子部件使导弹重量增加约0.68千克。改进后的“陶—Ⅱ”导弹比原型“陶”的总重增加3.6千克，即“陶—Ⅱ”导弹总重为22千克。新的红外光源是由硼和钛的化合物形成的一种热源，既不燃烧，也没有烟，且可以调制。“陶—Ⅱ”的发射装置采用了新的数字式发射制导装置，其中有两个微处理机。地面发射制导装置中还包括一部夜视瞄准具，以便通过视频热跟踪器（VTT-Video-Thermal Tracker）敏感热红外源的指示。通过数字式制导装置与视频热跟踪器相配合，使制导装置具有选用跟踪方式的能力。

（刘素文）

铜斑蛇 (Copperhead)

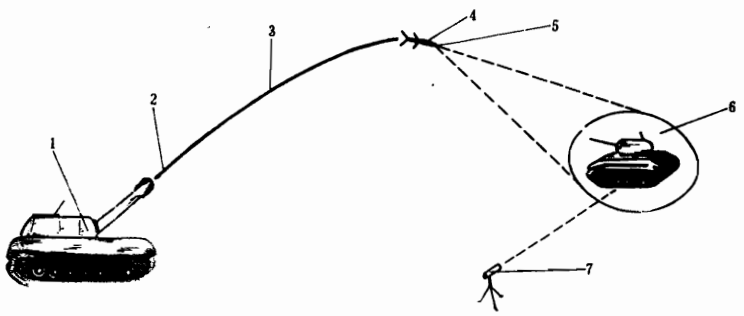


“铜斑蛇”末制导炮弹

概　述

"铜斑蛇"代号XM712CLGP，是美国陆军和马丁·马利埃塔公司研制的155毫米火炮发射的激光末制导炮弹武器系统，用以攻击远距离的装甲目标。它由发射火炮、制导炮弹、激光目标指示器等组成。为了对付远距离的集群坦克，美国对"铜斑蛇"末制导炮弹的发展十分关注。从六十年代末期就开始论证，1972年进行试验样机的研究，1975～1979年进行工程发展，1980年批生产，1981年开始服役。把炮弹变成精确制导导弹，"铜斑蛇"是个首创。它使火炮有效地在远距离上间接瞄准打坦克成为现实。"铜斑蛇"制导炮弹的射程远，命中率高，发射使用方便，后勤处理简单，性能优良。

"铜斑蛇"末制导炮弹系统的工作原理是半主动激光制导。



"铜斑蛇"炮弹武器系统工作原理

1．发射火炮　2．尾翼展开　3．无控弹道飞行　4．末制导　5．探测目标　6．目标区　7．激光指示器

炮弹出炮口后，[illegible]展开，无控弹道飞行，飞到预定弹道点时转[illegible]末制导段导引飞行。在制导过中用地面或机载激光[illegible]示目标，炮弹上的激光导引头接收目标反射的激光信号并以此导引炮弹飞向标。

主要战术技术指标

目标			62k
射程	最大	[illegible]型	聚能破甲战斗
	最小	[illegible]m 重量	22.5k
速度	最大	600m/s 炸药重	6.4k
命中概率		[illegible]大过载	10000
射击精度	（圆概[illegible]	.4～0.9 [illegible]激光半主动，导引规律为重力偏置比例导[illegible]	
弹长		1.372[illegible] [illegible]	155mm榴弹[illegible]
弹径		155mm 激光[illegible]	种：轻型、三角架型和[illegible]
翼展		459mm	

末制导炮弹

布局与结构　正常式布局。

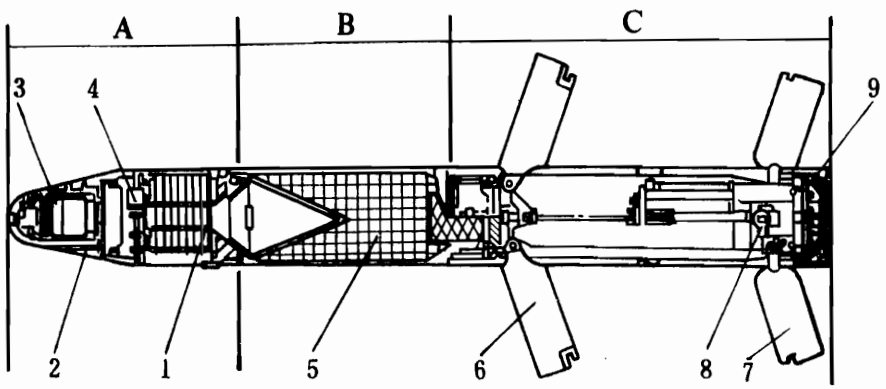
导引头A（含电子舱和导引头）在前，战斗部B居中；控制段C在后。控制段中装有舵机、冷气源和热池等。

弹翼和尾舵都是折叠式的，炮弹出炮口后再按飞行的程序要求张开。滑动闭气环在炮膛内起密闭火药燃

和降低炮弹转速的作用。空气舵（尾翼舵）在战斗部后边，避免聚能装药作用受到影响。

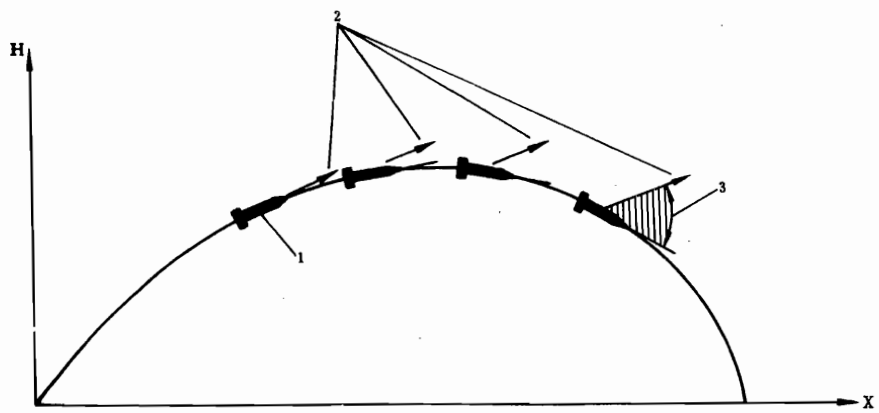
导引头 “铜斑蛇”炮弹的导引头由整流罩、滤光片、透镜、反射镜、探测器、陀螺、磁环、旋转进动线圈、前置放大器、线路板和起动弹簧等组成。激光导引头前面是用胶玻璃制成的保护头罩，滤光片置于平行光路中，可使激光通过，滤掉杂波，反射镜装于陀螺转子表面上，透镜把接收到的激光聚集到其后的探测器上，探测器为四象限敏感元件，用它进行光电转换，在转子上还装有一个磁环，用于使转子旋转和进动，以便跟踪目标。探测器位于透镜和反射镜的节点上，稍离焦，组成一个单一的透镜系统。其透镜视场角为± 12.5°。探测器采用雪崩式光电二极管并与前置放大器组成一组件。导引头壳体上有四种线圈，电子舱中有八块电子线路板，在其前部还固定有滚转速率传感器。线路板中央留有圆孔通道，以便战斗部的射流通过。中部的起动弹簧使转子在预定的弹道点上完成陀螺的快速起动。

战斗部与引信 “铜斑蛇”的战斗部总重22.5千克，装有奥克托金高能炸药6.4千克，采用聚能装药，配触发引信，用来攻击静止或活动坦克，威力较大，能穿透现在所有的装甲目标。战斗部由内锥罩、药型罩、装



“铜斑蛇”炮弹结构简图

1．电子舱　2．导引头　3．陀螺　4．滚转速率传感器　5．聚能装药　6．弹翼　7．尾翼（舵）　8．舵机　9．滑动闭塞环



制导炮弹陀螺工作情况

1．陀螺起动　2．陀螺旋转轴定向　3．在垂直平面内陀螺的探测角

药、引信组件、封闭盖、壳体和固紧环等组成。

制导与控制

1．“铜斑蛇”制导炮弹的“上方基准”

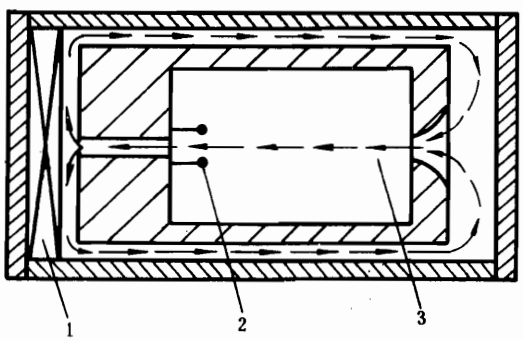
“铜斑蛇”制导炮弹在其俯仰制导回路中加入重力补偿，以修正由于重力而引起的弹道弯曲下沉。重力补偿不仅改进了命中精度，还能保持捕获目标的能力以及适应弹道选择的灵活性。然而要实现重力补偿就必须在弹体上能确定加入重力补偿的“上方基准”。其原理如上图。

在发射前，基准陀螺的转子轴是锁定的。因此，在炮弹飞出炮口后，转子轴与弹轴或速度向量是一致的。在弹道预选的某点上解锁并激活陀螺。此时，陀螺转子轴仍然与弹轴一致，也与弹道切线近似一致。而后，由于陀螺的定向性，转子轴保持空间定向，而弹轴则随弹道产生转动，其转角由陀螺万向支架上的电位计所测出。由于偏航角很小，陀螺转子轴与弹轴间的夹角就可近似的限制在垂直平面内。

“铜斑蛇”炮弹在出炮口后的无控飞行阶段，靠斜置尾翼滚转，以减小无控飞行段的散布和阻止弹体运动的共振耦合。其转速约为6～15转/秒。但末制导段却要求炮弹是不滚转的。这样，在末制导飞行以前就必须先使炮弹停止滚转并使陀螺的偏航输出信号趋近于零。这样，陀螺转子轴与弹轴间的夹角完全由俯仰支架角的电位计所测出。这就确定了弹上的“上方基准”。向上的基准确定之后，即可将一个重力补偿指令加到俯仰制导指令上，以克服重力的影响。

2．“铜斑蛇”的滚转控制

为了解决末制导炮弹滚转控制的特殊要求，专为其研制成一种新的滚转控制方法。它是一种独特的所谓“超喷射”滚转速率传感器并与它配套专门设计了一套滚转稳定回路。



“超喷射”滚转速率传感器简图

1．泵　2．热线　3．气体喷射

这个传感器是由美国哈密尔顿样品有限公司制造的。其优点是精度高、重量轻、体积小和成本低，而其本身无活动部件，因而承受高过载的能力强，可靠性好。这种传感器是用于“铜斑蛇”的一项新技术。该传感器根据哥氏加速度原理进行工作，可用下式表示：

$$\vec{A} = 2\vec{w} \times \vec{v}$$

气体密封在小型圆柱壳体中，用一个电激发的模片式泵来使气体循环起来。一束高速气流对准并射向两个热线电阻丝的中间，气流速度与弹体纵轴垂直。两热线位于垂直弹轴的平面内。当弹滚转时，就产生了一个加速度（$\vec{a}$），它会引起射流向侧向偏移，使两根热线冷却不平衡而形成电阻差，进而转变成与气流偏移成正比的电信号。此信号也与弹体的滚转速率成正比。这样就测出了弹体的滚转角速度。

这种传感器的灵敏度为0.5～1.0度/秒，线性输出范围为±125度/秒，重量为0.31千克。

“铜斑蛇”只使用1、3片尾舵来控制滚转稳定。

3．制导回路

由导引头跟踪目标得到的瞄准线速率信号输入给自动驾驶仪来实现比例导引制导。在俯仰通道中通过电路直接加入重力偏置补偿以修正弹道下沉。采用一个一阶制导滤波器滤去导引头噪声和激光光斑跳动等引起的扰动。导引头还加入对重力的补偿跟踪，以提高导引精度。回路中的框架限制器能使“铜斑蛇”充分发挥它的机动性。为了得到适当的弹体响应特性，采用了一个一阶速率阻尼器。

偏航回路，除重力偏置补偿以外，其他各项均与俯仰回路相同。

发　射

“铜斑蛇”用常规155毫米火炮发射，发射前先由前方观察站（激光指示器）确定目标并把目标位置诸元通报给火炮阵地，火炮只需概略地间接瞄准就可发射“铜斑蛇”炮弹。指示器在炮弹末制导起控前就必须开始指示目标，直到把它命中。末制导段的距离一般为1～3千米，有时可允许小于1千米。

制导炮弹上光学系统、陀螺、电子装置、控制装置等精密组件，要求能承受火炮各种发射条件的考验。炮弹各组件要承受7000～10 000克的轴向冲击加速度，这是制导炮弹在研制过程中的关键问题之一。对于这个问题，马丁公司早在1973年前已进行了各种型式的抗高过载试验（实验室模拟过载实验，空气炮试验，用火炮发射并用降落伞回收试验等），在结构上采用特殊支架，精选各种固封材料和先进固封技术。马丁公司成功地解决了全弹承受高过载的技术问题。

另一个关键是炮弹的转速问题。155毫米普通制式炮弹，其炮口转速为250转/秒，这样高的转速，对制导炮弹的弹体结构和制导控制在技术上都是不允许的。马丁公司为了消除膛线对炮弹滚动的影响，在弹体尾部装有一个聚丙烯材料制成的滑动闭塞环，使该弹的炮口转速由250转/秒降至15～30转/秒，成为低速旋转炮弹。

作战使用

“铜斑蛇”末制导炮弹可配用于多种155毫米炮上使用，它和普通制式炮弹所采用的分装式弹药的装填、发射方法完全一样，包括用同样标准的发射药包、底火。因而使这两种弹药通用同一火炮，而火炮本身无需改装。在阵地上根据实际情况，两种弹药交替使用，大大提高了武器效能和使用灵活性。

“铜斑蛇”有两种弹道。一是惯性弹道，用于较近的射程；另一种是下滑弹道，用于较远的射程，或用于天空云层高度低于1000米时，以便于搜索目标。这两种弹道，可在发射前选择。在下滑段弹道上，炮弹基本上保持恒姿态飞行，姿态是可控的。重力使弹道产生的弯曲，主要被升力所抵销。下滑段弹道从末制导起控点开始直到捕捉到目标为止。如果遇到云层，采用小角度下滑弹道可使炮弹在较远的距离上就开始搜索并“抓住”目标。距离越远，制导时间越长，命中目标的效果就越好。

下滑弹道的起点与射程有关，这个点不一定都在惯性弹道的下降段，当射程小时，这个起控点也可在弹道的上升段。

借助这种“下滑”能力，该制导炮弹的射程可超过20000米，比惯性弹道的射程大30%左右。进一步提高射程的潜力仍很大。据报道，美国已把射程为40000～90000米的“铜斑蛇”列入未来十年的研究计划中。

根据“铜斑蛇”在研制阶段的试验记录，它对M48坦克目标在各种试验条件下得到的命中点散布，其圆概率偏差仅为0.4～0.8米，命中精度较高。

“铜斑蛇”配用的激光目标指示器有如下三种：

1．**AN/PAQ-1** 轻型（手提式）激光指示器

休斯公司研制，1977年定型，重量仅为5.9kg，单兵使用。其主要性能：

作用距离	1500～2000m	脉宽	2.2×10^{-10}s
激光能量	60×10^{-3}J	工作物质	掺钕钇铝石榴石
脉冲—重复频率	10～20Hz	瞄准镜	放大倍率6倍，视界7°
束散角	0.82×10^{3}rad		

2．**AN/TVQ-2** 型地面激光目标指示器（三角架型）

美国陆军抓总，休斯公司1974年开始研制，1979年定型，每台价格9万美元。其主要性能：

作用距离	测距 10000 m，照射5000m	工作物质	掺钕钇铝石榴石
激光能量	100×10^{-3} J	瞄准跟踪精度	水平 0.1×10^{-3} rad，高低 0.5×10^{-4} rad
脉冲重复频率	10～20Hz		
束散角	0.2×10^{-3} rad	全重	22kg
激光波长	1.06×10^{-6} m		

3．AN/AVQ-19型直升机载激光指示器

美空军抓总，1974年福特公司开始研制，1976年定型。整套指示器由稳定瞄准具、指示器测距机、激光斑跟踪器、电视、前视红外装置和自动跟踪器组成。

作用距离	8000m	重量	174kg
瞄准跟踪精度	0.17×10^{-3} rad		

以上三种指示器除与“铜斑蛇”末制导炮弹配套使用外，也可用于其他激光制导武器或别的目的。其主要特点是有足够的指示精度，体积小，重量轻，可靠性好，无故障时间长。

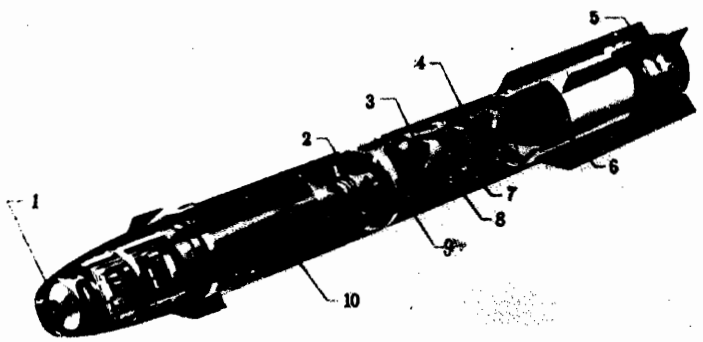
发展与改进

“铜斑蛇”具有射程远、精度高、威力大的特点，能越过地形障碍攻击敌坦克的顶装甲和前装甲，可在隐蔽地点或后方选择地形、地位进行间接射击，有利于攻击敌人而不易被敌人反击。它可使后方支援炮兵担负打集群坦克的任务。它具有首发命中能力。射程潜力还很大，美国正致力于提高射程的研究。

激光回波制导系统的缺点是在导弹发射后，激光指示器仍需在前沿阵地或由载机继续照射目标，指示器的操作手在炮弹命中目标前不能离开阵地。因而美国现在一方面对已装备的激光导引头，努力改进其性能，提高指示器的作用距离，改进激光穿透能力等；另一方面积极研究毫米波和热成像导引头，但这两种导引头价格贵，圆概率偏差大。因此，拟用这几种导引头（激光、毫米波、热成像等）组成互换使用的导引头系列。

据报道，美国马丁公司生产的激光导引头不仅被选为美国三军通用的导引头，而且已被英国引进。此外，联邦德国等国也在积极与美国开展合作，共同生产“铜斑蛇”炮弹。（徐令昌）

海尔法 (Hellfire) AGM-114A



海尔法

“海尔法”反坦克导弹

1.激光寻的器　2.引信　3.俯仰/滚转陀螺仪　4.自动驾驶仪　5.控制设备　6.火箭发动机　7.热电池　8.偏航陀螺仪　9.气体蓄压器　10.锥孔装药战斗部

概　述

“海尔法”（Hellfire: Heliborne Launched Fire and Forget) AGM-114A 导弹是美国洛克威尔国际公司为美陆军研制的一种直升机载、激光半主动制导的重型、第三代反坦克导弹。主要配备在 AH-64 攻击直升机上，用以攻击地面坦克、装甲目标，也可由地面车辆发射。计划用它取代装备在 AH-1Q 武装直升机上的“陶”式反坦克导弹。导弹采用模块式设计方式，可根据战术需要和气象条件，选用不同制导方式，配装不同导引头。目前正式装备部队的是激光半主动制导型。1972年开始研制，1982年投产，由于休斯飞机公司研制的 AH-64 攻击直升机计划拖延，1984年才随机装备部队。同年美海军陆战队和海军舰队也分别用它装备了44架AH-1T、48架AH-1TS 直升机。1985年具备初始作战能力。1983年后的生产厂商还有马丁·玛丽埃塔公司。陆军用于导弹的研制发展经费为 3.099 亿美元，一枚导弹1978年为 1.1 万美元，1985年为 3.8 万美元，1984～1992年陆军计划采购 536 架 AH-64 攻击直升机，陆、海军联合采购导弹的数量、经费：

时间（财　年）	1983	1984	1985（需要）	1986（计划）
数量（　枚　）	3971	4870	6464	7880
经费（亿美元）	2.474	2.355	2.63	2.98

主要战术技术指标

目标	坦克、装甲车及其它坚固的点目标	弹长	1.779m
最大弹道高	600m	弹径	177.8mm
射程　最大（机载发射）	7km	翼展	330mm
最大速度	M＝1	发射重量	43kg
命中概率	＞90%	战斗部	双锥串联型聚能破甲战斗部，重 9kg，配触发引信
可靠性	95%		
使用条件	全天候，能在正常战场烟尘和小雨、雾中锁定目标	制导	激光半主动制导，比例导引
		动力装置	TX-657 型单级固体火箭发动机
发射速度	一台指示器　1发/6～8s	推力	18.6kN
	两台指示器　最短发射间隔 1s	发射方式	机载架式发射
攻击方式	坦克顶装甲	贮存期限	10年
破甲威力	1400mm		

导　弹

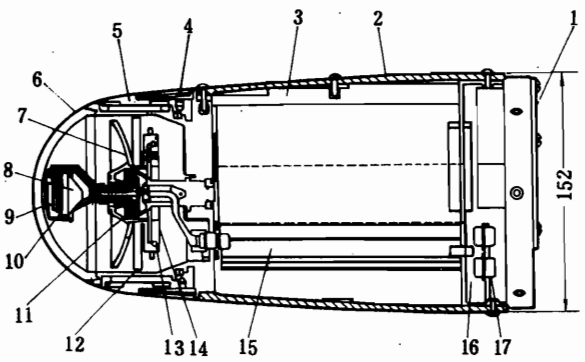
布局与结构　导弹由导引头、战斗部、自动驾驶仪舱、发动机和作动系统组成。气动布局先后有过两种型式：1975年样弹为尾翼式气动布局，“X”型布置，尾翼后装有空气舵；为提高导弹的机动性，1978年样弹增加了鸭式舵，“X～X”型布置。弹翼选用小展弦比，全弹为轴对称细长体，长细比为10。

“海尔法”导弹剖面图

动力装置　发动机采用美空军“猎鹰”空对空导弹的 TX-657 型单级固体火箭发动机，由聚硫橡胶化学

公司研制生产。钢制燃烧室内套有隔热的玻璃钢衬层，端羟基聚丁二烯复合装药，外径146毫米，长934毫米，端面为车轮B形，内表面燃烧，燃烧时间1.39秒，工作压力9022千帕，推力18.6千牛顿，燃气通过中导管，从尾喷管流出。

制导与控制 弹上制导系统由激光导引头、自动驾驶仪和作动系统等组成，总重9千克，导引头由马丁·玛丽埃塔公司研制生产，长330毫米，最大直径152毫米，重5.4千克，作用距离7700米，方位视场角22°，高低视场角±8°。导引头采用陀螺稳定光学系统，输出视场角速率信号和导引头支架信号。主要部件有信号敏感器（包括光学系统）、姿态/惯性敏感装置、电子设备和结构件。光学系统为聚碳酸酯塑性件，球面反射镜表面镀金。探测器是雪崩式硅光电二极管，组成四象限管，与前置放大器构成组件，滤光片位于会聚光束中。共有17个头部线圈，分别用于陀螺旋转和速度稳定；陀螺仪进动跟踪目标；敏感陀螺支架角度，提供光轴跟踪弹轴的锁定信号和导引头支架信号；敏感陀螺位置，将目标直角坐标信号转换成极坐标信号，以适应陀螺进动跟踪目标，并将导引头的支架信号变换成直角坐标形式，以适应自动驾驶仪控制舵机工作。电子舱中有七块电路板，包括信息处理、陀螺进动功放、方式逻辑、陀螺驱动和解码（初期有六种激光编码）。电路板呈三角形安装，中间有38毫米直径通道，命中目标时，锥孔装药的射流由此通过，以减少战斗部威力损失。自动驾驶仪将来自导引头的方位控制信号和本身产生的姿态信号进行综合处理，产生指令信号。由稳定和控制用的电子设备、程序逻辑线路（内装试验/发射程序线路），点火头保险电子组件，28v直流电池（与导引头共用）以及俯仰/滚转陀螺仪、偏航陀螺仪组成。作动系统为指令的执行机构，由装在印刷电路板上的驱动器电子设备，四个气动舵机、配气岐管和气源组成。气源由5.52万千帕压力的环形氮气瓶、调节器、点火头组成。用以把3447.4千帕的压力供给四个舵机。指令信号通过电磁线圈作动舵机，带动舵面偏转，实现导弹机动飞行。



“海尔法”导弹激光导引头

1．组合式电源 2．整流罩 3．结构支架 4．碰合开关 5．头部线圈 6．塑性头帽 7．主反射镜 8．光学滤光镜 9．前放 10．探测器 11．常平架座 12．磁铁 13．锁定器 14．章动阻尼器 15．电子设备印刷电路板 16．装具互接件 17．连接/试验用连接器

战斗部与引信 战斗部为双锥型聚能破甲战斗部，重9千克，内装6.8千克高能混合炸药，破甲威力可达1400毫米，配触发引信，由红石兵工厂研制。

发射制导装置

发射制导装置由机载发射系统和激光指示器组成。

激光指示器 为导弹指示目标并确定目标位置。根据不同战术使用特点，可配用不同的激光指示器：①AN/TVQ-2地面激光指示器，休斯飞机公司国际激光系统部研制生产。由激光照射器/测距仪、瞄准具、阻尼跟踪器、电瓶及三脚架组成。主要性能指标：测距10千米（精度±5米）；照射距离5千米；激光能量100毫焦；脉冲编码10～20赫；束散角0.2毫弧度；激光波长1.06微米；调Q方式：光电调Q；工作物质：掺钕钇铝石榴石晶体；瞄准跟踪精度：水平0.1毫弧度，高低0.05毫弧度；总重22千克。夜间工作时，需配用AN/TA-4热成像仪。②AN/PAQ-1型手持式地面激光指示器，休斯飞机公司光电数据系统部研制生产。作用距离1.5千米；束散角0.82毫弧度；激光能量60毫焦；总重5.9千克。③MULE组合式通用激光指示器，休斯飞机公司为海军陆战队研制生产。由AN/PAQ-1轻型激光指示器配上AN/GVS-5测距仪和三脚架而成。④

AN/AVQ-19 型机载激光指示器由飞歌—福特公司研制。照射距离4.8千米，测距16千米，瞄准跟踪精度0.17毫弧度。

机载发射系统 AH-64 攻击直升机最多可载16枚导弹，分四组均匀挂在水平机翼下四个发射架上，架座可分别上、下转动5度，28度。机载发射系统由火控系统和发射架组成。火控系统包括：TADS/PNVS 目标截获与指示/驾驶员夜视光电系统；IHADSS 头盔式显示综合瞄准系统；AN/ANS-128多普勒雷达、惯性导航系统和无线电高度表；以及通讯系统、信号抗扰器等。TADS 为目标截获、指示系统，由激光指示器/测矩仪、稳定瞄准具、激光跟踪器、电视及前视红外装置、昼夜传感器和自动跟踪装置组成。PNVS 系统是供驾驶员夜间低空飞行用的热成像仪。IHADSS 系统包括驾驶员和射手头盔瞄准装置及信息指示装置，驾驶员用它遥控 TADS/PNVS 系统，并指示热成像仪得到的真实情况，以决定是否使用导弹实施攻击。AN/ANS-128 系统用以测定直升机位置、速度、偏流角等飞行参数。使射手通过截收敌信号源发出的无线电频率，粗略捕捉可能存在的目标，当直升机从隐蔽位置升起时，发射架或导引头就能指向正确的方向。组合式铝制发射架由电子装置和机械装置组成。它由洛克威尔公司研制生产。电子装置通过逻辑电路控制发射导弹的时间间隔。机械装置由本体、发射导轨、气源和机件组成。本体保证发射架必要的刚度、强度和同轴性，由接合盖、发射导轨支架组成。发射导轨控制导弹初始射向，轨长1.1米，保证导弹必要的离轨速度。气源用作发射时为导引头提供冷气，由700厘米^3 41368 千帕压力的气瓶、压力表、管路、阀门组成。机件包括脱弹机、阻弹机和护罩，用于保证导弹吊挂牢靠，并在前冲负载大于7 g 时，释放导弹和防止发动机喷气烧蚀发射导轨。发射架结构紧凑，重量轻，能半自动装弹，迅速检查和更换冷气，基本结构为三轨式，根据需要可组装成四轨式或二轨式。带四枚导弹的发射架重175千克。

AH-64 攻击直升机载“海尔法”导弹

作战使用

武器系统由导弹、激光指示器和机载发射系统组成。采用激光半主动制导，比例导引。导弹飞行过程中，必须由激光指示器照射、指示目标，因此它并不是完全“发射后不管”的导弹。导弹战术适应性强，有多种发射、使用方式：按制导方式可分为远方指示目标、自我指示目标；按瞄准方式可分为直接瞄准发射、间接瞄准发射；按发射方式可分为单个发射、快速发射、连续发射和组合发射；除机载发射外，还可地面发射。射手可以根据具体情况，选用不同的方式。远方指示目标：由地面或空中另一架飞机配载的激光指示器指示目标，观测手与攻击机射手就目标位置、锁定方式、激光编码、发射时间等互通情况。攻击机暴露时，激光指示器开始指示目标，攻击机发射导弹后可立即回避。也可在离战场5千米敌防空探测范围外发射导弹，从而增加了攻击机的生存力。缺点是激光指示器和观测手离前沿近，易遭袭击，一旦被毁，导弹就失去控制。自我指示目标：激光指示器和导弹都装在攻击机上，交战时，攻击机迅速暴露，捕捉目标，并通过机载激光指示器自我指示目

标，无需第三者配合。缺点是攻击机从目标捕捉，导弹发射到命中全过程，都处于暴露状态，易受敌方攻击。直接瞄准发射：攻击机在暴露情况下对目标发射，导引头可在发射前锁定目标，也可在飞行中锁定目标。间接瞄准发射：攻击机在隐蔽地形后发射导弹，射手通过火控面板上的选择开关，使装有程序的自动驾驶仪控制导弹，越过隐蔽物，导引头一旦捕捉到目标反射的激光信号，立即锁定目标。快速发射：一部激光指示器用一种激光编码依次指示多个目标。攻击机发射完第一枚导弹后 6 ～ 8 秒即可发射第二枚导弹，指示器先指示第一枚导弹命中第一个目标。然后立即转向第二个目标，指示正在空中飞行的第二枚导弹命中目标。连续发射：二部激光指示器各自按不同的激光编码同时照射各自目标，接收相应编码的导弹即可连续发射，各自命中各自的目标，发射间隔约 1 秒。组合发射是将快速发射和连续发射结合进行，一分钟可发射完16枚导弹。

发展与改进

1970年美陆军分别与洛克威尔、休斯飞机公司签订了研制发展激光制导反坦克导弹的竞争合同，经费为 2 × 230 万美元。经试验比较，陆军倾向采用洛克威尔公司的样弹，它是在该公司研制的“大黄蜂”电视制导空对地导弹基础上改进的。1971～1974年进行了大量试验，包括直接瞄准发射、间接瞄准发射、直升机载发射、夜间发射、快速发射、激光转移照射（先空中后转地面）等试验。1975年进行鉴定试验。1971～1975年共发射导弹56枚，41枚成功。其中29枚配用激光指示器，21枚成功。1976年陆军选定洛克威尔公司的样机，与该公司签订了6700万美元、为期五年的全面工程发展合同。同年，导弹正式定为 AH-64 攻击直升机的点目标武器。1978～1980年通过性能技术鉴定，1982年投产。1982、1983年，分别装备空军 UH-60 “黑鹰”直升机和英国 Lynx 直升机。1983年开始车载发射试验。1984年，陆军和海军陆战队分别进行了大量试验，共发射导弹 200 多枚，命中率超过90%。为使导弹具有全天候作战能力，并能适应各种战场环境和气候条件，正在不断地研制和改进导弹的制导系统，使之成为可配装多种导引头的模块化导弹武器系统。准备配用以下三种导引头：①电视导引头：攻击机通过成像显示屏捕获目标，为装有电视导引头的导弹提供目标基准，导弹发射后完全自主工作。②射频/红外（RF/IR）导引头：攻击机通过机载目标鉴频器或导弹的 RF/IR 导引头敏感到发射雷达频率的目标，导弹发射后，自动跟踪雷达频率；接近目标时，红外导引头工作，跟踪目标发出的红外信号，命中目标。已成功地进行了发射试验。这是一种反雷达的防空压制导弹，专门对付配有雷达的防空导弹、高炮武器系统。③被动红外热成像（IRR）导引头：采用焦平面阵列探测器技术。夜间使用时，攻击机通过成像显示屏捕捉目标，为装有 IRR 导引头的导弹提供目标基准。导弹发射后完全自主工作，1981 年开始全面发展。教练弹采用70毫米火箭配装半主动捷联式激光接收机组合而成。导弹八十年代末期可望出口。英国、挪威、联邦德国、意大利、以色列等国准备采购。

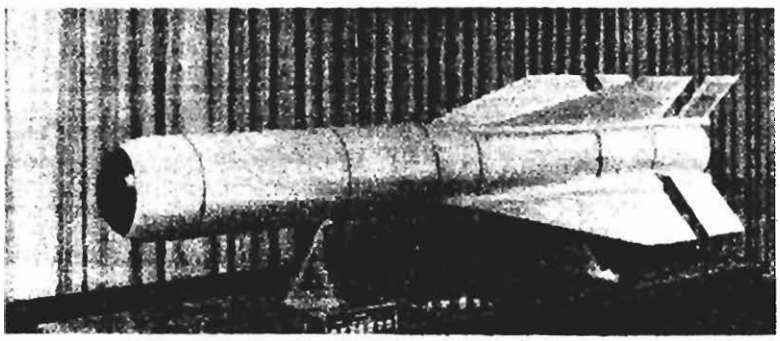
“海尔法”导弹车载发射试验

（方开开）

沃斯普 (WASP)

概　述

"沃斯普"（WASP:Wide Area Special Projectile）是美国休斯飞机公司为美空军研制的一种机载发射、毫米波雷达制导、全自动大面积反装甲小型导弹，是美国为对付华约组织在装甲车辆上的数量优势而制订



导　弹　外　形

的大面积反装甲弹药研制计划的四个组成部分之一。用来攻击敌后方纵深的静止和运动中的集群坦克和装甲车辆，以切断和阻止敌二梯队的增援。1978年开始研制，目前处于发展阶段，预计八十年代末开始服役，并能向北约国家出口。美国空军采购的目标约为50万枚。1983年空军试验一枚导弹的价格约为10万美元，装有12枚导弹的一个吊舱价格为80～150万美元。如果采购量超过50万枚，导弹的单价可下降为四万美元，一个吊舱的价格可下降为55万美元。

主要战术技术指标

目标	攻击单个或集群坦克及装甲车辆	弹重	61.4kg
使用条件	全天候及在恶劣气候和地面杂波干扰下，也能正常工作	战斗部	聚能破甲战斗部或自锻破片战斗部
射程	20km	动力装置	由一台助推器，两台平行的续航固体火箭发动机组成。
巡航速度	M＝1	制导方式	脉冲式毫米波雷达制导
发射方式	机载吊舱发射，可单发射击也可齐射	吊舱长度	4.713m
弹长	1.505m	吊舱直径	605mm
弹径	205mm	吊舱空重	240kg
翼展	628mm	吊舱总重	1095.8kg

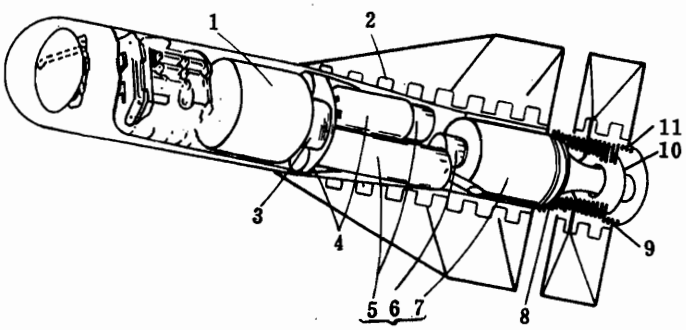
导　弹

布局与结构　导弹由导引头（包括电子组件）、战斗部、惯性测量装置、动力装置、舵机舱等五个部分组成。气动布局为正常式"＋"字型布局。梯形弹翼和矩形尾翼平时折叠在吊舱发射管内，导弹发射后，弹翼和尾翼自动展开并锁定。

动力装置　由助推器、保险装置和两台平行安装的主发动机组成。助推器是"陶"式反坦克导弹发动机的改进型，工作时间为1.2秒。在助推器的前面平行安装着两台主发动机，当导弹的飞行速度下降到导引头进行搜索所要求的最小速度值时，两台主发动机同时点火，使导弹保持等速平飞。

制导与控制　制导系统由脉冲式毫米波导引头、惯性测量装置（陀螺仪）和舵机舱三部分组成。在聚酰亚

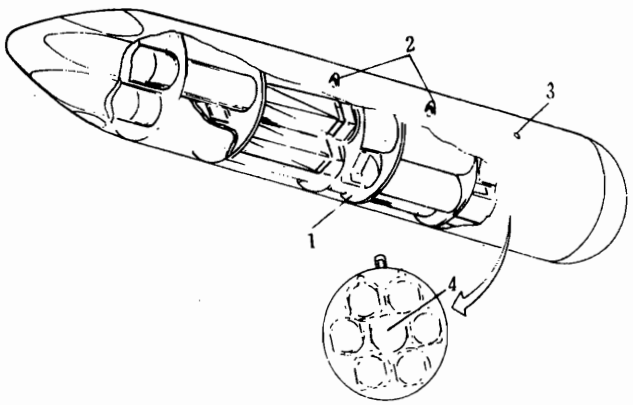
胺石英制成的雷达天线罩下面，是全固态相干、脉冲毫米波导引头，它可以主动式或被动式进行工作。直径为152.4毫米的抛物面天线，与固态发射机和接收机组件一起安装在二轴万向支架上。其波束宽度为1.5°，频率为94千兆赫，有效作用距离为三至五千米。在导引头之后，战斗部的前面是电子舱，电子组件与模拟和数字信号处理电路、数字式数据处理机一起都装在两面印刷电路板上。该导弹的数据处理机是休斯公司的专利。预装在处理机中的软件，为导弹提供适时制导和对姿态控制、飞行控制及雷达信号的处理。另外还装有一台目标选择装置，当导弹自动跟踪到某一目标时，其他的导弹在飞行中能自动觉察到，并改变飞行方向另寻目标，以避免飞行中的多枚导弹同时选择同一目标。惯性测量装置包括有速度陀螺仪和加速度仪，用于提供导弹在飞行中的姿态和位置信号。弹上电源为两个蓄电池，均匀地放置在两台主发动机的两侧。舵机舱内装有执行机构，由舵机电子组件、电动激励式舵机、环形气瓶等组成。执行机构接受制导系统的指令，操纵尾翼偏转，实现导弹的机动飞行。



导弹结构简图

1. 聚能战斗部　2. 绞链　3. 惯性测量装置　4. 电池　5. 二台平行安装的主发动机　6. 安全/解除保险装置　7. 助推器　8. 作动电子组件　9. 作动器　10. 气瓶　11. 飞行控制组件

战斗部与引信　战斗部有两种，聚能破甲战斗部和自锻破片战斗部。聚能破甲战斗部采用高密度炸药、贫化铀药型罩或铜药型罩制成，配带有安全和解除保险作用的触发式引信。



吊舱结构简图

1．喷气偏流器　2．前、后悬挂支架　3．脱落插头　4．中心排气管

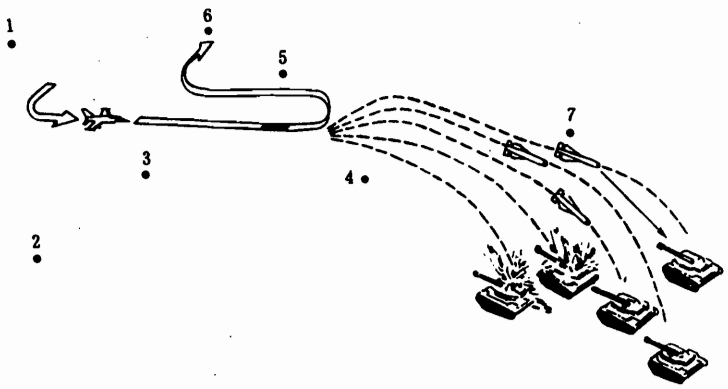
发射制导装置

该导弹由配挂在飞机机翼下或机身中心位置下方的吊舱发射器进行发射。导弹在工厂就装入密封的铝制吊舱内，吊舱兼有贮存和发射两种用途，贮存寿命为1[illegible]年。发射前不需要进行任何装配、检查和维护。每个吊舱内，沿圆周排列六个直径约230毫米的发射管，均匀地排列在吊舱中心排气管的周围。在每个发射管内，按前后次序安装两枚折叠了弹翼和尾翼的导弹，前后导弹之间，装有一个喷气偏流器。前面的导弹发射时，喷气偏流器将火箭发动机排出的气流导向中心排气管排出，以保护后面导弹的天线罩。每个吊舱共装12枚导弹。据报道，由于导弹的重量和成本今后有可能增加，吊舱内导弹的数目可能减少到八枚。吊舱内导弹的发射顺序是前面的导弹先点火，并且在前面的导弹还没有离开发射管之前，后面的导弹[illegible]开始点火。吊舱内的导弹全部发射完后，便可将吊舱丢弃。

作战使用

该导弹配挂在美国 A-7、A-10、F-15、F-16、F-4、F-111 等多种飞机和北约国家的“幻影5”、“美洲虎”

“狂风”、“鹞式”、“阿尔法喷气”等五种飞机上。根据载机性能的不同，每架飞机可配挂1～4个吊舱。在作战使用时，导弹在预装入数据处理机中的软件控制下，为各种飞机提供了几种攻击方式。在标准攻击方式中，软件在发射前为每枚导弹提供攻击次序和指定攻击方法；在发射后，在助推器推进下导弹加速飞离发射管，进入初始弹道飞行，此时弹翼和尾翼自动展开，制导系统及引信被激活。助推器工作完了后，导弹按照软件的程序爬升或下降到某一搜索高度，进入水平飞行。经一定时间后，导引头开始以主动式进行搜索，毫米波信号发射机向目标发射脉冲信号，同时毫米波导引头开始以90°进行圆锥扫描，利用毫米波雷达的高分辨率和与之匹配的滤波器，将目标从背景中区分和识别出来。当导弹的巡航速度下降到导引头所要求的速度最小值时，两台主发动机便开始工作，使导弹作水平飞行。一旦接收机收到目标反射回来的回波信号，导弹便转入全自动导引。根据导引头反覆扫描所绘制的地面图，数据处理机可绘制出坦克目标的队形，这时导弹按照预定程序指令，从目标编队中选择一辆坦克，并飞近它的上空，当导弹距目标约500米时，为了避免目标的闪烁干扰，导引头便切断主动式回路，开始被动式导引，直至击中目标的顶装甲。为了保证载机和驾驶员的安全，载机可从低空或高空接近目标区，并可在飞行员没有看到目标的情况下，远距离发射一枚或多枚导弹，发射完后载机可立刻改变航向，采取规避飞行。



载机发射导弹轨迹图

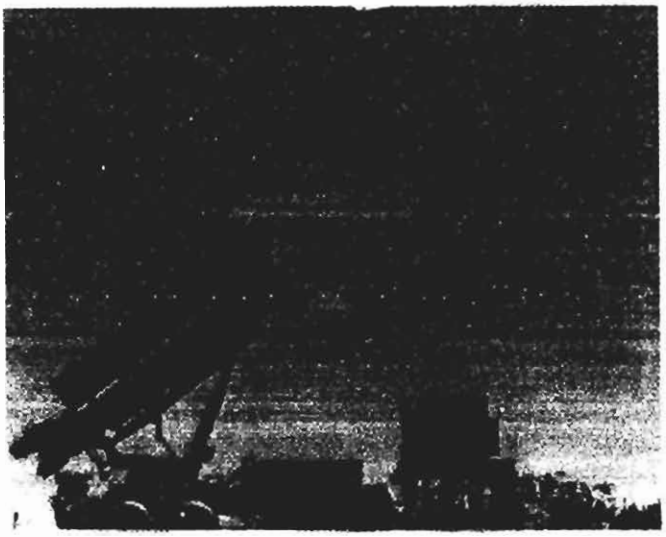
1．载机进入或退出战场　2．远距离发射导弹　3．低空高速发射导弹　4．隐蔽　5．在发射区域短暂停留　6．立刻逃逸　7．发射后导弹自动跟踪

发展与改进

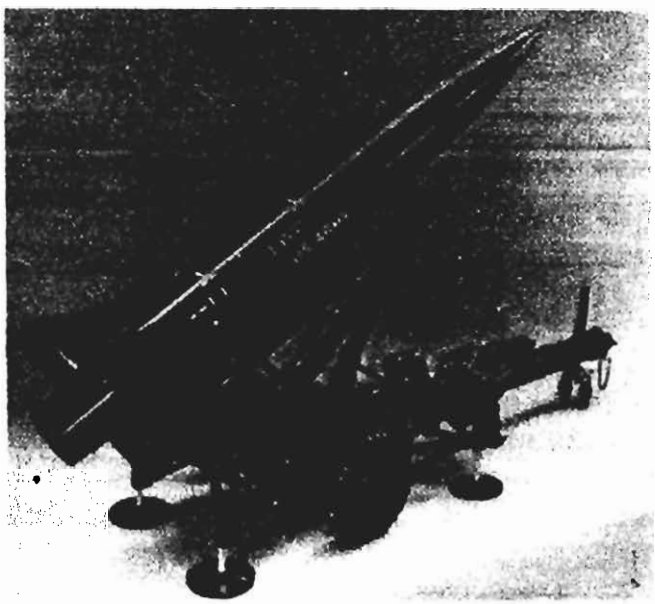
1979年11月，美国空军分别与休斯飞机公司和波音航天公司签定了为期三年的该项目的论证和研制合同，计划研究费用分别为4.29亿美元和4.5亿美元。研制工作分三个阶段：第一阶段，由1979年11月到1980年3月中旬，完成拟定战术技术要求和方案论证的试验；第二阶段为17个月，要求所选用的制导方式中的关键子系统，通过试验满足要求；第三阶段为15个月，由两竞争合同公司的样弹进行飞行试验，结束方案论证。1981年初，由于经费缺乏，研制计划被推迟，并停止了红外导引头的研制工作。继而要求在1981年8月两公司研制的毫米波导引头装在16枚样弹上进行飞行试验，取胜者将进入全面工程研制阶段。两公司所设计的导弹外形相差不大，只是导引头不同。由于休斯公司研制的导引头具有较高的分辨率，且技术关键不是采用新型硬设备，而是运川大量的软件技术，信号处理装置放在导弹上而不是在载机上等等，方案比较先进，载机的改装比较简单，于是1982年4月，美空军与休斯公司签订了第三阶段的研制合同，增加经费1480万美元。自1981年7月以来，休斯公司分别在美国多个军事试验基地，对导引头进行了500多小时的载飞试验，试验结果满足了战术技术要求，论证阶段于1983年5月结束。1984年10月进入到为期四年的全面研制阶段。目前休斯公司正致力于硬设备的研制，并集中力量改进导引头的软件，改善末段跟踪和自动驾驶仪的性能。除此以外，红外制导的导引头也在研制试验之中。

（俞仁顺）

突击破坏者 (Assault Breaker)



1 “突击破坏者” T —16导弹方案



2 “突击破坏者” T —22 导弹方案

概　述

“突击破坏者” 是地面或空中发射、能携带多种子导弹或弹药、远距离、大面积反集群坦克的子母弹式导弹武器系统。要求一枚导弹能够攻击一个坦克连及其支援部队的兵力。它是美国针对在未来战争中可能面对强

大的坦克优势而研制的，其目的是与中、近距离反坦克武器相配合，形成一个完整的反集群坦克进攻的火力配系。该项目最初在1976年美国国防部科学委员会夏季研讨会上提出，以后推荐给美国国防预研计划局，经过一年的研究，于1978年4月开始向工商界宣布招标，并与一些厂家签订了许多技术论证合同。所提出的方案有两种：一是由马丁·玛丽埃塔公司从地对空导弹“爱国者”改型研制而来的，代号为T—16；二是由沃特公司从地对地导弹“长矛”改型研制而来的，代号为T—22。T—22又有三种型号，一种是供美国陆军使用的基准型，另两种是供美国空军使用的战略型（供战略轰炸机携带）和战术型（供战斗机携带）。此外，还有一个后备计划，这就是利用“多管火箭系统”(MLRS)。据美国国家总审计局在1981年2月估计，该项目总费用为53亿美元（包括装备美驻欧洲的两个军在内）。然而该项目在实际研制中，不仅遇到经费上的困难，而且美国陆军与空军对研究的指导思想产生了分歧，致使论证工作一再推迟，而最后停顿下来。1982年美国国防部协调后，将本项目合并为“联合战术导弹系统”项目，继续进行研制。预计八十年代末期可装备部队。

主要战术技术指标

目标	用来攻击距作战前沿纵深150千米或300千米以上的坦克集结点和行进中的坦克编队，或固定目标。		
射程	T-16		200km
	T-22	陆军基准型	> 150km
		空军战略型	> 278km
		空军战术型	> 278km
飞行速度			M≧3
发射方式	T-16 利用“爱国者”导弹的车载加长型导轨发射；T-22 的陆军基准型利用车载无导轨零长发射，空军战略型和战术型利用战略轰炸机或战斗机空中发射。		
抗干扰能力	能在沙漠、雪地、低云层、和能见度低的背景条件下准确的捕获目标，具有较强的防电子干扰和假目标干扰的能力。		
弹长	T-16		6.22m
	T-22	陆军基准型	6.15m
		空军战略型	5.23m
		空军战术型	4.5m
弹径	T-16		466mm
	T-22	陆军基准型	560mm
		空军战略型	560mm
		空军战术型	560mm
弹重	T-16		1.15t
	T-22	陆军基准型	1.68t
		空军战略型	1.498t
		空军战术型	1.017t
翼展	T-16		0.92m
	T-22	陆军基准型	1.3m
		空军战略型	/
		空军战术型	/
动力装置	T-16 与 T-22 都是固体火箭发动机，都采用端羟基聚丁二烯固体推进剂。		
制导方式	T-16 采用星光惯性制导加雷达指令制导； T-22 采用数字捷联式环形激光陀螺惯性制导加雷达指令制导。		
战斗部	两种方案都可携载核战斗部或常规战斗部；		

T-16 可携带14—22枚末制导子导弹或56～88枚飞靶式子弹；
T-22 能携带24枚末制导子导弹或96枚飞靶式子弹。

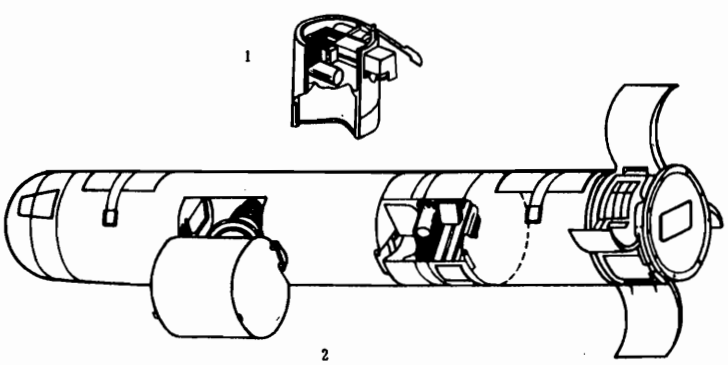
导　弹

布局与结构 T-16 的气动布局与地对空“爱国者”导弹相同。圆柱形弹体，无弹翼，尾部有＋字形活动翼，为尾翼式导弹。T-22 是由地对地“长矛”导弹在弹体中部增加了四个翼展不大的“＋”字型弹翼，并在“＋”字形尾翼上增加了副翼而来，为正常式“＋—＋”型气动布局，同时将原来的旋转稳定改为不旋转的滚转控制稳定。其弹的详细结构可参看“爱国者”和“长矛”导弹。

动力装置 T-16 的动力装置与原“爱国者”相同，为 TX-466-1 单级固体火箭发动机，推进剂为端羟基聚丁二烯（HTPB），这种燃料价格便宜，机械性能和时效性能高。为美国大西洋研究公司研制。发动机的外壳用马氏体时效硬化钢，由整体环形锻件轧制而成，不是采用纵向焊接加工成形。T-22 导弹的动力装置则不用原“长矛”导弹的预包装液体火箭发动机，也改为以端羟基聚丁二烯为推进剂的固体火箭发动机，这使该导弹的射程增大，对于陆军基准型增大为＞150 千米，对于空中发射的二种型号使射程为＞278 千米。

制导与控制 T-16 导弹采用星光惯性制导系统，这是一种惯性制导与星光定位适时修正相结合的制导系统。它的万向支架组件是一种二框架结构，在内框上装有两个辛格—基尔福特陀螺、三个加速度计、星光传感器望远镜、探测器元件和电子组件等。星光传感器望远镜用一个卡塞格林光学系统来聚集从选定星体上进入该系统光圈内的光通量，并将光能量聚焦在一个50×50单片二维扫描阵列元件上。导弹在发射前控制计算机就选好飞行弹道上要对准的一个星体，在预定的时刻和高度上，对该星体进行瞄准，以便对导弹飞行的方位误差进行修正，同时对高度和速度误差也能给予改善，一直到飞行弹道的星光修正段结束。T-22 导弹采用了杭尼威尔公司制造的 H-700 数字捷联式环形激光陀螺惯性制导系统。它是从美国海军的“先进的战术惯导系统”（ATIGS）发展而来，由一个环形激光陀螺和三个Q—挠性加速计、一台数字式计算机组成。使用这种制导系统，使制导精度提高了六倍。

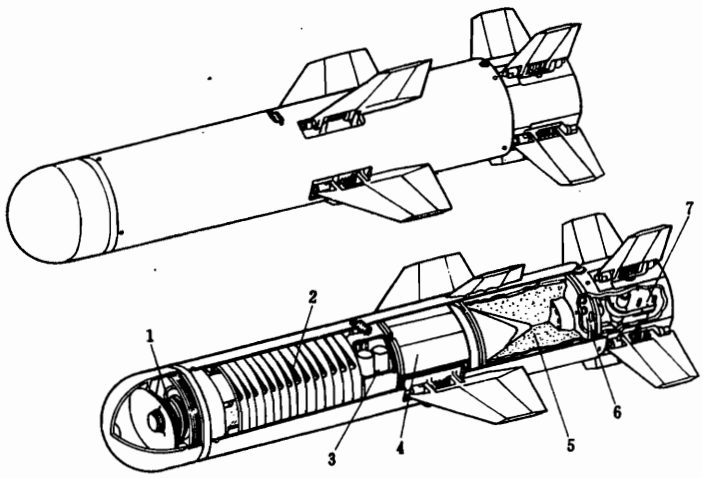
战斗部 T-16 与 T-22 都可采用核战斗部和常规战斗部。为了完成远距离反集群装甲任务，研制了两种子弹装入战斗部内。一种是美国通用动力公司研制的末制导子导弹，它是一种小型自主寻的末制导导弹，直径100毫米，弹长635毫米，重量约11千克。它由一个双色红外导引头及电子组件、聚能战斗部、动力和冷却系统、控制舱、四个可折叠的玻璃钢弹翼和尾翼、一个减速降落伞所组成。它在沙漠、雪地等各种条件下目标截获概率接近0.9。另一种是美国阿芙科公司研制的飞靶式（Skeet）子弹药。直径95毫米，弹长76.2毫米，弹重约2.7千克。其战斗部为预成型破片战斗部，重约0.5千克。四枚飞靶式子弹药安装在一个投掷器内，这个投掷器的前头装上一个双色红外导引头，一个小制动火箭，后面装上四个可折叠弧形尾翼和一个降落伞，形成了相当于一个末制导子导弹的体积。该投掷器长0.6米，直径100毫米，重量15.9千克。这种子弹药在低于45.8米高度下进行探测和识别目标，所需时间极短，且云层不能削弱其性能。



飞靶式子弹药结构

1．飞靶式子弹药　　2．集装投掷器（SDVA）

由于 T-16 和 T-22 两导弹方案的战斗部大小与结构不同，所载装的子导弹和子弹药的数量也不相同。T-16 导弹的战斗部有两隔舱结构和三隔舱结构，两隔舱结构能装载14枚末制导子导弹或56枚飞靶式子弹药，三隔舱结构能装载22枚末制导子导弹或88枚飞靶式子弹药。T-22 导弹的战斗部为三隔舱结构，可装载24枚末制导子导弹或96枚飞靶式子弹药。



末制导子导弹结构

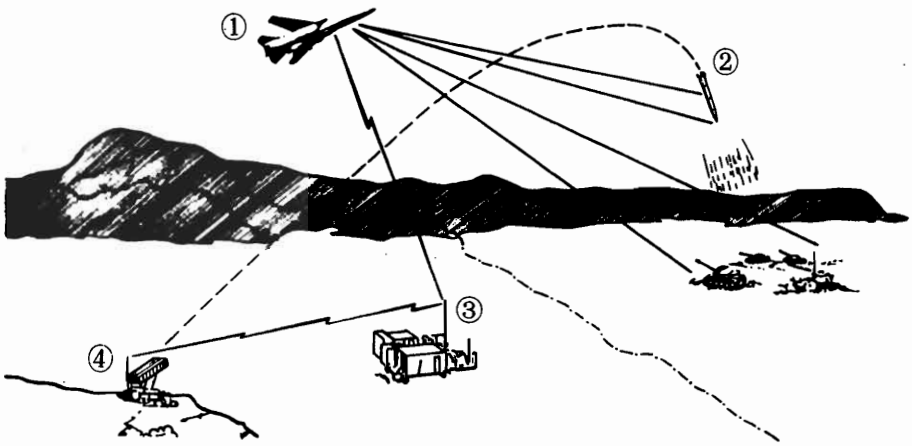
1．双色红外或双模导引头　2．电子组件舱　3．仪表　4．电源　5．聚能战斗部　6．安全/解除保险装置　7．机—电装置

发射制导装置

该导弹系统由侦察飞机、地面站、导弹发射装置三大部分组成。侦察飞机装有美国空军罗姆航空中心研制的“铺路人”雷达探测跟踪系统。该雷达现有两家合同竞争：美国休斯公司和格鲁曼公司/诺登公司联合小组。休斯公司生产的雷达样机安装在 F-111E 飞机机身下的吊舱内；格鲁曼/诺登公司联合生产的雷达样机利用托架安装在 F-111A 飞机的机舱内。这两种雷达都是机载侧视雷达，工作在X 波段、I/J 频带，装有 3.5 米的天线，并带有密码数字传输装置，具有很强的实时信号处理能力。它有三种工作方式，两种动目标显示方式（大范围的搜索和小范围的跟踪）和一种合成孔径雷达点定位图象显示方式。各种方式都能交替使用。这种雷达都可同时跟踪 6 个目标群（每个目标群一般有10～12辆坦克）并可向两枚飞行中的导弹发送制导信息。它一般配置在距作战前沿50千米远、万米高空以上，能俯视 200 平方千米的作战区域。目前研制计划准备采用雷达载机有：B-52 轰炸机，U-2 的改进型 TR-1 侦察机，YQM-94 遥控飞机。其中 B-52 轰炸机不仅是雷达载机，还可作为导弹的空中发射平台，一架 B-52 轰炸机可携带 22 枚导弹，能牵制一个装甲师的兵力。地面站包括二大部分：机动数据处理/控制站，和武器火控中心。它们一般配置在距作战前沿更远的地方。导弹的发射装置与原来的“爱国者”、“长矛”发射装置结构相同，只不过 T-16 导弹的发射导轨加长了 600 毫米。

作战使用

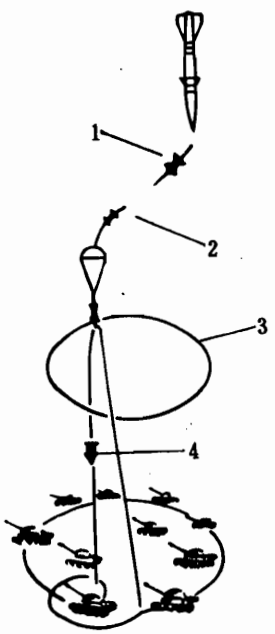
该导弹系统的作战使用过程是闭环式的，首先由侦察飞机运载“铺路人”雷达，在靠近作战前沿自方领空上，对敌后纵深一百多千米的地区内集结的装甲目标和固定目标，进行搜索、探测、识别和跟踪，然后将测得的信息送到地面数据处理/控制站，进行实时处理，分析这些信息并找出可能攻击的目标，相继将这些信息传送



“突击破坏者”导弹系统工作原理

1．机载“铺路人”雷达　2．导弹　3．地面数据处理/控制中心和火控中心　4．地面发射站

到战术武器系统火控中心，战场指挥官根据分析结果决定所要攻击的目标顺序后，由火控中心向地面基地（或空中基地）发出发射导弹的命令。导弹起飞后，机载“铺路人”雷达不仅要跟踪地面活动目标，而且还要跟踪几枚飞行中的导弹，提供起始段、中段制导的指令和目标位置的修正指令，直到使导弹飞向目标上空的战斗部抛撒点为止，于是战斗部起爆，把众多的末制导子导弹和飞靶式子弹药撒布在地面目标群的上空。战斗部携带的子弹不同，其抛撒方式也不同，抛撒后的子弹以不同的下降弹道自主寻的攻击各自的目标。



末制导子导弹抛撒过程

1．抛撒　2．开伞减速　3．开始搜索(高约一公里)　4．追踪目标

飞靶式子弹药抛撒过程

发展与改进

自1979年10月该导弹系统开始技术论证以来，美国陆军和空军都提出要将该项目研制成能携带多种子弹的子母弹式、远距离拦截导弹系统。陆军考虑将该导弹作为接替“长矛”导弹的“军级支援武器系统”(CSWS)的一部分，将来可用核战斗部或其他战斗部来代换该导弹的子母弹式战斗部，其射程不仅为“长矛”导弹的两倍多，而且其精度、生存力、发射速度等都比“长矛”导弹高，能在战斗中提供军级火力的交叉支援。另外在“潘兴一Ⅰ”导弹投入使用后，它能担负起原“潘兴”导弹的任务。而美国空军的打算是用 B-52 轰炸机携带和发射该导弹系统。美国国防预研计划局为了加快研制计划，制定了方案论证和预先研究同时并举的方针，还与国防部办公室、陆军、空军组成了两个委员会：联合执行委员会与联合管理委员会，负责该项目的研制与实施。1979年 8 月沃特公司以美国陆军“简易惯性制导论证方案”(SIG-D)项目的一部分，曾发射了三枚 T-22 导弹。1980年8月20日在加利福尼亚州中国湖海军武器中心进行了T-22高速火箭橇试验，火箭橇加速到1.2马赫数，气动弹射系统抛撒了10枚子母弹式战斗部，均获得成功。1980年 2 月，美国陆军又与马丁·玛丽埃塔公司签订了研制 T-16 导弹的技术论证合同。1981年 3 ～ 5 月，T-22 与 T-16 两种导弹飞行试验成功。1981年年底，通用动力公司和阿芙科公司的末制导子导弹与飞靶式子弹药从直升机上空中抛撒试验成功。1982年 3 月由 T-16 运载末制导子导弹战斗部抛撒试验成功，抛撒出的末制导子导弹都能自主寻的命中坦克。1982年12月由 T-16 导弹又进行一次运载三发末制导子导弹战斗部的飞行试验获得成功。但是后来由于美国陆军与空军研制指导思想的不一致，使研制计划一再被推迟，最后停顿下来。1982年美国国防部协调后，提出将“军级支援武器系统”与“常规远程武器系统”合并为“联合战术导弹系统”（JTACMS），在这个项目下还有一个将“铺路人”雷达与“战场数据系统”合并而来的“联合监视/攻击目标雷达系统”（JSTARS）的项目，并规定在研制中要尽量应用“突击破坏者”已取得的成果；并在此基础上继续研制一种新的常规和核纵深打击的导弹武器系统。

（俞仁顺　张　颖）

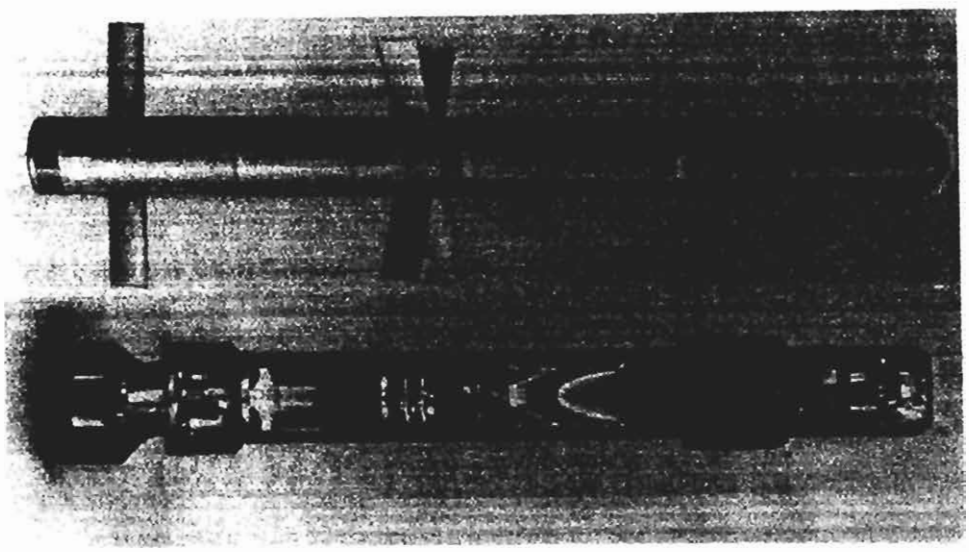
联合战术导弹系统 (JTACMS)

联合战术导弹系统是美国陆军和空军共同研制的“纵深攻击”拦截武器系统。是作为补偿北约国家坦克力量与华约相比处于劣势的一种战略手段，并为进一步改进常规武器效能和提高核打击能力而研制的武器系统。要求每一枚导弹能够运载多发子导弹或其它弹药，用来攻击相当于一个连的装甲部队，以便与其它中、近距离的反坦克武器配合，形成一个完整的反集群坦克梯次攻击的火力配系。该武器系统是美国在研制“突击破坏者”时，美国国防部协调陆军和空军指导思想的分歧后而提出的延续研究计划。目前该武器系统处于预先研究阶段，预计到八十年代末期能够装备部队。为了使该项目尽早开始工程研制，美国参、众两院一致决定，在研制过程中要尽量的利用“突击破坏者”在技术论证中已取得的成果，并对参加研制导弹的竞争厂商作了限制，仅在“突击破坏者”的两个主要竞争者——沃特公司的 T-22 导弹和马丁·玛丽埃塔公司的 T-16 导弹之间进行选择。沃特公司提供的 T-22 导弹，是在原地对地“长矛”导弹的基础上加以改进而来，在弹体中部增加一副“+”字形弹翼，在弹尾部增加了升降控制舵，发动机改为固体火箭发动机，其推进剂采用价格便宜的端羟基聚丁二烯固体推进剂，使导弹的射程增大为 150 千米。专门研制的战斗部能释放和撒布众多的子导弹和其他弹药，它们都装有反装甲的弹头。马丁·玛丽埃塔公司提供的 T-16 导弹，实质上是将地对空“爱国者”导弹装配上一个新型锥形头部，其中装有撒布子导弹和弹药的撒布器，以及天文惯性制导系统。以上两种导弹的战斗部及所携带的子导弹和弹药，均是美国通用动力公司和阿芙科公司进行研制的。子导弹采用红外和毫米波雷达传感器，来测定地面单个目标的位置，然后通过自锻破片从坦克顶部实施攻击。该武器系统所用的雷达为“铺路人”合成孔径雷达，由飞机载到距战斗前沿大于30千米、高度9000米的高空中，侦察敌方纵深地区的地面装甲机动目标，进行探测、识别和跟踪，并能制导多枚导弹，修正弹道直至击中目标。该雷达系统由美国休斯飞机公司及格鲁曼和诺登公司进行竞争研制。目前该武器系统的研制虽在进行中，

但由于美国陆军和空军的要求不尽相同和经费原因，一再使研制计划被拖延。为了研究该武器系统，美国陆军导弹局已分别与沃特公司签订了48.957万美元的合同，与马丁·玛丽埃塔公司签订了49.9998万美元的合同，与波音公司签订了48.7275万美元的合同。整个计划的费用约为35亿美元。由于这项研制计划取代了陆军的“军级支援武器系统”和空军的“常规远程武器系统”计划，这两个计划的部分经费将转到该研制计划中来。

（俞仁顺）

坦克破坏者（Tank Breaker）



“坦克破坏者”的两个方案

概　述

“坦克破坏者”是美国陆军准备装备步兵排的单兵筒式发射的轻型反坦克导弹，能够摧毁现代战场上出现的各类新型坦克，特别是对苏联的T-72、T-80型坦克，具有较高的毁伤率。该导弹系统于1980年4月由美国国防预研计划局（DARPA）开始研制，为了使导弹的性能得到飞跃的提高，它采用了该局在“先进的红外成像”计划中研制成功的焦平面阵列（FPA）导引头及图像识别技术、数字式自动驾驶仪和大威力新型战斗部等，使该导弹成为完全的“发射后不管”的第三代反坦克导弹。该局于1980年与美国四家公司签订了第一阶阶竞争性研制合同，随后于1981年7月该局从上述四家公司中选择了休斯飞机公司和得克萨斯公司两家进行第二阶段的竞争性研制。原计划两公司分别得到1500万美元和1140万美元的研究经费。1982年重新整调了研究计划，两公司的研究经费都减少为1000万美元。直到现在，仍以两公司的方案在进行研究。据估计，该导弹每枚的成本为一至二万美元。

主要战术技术指标

目标	能对付T-72或T-80和其它新型坦克及装甲目标	射程	最大	≧2000m
			最小	≦50m

飞行高度	＜150m	弹径	约 100mm
初速	12m/s	弹重	＜16kg
作战环境	能在白天、黑夜、战场烟雾和恶劣气候条件下正常工作，具有较强的抗电子干扰能力	动力装置	二级串联式助推/续航固体燃料火箭发动机
		制导方式	红外热成像制导
发射方式	单兵肩扛筒式发射	战斗部	聚能破甲战斗部
弹长	＜1.20m		

导　弹

气动布局与结构　休斯飞机公司提出的导弹方案，采用传统的与"陶"式导弹类似的气动外形，为正常式"×—+"型气动布局，它的弹翼和尾翼都是可折叠式的。采用加勒特式反作用控制系统，即将气体吹到控制舵面上产生控制力。弹长1.09米，弹径101毫米，弹重11.5千克。得克萨斯公司提出的导弹方案为尾翼式气动布局。导弹在初始飞行段由喷气扰流片控制，当空气的相对速度加大时由喷气扰流片和尾翼一起控制导弹飞行。弹长0.957米，弹径114毫米，弹重10千克。两导弹方案的具体结构是类似的，最前端为凝视焦面列阵红外导引头，其后为聚能破甲战斗部、控制舱（数字式自动驾驶仪）、动力装置、飞行操纵系统等。

动力装置　两导弹方案采用的动力装置都是二级串联式助推/续航固体火箭发动机，固体燃料为交联改性双基无烟推进剂，以满足巷战和从封闭的空间（如车厢）内发射的作战要求。只不过休斯飞机公司研制的导弹助推器不同，它是按照"陶Ⅱ"式导弹的发动机比例缩小而制成的，并采用了同样的推进剂。

制导与控制　该导弹的最大特点是采用了二维红外电荷耦合器件的红外热成像制导系统。它的导引头为凝视焦面列阵红外导引头，是第二代红外热成像导引头，比第一代导引头（"幼畜—D"导弹的导引头）尺寸小、重量轻。该导引头一般由探测器和多模跟踪器组成。探测器又由凝视焦面列阵、光学组件和常平架组成。导引头内红外探测元件的冷却是靠一个临场使用的气瓶，配有小电池，装在一只0.9千克的小盒子里，可工作一小时，对探测器能作几次致冷。多模跟踪器有一以微处理机为主的操纵控制器，用来比较几个跟踪器的输出，可探测和识别出目标的固有特征，而将其他各种闪光干扰鉴别出来，大大提高了抗电子干扰性能。贮存在跟踪器内的目标背景图像，每秒钟被修改30～60次，因此跟踪器在目标被障碍物遮蔽的短暂时间后，仍然能重新捕获目标。该导弹由于采用了这项新技术，完全能实现"发射后不管"的要求。休斯公司研制的导引头，采用了碲镉汞（62×58单元）混合阵列，并用硅电荷耦合器件进行信号处理。该导引头的工作波长为8～10微米，接收孔径为44毫米，用单头线圈驱动自由稳定陀螺，因而使陀螺能迅速旋转，而又不象传统的那样利用直流力矩马达使导引头重量增加。得克萨斯公司研制的导引头是用探测10微米红外波长64×64单元阵列纯碲镉汞单片制成，这一探测器及光学元件装在一个双用途速率陀螺稳定的二维支架平台上。导引头的电子设备封装的外形与导弹的外壳相适应，以便于装配和试验。目前该导引头还有第三种可能方案，这就是由美国无线电公司（RCA）研制的肖特基势阵列探测器。采用肖特基势垒法可以制成大型阵列，但这种阵列只能工作在3～5微米波段。用了这种阵列，它可使导弹的跟踪器具有6°的单视场角，在发射后瞄准目标时的分辨率，将与"陶"式、"龙"式两导弹窄视场跟踪器具有同样好的分辨率，但其穿透烟雾的能力不如工作在8～12微米的导引头。

战斗部　两导弹方案的战斗部都是采用高密度炸药制成的先进形状，利用新型材料（如贫化铀）制的药型罩而组成聚能破甲战斗部，重量约3.4千克。该战斗部是按最大杀伤力设计的，而不是按最大穿透力设计的。设计的撞击角为40°，攻击敌坦克的顶装甲。

发射制导装置

无论是休斯飞机公司还是得克萨斯公司研制的导弹方案，其系统都是由筒装导弹和瞄准发射装置所组成，都是采用开管发射筒。筒装导弹在工厂里就装入既是发射筒，又兼包装筒内。发射时，射手扣动扳机，点燃导

弹的助推器，当达到预定推力时导弹飞离发射筒，初速较小，12米/秒，以满足最小射程小于50米的要求。发射筒外表面配备有瞄准发射装置，它包括目标显示器和发射转换开关。由于该导弹采用凝视焦面列阵红外热成像导引头，射手可通过导引头直接瞄准目标，并锁定目标，因而不必再配备热成像瞄准具，只是为了便于射手的瞄准，发射装置才配备了一具显示器，当导弹瞄准目标时显示器立刻给出显示信号。目前被鉴定的显示器有几种方案，有阴极射线管显示器，也有液晶显示器，它们的造价都不到500美元，导弹发射完了后便可随发射筒一起抛弃。但目前所用的瞄准发射装置仍打算重复使用。

作战使用

该导弹系统是一种单兵武器。它用来攻击现代出现的各类新型坦克，也可以用直瞄方式攻击如米格24系列的直升机和象A-10一类的攻击机。目前已不仅考虑地面单兵发射，也将考虑由装甲车和直升机发射。该导弹操作非常简单，通电几秒钟，导弹的凝视焦面列阵红外导引头便自动搜索目标，当捕获、瞄准目标后，显示器立刻给出信号，导引头继续自动跟踪并锁定目标，一旦锁定目标即可发射，反应时间非常迅速，而且导弹在飞行的整个过程中，不再需要射手进行控制操作，可隐蔽在敌方火力之外，真正实现了“发射后不管”的要求。该导弹由于采用了无烟推进剂，发动机产生的尾焰很少，而且无毒，这样就可在封闭的装甲车内发射。试验表明，该导弹在露天条件下，发射导弹所产生的噪声约为142 db，这要比4.5毫米口径的手枪从室内发射的噪声的声级还小。为了实现最小射程小于50米，导弹的初速为12米/秒，但又为了能攻击远距离（2000米）目标，导弹发射后，在数字式自动驾驶仪预编程序制导下，向150米高度爬升，然后在此高度上巡航飞行，一直到导弹至目标的瞄准线（也是导引头的视线）变化速率很大时，此表示导弹已接近目标上空，导弹便按程序向下俯冲，直至命中坦克顶部装甲。由于撞击角设计为40°，其聚能破甲战斗部所形成的射流，能够穿透坦克的弹药贮存舱，因而具有很高的毁歼概率。目前研制中的导弹射程，最大为2000米，而实战所使用的导弹，最大射程可增大为2500米。

发展与改进

由于现代战争中新型坦克，特别是苏制的T-72、T-80坦克的出现，美国陆军原装备于第一线的“龙”式导弹已不能满足作战要求，于是自1980年以来有几个新的研制计划，旨在研制新型反坦克导弹以取代“龙”导弹。如美国陆军“高级中程反装甲导弹系统”（AMAAWS）发展而来的“步兵便携式反装甲/攻击武器系统”（IMAAWS）计划、“龙”的改进型计划、一种激光驾束制导的导弹研制计划、“坦克破坏者”等。美国陆军原打算将IMAAWS项目与“坦克破坏者”二者同时鉴定，从中选出一或二个产品于1982年10月进入工程研制阶段，并在1986年做出生产决定。然而到1980年10月由于IMAAWS项目提出的武器重量和体积过大而被取消，将其余的计划合并为一个计划，并冠以“响尾蛇”名称。但后来由于经费不足削减了“响尾蛇”的拨款，致使该项目延迟到1983年再开始进行。而其中的“坦克破坏者”自1980年以来一直没有中断研制，到1981年7月美国国防高级研究计划局（DARPA）从四家合同公司中又选择了休斯和得克萨斯两公司进行第二阶段的研制，原计划两公司先完成两种导引头的载飞试验、试飞两枚受控样弹，然后两家再提供六枚样弹进行试验，与IMAAWS项目竞争。但是由于IMAAWS项目被取消，故两公司的研制计划相应的进行了修改和调整，研制经费减少到1000万美元。现在该导弹仍在继续研制中，如果美国陆军的“响尾蛇”计划能继续下去，该导弹的全面飞行试验将列入“响尾蛇”计划中进行。（俞仁顺）

超高速导弹（游击队员）

HVM (Bush · Whacker)

概　述

“超高速导弹”（HVM：Hyper Velocity Missile）是一种由飞机吊舱发射，利用导弹超高速飞行的动能

发射中的"超高速导弹"

来穿透现代坦克装甲的小型空对地反坦克导弹。它结构简单，成本低，载机一次进入阵地能发射多枚，可攻击地面上六至八个坦克目标，费效比很高。美国空军希望用这种导弹来代替价格昂贵、载机一次进入阵地只能发射一发的"幼畜"导弹。该导弹目前处于研制阶段，由美国沃特公司进行研制。估计到八十年代末，该导弹系统可能会装备部队，导弹的生产单价，预计将低于7000美元。

主要战术技术指标

目标	攻击单个和集群坦克与装甲车辆	发射重量	21.36kg
射程	500～5000m	动力装置	一台助推/续航整体式固体火箭发动机
飞行速度 最大	M＝4～5	制导方式	二氧化碳激光雷达波束制导
发射方式	由战术攻击机机翼下悬挂的吊舱发射	战斗部	用特种材料制成的动能穿甲战斗部，配触发引信
弹长	2.62m		
弹径	99.6mm		

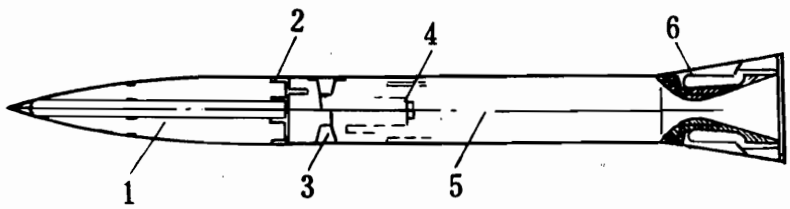
导　弹

布局与结构　弹体为细长圆柱形，长细比很大，无弹翼，弹体尾部呈扩展的喇叭形，其上开有固定的裂口，从而形成瓣状尾翼。为尾翼式气动布局。导弹在飞行中除靠尾翼稳定外，还依靠导弹由吊舱发射时所形成的旋转来稳定，其转数为100转/秒。它由带锥形风帽的战斗部、控制舱、动力装置、带有后视激光接收机的尾部所组成。

动力装置　使用一台美国赫克里斯公司制造的整体式助推/续航固体火箭发动机。采用了低烟推进剂，其发动机外壳由轻质的聚酰胺及玻璃纤维绕制复合材料制成。导弹在发射后0.6秒内达到杀伤速度，在弹道末段最大飞行速度不小于1500米/秒。

制导与控制　在导弹的控制舱内装有制导装置和指令处理装置。制导装置包括有：用微型元件组装的激光接收机、滚转基准信号陀螺、带有同步时标的数据微处理机。指令处理装置包括有：若干个装在导弹前部小型脉冲式固体火箭发动机，它的小喷管都镶嵌在弹体表面之下，与弹体表面平齐。这些小发动机是按照制导装置

发出的指令而工作的，若点燃5毫秒，可在垂直于飞行轨迹方向上产生约80千克的推力。在导弹尾部装有后视激光接收机，它通过光导纤维与前端制导装置连接。后视激光接收机负责接收安装在飞机上的二氧化碳激光雷



导弹结构简图

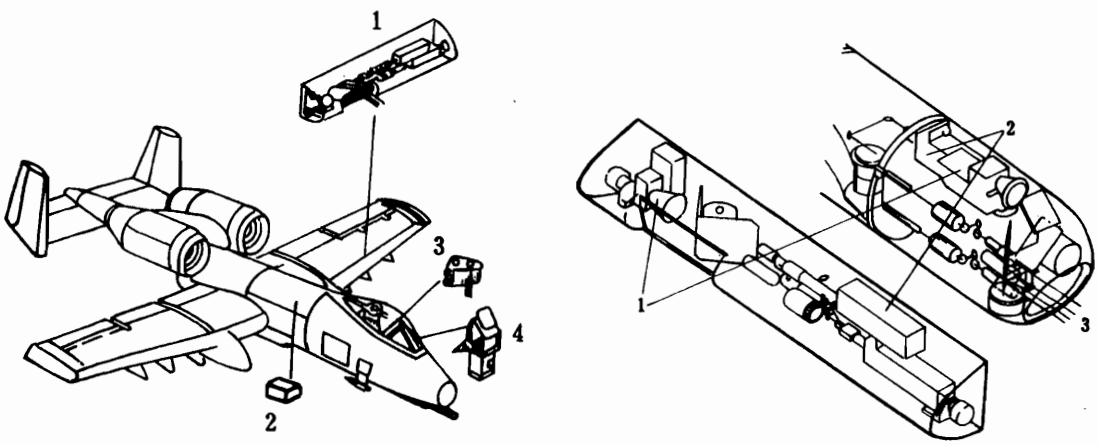
1．战斗部　2．微处理机　3．控制小发动机　4．滚转敏感装置　5．助推/续航固体火箭发动机　6．后视激光接收机

达所发出的指令。接收到的指令与陀螺敏感到的导弹姿态信号，一起被输送到数据微处理机，经过计算处理后得出导弹的飞行偏差，从而形成制导指令，点燃处于适当位置上的小火箭发动机，来修正飞行弹道。

战斗部　利用比重大、高强度的特殊材料（贫化铀或碳化钨）制成金属杆，安装在由易碎材料制成的头锥的轴线上。战斗部重量为2.2～2.7千克。由于导弹以大于1500米/秒速度飞行，所造成的动能，能使战斗部的金属杆贯穿160毫米的均质钢甲。当命中角为60°时，也能贯穿100毫米的钢甲。

发射制导装置

发射装置　导弹在工厂里就装入包装兼发射筒内，这种发射筒内刻有一定缠度的膛线，使导弹发射后产生100转/秒的自旋速度。每个吊舱能安装18～30枚这种带发射筒的导弹。每个选定的载机能携带数个吊舱。用来搜索目标和制导导弹的二氧化碳激光雷达火控系统，单独装在一个吊舱内，或如A-10攻击机那样装在机翼的前缘内。在火控系统的指令下，导弹将从这些吊舱中按照一定的顺序发射出来。



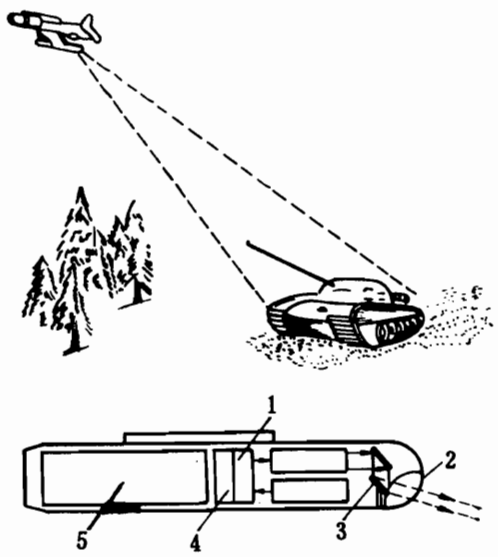
A-10机翼前缘

（右图为机翼前沿放大图）

左图　1．制导发射器组件　2．制导电子组件　3．探测及武器发射控制　4．警惕显示器

右图　1．目标探测及追踪装置　2．CO_2激光制导环节　3．吊舱

指控系统 二氧化碳激光雷达是一种多功能红外相干光光学探测装置，功率50瓦，波长10.6微米，由带扫描装置的二氧化碳激光器和光电成像接收机组成。能发射宽、窄两种带有分时制制导指令的激光波束，宽波束用来搜索捕获地面目标，窄波束用来制导导弹。目标反射回来的激光回波信号由光学系统接收，经过转换送到探测器，在这里与本机振荡器的信号混频，然后经过电子处理显示在屏幕上。二氧化碳激光器的扫描装置有电子式和机械式两种，都在研制中。电子扫描的反应速度比机械式扫描快得多，但生产成本比机械式高。这种扫描装置以15～20帧/秒的速率对纵向 2°、横向45°范围内进行扫描。这种二氧化碳激光雷达火控系统能够完成多目标探测、分类识别、确定优先顺序，按分时制同时制导六至十枚导弹去攻击各自的目标。



装在 A-10 上的 CO_2 激光雷达舱

1．光学传输系统　2．红外导流罩　3．扇形扫描器　4．探测器　5．电子处理装置

作战使用

该导弹系统通过吊舱配挂在美国 A-10、F-16 等战术攻击机和AAH战斗直升机上使用。这些载机可在距目标四至五千米远，100～150 米高的位置上搜索目标。不论在白天、黑夜和恶劣的坏天气都能完成对多个目标的搜索、辨认、识别、高速低空（低于50米）飞行中对地形和障碍物的回避等任务。载机在飞行中，所携带的二氧化碳激光雷达对飞机的前方景象不断的进行扫描，以探测目标。当目标被识别后，火控系统便自动地为各个目标进行分配、确定攻击顺序、发射导弹。导弹从吊舱中发射后，一方面获得 100 转/秒的旋转速度，另一方面同步时标就给该枚导弹编上时间码。这样，导弹在飞行中通过弹尾部的后视激光接收机，只能接收载机上激光雷达发给该枚导弹的指令信号，以及它所跟踪的目标信号。就这样导弹边接收指令边修正弹道，直到击中所选定的目标为止。

发展与改进

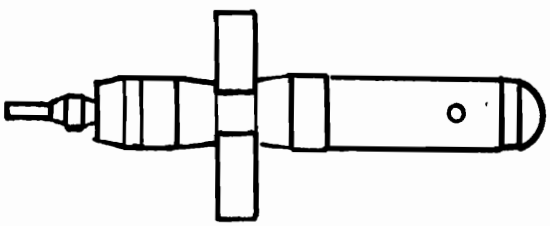
本项目是1979年末由美国空军司令部军械研究所提出初步概念，在完成了该导弹系统的可行性研究之后，于1981年末分别与洛克希德公司和沃特公司各自签定了0.14亿美元和0.112亿美元的竞争性研制合同。后来，单独由沃特公司进行研制。1982年5月，进行了第一次地面发射试验，随后于同年10月、11月、12月连续地进行了第二、三、四次地面发射试验。通过试验证实，装在导弹尾部的后视激光接收机能通过火箭发动机尾喷焰接收到激光雷达火控系统发来的制导信号，从而使该项目成功地闯过了第一个重要的技术关键。空军的这一初步成果立刻引起了美国陆军和海军陆战队对此种导弹武器的兴趣，他们希望能将该项目研制成一种射程更远的地面车辆发射的导弹，并定名为“游击队员”武器系统。1984年，空军将本项目纳入到一个有陆军和海军陆战队参加的、为期四年的系统综合计划之内。该计划的前30个月，由沃特公司研制和提供一般的试验导弹和制导系统部件。本计划能否坚持下去，将完全取决于该项目的第二个重要的技术关键：二氧化碳激光雷达火控系统能否允许同时发射多枚导弹；并将它们导引到各自目标上去。只有今后通过试验能够证实这一点，该计划才能转入到全面工程研制阶段。因此，估计到八十年代末，方能投入使用。

（俞仁顺　廖朝佩）

末制导反装甲迫击炮弹 (GAMP)

"末制导反装甲迫击炮弹"（GAMP: Guided Anti-armour Mortar Projectile）是美国陆军准备用107毫米（4.2英寸）迫击炮，抗击装甲目标的新型弹药。预定作为美国快速部署部队新的轻型装备。八十年代初提出招标，原希望在1986—1987年服役，由于技术原因，将延至1989年。承包商有美国的雷锡恩公司、通用动力公司和马丁·玛丽埃塔公司，每个公司都有各自的设计方案。但方案的共同点是，在不改动常规107毫米迫击炮的条件下，发射末制导迫击炮弹，当炮弹到达目标区上空时，导引头开始搜索目标，当发现目标后导引头自动锁定，当有误差信号时，控制装置改变炮弹姿态，修正弹道，使炮弹击中坦克顶装甲。

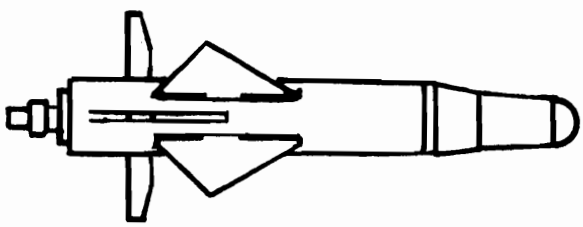
雷锡恩公司方案



"末制导反装甲迫击炮弹"外形图

雷锡恩公司研制的"末制导反装甲迫击炮弹"，头部安有双色红外导引头（曾用于"响尾蛇"导弹上），弹内安置依次为射流喷气反作用控制系统、气体发生器系统、数字式电子组件和高效聚能破甲战斗部。在弹身中间靠后的地方，安置了四片折叠翼。双色红外导引头当探测斜距在1000至2000米时，它敏感目标的地面形状为长轴近似500米的一个椭圆。在阴天或有云层时，设计俯视的垂直有效高度为400米。设计射程为6000至8000米。炮弹全长750毫米，弹径107毫米。

通用动力公司方案

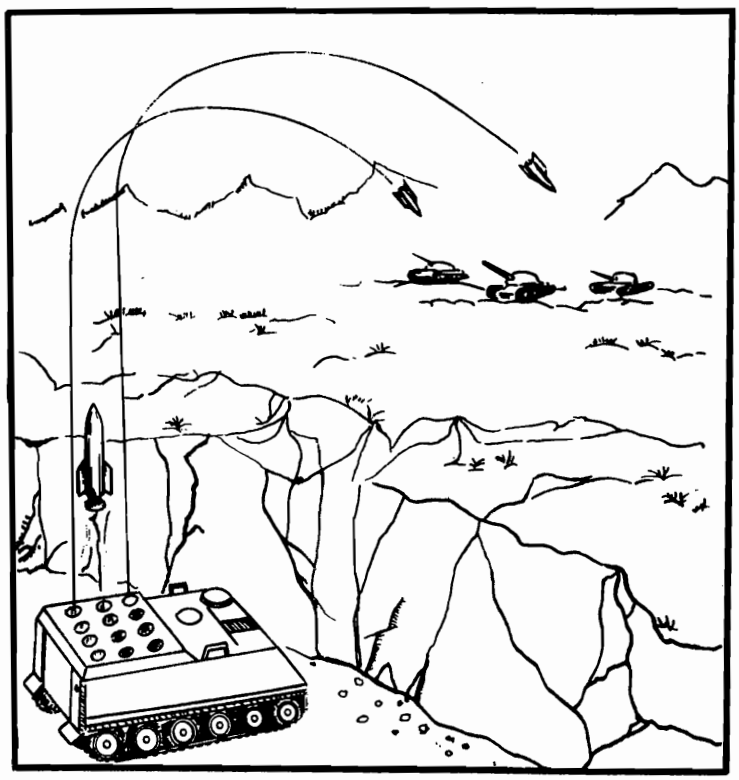


"末制导反装甲迫击炮弹"外形图

通用动力公司提出的"末制导反装甲迫击炮弹"的方案，是依靠该公司在研制"突击破坏者"导弹武器系统中的末制导子导弹（TGSM）计划中的经验，根据以前的各种试验，来论证技术上用于末制导迫击炮弹的可适用性。炮弹头部安装双色红外宽搜索视场的导引头，它能排除自然界和人工制造的干扰。内部布置依次为电子组件、聚能破甲战斗部和控制装置，外部为四个可折叠的弹翼和尾翼。炮弹全长846毫米，弹径107毫米，

弹重13.1千克。 （徐耀华）

光纤导弹系统 (FOGMS)



“光纤导弹系统”发射示意图

概　述

“光纤制导导弹系统”(FOGMS: Fiber Optics Guidance Missile System)是美国陆军为了取代“陶”等第二代反坦克导弹而研制的一种射程远大于5000米的反坦克导弹系统。由美国陆军导弹司令部导弹实验室和红石兵工厂开始研制，以后休斯公司也参预竞争，并进行了多年。试验研究从1981年开始，1982年—1983年先后多次利用现有导弹带装光纤电缆进行了飞行试验。1984年4月21日陆军在红石兵工厂首次进行了“光纤制导导弹”的实弹飞行射击试验。这是一个重要的里程碑，它标志着美国军方开始将光纤制导技术应用于战术导弹系统。试验中采用了现有“陶”式导弹的某些原件组装成试验用的飞行器。光纤电缆（数据传输线）是由国际电报电话公司（ITT）研制的多模（折射率为梯度型）光纤，下行线路采用850毫微米工作波长，上行线路采用1.06微米工作波长，并使用了单色昼夜兼用的微光电视摄像机。试验时，导弹垂直发射，飞到200米高度后，转弯平飞进行巡航飞行。操作人员根据装在导弹头部的电视摄像机通过光纤传输的信息，在荧光屏上显示的景象对导弹进行精确制导。飞行末段自动锁定目标进行跟踪，直至最后命中目标。在此之前，陆军对光纤电缆的抗拉强度和放线速度进行了测试。据报道，芯径30微米的光纤电缆抗拉强度140千克/毫米^2，放线速度180米/秒。长度为12000米的光纤电缆信号衰减程度已可达到0.001～0.01分贝/千米的水平。

美国陆军拟用“光纤制导反坦克导弹”取代现装备的“陶”式和“龙”式反坦克导弹。尽管“陶”式导弹至未来相当长的时间里才会考虑取代，但该项目的发展计划已列入议程。并据报道美国陆军原则上已选择了

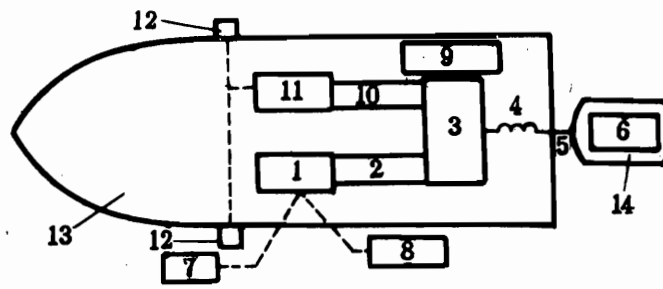
休斯公司研制的光纤制导反坦克导弹方案。该公司已投资研制，打算以“光纤制导导弹”作为“陶” 3 导弹系统的候选者，并致力于出口。

主要战术技术指标

目标	用于攻击坦克、装甲车辆等	弹长	约 2.1 m
射程 最大射程	10 000 ~ 12 000 m	弹径	约 150 mm
速度 最大速度	100 ~ 180 m /s	发射方式	立式发射筒垂直发射
飞行高度 巡航高度	200m	制导	电视制导、光纤传输指令半自动导引

导 弹

“光纤制导反坦克导弹”与其他类型反坦克导弹有相似之处，它也包括战斗部、动力装置、发射制导装置和导弹弹体等。但其制导系统不同于其他各类反坦克导弹，因而导致导弹结构与其他各类反坦克导弹有很大的差别。导弹上增加了为进行光纤制导所需的设备，包括光纤基准探测器、光纤发射传输器、光纤开关、光纤线圈及光纤信息选择控制器等。



“光纤制导导弹”结构示意图

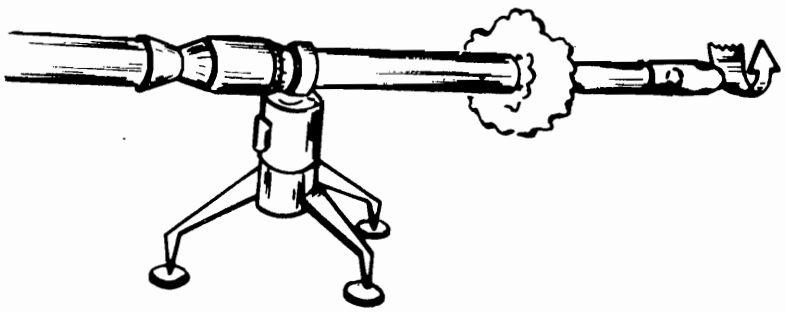
1．目标基准探测器 2．光纤发射传输器 3．光纤开关 4．光纤电缆线圈 5．光纤 6．发射制导装置 7．目标 8．参考基准 9．光纤开关控制器 10．光纤接收器 11．控制舵机 12．舵面 13．导弹 14．运载发射设备

探测器测得目标相对导弹的方位（或摄取图像），经光纤发射传输器变换成光脉冲信息，再通过光纤开关、光纤电缆传输到隐蔽发射阵地的制导装置视频显示器中。射手根据显示器上观察到的图像进行精确瞄准制导，发出制导指令，该指令经光纤电缆与光纤开关再传输到光纤接收器中，变成驱动舵机、控制导弹运动姿态的信号。光纤开关及开关控制器用于控制发射与接收之间的时间分配。

光纤制导反坦克导弹与导线制导反坦克导弹相比，具有许多显著的优点：射手可以隐蔽在掩体后发射，导弹可以越过山丘及障碍物飞行；射手可在选定目标之前发射导弹，发射之后根据光纤传回的图像再锁定目标，并可选择目标进行攻击；射手操作简单，不需严格保持导弹沿视线飞行；光纤系统抗干扰力强，能克服雨、雾及大气条件的影响，达到全天候使用；光纤制导系统的大量设备可设在弹下，并可多次使用，有利于提高作战效能，降低成本；光纤电缆的重量轻（10 000 米光纤，重量小于 200 克），有利于减轻消极重量，增大导弹的射程。但光纤制导的反坦克导弹仍然存在着导弹飞行速度不能过高，武器系统作战机动性不好等缺点。尽管如此，光纤制导技术在新型反坦克导弹的发展中已受到广泛重视。

（文仲辉）

斯达夫 (STAFF)



“斯达夫”系统示意图

概　述

“斯达夫”（STAFF）被称为目标激活自动寻的灵巧弹丸，是美国航空喷气电子系统公司为美国陆军研制的一种步兵使用的轻便型反坦克武器系统。该武器系统是一种“发射后不管”的炮射末制导反坦克武器，用于对付重型坦克及其他重型装甲车辆。它是由美国陆军装备技术研究发展局提出任务并负责管理，于七十年代中期开始方案论证。航空喷气系统公司与卡特勒—汉马公司的 AIL 分公司负责武器系统和辐射传感器的设计与研制。1978年 8 月开始进行初步设计与试验研究。原预计于八十年代中期正式投入生产并装备使用。该系统的发展背景是为了寻求一种可以作为步兵便携式反装甲突击武器系统，也可考虑作为轻型车辆装备的武器。它标志着无控炮弹改用自动寻的新技术的新方向。弹体中装有一个毫米波辐射传感器、两个自锻破片战斗部。弹丸利用火炮直接瞄准目标发射后，保持一定高度巡航飞行。当导弹飞达目标上空距地面50米以内的高度时，辐射传感器探测出目标立即引爆自锻破片战斗部，战斗部爆炸形成高速（约为2500米/秒）飞行的自锻破片，从顶部攻击坦克、装甲目标。

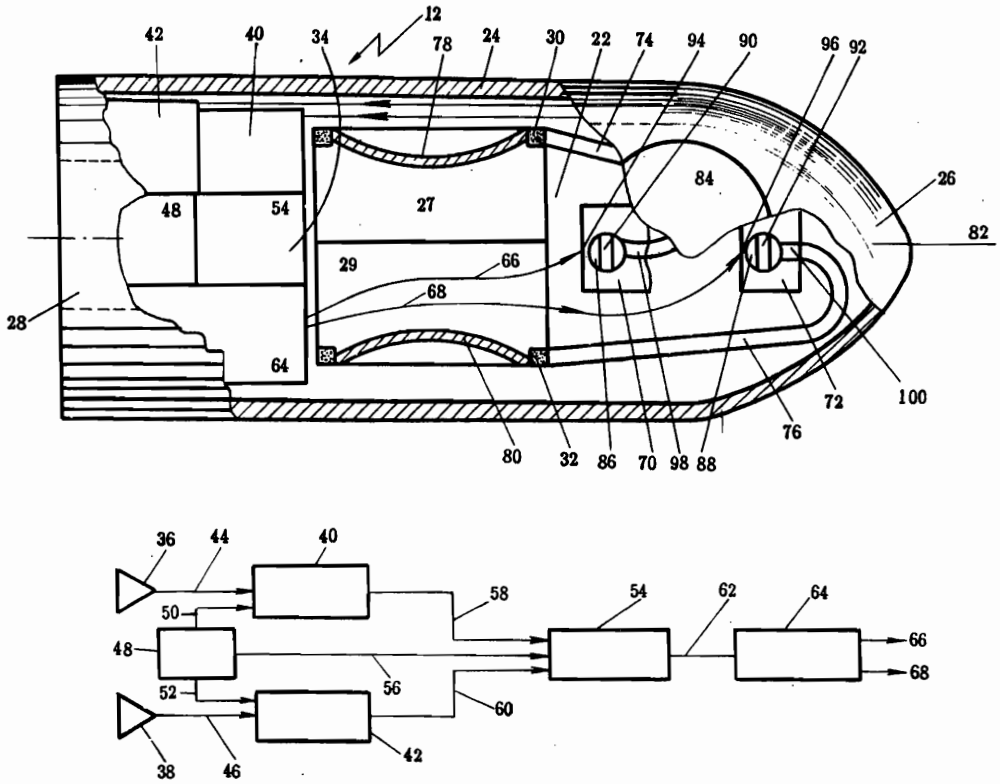
主要战术技术指标

目标	用于攻击重型坦克及重型装甲车辆的顶装甲	制导	被动毫米波自动寻的
射程　最大	1500～2000m	发射方式	线膛炮发射
速度　巡航平飞速度	约 305 m /s	毫米波辐射传感器主要性能参数：	
额定飞行高度	约25m	工作频率（中心频率）	35GHz
旋转速率	100r/s ± 15r/s	带宽	1000MHz
弹径	155mm	波束宽度	7°
弹重	约15 kg	天线孔径	＜45mm
战斗部	二个自锻破片战斗部	重量	1.633 kg

弹　药

构造组成　“斯达夫”弹药由弹丸与发射筒组成。弹丸前部是蛋形头部，后部呈圆柱形。两个自锻破片战斗部位于弹丸中段，战斗部装药与药型罩互相反向对称安装，药型罩为弧形盘状，周边安放环形起爆炸药；毫米波辐射计有两个天线，与战斗部射击方向对应地对置于弹丸前部。接收机、综合装置、信号处理机及电源均

安装在弹丸后部；与两个战斗部相对应的两个保险与引爆装置安装在弹丸前部中央。



“斯达夫”弹丸结构示意图

28. 弹丸后部　40、42. 接收机　34. 毫米波辐射计　12. 弹丸　78、80. 药型罩　24. 弹丸壳体　30、32. 环形起爆炸药　22. 战斗部舱　74、76. 导火索　94、96. 电点火头　90、92. 起爆保险隔离件　26. 弹丸前部　82. 弹药纵轴　98、100. 炸药引线　70、72. 引信保险及引爆装置　86、88. 旋转体　27. 一号自锻破片战斗部　29. 二号自锻破片战斗部　66、68. 电路连线

工作原理　弹丸从发射装置发射出去后，在反作用力作用下使电源激活。在离心力作用下，旋转体86和88逐渐偏转，当其转过90°时便使起爆保险隔离件90和92与电点火头（雷管）对中，并与炸药引线98、100及导火索74、76等分别连通。当天线36（或38）一旦探测到目标，毫米波辐射计便开始工作。同一目标被对置于背面的另一天线探测到后，信号处理机将先后收到的信号进行处理，并通过电路给出发火指令，起爆雷管，随即通过导火索、引线等起爆一号自锻破片战斗部。同样，若天线38先探测到目标，而天线36在弹丸转过180°后再探测到目标，则毫米波辐射传感器工作，使二号自锻破片战斗部爆炸。弹丸以100转/秒的旋转速度转动时，导弹前进过程中，两天线探测到同一目标的间隔时间内，所飞行的直线距离约1.52米。

发射制导装置

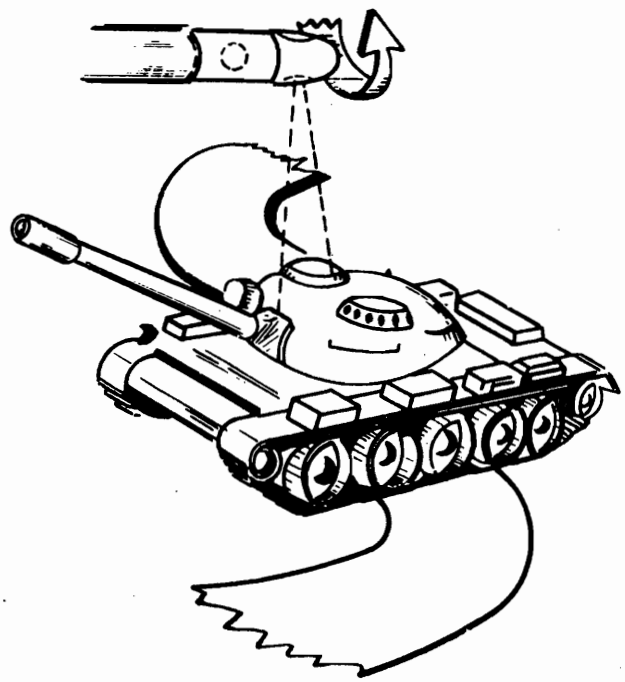
“斯达夫”武器系统的发射装置由线膛炮或无座力炮的发射筒与支架组成。发射时，射手直接瞄准目标，赋予弹丸一定的初始射向与射角即可。弹丸射出后，射手不用再管，即可转移准备下一次发射。

“斯达夫”的制导装置是由卡特勒—汉马公司的AIL分公司研制的毫米波辐射传感器。它包括双天线、接收机、信号处理机、电源等。整个毫米波辐射传感器包括所有的加固结构和元件在内共重1.633千克。此外，AIL分公司还研制了高性能的微波元部件，以满足“斯达夫”系统的特殊要求，这些元部件有35千兆赫的

微波天线、专用混频器和商用波导组件等。

探测器中使用阵列馈电柱形抛物面反射器，天线由反射器和波导阵列两个主要部件组成。两个天线组件都是安装在枢轴上，以便能独立定向，获得所需的5°—10°斜视角范围。天线馈电按设计取7.5°的斜视角。天线组合与弹轴之间的倾斜角不大于±2.5°。天线的波束效率可达到80%；接收机的输入端通过电路与天线相耦合，并将天线所探测到的信号进行放大；数字信号处理机把探测器接收机给出的输出信号用数码表示出来，并在真实目标出现并被确认时，给起爆装置和战斗部发出“点火”、起爆信号。信号处理机通过处理探测信号，确定目标中心位置，在适当的时机接通点火电路，以便引爆战斗部。它采用时标速率技术来导出向目标中心发射战斗部的启动时间，并确定两个雷管中的哪一个接通电路引爆战斗部；延迟激活电源通过电路给接收机和信号处理机综合装置供电。

两个天线在弹丸前部沿径向相反对置（即成180°对置安装）。每个天线能180°旋转。导弹飞行中同时旋转前进，每个天线先对天空后对地面扫描。

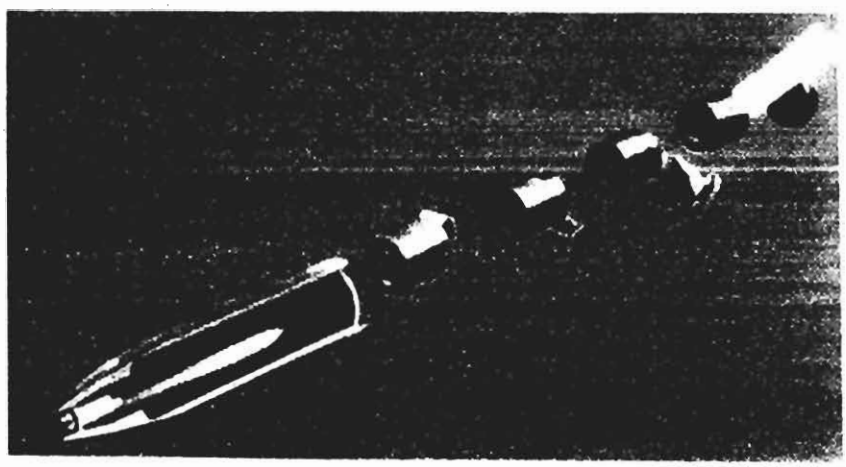


“斯达夫”搜索扫描图形

天线增益为3分贝，束宽为7°，当弹丸以25米的额定巡航高度飞行时，天线扫描轨迹在弹丸正下方地面的直径为3.048米。飞行过程中弹丸以100转/秒的速度旋转，即10毫秒内弹丸旋转一周，两个天线对地面各扫描一次。每一个天线对地面扫描一次时，将向前行进1.524米。由于两个天线连续扫描，因此即使在最严重的情况下，弹丸转动一周的过程中，坦克目标总可以落入两个天线中任何一个天线的扫描波束中。

（文仲辉）

萨达姆 (SADARM)



遥感反装甲子母弹“萨达姆”

概　述

“萨达姆”（SADARM: Sense and Destory Armour）是由美国霍尼韦尔公司，航空喷气电子系统公司和阿芙科公司分别研制的自动寻的遥感反装甲子母弹。用于在战场前沿攻击敌人的集群坦克、装甲目标。该项目是由美国陆军军械装备研究与发展司令部提出的计划并负责管理。计划的中心是研制遥感反装甲的子弹药。“萨达姆”可由常规火炮发射，也可以由火箭炮、多管火箭系统、无人驾驶飞机等运载与投放。“萨达姆”武器系统由子弹药、运载体及发射装置组成。该武器系统于七十年代中期提出任务，1979年陆军进行了可行性论证。几家公司通过竞争性的方案论证与试验研究　提出了基本相近的子弹药及系统设计方案。在此基础上，陆军于1984年中期，提出了全面工程研制阶段的招标书。1985年即进入签订工程研制和试生产合同阶段。预计将于1989年开始投入生产。

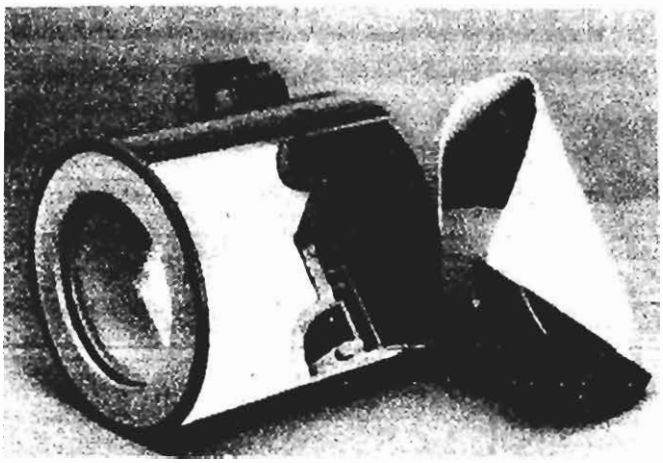
主要战术技术指标

目标	攻击坦克群及其他类型的装甲目标	子弹药探测捕获区半径	75m
最大射程	30000m	子弹药战斗部起爆距离	30m
运载体直径	203mm	子弹药自锻破片形成时间	150μs
运载体长度	1.14m	制导与控制	子弹药中安装毫米波传感器，用于探测捕获目标
子弹药数	3个		

弹药方案

霍尼韦尔公司、航空喷气电子系统公司和阿芙科公司均提出了研制“萨达姆”方案。三家公司均是签订工程研制和试生产合同的竞争者。但它们提出的方案基本相同。

“萨达姆”系统的原方案是直径203毫米、长约1.14米的运载体，呈圆柱形，其中装有三个子弹药。不需要外部制导或控制系统，也不必要目标照射器。当运载体到达目标区域后，从其底部（或尾部）抛出三个子弹药。子弹药内装有定向和稳定系统，该系统由涡流环减速伞和冲压空气减速器组成。子弹药中还装有毫米波传

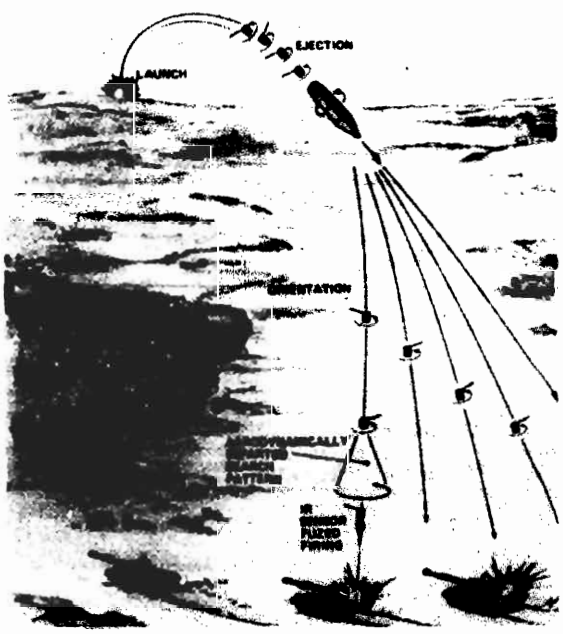


带“翅果”翼的“萨达姆”子弹药

感器。霍尼韦尔公司研制的子弹药中有一部双模主动毫米波雷达收发两用机、一部伪红外成像转换器和一部数字处理机。子弹药下降到预定高度（约 150 米）时，自动展开减速降落伞，使子弹药缓慢下降的过程中，沿垂直方向成30°角的区域内扫描搜索目标。每个子弹药在其捕获区域(半径75米)内，捉住目标后即自动锁定。并跟踪到合适的高度（30米至50米），传感器发出指令，起爆自锻破片战斗部。自锻破片战斗部爆炸后形成的自锻破片（弹丸）以3000米/秒的飞散速度，自坦克（或装甲车辆）的顶部侵彻装甲。阿芙科公司研制的“萨达姆”子弹药与其他两家公司的不同之处是该公司采用了“翅果”Samare）式的翼面，以代替涡流环减速伞。这种“翅果”式的翼面由弹簧操纵的横向小翼片组成，它控制弹药的方向并起稳定作用，使子弹药围绕其轴线旋转。子弹药向地面下降的同时，以 4 转/分的转速旋。

研制过程中，航空喷气电子系统公司和阿芙科公司分别设计和研制了用于 155 毫米榴弹炮的“萨达姆”系及飞机运载投放的“萨达姆”系统。并正在进一步研究其他导弹、火箭和大面积反装甲弹药使用的各种型式“萨达姆”系统。已形成了所谓“Skeet”子弹药族。在不同的运载体上，可以装子弹药三个、四个或六个。这些类型包括：增强型反装甲弹药（ESM），改进型远距离大面积反装甲地雷，遥感引爆武器，增程反装弹药等。155 毫米榴弹中，可装六个带 M577 信的改进型远程大面积反装甲地雷，其型号为 M898。在这种“萨达姆”系统中，子弹药具双重功能，或者是从上向下发射攻击坦克顶装；或者是降落到地面，保持为一枚完整的反坦地雷。无论哪种情况下，都能准确地对目标进攻击。

1979年底和1985年 4 月，霍尼韦尔公司、航喷气电子系统公司和阿芙科公司，先后在新墨哥州桑迪陆军靶场和亚利桑那州的尤马靶场，行了“萨达姆”子弹药系统试验。运载弹丸飞至距地面大约 762 米高度时抛出子弹药。子弹出后，先自由下落，直到距地面约 152 米高度，各枚子弹上的减速降落伞打开，毫米波传感器开始启动、扫描搜索、并识别(区分干扰装置、自然地形）选择目标。每枚子弹药爆炸后形成的自锻破片分别击中了各自对付的一辆坦克。论证试验是利用 203 毫米榴弹炮，向9.66千米以外排列着坦克和装甲车的目标阵地发射标准的 M-509A1 型运载炮弹。试验结果表明，“萨达姆”系统的成功率达到100％。



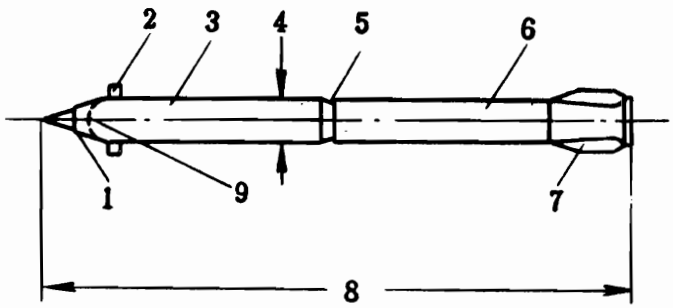
“萨达姆”系统攻击目标群

“萨达姆”系统被认为是一种“发射后不管”的武器。它能发现并击毁其传感器探测捕获范围内速度不的任何目标。它最具诱惑力的指标是其费效比高。毁歼一辆装甲车“萨达姆”与普通炮弹耗弹量之比为1∶2据美国阿芙科公司报道：击毁单独一辆坦克，约需普通炮弹30～40枚，而用“萨达姆”子弹药有2枚即可。

根据美国陆军要求，“萨达姆”系统还具有结构简单、成本低、能远距离爆炸、贮存时间长（陆军要求存寿命为20年）等特点。由于“萨达姆”系统能一次投放多个子弹药，自动寻找目标，从坦克、装甲车辆顶攻击，其命中率和摧毁概率较高。因此可以认为“萨达姆”是一种低成本高效能的反坦克制导武器系统。

（文仲辉）

末制导反坦克武器系统 (AIFS)



远程末制导炮弹示意图

1．冲压式喷气发动机进气道　2．鸭式舵　3．聚能装药破甲战斗部　4．最大弹径　5．闭气环　6．固体燃料冲压式喷气发动机　7．可折叠的尾翼　8．弹长　9．寻的器及整流罩

概　述

美国国防预研计划局为了改进其九十年代使用的自行火炮系统，提出了名为“先进的间接瞄准射击系统（AIFS: Advanced Indirect Fire System）的研究计划。该项目为了增加反装甲炮弹的射程，并使其有较高的命中精度，它利用了先进的末端自动寻的技术和冲压喷气发动机增程技术。由美国联合技术公司的尔登分公司负责发展203毫米弹用固冲发动机；马丁·玛丽埃塔公司研究毫米波寻的器和双色红外寻的器；克韦尔公司研究焦平面列阵红外寻的器。该项目于1978年提出计划，1979年改由美国陆军军械发展司令部管，并确定了主要承包商。决定集中力量重点研究新型弹种。原计划于九十年代投入生产使用。

主要战术技术指标

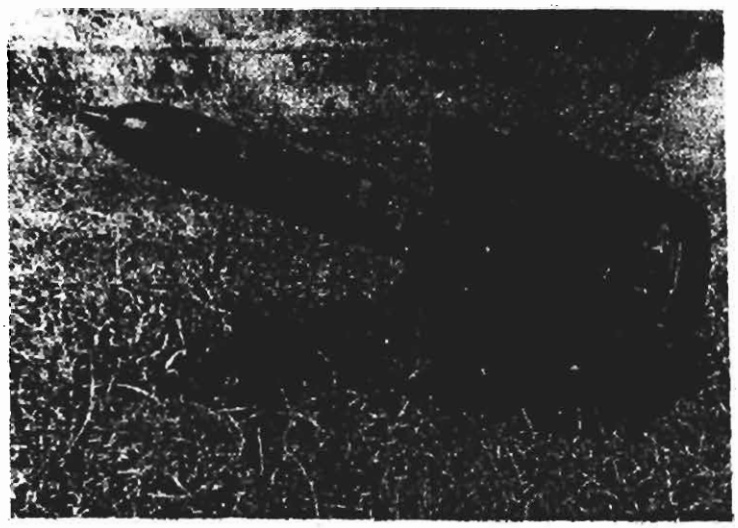
目标	坦克、装甲车辆	弹重	115l
最大射程	70km	战斗部	聚能破甲战斗
发射方式	火炮发射	制导	拟采用毫米波、红外成像或双色红外寻的自动导引
弹长	2.45m		
弹径	203mm	动力装置	固体燃料冲压喷气发动

导　弹

该弹为“鸭式”气动布局。弹身细长，头部有减阻整流头锥，弹身前部直径较大。尾翼为小展弦比梯形翼。弹体从头到尾依次是冲压式喷气发动机进气道，末段制导寻的头，舵机及空气舵，聚能战斗部及引信，固体燃料冲压喷气发动机，最后是发动机喷管、尾段壳体及尾翼。冲压喷气发动机由装有固体燃料的燃烧室、混合室、排气口及弹头部的进气道等几部分组成。进气道口在发射时是封闭的，当弹飞出炮口后，随着燃气排出使燃烧室压力降低，到内压低于进气道压力时，燃烧室前端的进气盖被打开，空气即进入燃烧室使辅助燃料燃烧产生推力。该发动机可以实现推力随机自动调节。当弹丸飞行中迎面阻力大时，进入燃烧室的空气量增加，燃料获得的氧增多，推力也随之增大；反之，阻力小时，供氧减少，推力也减小。

（文仲辉）

64式马特（KAM-3D）



“64式马特”反坦克导弹

概　述

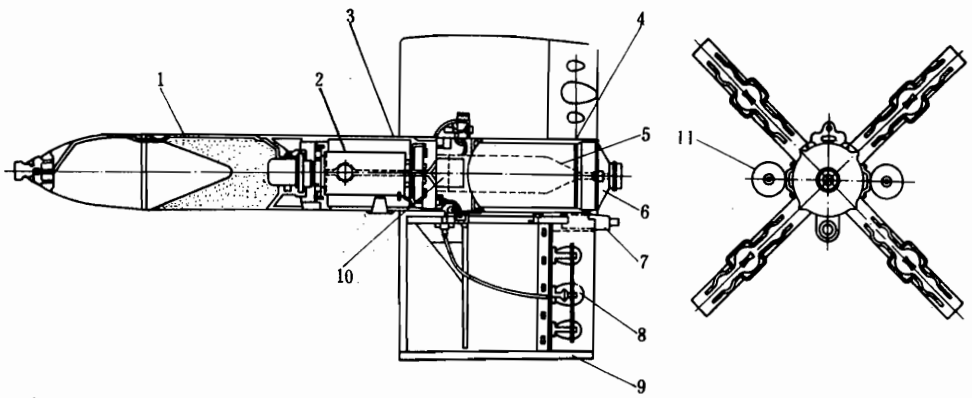
“64式马特”反坦克导弹是日本防卫厅技术研究本部发展的一种反坦克武器。川崎重工业公司于1957年与防卫厅技术研究本部签订合同，从分析法国的SS-10反坦克导弹入手，开始了反坦克导弹的研制。1964年，经过数百枚导弹的发射试验，被批准由日本陆上自卫队生产该导弹，政府编号为“64式马特”。它是一种中程反装甲武器，主要供步兵使用，由步兵从单发或多联装发射架上发射，也可装在吉普车或直升飞机上。导弹采用目视瞄准及跟踪、三点法导引、手动操纵（速度式）、有线传输指令的制导方式，因此它是属于第一代反坦克导弹。白天借助于曳光管进行光学跟踪，夜间，火箭发动机喷管的排气提供了足够的可见光。

主要战术技术指标

射程	350～1800m	飞行速度	85m/s

飞行时间	23.5s	战斗部重	3.1kg
命中率	75%以上	动力装置	两级固体火箭发动机
破甲厚度	500mm	制导方式	目视瞄准及跟踪、手动操纵、导线传输
弹长	1020mm	指令	指令、三点法导引
弹径	120mm	发射方式	架式发射
翼展	600mm	导弹使用温度范围	-20℃～+45℃
翼弦	330mm	导弹贮存温度范围	-30℃～+50℃
弹重	15.7kg		

导　弹



导弹结构部件配置

1．弹头　2．陀螺仪　3．接收装置　4．弹体后部构造　5．线管　6．火箭发动机　7．曳光管　8．电磁扰流器　9．弹翼　10．电池　11．线管

布局与结构　导弹弹翼呈“X”式安装，气动布局为“无尾式”。弹体呈圆柱形，分前、中、后三部分。头部为流线型，装有瞬发引信，引信是弹底触发引信。弹体中部有接收装置、陀螺仪和电池，弹体后部为弹翼（其上安装有电磁式空气扰流片）、火箭发动机、曳光管、线管。

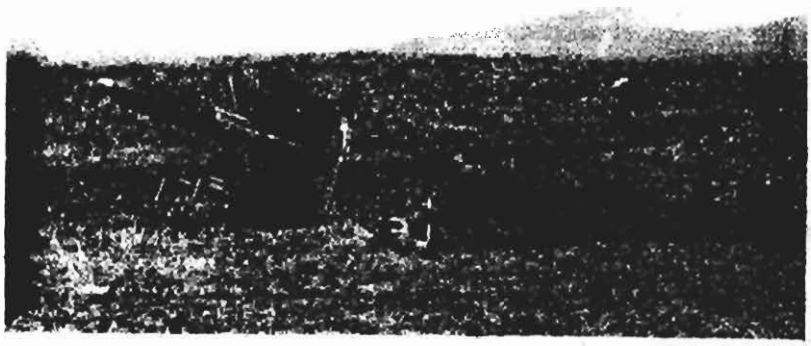
动力装置　导弹的动力装置是两级固体燃料火箭发动机。起飞发动机推力为784.5～1176.5牛，续航发动机推力为88.3～186.3 牛，起飞发动机0.8秒内把导弹加速到85米/秒。续航发动机维持这个速度直至命中目标。导弹发动机是由日本的 Daicel 公司生产，两级同心火箭发动机。起飞发动机位于续航发动机之后，续航发动机的喷嘴在起飞发动机喷嘴内，与弹体轴线同心。起飞发动机为内面燃烧，燃烧时间为0.7 秒。续航发动机为端面燃烧，燃烧时间为18秒。火药燃烧不产生烟雾。

制导与控制　导弹的制导系统类似于英国的“威基兰特”（Vigilant）反坦克导弹的制导系统。导弹发射出去以后，操纵手用眼或望远镜进行跟踪控制，使导弹保持在瞄准线上，根据目标和导弹的空间相对位置，扳动操纵杆，由信号发生器发出控制导弹做各种机动飞行的指令信号，通过两条钢丝导线将指令信号传给弹上接收机，将其做相应变换放大，并向扰流片发出控制信号，使扰流片作相应的运动，从而使导弹产生相应的姿态运动。当控制指令信号平衡时，则扰流片的振动在两极限位置的停留时间相等，此时导弹作直线飞行。电磁扰流片的振动方式是定时转换，行程为7±2毫米，振动频率为12.5±2.5赫，平均耗电约13.2瓦，额定电压24伏，连续使用时间60秒。陀螺转子在火药燃烧一秒内达到所要求的转速（60 000 转/分）。陀螺释放机构根据外部供给的释放信号解锁。电池的功能是供给接收装置、电磁扰流片工作用电，发射时靠点火信号自动注入电解液，产

生所需要的电压。自动注液机构靠发火机构进行控制，激活时间在一秒以内。电池最大负荷是100瓦，可以连续放电30秒以上，负荷时端电压是20～35伏。

战斗部与引信 导弹的弹头为聚能破甲型战斗部，战斗部重3.1千克（空心装药）。球形头部上带一个钝头中心体，其上配有触发引信，在弹头前部发火，底部起爆。导弹击中目标时，靠空心装药战斗部所形成的聚能射流穿透装甲。

作战使用



“马特”反坦克导弹在地面使用状态

“64式马特”导弹是在特制的发射装置上进行发射的，可单发或多发发射，可装载于吉普车和直升飞机上，导弹以15°仰角发射。射手通过光学跟踪系统控制导弹，白天发射时使用弹上曳光管，晚上发射就利用续航发动机喷射的火焰作为射手跟踪的光源。武器系统需装备于三人小分队操作使用。射手使用拇指按钮式控制盒，实现对导弹的控制。导弹的发射装置是用来发射反坦克导弹并对其进行制导的装置，它的主要结构包括操纵器、三角架、通讯装置、传送装置、控制交换器、发射器、操纵电缆、控制电缆、传送电缆、保护套、检验器等。导弹的检测机构是检测器，它可以检验电源电压、传送信号、逐次点火信号、线路接通以及点火回路接通情况。在检验器内有电源A、电源B，电源A内装有一个24伏3.5安小时碱性密封型电池。电源B内装一个9.1伏3安小时水银干电池。检验器可以检验导弹各点火管的接通情况、制导回路的接通情况、导线故障、接收装置额定电压、接收装置三角波的频率、操纵舵的零点、陀螺的零点、电源A及B的电压。在检验器内放有检验电缆、检验接通和检验制导电缆（长度约2米，含有16根导线的橡胶包线电缆）各一根。导弹各方面检测合乎要求以后才能发射。导弹发射过程是首先按动发射开关，逐次产生“－1”秒、“－0.1”秒和“0”秒信号。接着各点火管点火，发射器的夹板松开，导弹射出。出现“－1”秒信号时，电池和陀螺转子的点火管点火。出现“－0.1”秒信号时，陀螺释放机构点火管点火。出现“0”秒信号时，夹板松开，同时火箭发动机和曳光管的点火管点火，导弹起飞。瞄准手用眼睛或瞄准镜对导弹进行目视制导。操纵器的操纵杆上下、左右动作，产生操纵信号，这些信号靠操纵电缆传送给接收器。操纵信号和预装信号在传送装置内变换为传送信号，经传送电缆、交换器、发射器传送给导弹。导弹的四个弹翼上都安装有电磁扰流片，用它来控制导弹的俯仰、偏航、横滚。直至击中目标。

发展与改进

在第二次世界大战结束将近十年以后，日本才提出发展自己的导弹工业，首先是从“马特”反坦克导弹开始的，它是日本的第一代反坦克导弹。因为是目视瞄准、手动操纵的导弹，对射手的技术要求高，射手负担重，因而首发命中率低。所以，于1966年日本着手研制第二代反坦克导弹“重型马特”，它的重量和破甲威力、射程不仅大于“马特”导弹，而且也大于法国和联邦德国联合研制的“米兰”反坦克导弹，相当于“陶”式导弹。1973～1974年“重型马特”进行了射击试验，所获得的命中率为84%。1976年装备日本陆军师属反坦克部

队，目前日本又在着手研制第三代反坦克导弹。 （刘素文）

重型马特 (KAM-9)

“重型马特”外貌

概　述

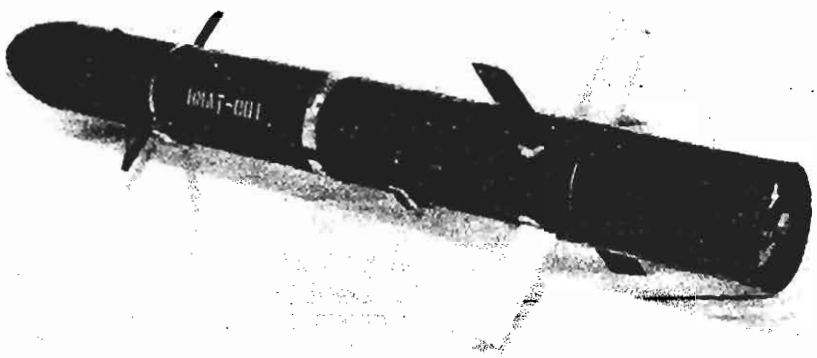
“重型马特”是日本继“马特”之后研制的一种管式发射的反坦克导弹，主要用于攻击地面与海上装甲标。武器系统由导弹、发射管、瞄准跟踪装置、计算机等部件组成。导弹采用光学瞄准、红外半自动跟踪、点法导引有线传输指令的制导方式。它是1964年开始研制，1970年试生产，1976年装备日本陆军师属反坦克队。导弹系统由日本川崎重工业公司研制，瞄准和跟踪装置由日本电器公司研制，日本油脂公司的固体发动为起始发动机，大山公司的双推力固体火箭发动机作为续航发动机。1980年度预计装备八套，经费总额47200万日元，每套5500万日元。1984年装备38套。

主要战术技术指标

目标	地上与海上装甲目标	发射管口径	160m
最大射程	4000m	弹重	30k
飞行速度	200m/s	发射管重	3k
命中概率	85%	跟踪装置重	50k
垂直破甲厚度	500mm	瞄准镜重	20k
弹长	1565mm	计算机重	20k
弹径	152mm	计算机尺寸	500×1300×400m
翼展	330mm	动力装置	两级固体燃料火箭发动
发射管长	1600mm	制导方式	目视瞄准、红外自动跟踪、有线传输指
		发射方式	管式发

导　弹

布局与结构　“重型马特”导弹的弹体结构与“64式马特”导弹有所不同，弹体的前部装稳定翼，弹尾装空气舵取代了“64式马特”上扰流片。稳定翼、空气舵是折叠式，通过其形状变化可更有效地控制导弹的稳定飞行。导弹贮存于兼作发射筒的包装筒内，发射时从筒内发射导轨发射。这有利于导弹的贮存，免受周围环境影响，导弹搬运和使用也较方便。



“重型马特”总体布局

动力装置　“重型马特”导弹的动力装置是两级固体燃料火箭发动机。导弹在起飞发动机的作用下，由发射筒射出，稳定翼和空气舵展开，一秒钟左右导弹的飞行速度加大到200米/秒，然后续航发动机开始工作，继续保持这个速度飞向目标。

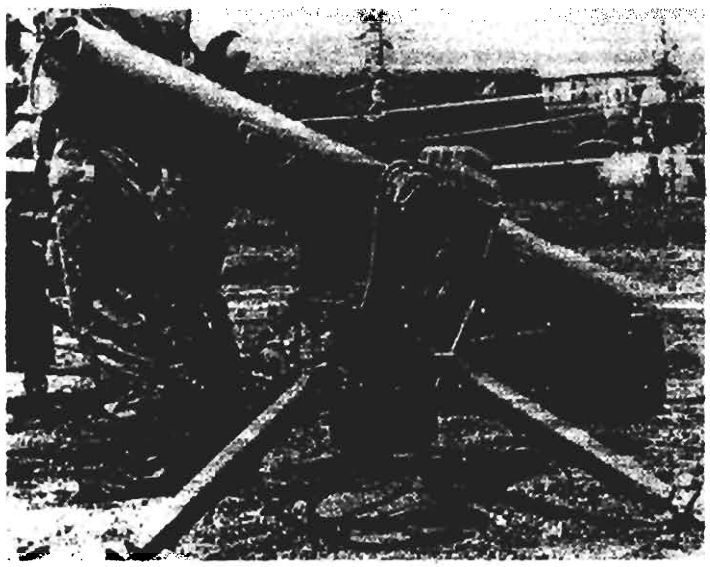
制导与控制　“重型马特”导弹是红外半自动式有线制导，导弹发射后，射手继续操纵瞄准镜对准目标，由于瞄准具和红外测角仪相联，根据导弹尾部氙灯放射的红外线，测出导弹的飞行偏差，通过导线将修正指令传给导弹，使导弹沿正确弹道飞向目标。这种红外半自动制导方式可以减轻射手的负担。导弹使用的电源是热电池，装备的陀螺比地对空导弹或空对空导弹装备的陀螺结构简单得多。

探测、发射与指控

“重型马特”反坦克导弹的发射系统是由三个发射装置组成，射手可在距离导弹50米处操作发射。发射前，射手将发射管安放到装有瞄准跟踪装置的发射架上，当目标进入导弹射程内并被瞄准装置捕捉后，即可发射。导弹在起飞发动机推动下飞出发射管，当飞至安全距离后续航发动机才点燃。在导弹飞行过程中，射手始终要操纵瞄准镜＋字线对准目标，跟踪装置中的红外测角仪就会自动测出导弹相对于瞄准线的角偏差，经计算机换算成指令，通过传输导线送到弹上，在执行机构的作用下修正导弹的飞行弹道，直至击中目标。

发展与改进

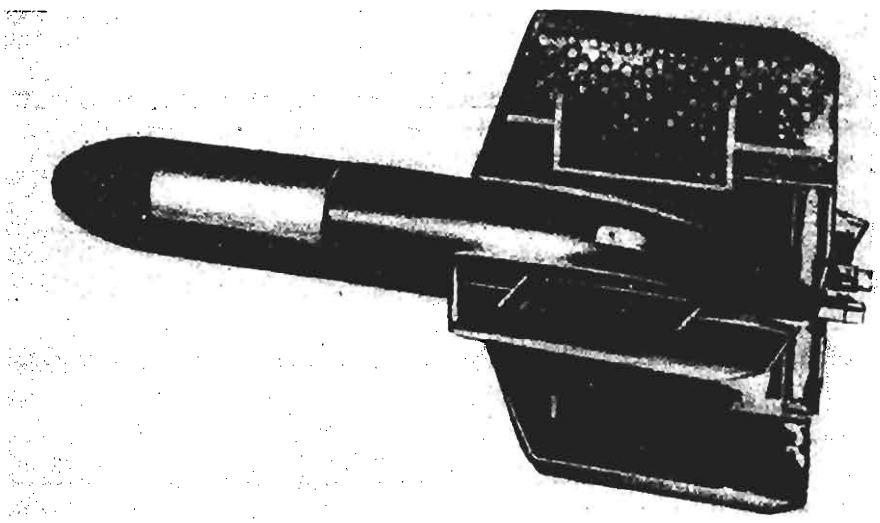
由于日本的光电技术发达，近年来日本的反坦克导弹技术发展较快。为了提高“重型马特”的威力，计划改变其制导方式，去掉导线，采用毫米波导引头，并计划采用多种发射方式。同时还在研究光导纤维制导、毫米波制导和红外成像制导等技术。研制中的下一代反坦克导弹重视采用新技术，提高命中精度和破甲威力。如采用激光半主动制导方式；采用奥克托尔高能炸药的空心装药战斗部；采用端羟基聚丁二烯复合推进剂。这种反坦克导弹是1978年开始发展的，代号 KAM-40 （“中型马特”），已经进行过三种导引头和激光指示器的研究和试制。



“重型马特”发射装置

（刘素文）

斑塔姆 (Bantam) BS－53



“斑塔姆”反坦克导弹外貌图

概　述

“斑塔姆”是瑞典博福斯公司为单兵而研制的反坦克导弹，采用目视瞄准及跟踪、三点法导引、导线传输指令、手动操纵的制导方式，属第一代反坦克导弹。1956年开始研制，1961年研制成功，1962年装备部队。是瑞典、瑞士陆军的制式装备。导弹主要用于单兵携带发射，也可从吉普车和直升机上发射。

主要战术技术指标

目标	坦克、装甲车辆	弹径	110mm
射程 最大	2000m	翼展	400mm
最小	300m	弹重	7.5kg
速度	90m/s	武器系统全重	20kg
命中概率 800～2000m	95～98%	动力装置	两级固体燃料火箭发动机
破甲威力	500mm	制导方式	目视瞄准及跟踪、导线传输指令、手动操纵
飞行时间	24s		
弹长	850mm	发射方式	筒式发射

导 弹

布局与结构 气动力布局为无尾式，圆卵形头部，圆柱形弹体，弹体尾部有收缩段，外有四片弹翼成“＋”字形布置。弹翼可折叠，翼形为梯形，前缘有后掠角，外侧有向上弯的边缘，弹翼与弹轴有斜置角，飞行中使导弹旋转，每片弹翼的后缘安有振动扰流片。导弹前段为战斗部与引信，后段为弹上控制组件与发动机。导弹尾部安有四个曳光管。

动力装置 由起飞发动机和续航发动机组成，均装固体燃料。

制导与控制 弹上制导系统由指令信号接收器、陀螺仪、电池、舵机、振动扰流片及线管组成。地面控制装置输出的指令信号通过导线传输到指令信号接收器，经放大后通过舵机，使扰流片产生控制力以操纵导弹姿态。

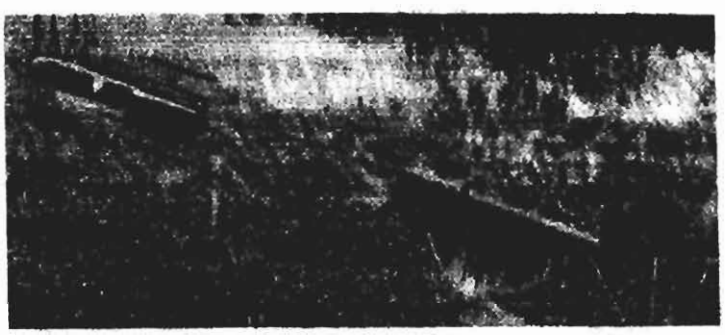
战斗部与引信 聚能装药战斗部，触发引信，它靠鼻锥部的两层金属碰撞而构成电路接通来起爆，因此，着角为10°时也可起爆。

发射制导装置

发射制导装置由控制装置、发射箱（含导弹）及20米电缆组成。控制装置包括导弹检验钮、曳光管选择器、导弹选择器、发射保险钮、单筒望远镜和操纵杆。导弹的发射程序：接通电源，陀螺仪启动，点燃起飞发动机，导弹飞离发射箱（0.35秒），展开弹翼（0.45秒），点燃续航发动机和曳光管（1.1秒），压电引信解脱保险（2.5秒），导弹在24秒内飞完全程。

作战使用

把包含导弹的发射箱安置在预先平整好的场地上，打开箱盖，瞄准目标，到导弹点火约为25秒。射手与发



“斑塔姆”反坦克导弹发射图

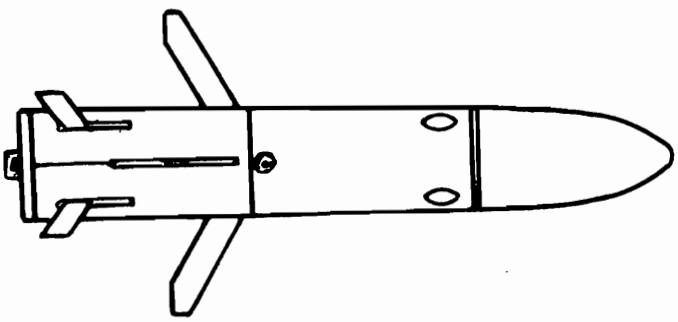
射箱之间可相距20米（当用附加电缆时可相距120米）。战备状态时，一辆“普奇—哈福林格”轻型越野车能装12枚导弹，在战场上由步兵使用时，一人可带一套控制装置，另一人可携带发射箱。导弹也可从“玛尔莫”轻型战斗机和“奥古斯塔—贝尔204”直升机上发射。

发展与改进

瑞典又在SS-11反坦克导弹的基础上改进成功68式“斑塔姆”反坦克导弹，采用了红外制导技术，提高了飞行速度。68式导弹于1969年装备部队，可在各种车辆上发射。

（徐耀华）

比尔 (BILL) RBS-56



“比尔”导弹外形图

概　述

“比尔”（BILL: Bofors Infantry Light and Lethal）是瑞典博福斯公司新研制的由顶部攻击坦克的轻型反坦克导弹，用于装备步兵分队。采用光学瞄准及跟踪、三点导引、红外半自动指令制导方式，属于第二代反坦克导弹。1979年7月瑞典国防部为了对付复合装甲防护的现代坦克，与该公司军械部签署了研制“比尔”导弹武器系统的合同。基本要求为：应能全天候地在任何方向上毁伤各种现役或即将装备的装甲车辆；价格低廉，可以大量装备部队；便于携带和操作，具有单兵携带和车载两种形式；最大射程2000米，武器系统总重不超过25千克。当时该公司认为现有各种类型的反坦克导弹对付复合装甲的坦克是不理想的，提出了由顶部攻击坦克的新设想。1980年开始工程发展；1981年夏季开始射击试验，同时验证气动力控制效果；1982年秋季开始进行定型射击试验；1984年生产样品弹；1985年投产；1986年装备部队。总的发展经费为1.12亿瑞典克朗。每枚弹价格约5000美元（1985年价）。

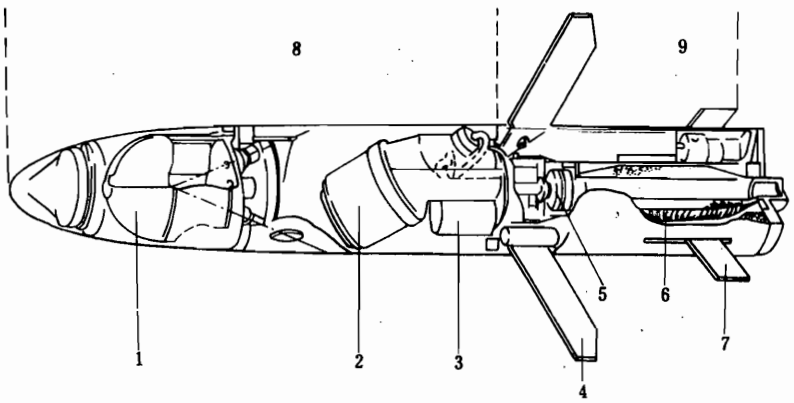
主要战术技术指标

目标	各类新型坦克和装甲车	平均	200m/s
射程　最大	2000m	发射	75m/s
最小	150m	命中概率	95%
（动目标横向速度为10m/s）	300m	破甲威力	286mm
巡航高度	沿瞄准线上方1m	发射速率	3发/min
速度　最大	260m/s	飞行时间　1200m	6s

2000m	10s	战斗部	聚能破甲、触发与近炸引信
作战环境要求	－30℃～＋40℃	动力装置	固体燃料火箭发动机
弹长	900mm	制导	光学瞄准与跟踪、三点导引、红外半自动指令
弹径	150mm		
翼展	410mm	发射方式	筒式发射
弹重 （含贮存筒和防护罩）	18kg	发射前准备时间 单兵型	20s
武器系统全重 （待发射）	28kg	重新装填时间	7s

导　弹

布局与结构　导弹气动力布局为正常式，弹体上四个向后张开的窄弦长“＋”字形翼与安装在尾部的四个控制舵相差45°成“＋”－“×”型。当导弹飞出发射筒后，翼与舵自动展开并锁定。导弹的结构分为前段和后段。前段外壳具有卵形气动力外形，由增强塑料制成，内装触发引信、近炸引信、发动机、带起爆装置的战斗部和弹上电池。后段装有弹翼、舵机和舵片、陀螺、红外编码示踪器以及电子组件。



“比尔”导弹结构图

1．发动机　2．战斗部　3．弹上电池　4．弹翼　5．陀螺　6．线管　7．舵片　8．前段　9．后段

动力装置　弹上只有一个起增速作用的发动机，内装固体燃料，通过四个侧向排气孔，燃烧时间为2.2秒，导弹飞出发射筒几米远以后，当弹翼展开时，开关的两个接触点闭合，发动机点火，使导弹加速到最大速度，飞行约350米以后，发动机工作完毕，导弹开始滑翔。

制导与控制　弹上控制系统由控制装置和红外编码示踪器组成。控制装置由电子组件、陀螺、线管、舵机和舵片组成。它接收导线传来的指令信号，并操纵气动舵片使弹体姿态发生变化。红外编码示踪器的作用是显示导弹的位置，供红外测角仪测量用，它具有较强的抗干扰能力和在恶劣天候条件下良好的工作性能。

战斗部与引信　导弹采用通常的聚能破甲战斗部，但战斗部的锥孔装药轴线与弹体轴线成30°的下倾角，导弹在飞行过程中是旋转的，但战斗部内的锥孔装药中心轴线始终保持向下倾斜30°，与普通反坦克导弹的聚能破甲战斗部相比，它所产生的破坏性聚能射流是以接近90°的角度来撞击倾斜的前装甲的，因此，更容易穿透装甲，向下侵彻的射流还能对坦克中存储的弹药及设备造成破坏。战斗部配备触发引信和近炸引信。近炸引信是该公司的新产品，具有很强的抗干扰性能，引信只有在导弹飞行中遇到具有坦克相似尺寸和形状的钢制目标才会起爆。

发射制导装置

导弹发射制导装置由装有导弹的发射筒、瞄准具和发射架组成。发射筒平时兼作导弹的贮存、运输包装筒，后部装有气体发生器，筒体是用多层凯夫拉增强环氧塑料制成，筒的两端由盖帽保护，里面装有干燥器，盖

帽里面装有防雨盖罩。导弹尾部的制导电缆通过连接器与发射筒相联。瞄准具由瞄准镜、红外测角仪和信号处理装置组成，它的功用为瞄准目标、计算导弹位置和产生制导信号。瞄准镜是一个放大倍率为八倍的昼间瞄准镜，包括透镜、棱镜系统、分划板和目镜。瞄准镜和测角仪使用同一个透镜。滤光器把红外光和可见光分开，红外光通入测角仪，可见光通入分划板和目镜。红外测角仪接收弹上红外示踪器发出的红外示踪信号，并与测角仪光轴相比较得出导弹位置数据，然后输给信号处理装置。信号经过处理，突出了有用信号和抑制了干扰信号，然后微处理机根据信号计算出修正指令，经导线传送至弹上，操纵导弹回到正确弹道上来。发射架由该公司与美国休斯飞机公司合作研制，主要用途是承担导弹发射筒和瞄准具的重量。由下架和上架组成。下架是一个带有支脚夹紧装置的底梁，夹紧装置把两个支脚紧固住，运输状态时，支脚向背后折叠。底梁上有一个支柱，上架靠它进行升降。上架有一个安装头，安装头上装有托架、液压方向瞄准阻尼器、角速度指示器、瞄准手柄和发射手柄。托架上装有瞄准和紧固装置，用来安装瞄准具和导弹发射筒。液压方向瞄准阻尼器保证射手能平滑地进行目标跟踪。发射架的高低瞄准范围± 10°，方向瞄准范围± 45°，发射高度（从地面起）0.6～1米。

作战使用

“比尔”单兵型导弹武器系统将大量装备瑞典陆军中的排级单位。通常由二至三人组成一个兵组，其中一人携带发射架和瞄准具，其他人携带导弹。作战时支起发射架，根据射手所采取的坐、蹲、跪等的姿态确定架子的高度；安装瞄准具，并试瞄目标区；去掉发射筒前后端盖，安装在托架上；握住高低瞄准手柄和发射手柄，瞄准并开始跟踪目标，发射导弹，把瞄准镜＋字线对准目标（一般瞄准点定在炮塔和车身交界处），继续跟踪目标，直至导弹命中；取下空发射筒，重新装弹。当射手按下扳机，发射筒内的气体发生器点火，将导弹推出筒外，导弹飞行几米后点燃发动机，使导弹飞行速度增至260米/秒，然后作惯性飞行，在红外测角仪的控制下，使导弹始终保持在离瞄准线上方一米高处飞行，当导弹直接命中坦克前装甲时，触发引信就引爆战斗部，当导弹飞越目标上空时，近炸引信就引爆战斗部。由于导弹提高了飞行高度，减少了碰撞地面障碍物的危险，扩大了瞄准目标的范围，并可攻击隐蔽在障碍物后面或利用地形采用断续隐蔽运动的坦克目标。

发展与改进

该公司预定夜间使用热成像夜视仪，夜视仪将安装在现有瞄准具的上部。按照合同，该公司正进行把“陶”和“比尔”导弹同时安装到 PBV302 装甲人员输送车，并将配用双联炮塔发射架，导弹的重新装填将在装甲防护下进行。瑞典陆军还考虑将此导弹配备在重量为30～35吨的中型坦克上。

（徐耀华）

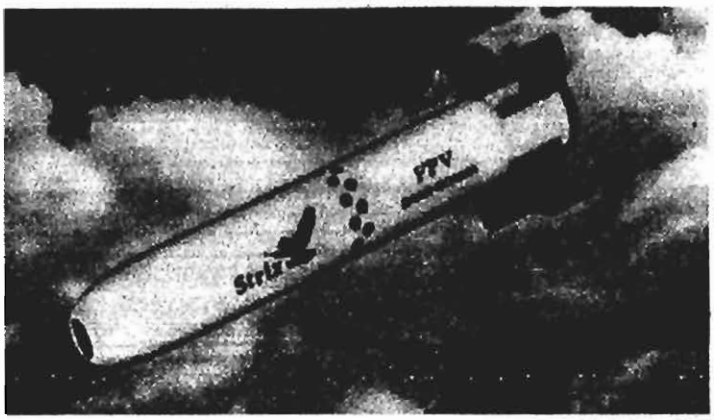
斯特勒克斯 (Strix)

概　述

“斯特勒克斯”是瑞典 FFV-Saab 公司研制的120毫米末制导反坦克迫击炮弹。作为步兵对抗坦克和装甲车的一种有效装备。可通用于一般120毫米迫击炮。

主要战术技术指标

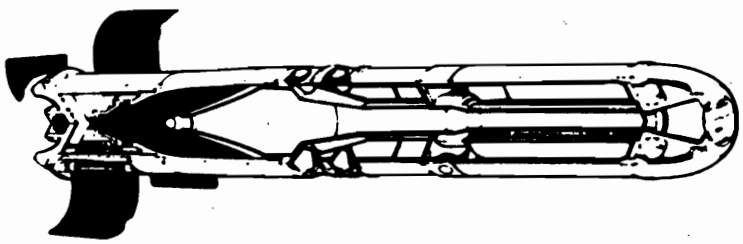
目标		坦克与装甲车	弹径		120mm
射程	最大	8km	发射重量		20k
	最小	600m	制导方式		红外寻
弹长		800mm	发射方式		120毫米迫击炮发



“斯特勒克斯”反坦克迫击炮弹外貌图

末制导炮弹

炮弹气动布局为无尾式，圆卵形头部，圆柱体弹身，尾部有四片弧形弹翼，当炮弹自迫击炮中射出时，弹翼在弹簧作用下，自动弹开并锁定，以保证炮弹在空中稳定飞行。炮弹头部安有红外寻的自动导引头，它的内部有一个通孔，以便让战斗部的聚能射流通过，不致影响穿甲效果。弹身中部四周安有两排小火箭发动机，作为推力矢量控制用。尾部为聚能破甲战斗部和触发引信。



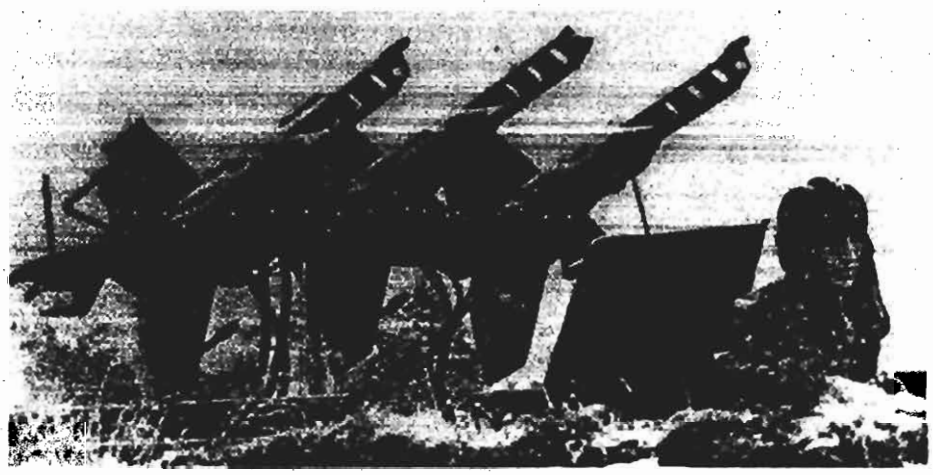
“斯特勒克斯”炮弹剖面图

作战使用

在测出目标距离后就可发射炮弹，炮弹发射后射手就可转移或攻击另一个目标。当炮弹飞过弹道最高点后，红外导引头就开始搜索目标，当敏感到目标所产生的红外信号后，导引头自动锁定，当接收到误差信号时，根据误差信号的方向和大小，选择四周小火箭发动机某几个工作，产生推力矢量以修正弹道，保证炮弹命中目标。炮弹自上向下攻击装甲目标的薄弱部位顶装甲。研制者估计，平均三发炮弹可命中一至二个目标。末制导炮弹在使用120毫米迫击炮发射时，不要求改动现有迫击炮和不增加任何附件，在贮存、运输时也不增加后勤的工作量。

（徐耀华）

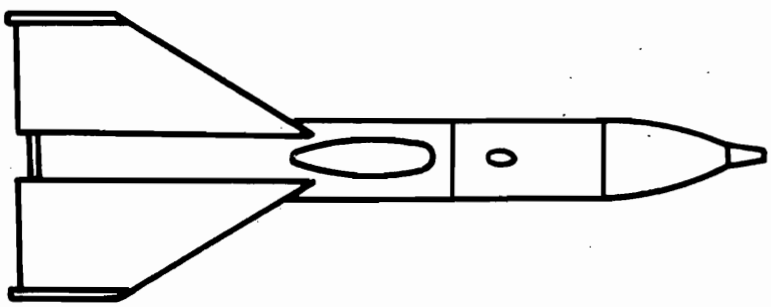
甲鱼 (Snapper)AT-1



并联发射的“甲鱼”导弹

概　述

“甲鱼”导弹是苏联五十年代初期开始研制的第一个第一代重型反坦克导弹。苏军代号为3M6(ПТУР-61)，1961年起装备苏军摩托化步兵团属反坦克导弹连，1964年装备华约国家军队，南斯拉夫、埃及、叙利亚和阿富汗等国也均有装备。



“甲鱼”反坦克导弹

AT-1 是苏军装备最早的一种反坦克导弹，短圆柱形弹头，头部呈锥形，尾部有“+”字形三角弹翼，翼后有空气扰流片。制导方式为目视瞄准和跟踪，手控，有线传输制导指令。动力装置为单级固体火箭发动机。架式发射，但也可作车载或机载发射。装在“БТР—40П”型装甲车上使用时，每辆车载弹三枚，亦可装在苏制“ГАЗ—69”吉普车上使用，每车载弹四枚。使用时射手可将控制盒拿到地面上远离发射车 50 米处操纵导弹飞行。

苏军反坦克导弹的实战应用最早是在1967年中东战争中，当时埃及使用了苏制 **AT-1** 导弹，后又在 1973

年10月的第四次中东战争中，埃、叙曾大量使用包括 AT-1 在内的第一代反坦克导弹。现该弹已退役，被性能良好的 AT-3 导弹所代替。

主要战术技术指标

目标		坦克、装甲车辆及其他防御工事	弹径		140mm
射程	最大	2300m	翼展		660mm
	最小	500m	弹重		发射弹重 22.25 kg
速度	巡航速度	90m /s	战斗部	类型	聚能破甲战斗部
破甲威力		350～380 mm		重量	5 .5kg
发射方式		地面或车载发射	制导		目视瞄准跟踪、三点导引、手动有线传输指令
弹长		1.12m	动力装置		单级固体燃料火箭发动机

（袁子怀）

蝇拍 (Swatter) AT-2

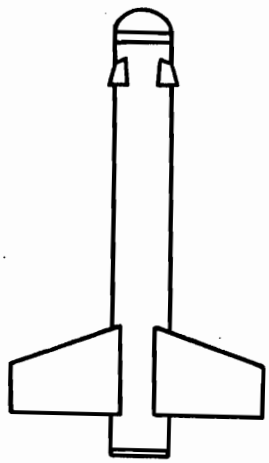
БРДМ 车载“蝇拍”导弹

概　述

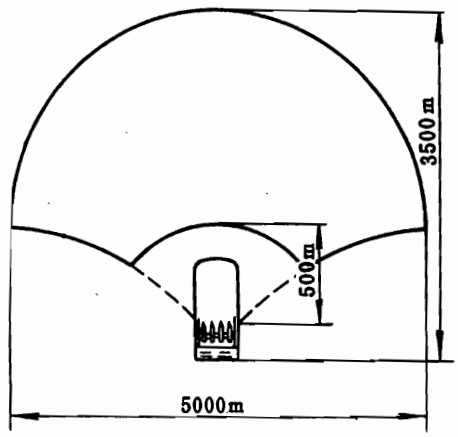
“蝇拍”导弹是苏联五十年代中期研制的第二个第一代反坦克导弹。苏军代号为 3M11(A) 、 3M11(B)。其中 3M11(A) 1964年起苏军开始装备，3M11(B) 1968年装备。华约国家于1964年装备，1973 年 10 月的第四次中东战争中，埃、叙等国曾大量使用。

该导弹共有A 、B 、C 三种型号，三种弹的直径均为132毫米，战斗部重6.8 千克，属重型弹。A 型（AT-2A）和 B 型（AT-2B）均采用无线电指令制导、手动控制。最大射程分别为2500米和3500米。C 型（AT-2C）改进为半自动控制，导弹操纵飞行依靠安装在“＋”字形弹翼后缘处的操纵舵，最大射程增至4000米，飞行速度约为130米/秒。“蝇拍”反坦克导弹共有车载和直升机载两种发射方式。车载主要采用 БРДМ 型轮式装甲车，每辆装甲车后部有一具四联装轨式发射架，射击时射手通过光学瞄准镜观察目标并跟踪导弹，借助控制盒的操纵杆发出各种指令。发射架可向左右各旋转 45° ，导弹在飞行 500 米距离后进入攻击状态。为对抗敌人的

电子干扰，可以采用三种不同频率。据西方报道， AT-2 导弹可能是采用视线无线电指令制导，但不排除该弹可能备有独立的末制导自动寻的装置。空中发射时主要使用米格—8型和米格—24型直升机，每架直升机上装备4枚导弹。



“蝇拍”反坦克导弹



“蝇拍”导弹的攻击区

主要战术技术指标

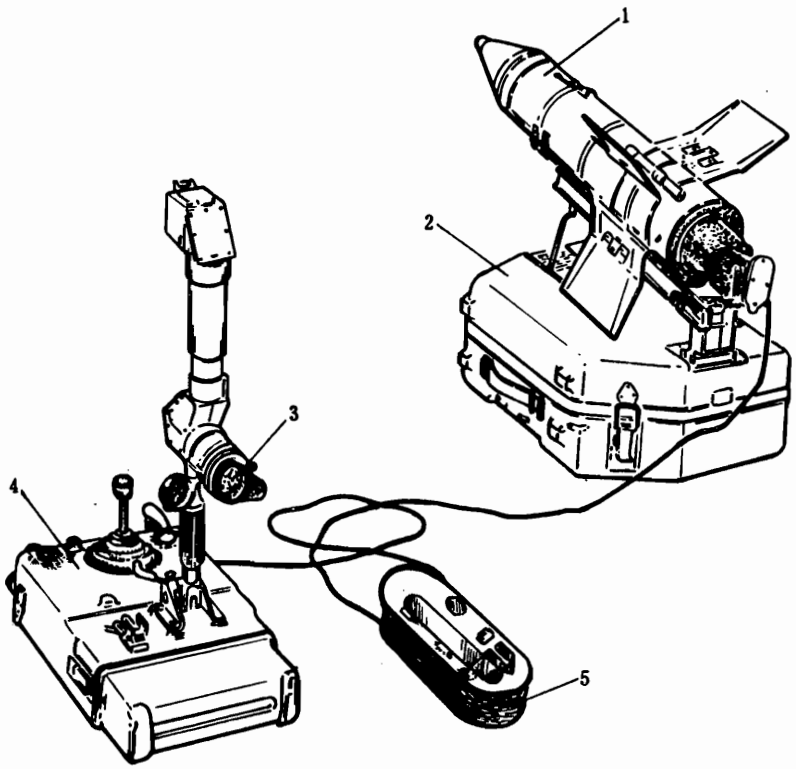
目标		坦克、装甲车辆及其他防御工事		弹径		132mm
射程	3M11（A）	最大	2500m	翼展		660mm
		最小	500m	弹重	3M11（A）发射弹重	26.5kg
	3M11（B）	最大	3500m		3M11（B）发射弹重	29.4kg
		最小	300m	战斗部	类型	聚能破甲战斗部
速度	平均速度		150m/s		重量	5.5kg
破甲威力	3M11（A）		450mm	制导	视线无线电指令制导，但也可能备有末制导寻的头	
	3M11（B）		550mm			
发射方式			车载、直升机载	动力装置		单级固体燃料火箭发动机
弹长			1.16m			

（袁子怀）

萨格尔 (Sagger) AT-3

概　述

“萨格尔”是苏联六十年代发展和装备部队的第一代反坦克导弹，它是继“甲鱼”和“蝇拍”之后设计的一



“萨格尔”导弹武器系统

1．导弹　2．背箱及发射架　3．瞄准镜　4．控制盒　5．电缆

种以兵组使用为主的反坦克武器。采用架式发射、目视瞄准跟踪、手动操纵、有线传输指令。该弹的苏军代号为 9M14。

武器系统由导弹、控制装置和发射装置三大部分组成，用来攻击 500～3000米距离上的坦克或装甲目标，也可用于摧毁敌火力点和野战工事。该导弹除兵组使用外，还可用于车载发射，主要装备在苏制六联装 БТР—40П 型水陆两用装甲车上。此外，它还可作为一种加强火力，配置在苏制 M1967 型装甲运兵车上使用，苏制米24武装直升机也装备。

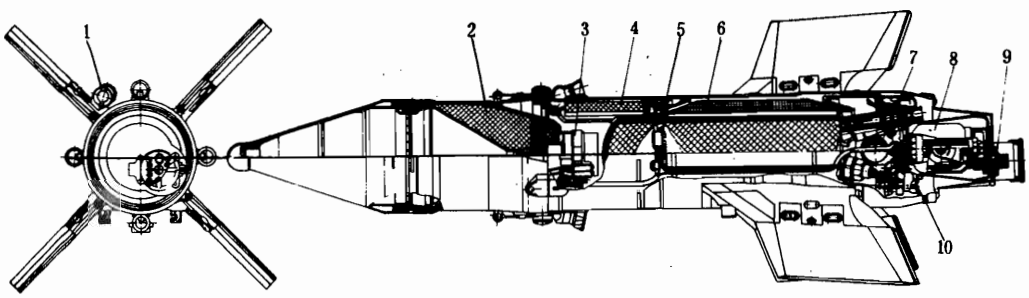
“萨格尔”导弹于六十年代中期开始服役，1965年苏军红场阅兵时展出，同年装备苏军摩托化步兵团反坦克导弹连，其它华约国家和阿拉伯国家也相继大量装备，1973年10月第四次中东战争中，埃、叙曾大量使用，且取得了很好的作战效果。

主要战术技术指标

目标		坦克、装甲车辆及其他防御工事	命中概率	500m 射程	60%
射程	最大	3000m		3000m 射程	87%
	最小	500m	破甲威力	法线角 65° 时穿透 150 mm 均质钢板，穿透率90% 以上	
速度	平均速度	120m /s			

发射速率	最大射程时的射速2发/min	武器系统全重	30.5kg
可靠性	90%	战斗部 类型	聚能破甲战斗部
飞行时间	26s	重量	2.5kg
作战环境要求	温度－40℃～＋50℃	引信种类	全保险型触发式压电引信
	湿度95～98%（＋40℃）	制导	目视瞄准跟踪、三点导引、手动有线传输指令
弹长	831mm	动力装置	二级固体火箭发动机，起飞推力2109N、续航推力72.6N
弹径	120mm	发射准备时间	行军转入战斗1分40秒；战斗转行军2分
翼展	393mm		
弹重	11.3kg		

导　弹



“萨格尔”导弹结构图

1．曳光管　2．战斗部　3．引信　4．发动机　5．翼筒　6．线管　7．舵机　8.陀螺　9．尾部组件　10．配电器

布局与结构　无尾式气动布局，弹翼既是主升力面又是安定面，具有气动轴对称性，纵、侧向气动特性相同。弹翼为小展弦比双后掠型（前缘后掠角分别为45°和15°）“＋”字形翼，有3°15′的安装角，以此产生右旋的滚动力矩，使续航转速保持8.5转/秒。考虑到行军携带方便，将弹体分装成两个舱段，战斗部舱和弹翼筒舱。作战使用时，战斗部舱和弹翼筒舱通过两个快速安装的卡簧迅速连接在一起。起飞发动机安排在导弹中部，可避免导弹起飞后重心发生突变。续航发动机与起飞发动机共轴套装在一起使导弹结构更加紧凑，为了充分利用空间，续航发动机的两个喷管与轴线成7°夹角，其间安放弹上控制组件，使导弹的长度缩短。由于采用拉索式陀螺，为便于起动将其放在弹体尾部。舵机组件要引用发动机燃气作动力，在布局上使它紧靠在续航发动机的喷管处。导线线管的质量在飞行中将不断发生变化，为减小对全弹重心变化的影响，放置在续航发动机外面，与其套装在一起。弹翼呈折叠式，使导弹横向尺寸减小，便于装箱携带，展开时由卡块支撑。翼面包有硬铝制的蒙皮，内填硬质泡沫塑料，翼筒用六个螺钉固定在发动机外壳上，它的外表面下部有四个定向块，用以使弹体和发射架挂接。曳光管固定在翼筒上，与起飞药同时点燃，当导弹飞向目标时，便于射手观察和跟踪导弹。

动力装置　采用两级固体火箭发动机，前部为起飞发动机，后部为续航发动机，装药为双基火药，比冲190秒。发动机由燃烧室、装药、喷管、点火具和支承装置五部分组成。燃烧室采用铬锰硅合金钢，分五段用氩弧焊对接而成。内壳用铝合金制成，内壳与壳体间前面部分形成环形空腔，作为起飞燃烧室。由于续航燃烧室工作时间较长（26秒），室壁受热对强度不利，故采取以下隔热措施，燃烧室内壁涂以0.3～0.5毫米厚的隔热涂层；在续航燃烧室内后部用环氧树脂粘结一个0.5毫米厚的不锈钢耐热片，在内腔球底部涂层上粘有一块玻璃

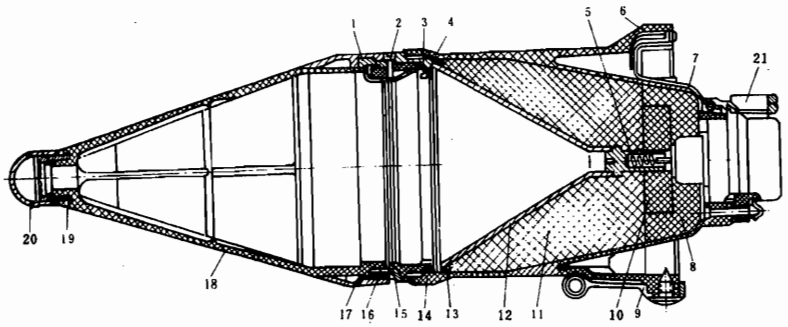
纤维酚醛塑料模压的隔热板，通过这些措施，保证了发动机和其周围部件工作的可靠性。

起飞和续航发动机同轴套装在一起，起飞发动机使导弹迅速起飞并达到预定速度（110 米/秒）。起飞发动机外壳上焊有四个倒流的起飞喷管，其轴线与弹轴成 15° 夹角。为了增加导弹的转速，起飞喷管与通过导弹的纵轴的平面有 50′ 夹角。起飞药柱采用内外表面和端面同时燃烧的装药药型，这种装药呈减面燃烧，起飞药柱外径 112 毫米，长90毫米，重0.68千克。

续航发动机的主要作用是使导弹在续航段基本保持等速飞行并为舵机提供能源。续航药柱采用端面燃烧，圆柱型装药的球头和侧表面用有机玻璃包覆层包覆。为了改善低温条件下的点火性能，装药端面上车削三圈截面相同的三角环形沟槽，使初始燃面增加 7 % 左右。续航药直径65毫米，沟槽宽度 1.8 毫米，深度 0.9 毫米，药重1.525千克。

制导与控制 该弹属单通道控制的旋转弹，采用推力矢量控制，操纵机构为一对摇摆帽。制导回路由射手、控制器和导弹组成。导弹发射后射手不断地观察并估计导弹相对瞄准线的实际偏差，按三点导引规律，扳动控制盒上的操纵手柄，给出控制指令，把导弹导引到瞄准线上，直至命中目标。控制器由地面控制设备和弹上控制组件两大部分组成，是整个制导系统的核心。弹上控制组件包括线管、配电器、三自由度基准陀螺仪和舵机。地面控制设备和弹上控制组件用电缆和弹上三芯导线相接，构成控制系统的控制器，它的基本工作关系是，控制盒在接到射手的控制指令后，依照弹上基准陀螺仪回输来的基准信号，经过变换，把控制指令转化为控制信号，控制信号经过传输导线送给弹上控制组件，弹上控制组件接到控制信号后，由配电器进行分配，一路输给舵机，使摆舵偏摆产生控制力；另一路经整流后输给基准陀螺仪的断续器，产生描述导弹旋转姿态的基准信号，并通过传输导线回输给控制盒，供控制盒用以拟制控制信号。弹上执行机构是脉冲调宽电磁式舵机，当电流通过弹上配电器依次流过电磁铁吸动阀芯，则将带动摆舵以±14° 的角度摆动，摆舵在发动机燃气流的反作用下，形成作用于导弹上的控制力。导弹在沿发射导轨运动时，缠绕在陀螺仪转子上的钢带从转子上拉开，带动转子高速旋转，转速可达27 000 转/分。由于陀螺的定轴性，转子轴空间指向不变，此时，依靠电刷和集流环的相对运动，取出导弹转角位置信号。陀螺仪发出的信号，其数值和极性随导弹每转 1 / 4 周而改变一次，该信号即为导弹滚转角位置信号，输给地面控制盒，作为控制指令的基准。

战斗部与引信 “萨格尔”反坦克导弹的战斗部为空心装药战斗部。它由风帽组件、壳体组件和装药组件组成。风帽组件安装在战斗部壳体前端，由风帽本体、防滑帽、保护帽、压螺以及负极接电环、16片压电晶体



“萨格尔”战斗部

1．负极接电环 2．尼龙螺钉 3．导电环 4．调整垫圈 5．弹簧 6．插座 7．导线 8．辅助药柱 9．卡簧 10．隔板 11．主药柱 12．药形罩 13．绝缘内套 14．弹壳 15．连接螺体 16．压电陶瓷片 17．压螺 18．风帽 19．防滑帽 20．保护帽 21．引信

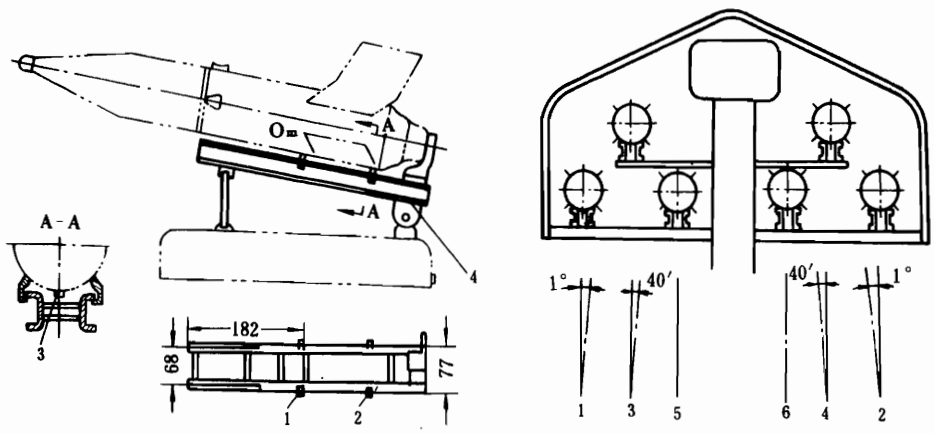
导电环组成。风帽本体为锥形，锥角 35°，用塑料压制而成，它的顶部为防滑帽，由高硬度钢制成，前部有16

个尖齿，防止导弹在命中目标时跳飞。防滑帽前部罩有钢制保护帽，用环氧树脂与风帽本体顶部粘结，对战斗部起密封保护作用。壳体组件用以放置引信和装药组件，并作为引信电路的通道。装药组件由主药柱、辅助药柱、隔板、绝缘内套、药形罩、导电杆和导电簧组成。主药柱由纯化黑索金压制而成，重 148 克，前端面有一圆形坑，用以放置隔板，隔板是由多孔泡沫塑料制成的中心带有圆孔的圆板，用以改变辅助药柱爆轰波方向。带导电杆的紫铜药形罩呈漏斗形，变壁厚，内锥角为 60°、外锥角为 61°，重 342 克。

战斗部引信为全保险瞬发压电引信，主要性能为：瞬发度20～30微秒，着角为 65° 时的可靠发火率不低于90%，解脱保险距离70～200 米，瞎火率不大于 1 /30，安全落高 3 米。

发射制导装置

武器系统除导弹外，还有发射装置和地面控制设备。



发 射 装 置

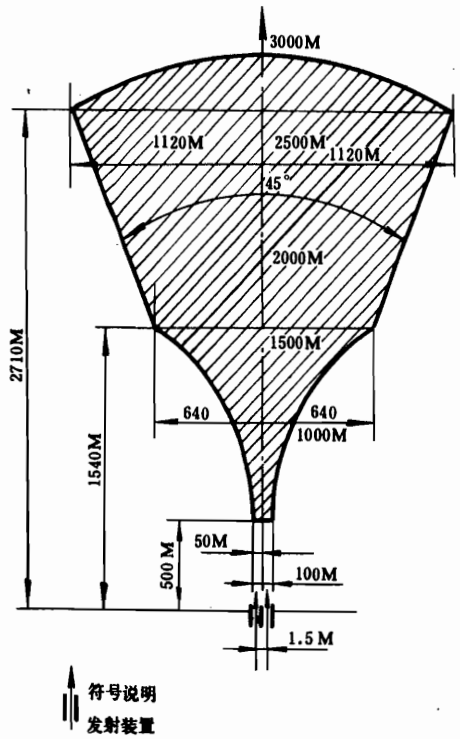
（a ）背箱式　　（b ）车载式

发射装置 发射装置由发射架、控制电缆和背箱组成。发射架由导轨、活动支架、后座架、水准器和半球支座组成。用于安装和支撑导弹，赋予射向和射角（常、高温 7.2°，低温 7.8°）。控制电缆用于连接控制盒与导弹上的点火线路和控制电路，长15米，共有四根导线，两端有插头。背箱由泡沫塑料薄板制成，它的整个表面上用一层玻璃布加固，背箱有两个功用，其一是贮运导弹和发射架，背箱内装有一发分装的导弹，一根绕在电缆架上的控制电缆和一个发射架；其二是作为发射架的底座。为了携带方便，将导弹弹体分为两节存放，一节是战斗部舱，另一节是把发动机及控制舱装在定向器上一起放在背箱中。车载发射的定向器长度增加约 350 毫米，在 BTP—10II 型水陆两用装甲车上采用六个定向器联装，各定向器轴线之间有交会角，1、2 号为 1°；3、4 号为 40′；5、6 号平行。此外，车载发射还增加了弹簧式的闭锁器以保持行军时的闭锁需要。

地面控制设备 地面控制设备由控制盒、瞄准镜、蓄电池组成。地面控制设备与弹上控制设备用控制电缆和三芯传输导线相连接，在射手操纵下构成完整的控制系统。

作战使用

系统组成与功能 适于兵组使用，携带两枚导弹，兵组由三人组成，配有背件两个，其中一号背件装控制盒、瞄准镜、蓄电池组及单套备附件。二号背件是带有背带的背箱。战斗兵组的三名成员中，主射手兼组长携带一号背件，第二、第三射手各携带二号背件一套。



“萨格尔”的可攻击区

由于采用架式发射，导弹的发射架不能跟随目标的方位而随动，并且还受到可用过载的限制，使导弹不能对出现在正前方和侧方的所有目标均能进行有效的攻击，攻击区呈扇形，在攻击区边界处的命中概率较低，攻击区其他部分的命中概率为87％。

射手对导弹的导引过程分为初始段、平飞段和重合段。初始段：直接用肉眼观察，判断起飞弹道偏差，发修正指令，将导弹导引到瞄准线上方　平飞段：由肉眼转入瞄准镜观察，用小的修正指令使导弹保持在1～2倍目标高度上空作水平飞行。重合段：当导弹飞至距离目标 300～500 米时，将导弹平稳地降至瞄准线上，力求保持平稳飞行直至命中目标。当发射阵地与目标间有高程差时，则必须利用安装在发射架上的水准器进行射角修正。

检测与维修　地面检测设备是检测“萨格尔”导弹系统技术性能的专用仪器，全套地面检测设备包括八种检查仪器，即控制盒功能检查仪；弹上控制线路检查仪；电池性能检查仪；发射装置检查仪；控制盒参数检查仪；控制电缆绝缘电阻检查仪；发火线路检查仪；象限仪。地面检测设备，应有专门人员进行使用和维护，并应熟悉本仪器的性能及简单工作原理，能正确使用和维护保养。

发展与改进

在苏军服役的三个第一代反坦克导弹中，“甲鱼”已被淘汰，而“萨格尔”由于它是同类武器中性能较好的一个，自1965年起大量装备苏军摩托化步兵团属反坦克导弹连，摩托化步兵营的反坦克排以及空降部队。使用有多种机动方式，如人携、БТР 装甲车、БМП 步兵战车（单轨）、БМД 型空降兵战车（单轨）和直升机载等。目前，华约国家和一些阿拉伯国家也均有此装备。但是，由于它仍属第一代反坦克导弹，故存在命中率低，射手训练困难等缺陷。为此，苏联自六十年代末开始转入研制红外半自动跟踪的第二代“萨格尔”反坦克导弹（AT-3C），该弹已于七十年代初设计定型并装备部队。

（袁子怀）

萨格尔改进型 (Sagger) AT-3C

概　述

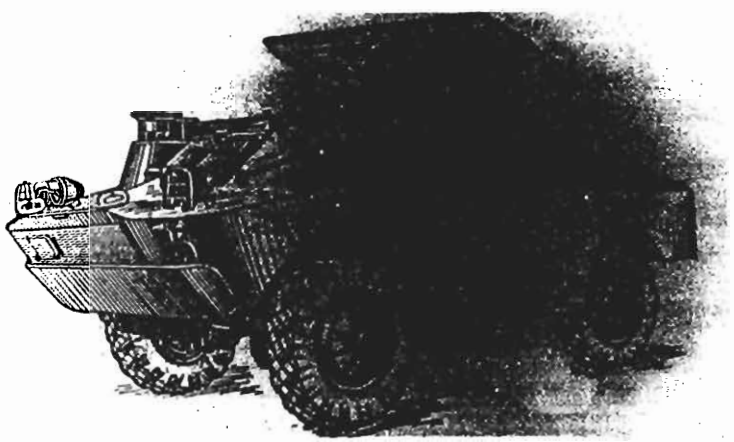
“萨格尔”改进型导弹是苏联继第一代“萨格尔”反坦克导弹（9M 14，9M 14M）的改进型，它属目视瞄准、红外跟踪、有线传输指令的第二代反坦克导弹，该弹于六十年代末开始研制，七十年代初苏军开始装备，代号为9M14П。与“萨格尔”导弹相比，其主要改进是将目视跟踪、手控改为红外跟踪，半自动操纵。因此，射手只需将光学瞄准具的“＋”字刻线中心始终对准目标，控制指令即通过红外测角仪和地面控制装置自动形成，大大减轻了射手的负担，使命中概率由原来的80％提高到90％以上。七十年代中期华约国家相继装备。

主要战术技术指标

“萨格尔”改进型（9M14П）导弹的主要战术技术指标与“萨格尔”（9M 14）导弹大体相同，可参见

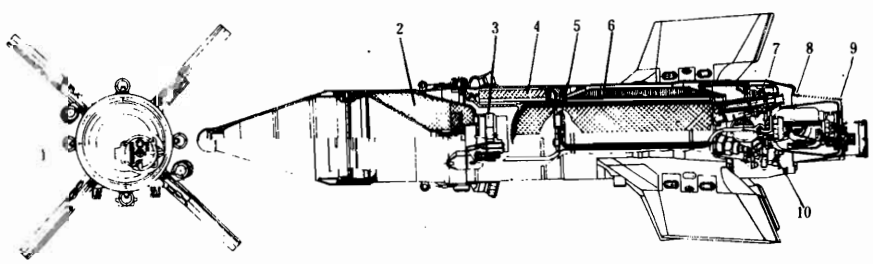
“萨格尔”导弹部分。下面仅列写两弹有区别的主要战术技术指标。

射程	最大（半自动、手动）	3000m	红外测角仪	
	最小（手动）	500m	大视场视场角，高低方向	+9.5°
	（半自动）	400m		−5.5°
射角		5.04°	水平方向	±7.5°
命中概率	1000～3000m，半自动	≧90%	小视场视场角，全向	±3°
	400 m，半自动	≧60%	测角精度	≦0.1 mrad
	手动，攻击区内	≧80%	红外辐射源能量	≧300 W/sr
	手动，攻击区边界	≧50%	制导	红外跟踪、三点导引、有线传输指令，半自动和手动兼用
飞行可靠性		≧90%	行军转战斗时间	2 min 40s
破甲威力	法线角68°时穿透180 mm均质钢板，穿透率90%以上		战斗转入行军时间	2 min
弹重		11.4kg		



9П113 车载“萨格尔”改进型导弹

导　弹

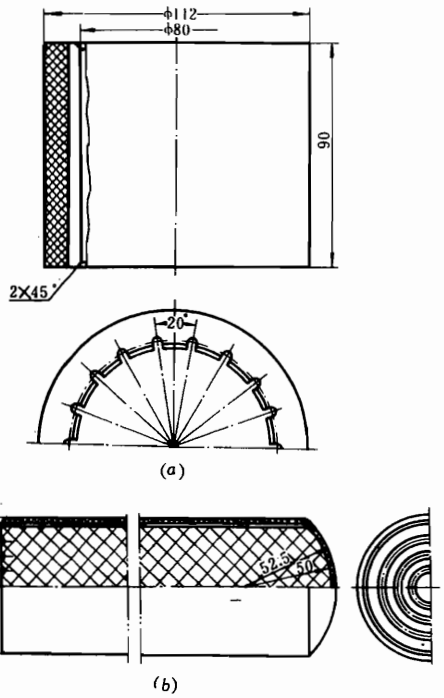


“萨格尔”改进型导弹

1．红外辐射源　2．战斗部　3．引信　4．发动机　5．弹翼筒　6．线管　7．舵机　8．陀螺　9．尾部组件　10．配电器

布局与结构　“萨格尔”改进型（9M14П）与“萨格尔”（9M14）的气动外形是一样的，由于改进型改用红外测角仪跟踪导弹，弹上需备红外源，故将原“萨格尔”导弹固定在第二象限弹翼上的一只曳光管改为

只对称放置在一、三象限的红外辐射源。辐射源安装在背风面，对减小阻力有利。辐射源具有可燃（9×416管）外壳，光源不调制，由电点火头引燃烟火药，烟火药形成的燃气压力把辐射源管壳的护盖喷出，并使护与导线在辐射源的喷口处切断。辐射源燃烧时，形成热气流，借助它实现了对弹的跟踪。为了减少辐射源燃时对弹身的高温冲刷作用，在弹翼筒与辐射源接触处涂以热保护涂料。



（a）起飞药柱　（b）续航药柱

动力装置　9M14П导弹的发动机与9M14导弹的发动机相同。

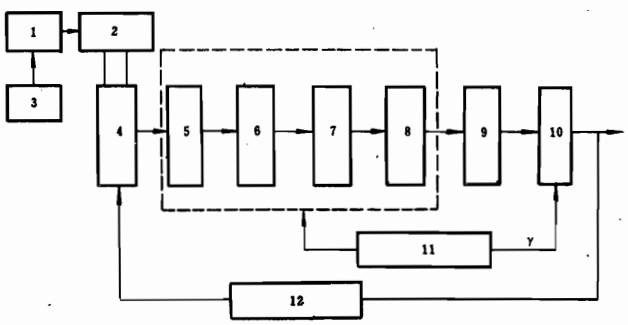
起飞发动机工作时间约为0.65秒，起飞装药采用内外表面和端面同时燃烧，呈减面性燃烧。为了增大初始燃面，使导弹迅速达到预定速度，在装药内侧面开有18个沟槽，槽底部采用过渡圆弧是为减小装药的应力集中和改善装药的工艺性。起飞装药为双基火药，比冲190秒。

续航装药采用端面燃烧，其燃烧面的变化规律呈等面性，装药用有机玻璃包覆，分内外两层，内层主要起隔热作用，外层起保护内层和增强机械性能作用。续航装药亦为双基药，比冲约185秒。

制导与控制　导弹发射后，经0.5～0.7秒接通制导系统，这时导弹约飞至50米处且存在一散布域，需依靠红外测角仪测量导弹偏离瞄准线的偏差。为了使导弹能顺利进入红外视场，在测角仪的光学系统中引入转象光组，使测角仪的视场加大到15°（－5.5°～＋9.5°），即红外大视场。射手通过光学瞄准具跟踪目标时只须将“＋”字刻线中心对准目标，测角仪即能测出导弹相对瞄准线的角偏差，并转换成电信号，以电压形式经过放大变换输入到地面控制装置的解算器，再经指令形成器形成与偏差成正比例的控制信号，通过传输导线送至弹上接收机，控制舵动作，产生控制力，将导弹导引至瞄准线上。

当导弹飞行至5.15秒时，导弹已被导引至瞄准线附近，这时光学系统中撤掉转象光组，测角仪由“红外大视场”开始转入“小视场”制导。为了防止在光学系统转换瞬时发生导弹掉地，控制系统的俯仰通道设有记忆正指令的装置。为了克服各种干扰，在测角仪光学系统中还引入光栏。

当导弹离轨后出现低伸弹道，为防止栽地，俯仰通道上预先给出一个特殊的向上程序指令，该指令按指数规律从最大值变为零。为了提高导弹对目标的制导精度，在控制电路中设置了重力补偿和距离补偿两个环节，其中重力补偿是可变的，它不仅考虑到导弹重量的变化，



“萨格尔”改进型控制系统框图

1．射手　2．光学瞄准具　3．坦克　4．红外测角仪　5．距离补偿　6．重力补偿　7．校正装置　8．指令形成装置　9．舵机　10．弹体　11．基准陀螺　12．导弹运动学

而且还考虑了飞行中重心位置的改变。距离补偿则是为考虑随着飞行距离的变化，相同的角偏差所对应的线偏差是不同的这一特点而设置的。

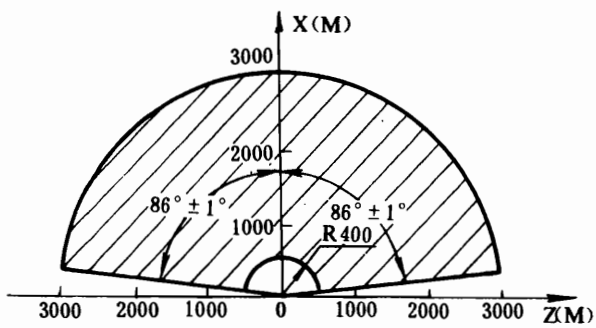
战斗部与引信 9M14П 导弹采用改进战斗部，提高了破甲威力，但也可使用 9M14 导弹的战斗部。两种战斗部有配套引信装置，战斗部的主、辅药柱均采用新型炸药奥克托金（ОКФОЛ），且药型罩结构上也有变化，其破甲威力超过 9M14 导弹的战斗部。

引信装置也有改进，采用瞬感发作用的压电晶体，是保险型的，具有自解和自毁装置。引信解除保险的距离，从发射点起算为70～200 米。自毁机构保证导弹在脱靶时和引信装置在飞行中出现故障时进行自毁。引信装置由以下一些基本部件构成：保险机构，运动部件，激发（点火）机构，自毁机构，防阻滞装置，引爆装置等。

发射装置

"萨格尔"改进型导弹在战车9П133上发射，发射架六具，装导弹六发。此发射架与 9M14 导弹的发射架比略长，使导弹离轨速度从 9 米/秒增加到16米/秒，增强了抗干扰能力。战车乘员两人，导弹在车内放置量：（a）主要方案——6 发；（b）补充方案——12发。射击距离：最远3000米；最近 400 米。最大射程的平射击速度为每分钟两发。战车前进速度：公路95～100千米/小时；水上 9 ～10千米/小时。由行军转入战斗态 3.5 分钟；战斗转入行军状态 3 分钟。当使用车外控制盒时（手动控制），由行军转入战斗状态的时间 3 钟。水平方向瞄准角 ±14 ～ 60密位，垂直方向瞄准角半自动状态为 ＋1 ～ 67 密位至 －0 ～ 84 密位。射 0 ～ 84密位。

作战使用



车载发射的攻击扇形区

9M14П 导弹通常用于车载或机载发射车载发射时的射角为5.04°，由于射角变小和制系统改为红外跟踪，使 9M14П 导弹的最攻击距离由 500 米降至 400 米甚至更小。命概率和命中精度相应地均有提高。该弹在实中还有一个突出的优点，即武器系统既可采红外半自动控制，又可采用手动控制方式。导在飞行中，当遇到严重的红外干扰时，红外测仪已捕捉到的导弹可能丢失，这时测角仪上的外干扰指示器就会给出转手动控制信号，射手即转入手动控制，通过操纵手柄发出指令，继导引导弹飞向目标。9M14П导弹还可借助长米的电缆线实现车外用地面控制盒发射。

发展与改进

9M14П 导弹武器系统是在 9M14（9M14M）导弹武器系统的基础上发展起来的，导弹的弹体部分基未作大的变动，武器系统只是将原来的瞄准镜、手动控制盒换成了红外测角仪和控制装置，从而将原来的第代弹改造成了第二代弹，提高了武器系统的性能。这种发展新型号的方法，速度快、成本低，经济效益显著该弹从研制到装备部队只用了不到五年的时间，它不仅跨进了第二代反坦克导弹的行列，并且对原导弹（9M14M）的战斗部、引信等方面作了一系列改进，提高了破甲威力。但由于动力装置未作任何变动，使该导弹为红外半自动控制的第二代反坦克导弹，飞行速度偏低（V ＝120米/秒），影响了作战效率，这是该武器系的重要缺陷。但1973年后，苏联对该弹又做了改进，将导弹的飞行速度提高了25%，从而把飞行3000米的时

126秒减为21秒　另外苏联和东欧的有些国家还在为该武器系统的小型化和数字化方面作进一步的努力。

（袁子怀）

塞子 (Spigot) AT-4

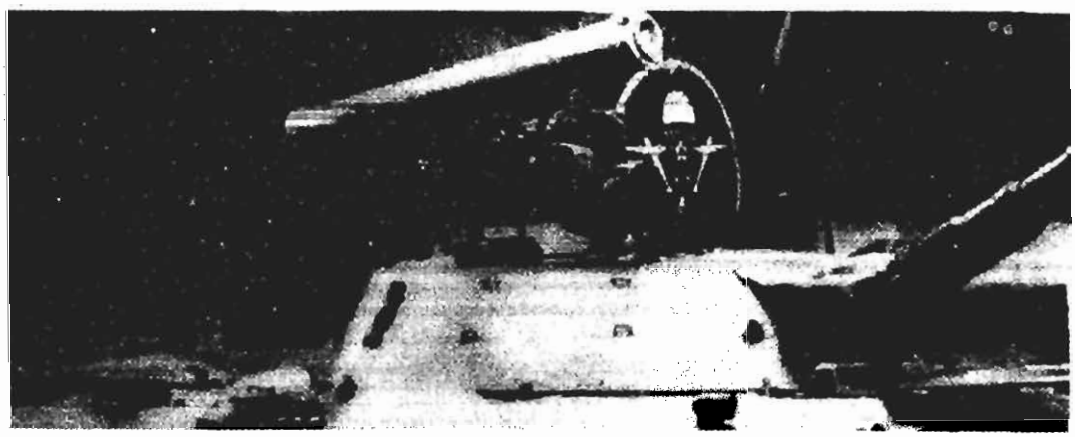
“塞子”导弹

概　述

“塞子”导弹系七十年代苏联发展的第二代轻型反坦克导弹，七十年代中期苏军开始装备，随后，华约国家也相继少量装备，计划逐步取代原装备的“萨格尔”（AT-3）反坦克导弹。苏军代号为 9M111　。

该导弹是一种红外半自动控制、有线制导的第二代反坦克导弹，采用管式发射方式，发射筒安装在折叠式三脚架上，能作 360° 方向旋转。步兵使用时，兵组由三人组成，携带四枚导弹。发射管直径 135 毫米，长约1.25米，导弹长 1.2 米，重约 7 千克，平均飞行速度 186 米/秒。

“塞子”（AT-4）与“拱肩”（AT-5）属同一类反坦克导弹，不过 AT-4 属轻型，AT-5 属重型，故导弹的尺寸 AT-4 比 AT-5 略小。1983年苏联十月革命节阅兵时展出。



БМД 型战车车载“塞子”反坦克导弹

主要战术技术指标

目标	坦克、装甲车辆及其他防御工事	导弹长	1.2m
射程 最大	2000m	弹径	120mm
最小	70m	弹重 发射弹重	10～12kg
速度 巡航速度	150～250 m/s	战斗部 类型	聚能破甲战斗部
破甲威力	500mm	重量	3.5kg
发射方式	地面或车载筒式发射	制导	光学跟踪、红外半自动有线传输指令
弹长 筒装导弹	1.25m	动力装置	固体燃料火箭发动机

（袁子怀）

拱肩 (Spandrel) AT-5

苏AT－5反坦克导弹

车载五联装“拱肩”导弹

概　述

“拱肩”导弹系七十年代苏联发展的重型第二代反坦克导弹，1976年起苏军开始装备，1977年苏联十月命节阅兵时首次展出。苏军代号为 **9M113**。

该弹属红外半自动控制、有线制导的第二代反坦克导弹，采用五联装车载发射方式，车型为 БТР－40П 轮式装甲车。导弹采用细长型发射筒，发射筒两端平时用塑料盖密封，五联装发射架平时降到最低位置，使时升至离车顶 0.3～0.4 米的高度，并可作 360° 方向旋转。瞄准镜位于车体右前方发射架与车长舱口之间射击时，射手将瞄准镜对准目标并进行跟踪，制导系统自动计算出导弹偏离瞄准线的误差，并给出修正指令制导弹飞行。由于导弹的体积较小，估计车上装15枚备用弹，可供三次装填。发射架后方有一舱盖，可使射在装甲防护下进行装填。导弹飞行速度约175米/秒，最大射程4000米，最小射程25米，破甲深度约 600～70 毫米。БРДМ$_2$ 型发射车采用全焊接车体，发动机、传动机构和油箱都在车体后部，悬挂装置采用带双动液

中器的半椭圆形弹簧，发射车具有水陆两用能力和夜间行驶能力。

AT-5 导弹现装备苏军摩托化步兵团和空降团的反坦克导弹连，以代替车载式“萨格尔”（AT-3）和“蝇”（AT-2）反坦克导弹。从外形尺寸和性能估计，AT-5 类似于西方的 HOT 反坦克导弹。

主要战术技术指标

示	坦克、装甲车辆及其他防御工事	导弹长	1.3m
围 最大	4000m	弹径	155mm
最小	25m	弹重	发射弹重大于12 kg
度（巡航速度）	175m/s	战斗部 类型	聚能破甲战斗部
甲威力	600～700 mm	制导	光学跟踪、红外半自动、有线传输指令
射方式	车载发射	动力装置	固体燃料火箭发动机
长 筒装弹长	1.35m		（袁子怀）

螺旋 (Spiral) AT-6

概 述

“螺旋”导弹是苏联最新发展的远程反坦克导弹，是属“发射后不管”的第三代反坦克导弹，采用无线电令或激光波束制导，最大射程达5000米。苏军代号为 9M114。

AT-6 除车载外还是一种新型直升机载反坦克武器，用来代替米24D 型反坦克直升机上的 AT-2 式反坦克弹。该弹重约40千克，聚能破甲战斗部约10千克，垂直破甲深度在 800 毫米以上，导弹平均飞行速度估计）米/秒以上，首发命中率在90% 以上。

米24E “雌鹿”是苏军新式反坦克直升机，机上装有全天候瞄准系统，装备了最新式的AT-6 远程、重反坦克导弹。它是苏联八十年代研制成功的精度高、威力大、射程远、飞行速度快的第三代反坦克导弹。

主要战术技术指标

标	坦克、装甲车辆及其他防御工事	弹径	135mm
大射程	5000m	弹重	约40 kg
度	大于 300m/s	战斗部 类型	聚能破甲战斗部
甲威力	800mm	重量	约10 kg
射方式	车载或直升机载发射	制导	无线电指令、激光半主动或毫米波
长	1.7m	动力装置	固体燃料火箭发动机

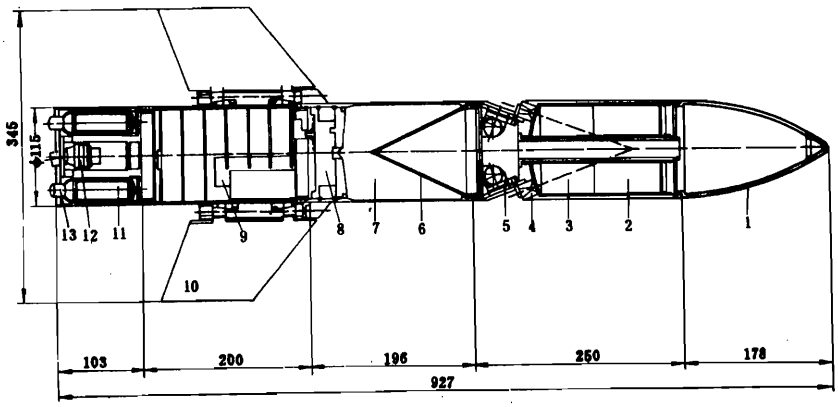
1984年苏联研制米28武装直升机“浩却”，该机装备了最新的改型 AT-6 反坦克导弹，该弹最重要的改进可是一种自动寻的头，这种寻的头可能是94千兆赫波段工作的毫米波装置。在正常能见度条件下，射手能通过瞄准具探测和识别 9—10千米内的装甲车辆，然后飞机飞向目标，在 7 千米处将直升机对准目标，发射导弹，靠毫米波自动寻的。米28直升机共装载16枚导弹。

改进 AT-6 反坦克导弹的有关技术数据如下：

程	7～8 km	不带助推器重	40 kg
长	1.45m	四管发射器连导弹重	200 kg
径	135mm	破甲威力	800mm 以上
推器长度	250mm	制导	94 GHZ 毫米波雷达

（袁子怀）

宝剑 (Toledo)



“宝剑”导弹初步设计方案

1．卵形头锥壳　2．巡航推进剂　3．加速推进剂　4．喷管　5．推力矢量控制系统　6．药型罩　7．炸药　8．引信　9．陀螺仪　10．弹翼　11．发射发动机　12．激光波束检波器　13．发射喷管

概　述

“宝剑”是西班牙桑塔·巴巴勒（Santa Barbara）公司在西班牙国防部的支持下研制的。该弹是一种激光驾束制导的轻型便携式反坦克武器，适于步兵使用。主要用于攻击坦克、装甲车辆等。根据国防部的要求，桑塔·巴巴勒公司与意大利合作研制“罗兰特”导弹所取得的经验，进行了先进的第三代反坦克导弹“宝剑”的方案设计。目前该导弹的一些部件已经通过了初步设计阶段。某些电子部件和制导电路已进行了试验。战斗部引信、续航发动机等的研制都已取得很大的进展。但地面发射制导装置、激光照射器等，目前仍处于原理性能样机试验阶段。桑塔·巴巴勒公司已经建立了一批工厂和研究生产基地，具备了发展反坦克导弹的研制生产能力。但在研制和生产方面最困难的部件是战斗部装药，其中奥克托尔炸药先由西班牙其他工业部门生产。桑塔·巴巴勒公司已组建了一座真空装药试制试验厂，以后可承担奥克托尔炸药的生产任务。此外还需要进口专用的陀螺仪和热电池。“宝剑”反坦克导弹武器系统的最终结果，将取决于西班牙是否参加“催格特”（TRIGAT）计划的研制工作。

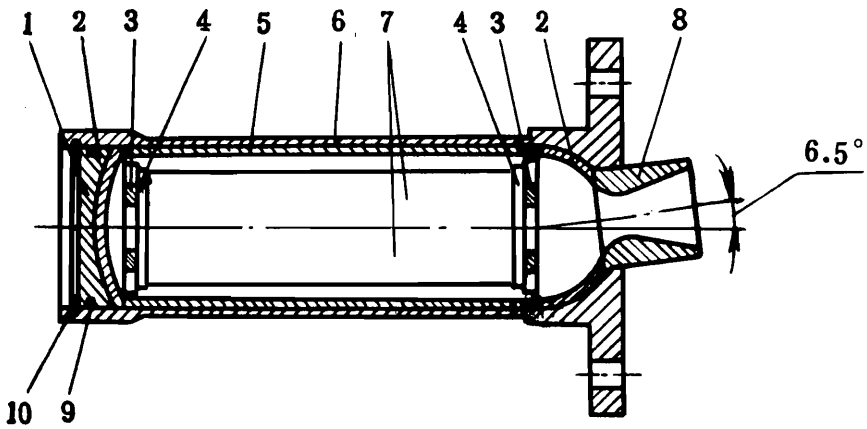
主要战术技术指标

目标	攻击新型主战坦克及重型装甲车辆	弹长	927mm
射程　最大有效射程	2000m	弹径	115mm
最小有效射程	200m	翼展	345mm
速度　最大速度	约 300 m /s	导弹重量	15k
初速度	20m /s	发射箱重量	20 k
发射方式	筒式发射，直接攻击	战斗部	聚能装药破甲战斗
机动能力	侧风为10m /s 时，可命中横向速度为 60k m /h （16.7m /s ）的目标	制导	激光驾束制导，三点导
		动力装置	起飞发动机加单室双推力固体燃料火

发动机

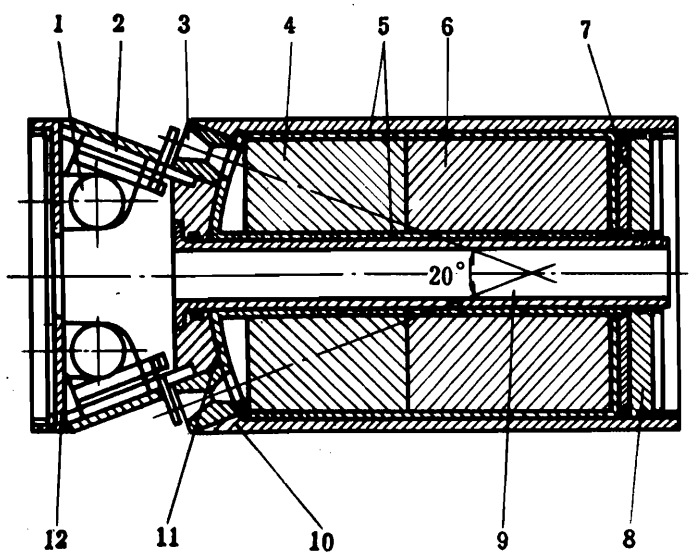
导　弹

设计者曾为该导弹提出过五种外形方案，最后选定了具有尖顶卵形头部的无尾式气动外形。圆柱形弹身，长细比约 8.1。梯形弹翼，安装在弹身尾段，有一较小的安装角，使导弹飞行中能低速旋转。导弹部位安排从前到后依次为整流罩（作为引信的触发电点火开关）、单室双推力火箭发动机、推力矢量控制系统、战斗部与引信、弹上制导装置（包括电池、陀螺仪、激光探测器等）、起飞发动机。整个导弹尾段内装制导装置与电子组件。两个起飞发动机体积很小，对称地安装在弹尾部。为了提高战斗部的破甲威力，除采用较先进的炸药及



“宝剑”导弹的起飞发动机

1．燃烧室底盖　2．底端面绝热层　3．挡药栅板　4．包覆层　5．绝热层　6．壳体　7．固体燃料　8．喷管　9．密封圈　10．挡圈



“宝剑”导弹主发动机

1．申磁铁线圈　2．推力矢量控制组件　3．喷管　4．助推燃料　5．包覆层　6．续航推进剂　7．减震环　8．燃烧室底盖　9．战斗部聚能射流通道　10．壳体　11．绝热层　12．支座

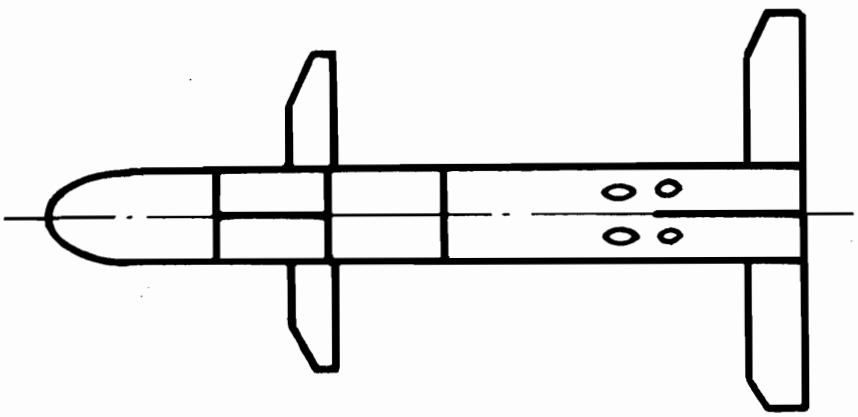
装药结构设计之外，并将战斗部安装在火箭发动机与推力矢量控制系统之后，以增大有效炸高。主发动机在弹体最前端，采用倾斜喷管。发动机中央留有通孔，以便战斗部的聚能流顺利通过。

为了使导弹能在密封空间内发射，采用小型起飞发动机。该发动机在发射筒内就工作结束，使导弹离管口时的初速度能达到20米/秒，以实现软发射。

根据西班牙国防工业的能力，确定了“宝剑”导弹的方案及所采用的技术途径，达到了目前的技术水平。然而有些方面还需做进一步研究，并加速开发，或者还将寻求国外公司的合作。例如固体燃料火箭发动机及其所用的双基推进剂的浇注，目前采用西班牙的技术，以后将通过引进技术加以改进。

（文仲辉）

鹞 (Sparviero)



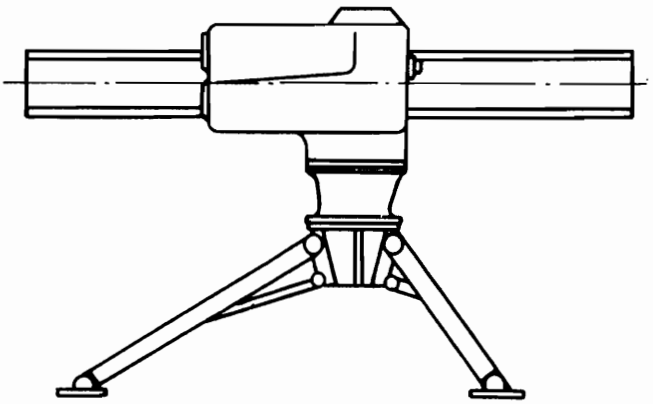
“鹞”反坦克导弹外形图

“鹞”是意大利布瑞达公司于1968年开始研制的重型反坦克导弹，八十年代初完成研制计划，属第二代反坦克导弹。导弹气动布局为“鸭”式，前部有四片可折叠舵，弹身后部有四片尾翼。发射装置为三脚架式，重量较重。整个武器系统主要用于车载，也可装备直升机或轻型飞机。

主要战术技术指标

目标		新型坦克	弹长	1180mm
射程	最大	3000m	弹径	145mm
	最小	75m	翼展	350mm
速度	初速	60m/s	弹重	16.5 kg
	最大	290m/s	战斗部重	4 kg
破甲威力		475mm	运输包装筒重	2.5kg
飞行时间		10.5 s	发射架重	50kg

武器系统全重	69kg	制导系统类别	红外半自动导引加红外寻的头
战斗部类别	聚能破甲战斗部触发引信	发射方式	筒式发射
动力装置类别	两级固体燃料火箭发动机		



“鹞”反坦克导弹发射制导装置图

（徐耀华）

马福 (MAF)

“马福”反坦克导弹系统

概　述

“马福”（MAF: Missile Anticarro da Fanteria）是意大利奥托·梅拉腊公司研制的轻型反坦克导弹。主要用于攻击坦克、装甲车辆等。由于它采用了大威力的战斗部，可用于对付现代新型主战坦克。该弹于八十年代初开始研制，已进行了大量试验研究，1985年在撒丁地区成功地进行了一次外场发射飞行试验。“马福”是意大利独立研制的一种激光驾束制导反坦克导弹武器系统。

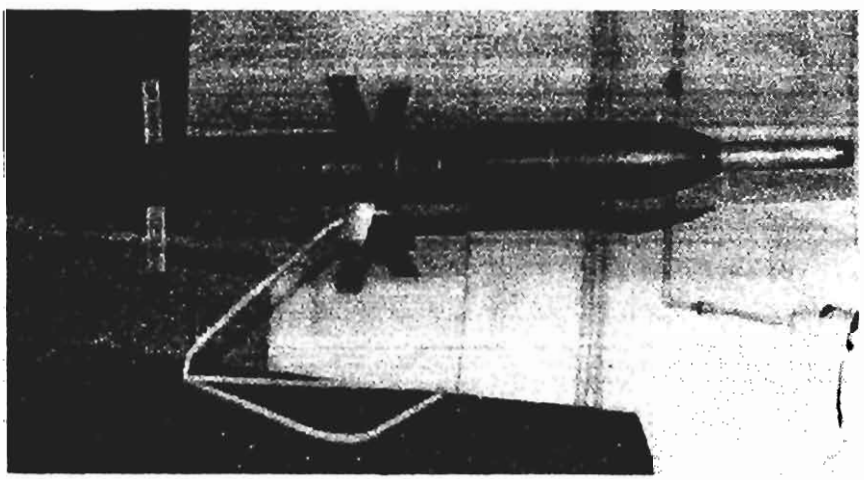
最近，意大利的奥托·梅拉腊公司、塞列尼亚公司和SNIA-BPD公司联合组成了意大利导弹合作集团，其目的之一是发展研制第三代步兵用的轻型反坦克导弹。但由于意大利参加了欧洲导弹公司动力集团(EMDG)的“催格特”（TRIGAT）发展计划，它很可能在其中承担高水平的研制任务。如果意大利不承担“催格特”计划中的研制工作，它完全可能继续在“马福”导弹的基础上独立地开展第三代反坦克导弹的研制工作。目前，“马福”导弹由奥托·梅拉腊公司正进行研制中。

主要战术技术指标

目标		坦克、装甲车辆等	弹径		130mm
射程	最大射程	3000m	战斗部		聚能破甲战斗部
速度	最大速度	约 280 m / s	制导		激光驾束制导，三点导引

（文仲辉）

玛帕斯 (Mapats)



“玛帕斯”反坦克导弹

概　述

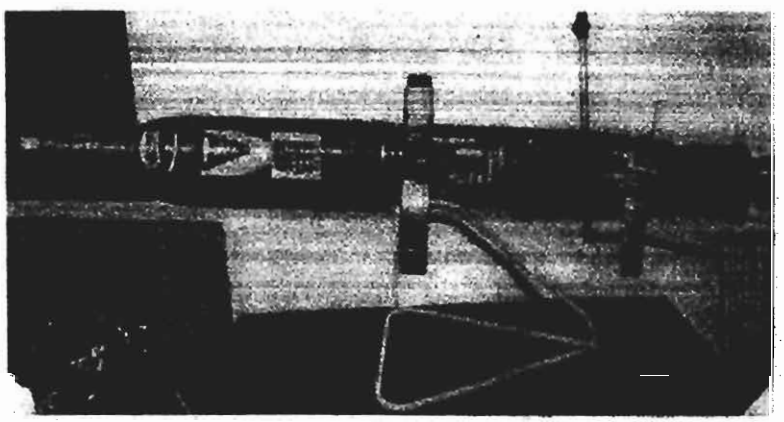
“玛帕斯”反坦克导弹由以色列军事工业公司研制生产。采用管式发射，激光驾束制导，属于第二代反坦克导弹。可单兵携带，也可车载使用。导弹结构类似美国的“陶”式反坦克导弹，但制导方式不同，性能有改进。1979年开始研制，曾在以色列1984年的展览会上展出，现已投入生产并装备部队。

主要战术技术指标

目标		新型坦克和装甲车辆
射程	最大	4.5km
	最小	60m
速度	初速	70m/s
	最大	315m/s
	射程1km时	268m/s
	射程4.5km时	120m/s
飞行时间	射程1km时	3.9s
	射程4.5km时	23.5s
横向过载系数	最大	10g
	射程1km时	8.1g
	射程4.5km时	1.5g
命中概率	对2.3×2.3 m^2靶板，射程4.5km；跟踪噪声的均方根偏差为：0.05mrad（偏航），0.05mrad（俯仰）；命中概率的模拟计算值	90%
	对2.3×2.3 m^2靶板，射程4.5km；跟踪噪声的均方根偏差为：0.09mrad（偏航），0.06mrad（俯仰）；命中概率的模拟计算值	80%
破甲威力	21块厚40mm，布氏硬度300的组合钢板	800mm
弹长	筒装导弹全长	1.5m
	发射前导弹全长	1.45m
	飞行中导弹全长（包括伸出探针）	1.49m
弹径		148mm
翼展	弹翼	478.4mm
	舵翼	381mm
弹重	筒装导弹总重	28kg
	发射重量	20.6kg
	出发射筒重（起飞发动机与弹体分离）	17.3kg
	增速发动机工作结束后重	14.7kg
武器系统总重		95kg
战斗部	聚能破甲战斗部，重5.6kg，配触发引信	
动力装置	二级固体燃料火箭发动机	
	起飞发动机平均推力	58.84kN
	增速发动机平均推力	2.942kN
制导类型		激光驾束制导，三点法导引
发射方式		筒式发射

导　弹

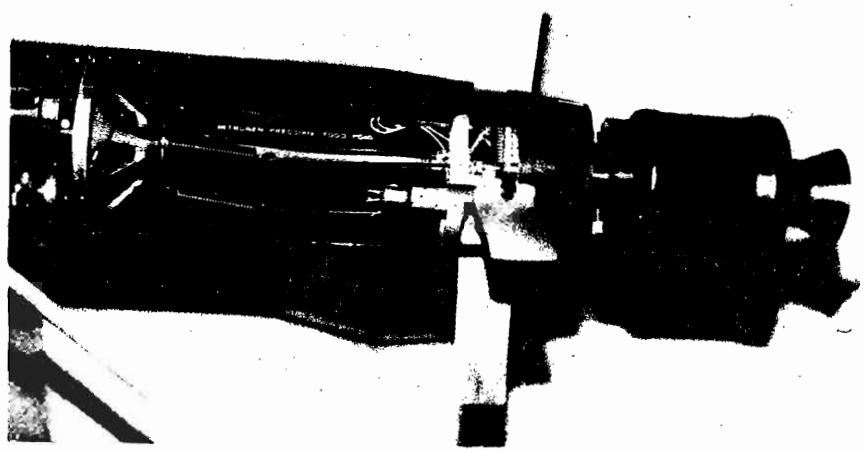
布局与结构　导弹由战斗部、电子舱、增速发动机、陀螺仪舱、舵机舱、激光探测器、起飞发动机七部分组成。正常式气动布局，为“×—+”型布置。弹翼展弦比7.97，舵翼展弦比8.28，弹翼、舵翼均为折叠翼，平面形状为矩形，厚度4mm，材料铝合金，通过弹簧铰链分别与增速发动机喷管座、舵机舱隔框、气瓶相连，



“玛帕斯”反坦克导弹剖面图

平时折叠在陀螺仪舱和舵机舱内，导弹飞离发射筒时，在压缩弹簧作用下，分别前后展开到位并锁定。

动力装置 由可分离的起飞发动机和增速发动机组成。起飞发动机重3.3千克，外径111毫米，长175毫米，单喷管，推进剂为双基药，燃烧时间25毫秒，在发射筒内燃烧完毕，总冲1.5千牛·秒，使导弹获得7米/秒初速。起飞发动机通过分离机构的二个固定销钉与舵机舱相连。发射后，起飞发动机的推力剪断固定销钉，压缩分离机构弹簧，通过气瓶，推动导弹向前加速运动。起飞发动机工作完毕，推力消失，被压缩弹簧向后推出，与弹体分离，落在发射装置前几米的安全区内。增速发动机重5.8千克，其中双基药推进剂2.6千克，导弹飞出发射筒15米处，增速发动机点火，燃烧时间1.5秒，总冲4.4千牛·秒，将导弹加速到315米/秒，射程约375米，以后导弹无动力惯性飞行。增速发动机的两个斜喷管与弹轴成30°夹角，位于陀螺仪舱的水平面内。



“玛帕斯”导弹舵机舱和增速发动机

制导与控制 弹上制导系统由以下四部分组成，即：电子舱内的16位数字的8086微处理机（包括瞄准处机、制导处理机），陀螺仪舱内的二自由度陀螺仪、小椭球气瓶、热电池，舵机舱内的执行机构以及激光探测器。瞄准处理机的功用是：①接受探测器的输出，计算导弹偏离瞄准线的极坐标偏差，并将其转换成直角坐标；②接收瞄准线角速率信息，对导弹飞行中的各种情况提供定时、同步的控制信号。制导处理机的作用是：①根据速度变化和其他随机干扰进行优化选择；②导弹发射后，自动驾驶仪立即执行滚转稳定（全弹道）和偏航稳定（仅启控前）；③攻击运动目标时能减少弹道偏离瞄准线的偏差，对付静止目标时，以它的修正误差能减轻控制回路的负载。二自由度陀螺仪用来测量弹体滚转和偏航的角位移。陀螺转子由气瓶的压缩气体驱动，发射后0.5秒，陀螺仪内环启动，25秒内，外环支架漂移不大于3°，内环支架漂移不大于10°。陀螺仪支运动范围：内环±40°，外环±60°，启动20秒后，自然频率超过300赫。热电池为锆电池，是弹上电源，射前由地面电源充电。执行机构包括四个独立工作的舵机、一个圆柱形气瓶、铰链、拉杆、弹簧及四片折叠翼等。气瓶内装370立方厘米氮气，可保证舵机工作33秒，来回动作500次，压力4.83万千帕，通过调节阀至5171.3千帕，气瓶除给舵机供气外，还传递起飞发动机的推力。舵机为乒乓式舵机，在导弹启控前启动，应时间最大为6毫秒，工作频率开始为25赫，稳定后为12.5赫，每片舵翼与一个舵机的差动活塞相连接，指信息通过电磁线圈操纵三通活门，控制气体进入活塞的通道，从而推动活塞和舵翼由一个极端位置到另一个端位置，操纵导弹机动飞行。采用硅光电管为敏感元件的激光探测器，装在舵机舱后端面的中心，起飞发动分离后，探测器立即暴露在导弹尾端中心。探测器不断接收发射阵地波束发生器发出的激光调制波束，自动出导弹偏离瞄准线的偏差。测量范围与弹轴夹角±20°。工作性能不受光、电和增速发动机热喷气的干扰。

战斗部与引信 战斗部为聚能破甲战斗部，重5.6千克，由锥孔装药、风帽、本体和带弹出机构的探针组成。锥孔装药3.6千克，装药外径144.4毫米。紫铜药型罩有两种类型：原型，等壁厚，约2毫米，锥顶

60°，静破甲深度800毫米；改进型变壁厚2毫米至2.5毫米，锥顶角55°，试验静破甲深度可达1000毫米。战斗部前端装有带弹出机构的探针，平时探针被二个保险销压缩在弹簧上，发射后，战斗部飞出发射筒时，保险销被弹出，探针在压缩弹簧作用下自动弹出到位并锁定。探针的作用是保证锥孔装药位于最有利的炸高位置，以取得最好的穿甲效果。战斗部炸高400毫米，约2.6倍弹径。引信为触发引信，引信本体位于电子舱内，导弹离开发射装置50米处，引信解除保险，击中目标时，碰撞开关闭合，引信引爆战斗部。为了可靠引爆，引信配有二套碰撞开关，分别装在探针前端和风帽周边。正常情况，探针前端碰撞开关闭合，引爆战斗部，穿甲效果最好，如果着角过大，风帽周边的碰撞开关闭合，也能引爆战斗部，由于此时装药不位于最有利炸高，穿甲效果稍差。

发射制导装置

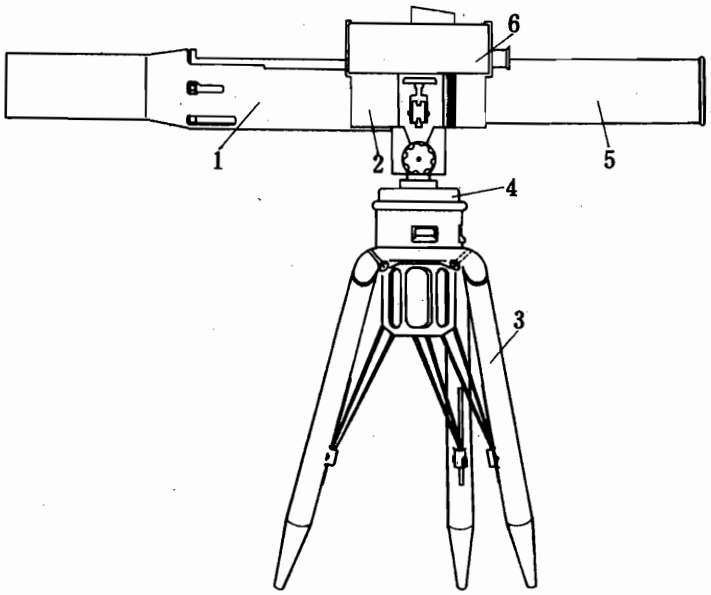
发射制导装置由三脚架、回转体、发射筒、电子部件、激光波束发生器/瞄准具组成。拆卸方便。总重67千克，其中：三脚架9千克，用以支撑、稳定其它部件。回转体25千克，由方位机、高低机、鞍座、支架组成。方位机和高低机上都装有旋转阻尼器和转速发电机，分别赋予回转体连续平稳跟踪，防止快速转动和自动测量跟踪角速度的能力。转速发电机灵敏度为0.8伏/弧度/秒。鞍座为方位机和高低机的连接体。支架位于鞍座轴上，用作发射平台。发射筒6千克，用于保护射手发射时，免受发动机闪光的伤害。电子部件10千克，功用有五：①给激光波束发生器供电；②为波束调制器提供脉冲编码；③驱动分划板马达；④使波束调焦运动和导弹瞬时距离同步；⑤给导弹起飞发动机点火。激光波束发生器/瞄准具15千克，与发射筒同座，安装在回转体支架上，内装高倍率光学瞄准具、激光器、激光调制器和波束调焦装置。瞄准具放大倍率13倍，用来识别、跟踪目标。激光波束发生器用砷化镓激光器为光源，脉冲重复频率2000赫，脉冲持续时间200微秒，间隔时间500微秒，峰值25瓦。波束调焦装置对波束调焦，当导弹飞离发射装置83米时，波束视线宽度6米，波束发散角为4.12°，开始调焦，以后调焦运动和导弹同步前进，在83～5000米射程范围内，导弹始终飞行在6米直径的调焦波束中，射程5000米处，波束发散角为0.12毫弧度。激光调焦波束的发射功率随射程增加而增大，不仅增强了导弹探测器的功率密度，而且降低了目标早期发现阵地的概率。激光调制器用以产生导弹制导所需要的激光脉冲调制基准。调制器为分划板系统，以固定转速20转/秒旋转，导弹一旦偏离激光调制波束中心，弹上激光探测器立即自动测得偏离瞄准线偏差。

发射制导装置性能数据

总重	67 kg	瞄准具放大倍率	×13
电源电压	18～30V	瞄准具视场	5.5°
方位跟踪范围	10°～360°	波束发生器输出功率	>20W
最大跟踪速率	140mrad/s	波束调制器	分划板系统
高低跟踪范围	−20°～+30°	波束调焦光学变倍率	1∶60
最大跟踪速率	140mrad/s		

作战使用

武器系统由导弹和发射制导装置组成。导弹平时装在玻璃纤维制成的包装筒内，一次使用的包装筒兼有贮存、运输包装、发射多种功能。根据地形条件，射手可选用立式或蹲式发射。采用目视瞄准，激光驾束制导，三点法导引。发现目标后，射手将瞄准具+字线瞄准跟踪目标，并向目标发出激光调制脉冲，即可发射导弹。导弹由二台发动机驱动，起飞发动机在发射筒内燃烧完毕，立即与弹体分离，激光探测器暴露在弹尾，同时，弹上制导回路和激光探测器被激活。导弹一出发射筒，立即进入激光波束，并沿着激光波束光轴飞向目标。导弹飞离发射装置15米处，增速发动机点火，工作1.5秒，导弹加速到最大速度以后无动力惯性减速飞行。导弹飞离发射装置83米处，激光波束发生器对激光波束调焦。调焦始终和导弹同步前进。激光探测器自动测出导弹偏离瞄准线的偏差，舵机响应制导系统转换的指令信号，带动舵翼偏转，使导弹始终沿着激光束飞行。命中目



“玛帕斯”导弹发射制导装置

1．发射筒　2．电子部件　3．三脚架　4．回转体　5．包装筒　6．激光波束发生器/瞄准具

标时，引信引爆战斗部。武器系统是抗干扰和半自动的，射手的职责仅仅是保持瞄准具＋字线对准目标，按下发射按钮，并保持跟踪，直到导弹命中目标。夜间使用时，武器系统要配用红外成像夜视装置。

发展与改进

与其它第二代反坦克导弹比较，性能比较先进：不仅射程较远，有效覆盖区较大，威力较强，并且具有良好抗干扰性；偏差信号产生机构及指令信号处理机构全在弹上，延迟补偿任务简单，命中精度高；取消导线不仅导弹重量减轻、可靠性、速度提高，而且减少了地形对导弹发射的影响；武器系统结构简单；与激光半主动制导比较，其发射功率低一个数量级，减少了阵地、射手受伤害机率。缺点是导弹命中精度受能见度影响大；与三代反坦克导弹比较，导弹飞行过程，射手自始至终必须瞄准跟踪目标，仍有遭敌袭击可能。

（方开开）

哨兵 (Picket)

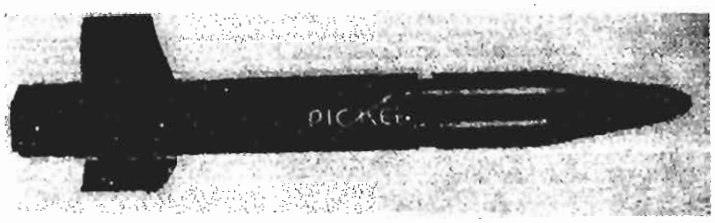
概　述

“哨兵”是以色列飞机工业公司研制的一种肩射、近距离、自主控制的反坦克导弹。用于步兵抗击装甲目标。目前已进行生产。

主要战术技术指标

目标	装甲战斗车辆、筑垒阵地	射程	500m

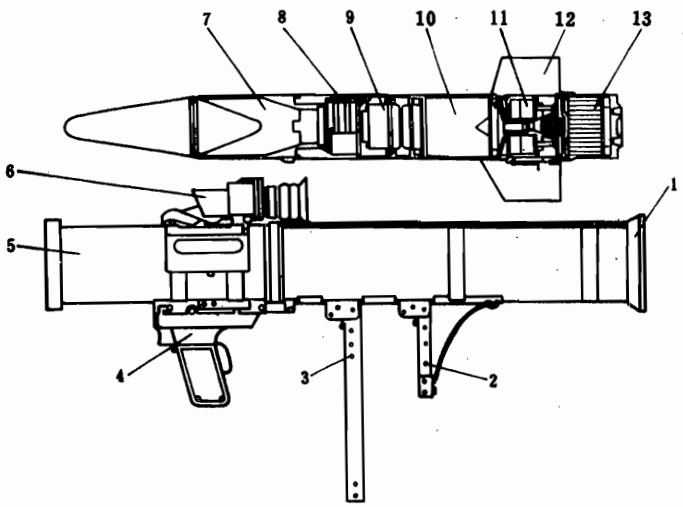
射击精度	轨道散布直径 1 m	战斗部	聚能破甲战斗部
弹长	760mm	动力装置	两级固体燃料火箭发动机
弹径	81mm	制导	惯性制导
弹重	4.2kg	发射方式	筒式发射
武器系统全重	6kg		



“哨兵”导弹外貌图

导　弹

布局与结构　导弹气动布局为正常式。导弹结构自头部起依次为聚能破甲战斗部、电子舱、续航发动机、舵机舱和起飞发动机。三片折叠尾翼以间隔 120° 安装在尾部。当导弹飞离发射筒后，自动弹开并锁定。



“哨兵”导弹和发射筒结构图

1．后盖　2．折叠肩托　3．折叠支柱　4．可摘下的击发机构　5．发射（包装、贮运）筒　6．可摘下的瞄准具　7．战斗部　8．电子舱　9．陀螺装置　10．续航发动机　11．燃气舵片　12．稳定翼　13．起飞发动机

动力装置　由起飞发动机和续航发动机组成。起飞发动机起助推器作用，点火后把导弹加速到发射速度并使其稳定旋转，导弹飞出发射筒时，起飞发动机与导弹分离，当导弹飞行达到射手安全距离后，续航发动机点火，在整个弹道上提供等推力。

制导与控制　整个制导导弹的系统全部安装在导弹上，由陀螺装置、电子组件和推力矢量装置组成。陀螺平时是不锁定的，扣扳机 100 毫秒后在惯性方向上锁定，并开始工作，导弹出筒后，陀螺仪探测由于射手发射时

的动作、起始扰动或侧风所引起的角速度偏差，信号通过电子组件放大、变换后，传给四个在发动机燃气流中工作的燃气舵片组成的推力矢量装置，修正偏差。使导弹沿瞄准线飞行，并始终保持在瞄准线上。

发射制导装置

导弹平时装在兼作包装、运输的发射筒内，发射筒是一个光滑的玻璃钢圆筒，用前、后盖密封，一次使用，筒上装有可折叠的支架和肩托，其瞄准具和击发机构是活动的，行军时可单独携带，战斗时可安装在发射筒上，整个发射程序事先不需要检查。

作战使用

发射导弹，操作简便，射手可采取卧姿发射，也可采取立姿和跪姿发射。当射手定好发射姿势后，架好支架，安装好击发机构和瞄准具，此时导弹成待发状态，射手使用光学瞄准具搜索目标，瞄准好目标后，扣动扳机，半秒钟内射出导弹。射手发射导弹后，就不用再管了，可转移或准备发射下一发导弹。整个武器系统重量轻，结构紧凑，行军时，卸下击发机构和瞄准具后，发射筒上就没有突出物，运输、携带方便，筒上尼龙带可供步兵肩背时使用。"哨兵"反坦克导弹的特点是能中止发射，当射手发现已选择好的目标消失或突然发现具有更大威胁的目标出现时，射手只要不把扳机扣到底，就可作出不发射或改变目标的决定。

（徐耀华）

警惕 (Vigilant)

"警惕"导弹系统

概　述

"警惕"反坦克导弹武器是英国飞机公司研制的一种轻型便携式反坦克导弹。主要用于步兵携带，地面射，攻击坦克、装甲车辆及其他硬壁或防御工事。该弹是英国最早装备部队的一种反坦克导弹。于1956年开研制，1963年装备使用。最初设计是为适应北约组织国家步兵装备使用，力图使导弹重量轻，使用方便，训射手快，因而采用了速度式操纵的设计方案。初期为地面支撑的箱式发射。以后进一步发展为轮式车或履带载的箱式发射。该弹在研制过程中发展了两种型号，即891型与897型。两种型号的主要差别是后者弹头部装了较长的探头（直径63.5毫米，长175毫米），有利于提高破甲威力。该弹除英军装备外，曾向北欧和一

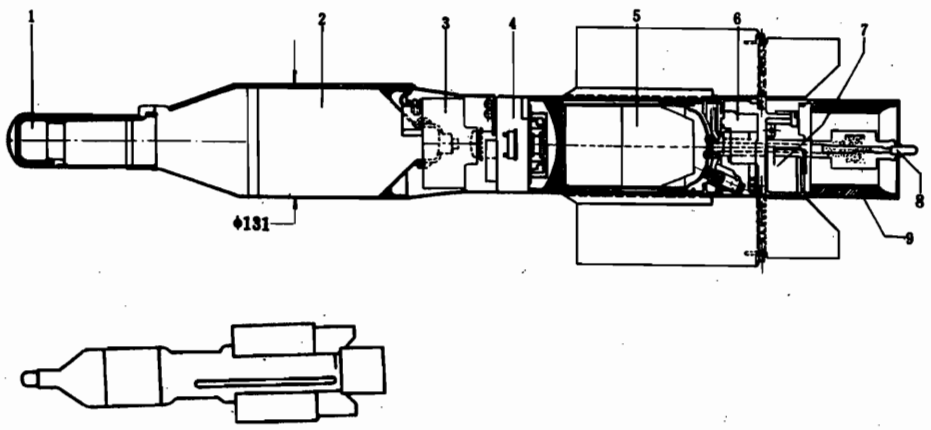
北约组织国家出售。

主要战术技术指标

目标	坦克、装甲车辆及其他硬壁防御工事	弹径 弹体直径	114mm
射程 最大	1600m	战斗部直径	131mm
最小	180m	翼展	280mm
速度 最大	150m/s	发射重量	12kg
命中概率 单发	85～90%	战斗部 类型	聚能破甲战斗部
发射方式	箱式发射	重量	5.0kg
破甲威力 静破甲厚度	500～600 mm	引信类别	触发引信
发射速率	＞4发/min	制导	目视瞄准与跟踪、速度式手动纵操三点导引、导线传输指令
飞行时间 1600m	12s		
弹长	1.07m	动力装置	单室双推力固体燃料火箭发动机

导　弹

布局与结构　该弹气动力布局是典型的无尾式，空气舵紧靠弹翼后缘，四片小展弦比的塑料结构弹翼安装在弹身后段，弹翼平面形状为矩形，展弦比约等于1.2。弹身是圆筒壳体，前段是带探头的有锥形头锥风帽的战斗部，中段是陀螺仪舱和动力装置舱，尾段是舵机及制导组件舱。线管组件及遥控导线装在尾段壳体的最后面。



“警惕”导弹布局

1．探头　2．战斗部　3．引信　4．驾驶仪舱　5．动力装置舱　6．舵机舱　7．喷管　8．点火装置　9．导线及线管

动力装置　单室双推力固体燃料火箭发动机的壳体由轻合金机加工成型。发动机的燃气由同一个耐高温的钢制排气导管排出，导管尾端镶有钼喷管。发动机后段装有高燃速的推进剂，首先被点燃，产生大推力，使导弹加速起飞。导弹起飞后，低燃速推进剂被点燃，使导弹在较低的推力作用下做巡航飞行，并略有加速。发动机点火剂、曳光剂和喷嘴做成一个整体，并装有射频滤波器（防雷电感应）。当发动机喷管被加热后，就可引燃涂在喷管后端的镁，从而产生一种耀眼而无烟的曳光。

制导与控制　弹上制导装置包括陀螺仪、电子设备、导线及线管组件等。陀螺仪是由无烟火药气体发生器的动力启动，其中一个控制导弹的俯仰与滚动；另一个控制偏航稳定。电子设备都装在弹体两侧与弹轴平行的两块较

窄的平板上，不与发动机壳体相互干扰，便于装拆。电子组件及密封的印刷电路板固定组装在仪表架上。遥控导线及线管套装在发动机的燃气导管外，固定在尾段壳体内。燃气舵机分布于导管四周。弹上全部制导装置分别安装在驾驶仪舱和舵机舱中。

战斗部与引信 该弹战斗部设计具有独特之点，它采用细长的探头增大战斗部的炸高，并在炸药柱的后端加了反射器，均有利于提高战斗部的破甲威力。战斗部的炸药柱铸装在圆筒壳体内。风帽壳体是锥形壳体，与探头连接为一整体。战斗部与引信共重5.1千克。引信为触发引信，装在战斗部底部。该弹也可装配杀伤爆破型战斗部，当榴弹使用。

发射制导装置

该弹的发射制导装置包括弹箱（兼做包装运输箱的发射箱）、发射架、控制盒、瞄准具及电源电缆等。地面发射时将发射架撑开，弹箱（带导弹）挂在发射架上，使导弹与地面成30°的仰角，打开箱盖，抽出电缆，射手携带控制盒远离发射架即可进行发射。在紧急情况下，利用简单发射方法时，利用箱盖支撑弹箱便可发射。弹箱有两种，一种是装一个发射器带一枚导弹的弹箱，另一种是装二个发射器带二枚导弹的弹箱。发射架是带托盘与挂架的三脚架，通过手动调整机构可以调整方位与俯仰。瞄准具是双筒望远镜，可以安装在控制箱上或独立使用。射手操作时可以同时通过瞄准镜观察，并通过控制箱上的手柄进行操纵。

该弹安装在轮式轻型装甲车或履带车上发射使用时，弹箱安装在载车的发射塔上，每个发射车的发射塔可安装二枚或四枚待发射状态的导弹。发射塔本身可以调整方位和俯仰。通常可以随炮塔在方位上做360°旋转，俯仰方向旋转+30°～-15°。车载发射时，瞄准装置和控制盒在车体内组装成整体。驾驶员和射手分别进行操作。

车载发射的“警惕”

作战使用

“警惕”整个武器系统包括装有导弹的弹箱（兼做发射包装箱）、光学瞄准具、控制箱、发射架、电源和电缆。光学瞄准具是射手用以瞄准和跟踪目标与导弹的观瞄装置。控制箱中包括指令信号发生器、解算装置等用于计算导弹相对瞄准线的角偏差及线偏差，经信号处理，输出指令信号。发射架用于支撑并发射导弹。发射制导装置与箱装导弹即构成武器系统的主要装备。

战场上将武器系统展开并通过电缆连接起来后，射手通过瞄准具对准目标。发射之前首先启动陀螺，然后

通过点火装置使起飞发动机点火，将导弹发射出弹箱后点燃续航发动机。同时射手开始操纵导弹的飞行。当导弹偏离瞄准线后，射手通过控制扳动控制箱上的手柄，形成指令。通过遥控导线将指令传输到弹上接收机的电子设备中。再经过舵机带动空气舵，控制导弹的姿态，消除偏差，使导弹沿瞄准线飞向并命中目标。

“警惕”独特之处在于采用速度式操纵方式，其他第一代反坦克导弹都采用加速度式操纵方式，即射手为了纠正导弹一个偏差，需扳动手柄四次。首先把手柄扳向正向一个角度，使导弹逐渐连续改变运动方向；经过一定时间之后，到误差纠正一半左右，射手需提前将手柄归零，再向相反方向扳动同一个角度，导弹经过调整继续向瞄准线靠近，再经过一段时间，射手再次将手柄扳回原位归零。这就要求射手严格控制好扳动手柄方向的时机，若改变方向过早，误差不能完全消除；若手柄方向改变太晚，导弹就将偏向瞄准线的另一方。使导弹在瞄准线上左右偏摆，误差不能消除。这种操纵方式技术要求高，射手训练困难。而“警惕”的速度式操纵，为了纠正同一偏差，只需扳动手柄两次。即先将手柄扳动一个角度，导弹改变运动方向，回到瞄准线上以后，再将手柄归零即可。这种速度式操纵方式简单，易掌握，对射手技术要求较低，且能提高导弹的命中概率。但这种操纵方式使制导系统复杂，弹上要安装自动驾驶仪，用以敏感导弹的偏差。而且要求导弹具有较大的可用过载，以便能迅速转弯，很快地纠正偏差。由于这些缺点，这种导弹的造价高，所以很快被“旋火”所代替。

（文仲辉　潘植田）

旋火 (Swingfire)

“旋火”反坦克导弹系统

概　述

“旋火”是英国航空航天公司动力集团 1958 年开始研制的一种车载、远射程、有线制导的重型反坦克导弹。该武器系统于1969年初研制成功并正式装备英国陆军，主要供装甲兵团和机械化步兵营等用以攻击坦克、装甲车辆等。1972年底，英国驻联邦德国装甲侦察团及国内的空降部队全部装备了该武器系统。除英军外，还先后出售给北约组织国家及埃及、肯尼亚等国。埃及1974年购买了2000枚导弹，1976年又大量订购了“流浪者”

车载的“旋火”导弹系统，并按特许合同条件建立了一条生产线，由本国生产了数千枚。

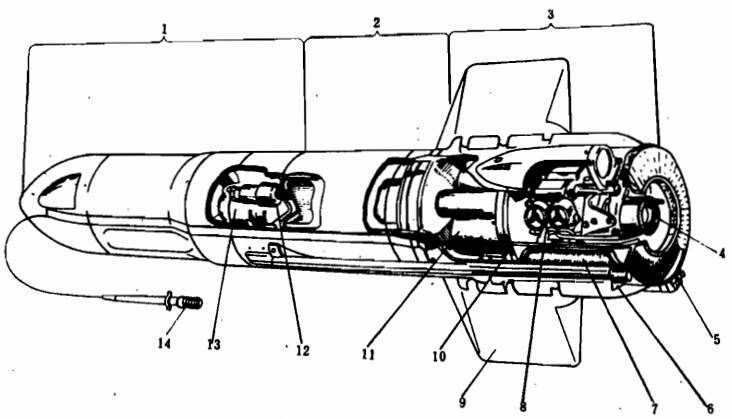
埃及大量订购“旋火”导弹，使西方许多军事专家认为是一件不寻常的事。经过第四次中东战争，埃及原来使用的“萨格尔”导弹暴露出不少弱点。经多方长期考察后，埃及选中了“旋火”。认为它不仅射程超过“萨格尔”导弹，而且性能也弥补了“萨格尔”导弹的不足，是一种比较理想的反坦克武器。

到1980年6月止，“旋火”导弹生产总数已达到31 000枚。

主要战术技术指标

目标		坦克、装甲车辆等	弹长		1.07m
射程	最大	4000m	弹径		170mm
	最小	150m	翼展		373mm
巡航速度		185m/s	发射重量		27kg
命中概率		90%	战斗部	类型	聚能破甲战斗部
破甲厚度		530mm		重量	7kg
发射方式		箱式发射		引信类别	电力引信
可靠性		90%	制导	目视瞄准与跟踪、手动操纵、三点导引、导线传输指令	
作战环境	使用温度	−32℃～+52℃			
	贮存温度	−36℃～+70℃	动力装置	单室双推力固体燃料火箭发动机。起飞推力892 N；续航推力255 N	
发射准备时间	直接发射	2～3s			
	间接发射	5min			

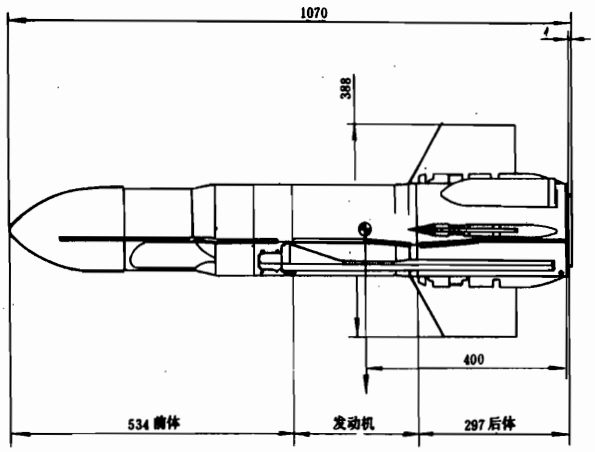
导　弹

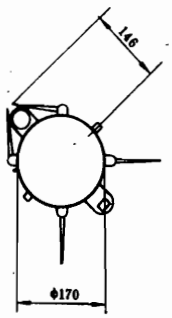


“旋火”导弹总体布局

1．前体　2．发动机　3．后体　4．摆帽　5．插座　6．切线刀口　7．放线器　8．作动器　9．弹翼　10．加强框　11．陀螺仪　12．压力延时器　13．保险与起爆装置　14．导线插头

布局与结构　“旋火”由前体、发动机和后体三部分组成。弹头部呈卵圆形，次口径弹，有利于减小空气阻力；火箭发动机位于全弹体中段。外形为圆柱体；尾段内装制导装置。尾段弹体四周安装四片呈“+”字形布置的可折叠梯形弹翼。导弹飞出发射箱时，弹翼在张力弹簧作用下自动张开，到位后自动锁定，保证导弹的稳定飞行。





“旋火”导弹气动外形

导弹前体有两种形式：实战用的前体和非战斗用的前体。两种前体的气动外形、重量、重心位置和惯性矩均相同，两者可以互换，靠手动即可实现与发动机连接的装拆。实战用前体主要由钢质蒙皮、弹头开关组件、聚能装药战斗部、闭合带、保险与引爆装置等组成；非战斗用前体由铝质蒙皮、配重、闭合带、存放托座和制动块等组成。导弹后体主要包括后罩、仪表底盘、摆动喷管及舵机组件、放线器、陀螺仪、热电池、电子组件、气体发生器、导弹放线器等件组成。

动力装置 该弹采用单室双推力固体燃料火箭发动机。起飞药 CP22/CL4，重 2.7 千克，产生推力 892 牛；续航药为 CP23/CL4，重3.06千克，产生 255 牛的推力。发动机尾部装有一个自动增益开关，其作用是保证在发动机燃气压力变化时控制力保持不变，使导弹能稳定地飞行。它是通过发动机燃气控制改变电子组件中偏航和俯仰放大器的增益来实现的。起飞段发动机压力较高（约为49×10^5 帕）。当发动机燃气压力降到45×10^5 帕时，它自动使导弹系统处于高增益状态。起飞药燃烧时间 6 秒，续航药燃烧时间为18秒。火箭发动机壳体是导弹外壳的一部分。内装两种端面燃烧的铸装双基药。靠近喷管一段为起飞速燃火药，远离喷管一段为续航缓燃火药。喷管装在发动机后端并由穿过导弹后体的导管把火药燃气引向尾喷管。

制导与控制 弹体后部安装弹上制导组件。四个可折叠尾翼对导弹飞行起稳定作用。导线按顺时针方向（后视）缠绕在金属管上。导线有四根高强度镀铜钢丝芯线，外面缠绕棉纱并涂蜡。导线拉断力为 137 牛，全长4020米。导弹发射后导线从弹体后部的导线分离器拖出。燃气发生器由圆柱形药盒、减压阀、过滤器和桥丝点火具组成。主装药牌号 Mechanite/4，重 227 克。导弹的推力矢量控制装置，由两个活塞，四个由电磁铁控制的球形阀和一个装在二自由度万向支架上的可转动喷管组成。陀螺仪燃气发生器由药盒、桥丝点火具和过滤器组成。主装药是 Mechnite/0，重6.75克。它为陀螺解锁提供高压气体，并使转子转速能达到20000转/分。该弹配有偏航、俯仰两个二自度燃气陀螺仪。陀螺仪上装有中心抽头电位计，其线圈装在陀螺仪外环上，电刷连在陀螺仪内环轴上。电子组件由印刷电路板、两个反馈电位计和一个直流变换器组成。它将地面控制设备传输来的指令信号和从陀螺仪输出的航向信号综合，形成控制燃气舵机的电压信号。热电池输出两个23伏的电源，其一提供引信点火电容器充电，其二为保险电路供电。该弹有一个速度控制系统，操纵杆给出的指令信号，直接通过弹上制导设备变换后控制舵机及摆动喷管产生控制力以纠正导弹的航向。该系统比一般反坦克导弹的加速度控制系统操纵灵便。

战斗部与引信 采用聚能破甲战斗部，重 7 千克，装药牌号是EDCIA，为梯恩梯和黑索金的混合炸药，重2.53千克。破甲威力能穿透北约三层标准靶和重型坦克靶。采用电力引信，其中装有头部碰合开关，保险装置和压力延时器。头部碰合开关是由内、外两层卵形风帽组成，中间有一个绝缘胶块。当导弹击中目标时，内、外风帽闭合，接通电路，引爆战斗部。

发射制导装置

该弹发射制导装置包括电子程序控制器、电源、车上瞄准台、发射箱等。电子程序控制器有一个模拟计算机，它由偏航、俯仰通道和辅助电路组成，用以形成控制指令。电子程序控制器箱体的前面板上，有几个可调旋钮。温度调整旋钮有高、低、常温三档，可以改变俯仰导引程序特性，以补偿由于环境温度变化而引起发动机推力变化的影响。分离发射调整旋钮有“水平”、“垂直”两档。根据战场条件进行选择。方向角调整旋钮刻度从0～6400密位，高低角调整旋钮刻度从－200 ～＋200 密位，距离调整旋钮分内、外两组刻度，内刻度范围0～25米，用于调整垂直分离发射的高度，外刻度范围0～100 米，用于调整水平分离发射距离。车上瞄准台用于直接发射时观察目标和控制导弹。潜望式瞄准具是一个单目镜、双倍率的瞄准具，视场与放大倍率分别为：60°，1^{x}；6°，10^{x}。控制台上安装有发射器、控制器、两个调整潜望镜位置的手柄和潜望镜稳定装置。方位射界限制开关的作用是当瞄准具方位旋转位移超过± 60° 时，自动阻止导弹发射。分离发射时使用分离瞄准台测量目标的方位角和俯仰角。

作战使用

系统组成与功能 该武器系统以车载发射为主，能装备在几种不同的车辆上，以适应包括空运在内的装备要求。已装备的有 **FV432** 型装甲车、**FV438** 型“攻击者”轻型履带装甲车（待发状态导弹2枚、储存导弹12枚）、**FV712 MK5** 型侦察车（待发状态导弹4枚、储存导弹2枚）及“流浪者”卡车（待发状态导弹4枚、储存导弹2枚）。该卡车是一种小型化的武器系统，全重454千克，可用固定翼飞机和直升飞机空运。

发射起飞时的“旋火”

工作过程 该导弹使用时，将发射箱直接装到发射车的舱内或放置于地面发射架上。导弹与车体成35° 仰角时进行发射，射手可在发射车内通过潜望式瞄准跟踪装置观察。方向射界± 45°，高低界＋20°～ －15°。射手也可携带便携式瞄准跟踪装置及三脚架远离载车发射并控制导弹。当射手发现目标后，将测得的有关数据输到发射车上的自动程序装置中，由程序装置形成指令，通过制导系统将导弹自动导引到瞄准线上。

系统特点 该导弹具有较小的最小有效射程，可以摧毁 150米～4000米距离内的目标。直接发射时能对150 米距离内的目标进行直接攻击。间接发射时，最小射程可在300 米以内。

发展与改进

近年来，为了适应各种作战需要，英国航空航天公司对“旋火”系统进行了多次改进，研制了多种发射装置，以实现多种机动方式。1976年，在“旋火”导弹基础上发展了两种步兵使用的武器系统。即装在“阿戈凯

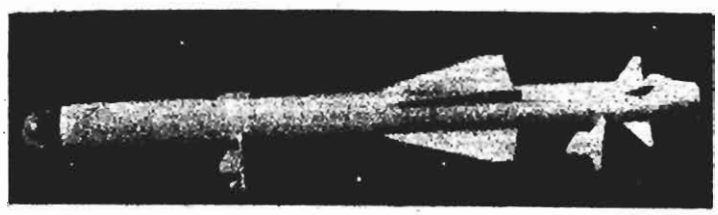
特”车上的“旋火”系统和单兵使用的“高尔夫斯文”系统。“阿戈凯特”原是联邦德国设计的一种两栖车辆，车上装有八个宽大的轮胎，由一台28马力的双缸气冷发动机提供动力。越野性能较好，适于沙漠和雪地中作战。该系统可以吊挂在直升飞机下面或由降落伞投下，只需一人即可进行发射和操纵四枚导弹。

“高尔夫斯文”是根据越南、中东和南非等地的作战经验改进的“旋火”导弹系统，供单兵使用。导弹和制导装置安装在类似打高尔夫球用的一种小推车上，运输、发射较方便。“高尔夫斯文”有 MK2 和 MK3 两种型号，使用 MK2 型导弹系统的分队通常由六人组成，每人推一辆车，其中四辆车装导弹及发射箱，另两辆车分别装瞄准具和制导装置。武器系统进入发射阵地后，应立即将瞄准、制导装置隐蔽设置在可俯视整个作战区域的位置上，导弹发射装置依次平行排列，与制导装置设置在同一阵地，相距不超过50米；MK3 型是 MK2 型的简便型，可由一人完成整个系统的运输、设置和使用。“高尔夫斯文”系统的体积小，重量轻，可用卡车、武装人员输送车或直升飞机运载。并具有操作简便，机动能力强，杀伤效果好及易于隐蔽等特点。一般空中侦察难于发现。

另一项改进是巴尔·斯特劳德公司和英国航空航天公司联合研制了一种新的复合式目视/红外瞄准具。该瞄准具有两个很容易选择的观察通道，即一个目视瞄准通道（可见光成像系统）和一个使用 8～14微米的红外热成像通道。探测距离可达3000米以上，可适应“旋火”远程反坦克导弹的作战性能要求。该复合式瞄准具可直接安装在导弹装甲车上。此外，有一种便携式瞄准具，可远距离设置，通过电缆与导弹发射装置相连接。

（潘植田）

军刀 (Sabre)



“军刀”反坦克导弹

概　述

“军刀”反坦克导弹是由英国航空航天公司应英国空军参谋部和北约组织的要求而研制的一种超音速、激光半主动制导的空对地小型导弹。主要用于攻击坦克、装甲车辆，特别是用于对付集群装甲车辆的一种有力武器。也可配装在快速反应的近距离支援飞机上，在敌防空火力之外对敌方小型坚固目标实施攻击。该弹的发展背景是由于当时华约各国部队装备的坦克数量比欧洲北约各国部队的装备数量超过三倍以上，北约组织迫切要求发展一批性能优良的反坦克武器。“军刀”的设计，不仅满足北约组织反装甲的要求，而且超过了英国空军参谋部的要求，性能上力图与美国的“海尔法”导弹相竞争。该弹1974年开始研制，1978年在法尔波罗航空展览会上展出，原计划1983年装备部队。经过五年多的论证与研究，耗资 800～1000万美元以上。尽管美国和北约的成员国对该弹一度很感兴趣，但一直没有生产装备。

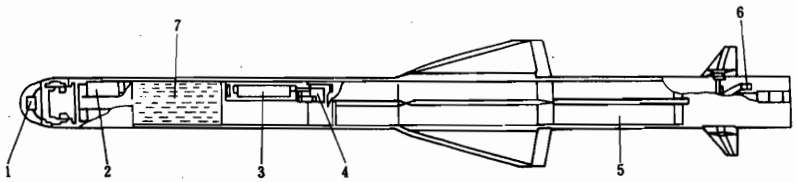
主要战术技术指标

目标	坦克、装甲车辆、集群装甲及小型坚固目标		最小		1000m
射程	最大	6000m	速度	最大速度	M＞2

命中概率 对主战坦克单发	80%	翼展	380mm
发射方式	机载架式发射	导弹发射重量	56kg
破甲威力 静破甲厚度	>600 mm	战斗部 类型	兼有破甲、杀伤与爆破型
抗干扰能力	抗电子、红外源及自然干扰力较强	重量	8～12kg
机动飞行能力 横向加速度	约28g	制导	激光半主动制导、比例导引，空气舵控制
弹长	2.54m	动力装置	单室双推力固体燃料火箭发动机
弹径	152mm	总冲	303～352k N·s

导 弹

布局与结构 “军刀”导弹是由英国的制式防空导弹“长剑”的弹体改变而成。气动外形在“长剑”的基础上做了较大的改变，弹身由尖头改为圆头，采用小展弦比梯形弹翼，四片空气舵前后缘都带后掠角，弹身细长，长细比16.7。导弹头部是激光寻的器及电子设备，战斗部位于导引头之后、自动驾驶仪及制导电子舱之前，舵机控制舱在最后面，发动机位于弹体中部靠近尾段。两片弹翼安装在发动机四周，四片舵面安装在发动机喷管四周，全弹为正常式布局。弹体是一个圆筒壳整体结构，发动机为钢壳体，弹身及翼面均用铝合金制成。翼面与“长剑”导弹相同，是整体壁板结构。



“军刀”结构示意图

1．激光导引头 2．导引头电子设备 3．制导电子舱 4．自动驾驶仪 5．发动机 6．舵机及控制部件 7．战斗部

动力装置 采用“长剑”地空导弹的单室双推力固体燃料火箭发动机。由英国航空航天公司设计制造。总冲约352千牛·秒。

制导与控制 弹上制导设备包括激光寻的器、自动驾驶仪、舵机及电子设备。激光导引头是由美国马丁·马里埃塔公司设计、英国航空航天公司生产。位标器采用陀螺稳定式结构，利用“响尾蛇”导弹的导引头改装而成。舵机为气动舵机，利用气体发生器产生的燃烧气体作动力。全弹制导体制为自主式制导系统，比例导引。

战斗部与引信 该弹配装的反装甲战斗部有两种，一种是普通的聚能装药破甲战斗部，另一种是对付新型装甲的装有高能炸药的更先进的战斗部。除反装甲战斗部外，该弹还可配装一种大小为反装甲战斗部五倍的高能炸药战斗部，可用于对付多种目标。此外也可配装用于攻击海面目标的高能炸药新型战斗部。

发射制导装置

“军刀”导弹的发射制导装置包括激光照射器、发射架、火控系统和载机设备等。

“军刀”导弹配用的激光器有ATLIS2型激光指示器，该激光器是由法国汤姆逊公司和美国的马丁·里埃塔公司联合研制，供法国AS·30激光半主动制导防空导弹用。英国航空航天公司购买了其专利，配“军刀”的激光指示器。ATLIS2为机载吊舱式激光指示器，附有电视摄像与跟踪系统，当电视跟踪系统锁目标后，载机作机动飞行情况下仍能可靠跟踪。该激光器重130千克，能承受4g的过载。此外，军刀还可用“宝石刀BLC”型和LATAR改型激光指示器，也可配其他机载或地面激光指示器。

“军刀”所用的发射架为低阻力组合式多定向器的发射架，一次可装多枚导弹，装在近距离支援飞机的主翼上进行发射。也可将发射架吊挂在战斗机的主翼下进行发射。

火控系统除用于搜索和跟踪目标的激光指示器、测距机外，还配有火控计算装置、驾驶舱用的控制器、显示器等。该系统具有较大的作用距离和范围，不易被对方反击；允许导弹短时高速飞行，能准确进行火控；能保证导弹有较高的命中与击毁概率。

作战使用

“军刀”原计划作为 F-16 战斗机和 A-10 地面近距离支援飞机的装备。这两种飞机可装弹12～16枚。也曾设想配装在“猎兔狗”、“美洲虎”、“狂风”等多用途战斗机和“山猫”直升飞机上使用。

该弹具有一次通过攻击多个目标的作战能力，载机驾驶员可在一次通过时对三个不同的目标发射三枚导弹，技术熟练的驾驶员可在同一时间内发射四枚导弹。研制过程中，英国皇家空军对“军刀”进行过多次发射试验，能可靠地捕捉并跟踪目标，在最大射程上对付四个目标的射击试验已取得成功。

该弹在论证研制阶段由于大量采用“长剑”导弹的部件和现成技术，说明了“用廉价武器击毁昂贵武器”的理论，使美国和许多北约成员国对它都很感兴趣。但以后的发展表明，技术复杂性和经济成本问题仍然存在，所以该弹并未装备部队就已停止发展。（潘植田　文仲辉）

米林 (Merlin)

“米林”末制导迫击炮弹发射图

“米林”是英国航天航空公司为英国步兵研制的81毫米末制导反装甲迫击炮弹。目的是使步兵在对抗坦克和装甲车时有一种有效的攻击手段。军方提出的要求是：不改动现有81毫米迫击炮和不增加任何附件的情况下，能按迫击炮发射条件发射；在末制导、大着角时，聚能破甲战斗部能穿透现有和将装备的坦克顶装甲；能攻击 300×300 米^2 区域内的活动目标；在贮存、运输时不附加后勤或行军载重量；毁伤一辆坦克有低的成

本。

炮弹头部的导引头是一个主动式毫米波雷达，导引头的后面安装了四个控制舵片，尾部是聚能破甲战斗部和引信，当炮弹飞过弹道顶点后，舵片自动弹开并锁定，导引头开始搜索目标，当发现目标后自动锁定，并把炮弹导向目标，聚能破甲战斗部击穿坦克顶装甲。

英国航天航空公司自1981年9月开始对“米林”末制导反装甲迫击炮弹进行基础研究，1983年4月英国总参谋部认为此武器系统有发展前途，同意该公司为承包商，英国政府已付给参加这项工作的承包商1100万英镑（至1984年底），目前正处于样品研制阶段。预计可在1990年服役。

（徐耀华）

附　录

附录1 弹道导弹性能数据简表

地对地战略弹道导弹

国别	名称与代号	级数	弹长 m	弹径 m	起飞重量 1000kg	投掷重量 kg	弹头 类别	弹头 数量	弹头 重量 kg	弹头 威力 万吨 TNT	射程 km	发射方式
法国	S－2	2	14.8	1.5	31.9		单弹头	1		15	3000	地下井发射
	S－3	2	13.8	1.5	25.8		单弹头	1		120	3500	地下井发射
	S－X	2	7.9	1.5			单弹头或分导多弹头	1 3		30 5	4000	陆地机动发射
美国	“雷神” Thor SM－75	1	19.8	2.44	49.9		MK－1 热沉式单弹头	1	1800	100	2400	地面发射
	“丘辟特” Jupiter SM－78	1	18.4	2.67	48		烧蚀式单弹头	1	1500	100	2400	地面发射
	“宇宙神” Atlas SM－65	1.5	25.15	3.05	121		MK－3或MK－4 单弹头	1	1500或2000	500	12070	水平掩体或井下贮存，地面发射
	“大力神Ⅰ” Titan Ⅰ SM－68A	2	29.9	3.05	99.8		MK－4 单弹头	1	2000	500	10140	井下贮存地面发射
	“大力神Ⅱ” Titan Ⅱ SM－68C	2	33.52	3.05	149.7		MK－6 单弹头	1	3500	1000	11700	地下井发射
	“民兵Ⅰ” A Minuteman Ⅰ LGM－30A B 30B	3	16.45 17	1.67	29.5 31.7		MK－5 单弹头 MK－11 单弹头	1	450 600	60 100	8000 10140	地下井发射
	“民兵Ⅱ” Minuteman Ⅱ LGM－30F	3	17.55	1.67	33.1		MK－11 B C 单弹头	1	725	100～200	11260	地下井发射
	“民兵Ⅲ” Minuteman Ⅲ LGM－30G	3	18.26	1.67	35.4	907 955	MK－12分导式多弹头 MK－12A分导式多弹头	3	159 175	17.5 33.5	9800～13000	地下井发射

弹道导弹性能数据简表

地对地战略弹道导弹

命中精度 CEP km	制导方式	推进剂	起飞推力 kN	开始研制年月	开始服役年月	装备数量	备注
～1	惯性	聚氨酯	545	1964	1971	18	1980～1982年退役，被S-3取代
～1	惯性	聚氨酯	545	1973.11	1980.5	18	
<1	惯性	固体		1981.1	预计1993	100或33	正在研制，现改称S-4
4～8	惯性	液氧/煤油	667	1955.12	1959.10	75	1963年退役
4～8	惯性	液氧/煤油	657	1955.11	1959.3	45	1963年退役
1.85～2.77	惯性	液氧/煤油	1735	1953	1959.9	126	1965年退役
2	无线电/惯性	液氧/煤油	1336	1955	1962.4	54	1965年退役
0.93	惯性	N_2O_4/混肼50	1912	1960.6	1963.12	54	1984～1987年退役
1.8	惯性	聚丁二烯丙烯酸	756	1958.10	1962.12	150	1968～1969年退役
1.6					1963.7	650	1966～1974年退役
0.56	惯性	聚丁二烯丙烯腈	890	1962.7	1965.10	500	1975年有50枚退役，被“民兵Ⅲ”取代
0.185～0.45	惯性	聚丁二烯丙烯腈	912	1966	1970.6	550	

国别	名称与代号	级数	弹长 m	弹径 m	起飞重量 1000kg	投掷重量 kg	弹头 类别	弹头 数量	弹头 重量 kg	弹头 威力 万吨 TNT	射程 km	发射方式
美国	“和平保卫者” Peacekeeper MGM-118A	3	21.6	2.34	86.4	2578	MK-21 分导式多弹头	10	194	50	11100	地下井冷发射
美国	“侏儒” Midgetman	3	16.15	1.17	16.8	500	单弹头	1	194	50	10000~12000	陆地机动发射
苏联	“凉鞋” Sandal SS-4	1	21	1.65	27.2		单弹头	1	1360	100	1930	地面发射
苏联	“短剑” Skean SS-5	1	24.5	2.44	~55		单弹头	1	1600	100	3500	地下井发射
苏联	“警棍” Sapwood SS-6	1.5	30	8.5	~300		单弹头	1	~3000	~500	8000	地面发射
苏联	“鞍工” Saddler SS-7	2	32.5	3.1	~100		单弹头	1	~1800	~500	11000	地下井发射
苏联	“黑羚羊” Sasin SS-8	2	25.5	2.9	78		单弹头	1	1800	500	11000	地下井发射
苏联	“悬崖” Scarp SS-9	Ⅰ 2 Ⅱ 2 Ⅲ 3 Ⅳ 2	37	3.05	200	5000 5000 4500 5000	单弹头 单弹头 单弹头 集束式多弹头	1 1 1 3		2000 2500 500	12000	地下井发射
苏联	“瘦子” Scrag SS-10	3	~38	~3							12000	
苏联	“赛果” Sego SS-11	Ⅰ Ⅱ Ⅲ 2	19.5	2.4	50	700	单弹头 单弹头 集束式多弹头	1 1 3		100 100 30	10000 13000 8800	地下井发射
苏联	“野人” Savage SS-13	3	20	1.7	35		单弹头	1	500	100	8000~10000	地下井发射

命中精度 CEP km	制导方式	推进剂	起飞推力 KN	开始研制 年 月	开始服役 年 月	装备数量	备注
0.09	惯性	端羟基聚丁二烯	2213	1971	1986.12	50	原名 MX，1987 年开始研制铁路机动发射型。
0.146～0.182	星光惯性	高能固体推进剂		1983.4	预计 1992	预计 1000	
2.3	惯性	硝酸/煤油	635	1955	1959	～200	1962～1977 年退役
2.8	惯性	硝酸/偏二甲肼	1736(真空)	1958	1961	～100	绝大部分已退役
8	无线电	液氧/煤油	～4030	1954	1959	～10	苏联代号 P-7 60 年代初退役
2	惯性	可储液体			1961		已退役
2	惯性	硝酸/偏二甲肼			1963	～200	已退役
1	惯性	硝酸/偏二甲肼	2942		1965	288	1975-1985 年退役，由 SS-18 取代。 Ⅲ型为部分轨道轰炸系统。还有Ⅴ型为试验型反卫星导弹。
		液氧/煤油	1627			0	未装备
1.4 1.4 1.1	惯性	可储液体			1966 1973 1975	970	1975 年后部分退役，由 SS-17、SS-19 替代
1.3	惯性	固体	980		1968	60	

国别	名称与代号	级数	弹长 m	弹径 m	起飞重量 1000kg	投掷重量 kg	弹头 类别	弹头 数量	弹头 重量 kg	弹头 威力 万吨 TNT	射程 km	发射方式
苏联	“替罪羊” Scapegoat SS-14	2	10.6	1.4	28		单弹头	1	500	50	4000	陆地机动发射
	“啬徒” Scrooge SS-15	2		1.7	26		单弹头	1		100	5000	陆地机动发射
	SS-16	3	20	2	36	900	单弹头	1		100	9000	陆地机动发射
	SS-17 Ⅰ	2	24	2.5	65	2700	分导式多弹头	4		75	10000	地下井冷发射
	SS-17 Ⅱ						单弹头	1		360	11000	
	SS-17 Ⅲ						分导式多弹头	4		75	10000	
	SS-18 Ⅰ	2	36.6	3.35	220	6100	单弹头	1		2000	12000	地下井冷发射
	SS-18 Ⅱ					6800	分导式多弹头	8~10		90	11000	
	SS-18 Ⅲ					5000	单弹头	1		2000	16000	
	SS-18 Ⅳ					7300	分导式多弹头	10		50	11000	
	SS-19 Ⅰ	2	25	2.75	80	3600	分导式多弹头	4~6		50	10000	地下井热发射
	SS-19 Ⅱ					3400	单弹头	1		430		
	SS-19 Ⅲ					3600	分导式多弹头	6		50		
	SS-20	2	16.5	1.7	33	1100	分导式多弹头	3	280	15	5000	陆地机动发射
	SS-24	3	21 ~ 22	~ 2	65	3600	分导式多弹头	10		35	13000	地下井冷发射，铁路机动发射
	SS-25	3	18 ~ 19	1.8	35	900	单弹头	1			10000	地下井发射，公路机动发射

命中精度 CEP km	制导方式	推进剂	起飞推力 kN	开始研制 年 月	开始服役 年 月	装备数量	备注
2	惯性	固体	362		1965	~900	
2	惯性	固体			1970		
0.5	惯性	固体	980				未装备，苏联代号 RS-14
0.56 0.45 0.56	惯性	可储液体			1975	150	苏联代号 RS-16
0.43 0.43 0.35 0.26	惯性	可储液体			1975 1977 1979 1982	308	苏联代号 RS-20 用来取代 SS-9
0.46 0.3 0.3	惯性	可储液体			1975 1979 1982	60 300	苏联代号 RS-18 取代部分 SS-11
0.4	惯性	固体		1966	1977	451	苏联代号“先锋”
0.26	惯性	固体			1986		苏联代号 PL-4
0.26	惯性	固体			1986		苏联代号 PL-5

潜对地战略弹道导弹

国别	名称与代号	级数	弹长 m	弹径 m	起飞重量 1000kg	投掷重量 kg	弹头 类别	弹头 数量	弹头 重量 kg	弹头 威力 万吨 TNT	射程 km	发射方式
法国	M-1	2	10.4	1.5	18		单弹头	1	500	50	2500	潜艇水下发射
	M-2	2	10.7	1.5	20		单弹头	1	500	50	3000	潜艇水下发射
	M-20	2	10.7	1.5	20		单弹头	1		100	3000	潜艇水下发射
	M-4	3	11	1.93	35		分导式多弹头	6		15	4000~6000	潜艇水下发射
美国	“北极星 A-1” Polaris A-1 UGM-27A	2	8.69	1.37	12.9	454	单弹头	1	399	60	2200	潜艇水下发射
	“北极星 A-2” Polaris A-2 UGM-27B	2	9.4	1.37	13.6	454	单弹头	1	399	80	2800	潜艇水下发射
	“北极星 A-3” Plaris A-3 UGM-27C	2	9.85	1.37	16.4	650	集束式多弹头	3	160	20	4600	潜艇水下发射
	“海神 C-3” Poseidon C-3 UGM-73A	2	10.39	1.88	29.5	1500	分导式多弹头	6~10	91	5	4600	潜艇水下发射
	“三叉戟Ⅰ C-4” Trident Ⅰ C-4 UGM-96A	3	10.4	1.88	31.5	1315	分导式多弹头	8	96	10	7400	潜艇水下发射
	“三叉戟Ⅱ D-5” Trident Ⅱ D-5	3	13.5	2.1	58.9	2300	分导式多弹头	8	200	47.5	7400	潜艇水下发射
苏联	“萨克” Sark SS-N-4	1	14.6	1.8	19		单弹头	1	680	100	650	潜艇水面发射
	“塞尔布” Serb SS-N-5	1	10.7	1.5	18		单弹头	1	680	100	1300	潜艇水下发射
	“索弗莱” Ⅰ	2	9.14	1.65	20	720	单弹头	1		100	2400	潜艇水下发射
	Sawfly Ⅱ						单弹头	1		100	3000	
	SS-N-6 Ⅲ						集束式多弹头	2		20 ~ 35	3000	

潜对地战略弹道导弹

命中精度 CEP km	制导方式	推进剂	起飞推力 KN	开始研制 年 月	开始服役 年 月	装备数量	备注
1	惯性	聚氨酯	441	1965.5	1971.12	32	1975 年退役
1	惯性	聚氨酯	441	1969	1974	48	1976 年退役
1	惯性	聚氨酯	441	1971	1976.3	80	
0.3	惯性	端羧基聚丁二烯	686	1975	1985	16	将逐步取代 M-20
1.85	惯性	聚氨酯	311	1952.3	1960	80	1965 年退役，由 A-2 取代
0.93	惯性	聚氨酯	353	1958.4	1962.6	208	1974年至1976 年退役，由 A-3 取代
0.93	惯性	聚氨酯	421	1960.9	1964.9	448	1971 年开始退役，由 C-3 取代，另有 64 枚在英国潜艇上部署
0.52	惯性	聚丁二烯丙烯腈	725	1965.1	1971.3	496	1979 年开始退役逐步被 C-4 取代
0.23 ~ 0.5	星光惯性	交联复合改性双基	742	1971	1979.10	384	
0.13 ~ 0.185	星光惯性	聚乙二醇/硝化甘油		1979	预计 1989.12		
3.7	惯性	可储液体	470		1961	95	已退役
3.7	惯性	可储液体	490		1964	60	已部分退役
0.9 0.9 1.4	惯性	可储液体			1968	528	

国别	名称与代号	级数	弹长 m	弹径 m	起飞重量 1000kg	投掷重量 kg	弹头 类别	弹头 数量	弹头 重量 kg	弹头 威力 万吨 TNT	射程 km	发射方式
苏联	SS-N-8 Ⅰ	2	12.2	1.83	28		单弹头	1	820	100	7800	潜艇水下发射
	SS-N-8 Ⅱ										9100	
	SS-N-8 Ⅲ										9100	
	SS-N-17	2	11.06	1.65	20		单弹头	1		75	4500	潜艇水下发射
	SS-N-18 Ⅰ	2	14.1	1.83	30	820～1315	分导式多弹头	3		20	6500	潜艇水下发射
	SS-N-18 Ⅱ						单弹头	1		45	8000	
	SS-N-18 Ⅲ						分导式多弹头	7		20	6500	
	SS-N-20	3	15	2.2	～60	2500	分导式多弹头	6~9		20	8300	潜艇水下发射
	SS-N-23		16.9	1.8	35.6	1520	分导式多弹头	6		25	8500	潜艇水下发射

地对地战术弹道导弹

国别	名称与代号	级数	弹长 m	弹径 m	起飞重量 1000kg	投掷重量 kg	弹头 类别	弹头 数量	弹头 重量 kg	弹头 威力 万吨 TNT	射程 km	发射方式
法国	“普吕东” Pluton	1	7.64	0.65	2.42		核弹头	1		1.5～2.5	10～120	车载机动发射
	“哈德斯” Hades	1	7	0.65	1.82		核弹头或中子弹	1		1～2.5	120～350	车载机动发射
美	“红石” Redstone PGM-31	1	19.2	1.78	20.4		单弹头	1	3000	35	～480	地面发射
	“潘兴Ⅰ” Pershing Ⅰ MGM-31	2	10.5	1.01	4.6		单弹头	1	600	40	160～724	陆地机动发射
	“潘兴Ⅰ A” Pershing Ⅰ A MGM-31A	2	10.5	1.01	4.2		单弹头	1	570	4、6、40	160～740	陆地机动发射

命中精度 CEP km	制导方式	推进剂	起飞推力 KN	开始研制 年 月	开始服役 年 月	装备数量	备注
1.3 0.9 0.45	星光惯性	可储液体			1973	292	
0.46	惯性	固体			1977	12	
1.4 0.6 0.6	星光惯性	可储液体			1978	224	苏联代号 RSM-50
0.5～0.56		固体			1982	20	苏联代号 RSM-52
0.6	星光惯性	可储液体			预计 1987		

地对地战术弹道导弹

命中精度 CEP km	制导方式	推进剂	起飞推力 KN	开始研制 年 月	开始服役 年 月	装备数量	备注
0.15～0.3	简易惯性	固体	265	1967	1974.5	44	
0.1	惯性	固体		1980	预计 1992	200	将取代普吕东
0.3	惯性	液氧/酒精	284	1950	1957.9		1962 年退役
0.4	惯性	聚丁二烯丙烯酸	119	1958.3	1962.6	180	1969～1971 年退役
0.37	惯性	聚丁二烯丙烯酸	119	1966	1969	108	1983～1985 年退役

国别	名称与代号	级数	弹长 m	弹径 m	起飞重量 1000kg	投掷重量 kg	弹头				射程 km	发射方式
							类别	数量	重量 kg	威力 万吨 TNT		
美国	“潘兴Ⅱ” Pershing Ⅱ	2	10	1	7.26	1360	机动弹头	1		0.5～5	160～1800	陆地机动发射
	“长矛” Lance MGM-52C	1	6.14	0.56	1.45 1.29		常规弹头或核弹头	1	454 211	0.1～10	50～120	陆地机动发射
	“突击破坏者” Assault Breaker T-22	1		0.56			常规弹头或核弹头	1			150～278	
苏联	“讨厌者” Scunner SS-1	1	14.96	1.65	13		常规	1	1000		300	地面发射
	“同胞” Sibling SS-2	1	17.68	1.65	20		常规	1	1500		600	地面发射
	“讼棍” Shyster SS-3	1	20.75	1.65	28.4		常规弹头或核弹头	1	1300		1200	地面发射
	“飞毛腿”A Scud-$\frac{A}{B}$ SS-1 $_{c}^{b}$ B	1	10.6 11.16	0.88	4.5 6.3		常规或核弹头 常规或核弹头	1	680 1000	2～20 0.1～10	48～110 50～300	陆地机动发射
	“薄板” Scaleboard SS-12	1	11.25	1	6.8		常规或核弹头	1	450～680	2、4、10、100	700～800	陆地机动发射
	“圣甲虫” Scarab SS-21	1	9.44	0.46			常规或核弹头	1			120	陆地机动发射

命中精度 CEP km	制导方式	推进剂	起飞推力 KN	开始研制 年 月	开始服役 年 月	装备数量	备注
0.04	惯性加末制导	端羟基聚丁二烯		1974.12	1983	108	
0.15～0.38	简易惯性	硝酸 / 偏二甲肼	207	1966	1972.6	1450	
		端羟基聚丁二烯		1978			正在研制
	惯性	液氧 / 酒精	265	1946			苏联代号 P-1 50 年代初退役
	惯性	液氧 / 酒精	363	1946			苏联代号 P-2
	惯性	液氧 / 酒精	431				苏联代号 P-5
0.37 0.3	简易惯性 惯性	硝酸 / 煤油	131		1957 1965	～570	
0.9	捷联惯性	可储液体			1969	～200	
0.05		固体			1976	124	

国别	名称与代号	级数	弹长 m	弹径 m	起飞重量 1000kg	投掷重量 kg	弹头				射程 km	发射方式
							类别	数量	重量 kg	威力 万吨 TNT		
苏联	SS-22	1					常规或核弹头	1		50	900	陆地机动发射
	“蜘蛛” Spider SS-23	1					常规或核弹头	1		20	300～500	陆地机动发射

命中精度 CEP km	制导方式	推进剂	起飞推力 kN	开始研制 年 月	开始服役 年 月	装备数量	备注
0.3		固体			1979	360	SS-12 的改型
0.15～0.2		固体			1980		

附录2　巡航导弹性能数据简表

国别	名称与代号	射程 km	巡航速度 M	巡航高度 m	命中精度 m	弹长 m	弹径 mm	翼展 m	发射重量 kg	战斗部 类别	战斗部 威力 kt	战斗部 重量 kg	制导系统
法国	法国巡航导弹 French Cruise Missile	最大 2000	最大 0.7	高空或超低空	＜100	约 7.0	约 700	最大 4.0	1800	热核	100～150		惯性导航加地形匹配修正系统
美国	“战斧”对陆核攻击导弹 TLAM-N BGM-109A	最大 2500	最大 0.72 最小 0.60	海上：7.5～15 平原：＜50 山区：100～150	30	5.56 加助推器 6.17	527	2.65	1443	W80-0 热核	200	122.5	地形匹配辅助惯性导航系统 LN-35 惯导设备，AN/DSW-15 等高线地形匹配系统，AN/APN-194 型雷达高度表
	“战斧”反舰导弹 TASM BGM-109B	463～556	0.72	7.5～20	单发命中概率 >90%	5.56 加助推器 6.17	527	2.65	1430	半穿甲常规高能炸药	直接命中时可使长 90m 战舰丧失作战能力	454	中段：捷联式惯性制导加中继修正；末段：PR-53/PSQ-28 主动雷达导引头；高度：AN/APN-194 雷达高度表
	“战斧”对陆常规攻击导弹 TLAM-C BGM-109C	1112～1297	最大 0.72 最小 0.60	海上：7～15 平原＜60 山区 100～150	约 16	5.56 加助推器 6.17	527	2.65	约 1500	同上	同上	同上	地形匹配辅助惯性导航系统，末端数字式景象匹配区域相关器
	陆上发射巡航导弹 GLCM BGM-109G	最大 2500	最大 0.72 最小 0.60	平原＜50 山区 100～150	30	5.56 加助推器 6.17	527	2.65	1450	W84 热核	10～50	＜122.5	地形匹配辅助惯性导航系统（同于 BGM-109A）

巡航导弹性能数据简表

动力装置			发射平台	研制单位	费用	发展情况			备注
类别	推力 KN	燃料				研制时间 年·月	装备时间 年·月	状态	
1台涡喷发动机+1台固体火箭			“幻影2000N飞机运输—起竖—发射车	法国导弹技术司，航天航空公司，马特拉公司		1982年开始方案设想		1985年放弃了用作战略核武器的初期想法，改为投射战术核武器、子母弹头，打击第二梯队	正进行技术研究
1台F107-WR-400涡扇发动机+1台固体火箭	2.67 31.1	RJ-4 端羧基聚丁二烯	“大鲟鱼”(SSN-594)“鲟鱼”(SSN-637)洛杉矶(SSN-688)级核潜艇，水面舰	海军提出任务，主承包商通用动力公司康维尔分公司	按1981财年计三种导弹总费用30亿美元，单价140万美元，1986年预计总费128.295亿美元，单价280万美元	1972.6研制 1977.3生产	至今未定 /	由于作战要求不明，部署时间、数量至今未定，预计90年代初部署758枚，主要用于潜艇发射	“战斧”BGM-109多用途海射巡航导弹发展计划最先决定发展的导弹
1台J402-CA-100涡喷发动机+1台固体火箭	最大2.94 额定2.68 31.1	JP-5 端羧基聚丁二烯	“洛杉矶”级，核潜艇DD-963斯普恩级驱逐舰，重新服役的战列舰，及其它水面舰	同上	同上	1977生产	潜射型：1983.9 舰射型：1984.3	拟装备总量593枚，“洛杉矶”SSN-688级潜艇每艘鱼雷管发射8枚，垂直发射系统12枚；DD-963装24枚；战列舰装32枚	
1台F107-WR-400涡扇发动机+1台固体火箭	2.67 31.1	RJ-4 端羧基聚丁二烯	攻击型核潜艇，DD-963级驱逐舰，巡洋舰，战列舰	同上	同上	1976	潜射型：1982.1 舰射型：1983.6	计划装备总量2643枚，1985拟装备水面舰的EX-41垂直发射系统	是BGM-109提出计划最晚，发展最快，装备最早的一种导弹，数量也最多
同上	同上	同上	MANM 1001 8×8牵引车拖动的运输-起竖-发射车	空军提出任务，主承包商通用动力公司康维尔分公司	按1981财年计总研制费用17.5亿美元，军事设施建设费2.65亿美元，单价200万美元	1977.10	1983.12首先部署于英国格林汉康芒基地	自1983.12至今已部署166枚，计划总产量560枚，至1988年底应在北约诸国部署116个分队，总计464枚	是BGM-109海射巡航导弹的陆上改进型

国别	名称与代号	射程 km	巡航速度 M	巡航高度 m	命中精度 m	弹长 m	弹径 mm	翼展 m	发射重量 kg	战斗部 类别	战斗部 威力 kt	战斗部 重量 kg	制导系统
美国	空中发射巡航导弹 ALCM AGM-86A	有效 1300	最大 0.77 最小 0.66	中段 50～100 末段 15	185	4.27	最大 650	最大 2.90	860	W80-1 热核	200	122.5	地形匹配辅助惯性导航系统 LN-35 惯导设备，AN/DSW-15 等高线地形匹配系统，AN/APN-194 型雷达高度表
	空中发射巡航导弹 ALCM AGM-86B	最大 2500～3000 (随发射高度变化)	最大 0.72 最小 0.60	7.62～152.4	30	6.36	693	3.66	1430	同上	同上	同上	同上 混合式数字化自动驾驶仪
	先进巡航导弹 Advanced Cruise Missile (ACM)	2750～4200	高亚音速	与 AGM-86B 相近仍选贴近地面上空飞行	＜16					同上	同上	同上	地形匹配辅助惯性导航系统加末段景象匹配区域相关器，或红外成像毫米波导引头，或小型全球定位系统导航卫星接收机
	先进战略空中发射导弹 ASALM	380 或 575～927 试验：470	3.5～4.5 (随巡航高度不同) 末端＜5	最大 35000 试验 24400		4.27	533 带下颌式进气道 635	无弹翼尾翼：0.91	约 1225	热核 (W80) 或常规			中段：先进的捷联式惯导系统 末段：被动式寻的或频率捷变主动雷达导引头
	鲨蛇 Snark SM-62A	8000	0.93	18000～22500		22.57	1380	12.9	22600	W39 热核	1000		惯性导航加天文导航

动力装置			发射平台	研制单位	费用	发展情况			备注
类别	推力 kN	燃料				研制时间 年·月	装备时间 年·月	状态	
1台 F107-WR-100 涡扇发动机	2.67	JP-4	B-52G 轰炸机，每架可携带 20 枚 AGM-86A 翼下 12 枚，机内旋转式发射架 8 枚	空军提出任务，主承包商波音公司	总费用约 15 亿美元，单价小于 50 万美元	1973		1977.6 中止研制转入重点发展 AGM-86B	在 SCAD 基础上改进
1台 F107-WR-101 涡扇发动机	2.67	JP-9	B-52G/H 轰炸机，FB-111H 战斗轰炸机，B-1B 轰炸机（22 枚）B-52H 改装后带 20 枚	同上	生产 3418 枚的总费用为 60 亿美元，单价按 1981 财年为 124.7 万美元	1976	1982.10 部署第一个 AGM-86B/B-52G 中队	原计划生产总量 3418 枚，装备 151 架 B-52G，90 架 B-52H，61 架 FB-111H 及 90 架 B-1B，1983.1 采购 1499 枚后中止订购，1987 年停产，将发展重点转向 ACM	80 年代末将和 ACM 同时装备于同一基地直至 90 年代中为止
1台 F112-WR-100 涡扇发动机或偏心式涡喷发动机；复合循环涡扇发动机	3.74	含硼和碳悬浮体高密度燃料	主要装 B-1B 轰炸机及更先进的隐形轰炸机，八十年代末可能也装备部分 B-52G/H	空军提出任务，1983.4 选定通用动力公司为主承包商	总研制生产费估计为 60 亿美元，按 1984 财年计，每枚造价 200 万美元以上	1978 方案设想，1982. 招标，1987. 生产	1987.12	总产量估计为 2850 枚左右，1993 年前约生产 1350 枚	亦称“隐身”巡航导弹，是 90 年代中以前 ALCM 的发展重点
1台整体式火箭冲压发动机		RJ-5	B-52 轰炸机，FB-111 战斗轰炸机，B-1B 轰炸机	围绕整体式火箭冲压发动机，空对空型制导技术先后有麦道公司、马丁·马里埃塔等 10 几个公司参入研究	在 1980.3 以前的 44 个月中分系统研究花费了 1.424 亿美元	1968 年方案设想 1976 年演变为 ASALM		由于发动机、制导技术进展迟缓，目标威胁难以预料，1980 年撤销方案研制转为基本技术研究	拟在 90 年代中取代 ACM
1台 J57-P-17 涡喷发动机 + 2台固体火箭	47.1 2×147.1	JP-4	带斜轨的拖架式发射架	空军发展部和诺斯罗普公司联合研制		1946	1959	60 年代中退役	1955 年集中发展洲际弹道导弹后，逐步被取代

国别	名称与代号	射程 km	巡航速度 M	巡航高度 m	命中精度 m	弹长 m	弹径 mm	翼展 m	发射重量 kg	战斗部 类别	战斗部 威力 kt	战斗部 重量 kg	制导系统
美	那伐鹤 Navaho SM-64A	8000	3～3.5	24000		16	1200		13600	热核或常规			天体导航加惯性导航
	天狮星 I Regulus I SSM-N-8	最大960带副油箱1600	0.90	最大1200		10.06	1370	6.4 折叠后2.5	6587	W5 热核或常规	40～50	约990 1220	初期用无线电指令，后改用惯性制导
	天狮星 II Regulus II SSM-N-9	最大1610	最大2	最大21000		17.37	1830	6.1 折叠后2.79	15785	W27 热核	几百万吨		无线电指令加惯导系统
	斗牛士 Matador TM-61A/C	最大1040	最大0.9	最大10675		12.1	1370	8.49	5443	W5 热核	40～50	约990	TM-61A: MSQ雷达指令 TM-61C: MSQ雷达指令加双曲线导航
	马斯 Mace TM-76A/B	最大1120	0.9（末段可超音速）	300～12000		13.42	1370	6.98	6260	W28 热核	1000		TM-76A: 自动地形识别系统 TM-76B: 惯性制导系统
国	大猎犬 Hound Dog AGM-28A/B	800～960（随发射高度变化）	1.6～2.2（随巡航高度变化）	9000～13500	最小300～500 平均900～1800	13	710	3.66	4500	W28 热核	1000		AGM-28A: 全程惯性制导 AGM-28B: 惯性制导加被动雷达

动力装置			发射平台	研制单位	费用	发展情况			备注
类别	推力 kN	燃料				研制时间 年·月	装备时间 年·月	状态	
2台RJ-47冲压发动机+3台XLR79液体火箭发动机	2×176.6 3×612.5	JP-4 酒精+液氧	类似于弹道式导弹用垂直发射	空军委托北美航空公司研制		1946		1957.7停产后，1958年曾用于进行环境研究，XLR79发动机研究成果用于“宇宙神”“雷神”“大力神”等弹道导弹第一级	
1台J33-A-18A涡喷发动机+2台FTV-8固体火箭	最大20.45 巡航17.35 2×44.6	JP-4	“罗斯福”等11艘航空母舰，“洛杉矶”“芝加哥”等5艘巡洋舰，“金枪鱼”“巴伯罗”等2艘潜艇	强斯.渥特飞机公司为美海军研制	当时每枚造价为25万美元	1947年研制 1952年生产	1955	1960·停产，1964·全部退役，停产时生产2000枚	发射时潜艇浮出水面，无水下发射能力
1台J79-GE-3A涡喷发动机+台固体火箭	加力69.14 巡航42.7 511.6	JP-4或JP-5	“大比目鱼”核动力潜艇，“长矶”号核动力巡洋舰	同上		1954		1958.12撤销研制计划，停止生产，导弹用作靶机，“大比目鱼”潜艇改为一般用途。停产时生产70枚	
1台J33-A-37涡喷发动机+台固体火箭	最大20.45 巡航17.37 231.39	JP-4	支撑式发射架由专用拖车牵引	空军委托马丁公司研制		1946	TM-61A 1954投产并装备部队 TM-61C 1957取代TM-61A	1959开始退役，1957共装备两个营，一个在联邦德国，一个在南朝鲜，每营三个连6个发射架25枚导弹2881名执勤人员	
1台J33-A-41涡喷发动机+台GTU-223固体火箭	最大23.4 巡航19.0 445	JP-4 含金属粉末的多硫聚合物	专用拖车牵引的支撑式发射架	空军委托马丁公司研制	当时每枚造价25万美元	1954研制 1957生产	1958	60年代末退役，1959取代驻联邦德国的TM-61C；1960.5在冲绳建立基地	由“斗牛士”TM-61B改进而成
1台52-P-3双轴涡喷发动机	最大49.83 巡航33.35	JP-4或JP-5	B-52G/H轰炸机	战略空军司令部委托北美航空公司研制		1957研制 1959生产	1960	1963停产，1976退役，停产时总产量约600枚，装备于29个B-52联队	是60年代末其它巡航导弹纷纷退役后保留下来的唯一一种具有战略和战区核攻击能力的巡航导弹，1976年为SRAM取代

国别	名称与代号	射程 km	巡航速度 M	巡航高度 m	命中精度 m	弹长 m	弹径 mm	翼展 m	发射重量 kg	战斗部 类别	战斗部 威力 kt	战斗部 重量 kg	制导系统
苏联	沙道克 Shaddock SS-N-3c	最大 >800 受控约 460	平飞 0.9 末段 1.4	最大 10000 一般 3000～6000 末段超低空		12.81	1000	2.10	> 5400	热核	800		无线电指令或惯性制导加红外或雷达末制导
	SS-N-21	约 3000	高亚音速		约 120		533			热核			地形匹配辅助惯导系统
	SSC-X-4	>3000	高亚音速							热核或常规			
	撑杆 Kent AS-15	2400	高亚音速		约 45					热核			惯导系统加地形匹配
	BL-10	3700	超音速							热核			
印度	PTA 靶机/巡航导弹 PTA Drone/Cruise Missile		>0.82			> 6.0				热核或常规子母弹			
英国	英国巡航导弹 U.K. CruiseMissile	最大 650	最大 2	几千米的中、高空		4.14	400	最大 1.2	> 550	热核或子母弹			惯导加景象匹配系统

动力装置			发射平台	研制单位	费用	发展情况			备注
类别	推力 kN	燃料				研制时间 年·月	装备时间 年·月	状态	
1台涡喷发动机+2台固体火箭			主要装备W、J、E三级巡航导弹潜艇	苏海军		1951	1959～1962	到70年代初约有300枚装备于W、J、E三级潜艇，自1976“沙箱”SS-N-12出现后逐步为其取代	共四种型号，陆射SSC-1b，潜射SS-N-3a，舰射SS-N-3b，均为战术反舰巡航导弹
涡扇发动机			Y_1级弹道导弹潜艇，O、C两级巡航导弹潜艇	苏海军		1978	1983	1982年进行鱼雷发射试验，1983装备于退役的Y_1级弹道导弹垂直发射管，实现水下发射	美估计性能上接近“战斧”导弹，已可从潜艇鱼雷管水下发射
			由一辆大卡车拖运四联装发射架				1983年出现	其配置类似于美国的GLCM	北约估计可能是SS-N-21的陆射型
涡扇发动机			“逆火”、“熊-H”轰炸机，可能装备“海盗旗”新型轰炸机			1978年以来至少已进行过8次试验	1985“逆火”轰炸机	1984年初具作战能力，用于取代“AS-6”，1986～1987将装备新型“海盗旗”轰炸机	美估计性能类似于ALCM
			“熊”和“海盗旗”轰炸机					正在研制	
HAL PTAE-7空气喷气发动机			车载型：地面拖车机载型：轰炸机	印度航空开发局提出任务计划，印度斯坦航空公司制造		1982～1983	靶机：1987巡航导弹：80年代末	正进行历时18个月的飞行试验，航线按预编程序由计算机控制	西方国家估计，可能不会象美国那样采用复杂技术，很可能利用从苏联买入的“冥河”加以改型
涡喷发动机			“旋风”攻击机	英国航天公司皇家空军		1984年提出方案设想		英国航天公司在皇家空军没有提出具体要求下，拟在“海鹰”反舰导弹基础上研制一种两用空地巡航导弹	

附录3　面对空导弹性能数据简表

地对空导弹

国别	名称与代号	对付目标	作战半径 最大/最小 km	作战高度 最大/最小 km	导弹速度	单发杀伤概率	制导体制	抗干扰措施	反应时间 s
埃及	鹰眼 Sakr Eye	低空近程低速飞机	4.4/0.5	2.4/0.05	M=1.5	/	红外寻的	红外导引头增加滤光片	
法国	响尾蛇 Crotale	战斗机轰炸机直升机	8～8.5/0.5	3/50m	M≈2.2	50～70 % 80～90 % (双发)	无线电指令	单脉冲跟踪雷达、光瞄、电视辅助跟踪	6～10
	沙伊纳/西卡 Shahine/Sica	低空、超低空飞机和巡航导弹	13/0.5	6/15m	M=2.5	>80 %	雷达或电视跟踪+无线电指令	雷达/电视复合制导,单脉冲多卜勒雷达	6～8
	SATCP	低空、超低空飞机直升机	6/0.3 4(直升机)	4.5	M=2.6	90 %	红外寻的	带信息处理装置的多元红外探测器	3～5
	SA-90	飞机、巡航导弹、反辐射导弹、空对地导弹、地对地导弹	30	20	M=3～4	90 %	惯性+无线电指令+主动雷达寻的	复合制导体制,频率捷变,相控阵雷达,主动雷达寻的	
国际合作	罗兰特 Roland (Ⅰ型,Ⅱ型)	低空、超低空高速飞机	6/0.5 (Ⅰ) 6.3/0.5 (Ⅱ)	4.5/15m	M=1.7	50～80 %	光学跟踪+无线电指令(Ⅰ) 雷达或光学跟踪+无线电指令(Ⅱ)	光电复合制导,单脉冲跟踪	8(Ⅰ) 6～8 (Ⅱ)

面对空导弹性能数据简表

地对空导弹

弹长 m	弹径 m	翼展 m	重量 kg	气动外形	战斗部 类别、重量、引信、杀伤半径	动力装置 类别、数量、推力(或总冲)	发射方式	研制/装备时间	总承包商、经费与单价	备注
1.44	0.072	0.23	9.8	鸭式	穿甲爆破式，高能炸药，近炸、触发引信	一台双推力固体+一台固体助推器	单兵肩射	正在研制	埃及萨克尔工厂	
2.94	0.156	0.547(翼尖弹出)	85.5	鸭式	破片聚焦型，13.9kg，红外近炸引信，6～8m	一台固体	四联装筒式倾斜发射	1964/1971	汤姆逊－CSF公司	
3.13	0.156	0.592(展开)	105	鸭式	破片式，15kg，烈性炸药，红外近炸引信，2型为雷达近炸引信，>8m	一台固体	六联装筒式倾斜发射	1974/1984(1型)	汤姆逊－CSF公司 1.9万美元(1985年价)	1型已停产
1.8	0.09		17	鸭式	破片式，3kg，激光近炸或触发引信，1m	一台固体+一台固体起飞发动机	单兵三角架倾斜发射(其它还有车载、机载、舰载式)	1988	点	预计1988年装备，使[illegible]北[illegible]弹
/	0.18		300	正常式推力控制(旋转弹)	破片聚焦式，15kg，近炸和触发引信	一台冲压	垂直发射	1982/[illegible]	[illegible]五[illegible]代[illegible]台[illegible]50亿	
2.4	0.163	0.5	63(Ⅰ) 71(Ⅱ)	正常式	多效应空心装药6.5kg，无线电近炸引信和触发引信，6m	一台固体+一台固体助推器	双联装筒式倾斜发射	1964/1976(Ⅰ) 1966/1976(Ⅱ)(德)～1982(Ⅱ)(法)	联[illegible]MBB[illegible]法国[illegible]公司[illegible]枚14.8[illegible]元(19[illegible]年)美国[illegible]枚61.12[illegible](1986财年	

国别	名称与代号	对付目标	作战半径 最大/最小 km	作战高度 最大/最小 km	导弹速度	单发杀伤概率	制导体制	抗干扰措施	反应时间 s
国际合作	阿达茨 ADATS	各类低空高速飞机及坦克、装甲车等地面目标	8/1(飞机) 6/0.5 (坦克)	5	M=3	/	光瞄+激光驾束	激光制导	
联邦德国	MFS-2000	中空远程飞机	15～30		M>2.5	/	惯性/无线电指令+雷达主动寻的	相控阵雷达	/
美国	波马克 Bomarc CIM-10A/B	高空飞机飞航导弹	320(A) 700(B)	18(A) 30/0.3 (B)	M=2.5(A) M=2.8(B)	/	预定程序+指令+雷达主动寻的	雷达主动寻的	/
	奈基Ⅱ Nike-Hercules MIM-14	高空飞机战术弹道导弹、飞航导弹	139	45/1	M=3.3	65～80 %	无线电指令	/	/
	霍克/改进霍克 Hawk/Improved Hawk MIM-23A/B	中、低空飞机、巡航导弹、战术地地导弹、反辐射导弹	40/2 (A) 46.3/2 (B)	11/30m (A) 18/30m (B)	M=2.5	80 % (A) >80 % (B)	全程半主动寻的	恒虚警，动目标显示，多频率，光学辅助跟踪(改进型)	16～20(A) 26～34(B)
	红眼睛 Redeye MIM-43	低空、超低空战斗机，轰炸机，直升机	3.6/0.5	1.5/50m	M=1.7～2	70 % 90 % (双发)	光瞄+红外寻的	光学瞄准，红外导引头	≤5
	小檞树 Chaparral MIM-72A/C	低空高速飞机、直升飞机	5	2.5/50m	M=2.5	50 %	光瞄+红外寻的	光学瞄准，红外导引头、前视红外(改进型)	/

弹长 m	弹径 m	翼展 m	重量 kg	气动外形	战斗部 类别、重量、引信、杀伤半径	动力装置 类别、数量、推力(或总冲)	发射方式	研制/装备时间	总承包商、经费与单价	备注
2.05	0.152		51	无翼尾舵式	聚能破甲或破片式,12kg,激光近炸和触发引信	一台固体	八联装筒式倾斜发射	1979/1987	美国马丁·马里埃塔公司,2亿美元	瑞士、美国合作
						/	垂直发射	1980/	MBB公司、西门子公司、AEG公司	预计九十年代中装备
14.43 (A) 13.72 (B)	0.91 (A) 0.89 (B)	5.50 (A) 5.54 (B)	6800 (A) 7257 (B)	正常式(翼尖副翼)	核装药或烈性炸药,近炸引信	两台冲压+一台液体助推器(A),两台冲压+一台固体助推器(B)	固定阵地垂直发射	1951/1960 (A) 1958～1961 (B)	波音公司	已退役
12.4	0.79	2.28	4767	鸭式	烈性炸药,545kg或核装药,指令近炸引信	四台固体+四台固体助推器	固定和野战两种,垂直(85°)发射	1953/1958	道格拉斯与西方电气公司,每枚5.5万美元(1964年价)	为MIM-14C数据
5.03	0.36	1:2	586 (A) 623.7 (B)	无尾式	破片式,50kg(A),连杆式,75kg或核装药(B)近炸或触发引信	一台双推力固体	三联装倾斜发射	1954/1960 (A) 1964～1972(B)	雷锡恩公司,每枚10.1万美元(1984年价)	A型已退役
1.22	0.07	0.148	8.17	鸭式	破片式,烈性炸药0.5kg,触发引信	一台固体+一台固体起飞发动机	单兵肩射	1959/1966	通用动力公司	停止生产
2.9	0.12	0.64	86.2	鸭式	连杆式,45kg,改进型5kg,烈性炸药近炸引信	一台固体	四联装倾斜发射	1965/1969	福特航空、航天和通信公司,每枚3万美元(1969年价)	A型已退役

国别	名称与代号	对付目标	作战半径 最大/最小 km	作战高度 最大/最小 km	导弹速度	单发杀伤概率	制导体制	抗干扰措施	反应时间 s
美国	爱国者 Patriot MIM-104	飞机、空对地导弹、战术弹道导弹、巡航导弹	80～100/3	24/0.3	M=5～6	>80%	程序+指令+TVM复合制导	相控阵雷达，TVM制导，频率捷变，动目标显示，复杂信号处理、恒虚警	/
	陆麻雀 LandSparrow RIM-7E	飞机	10	3	M=2.5	/	半主动雷达寻的	单脉冲雷达导引头	
	尾刺 Stinger FIM-92A	低空、超低空飞机、直升机	5.6/0.5	4.8	M=2	/	光瞄+红外寻的	光学瞄准红外/紫外导引头(改进型)	/
	复仇者 Avenger	低空近程飞机、直升机	4.8	1.48	M=2	/	光学/前视红外探测+红外寻的	光学或红外两种探测手段	转塔<10 导弹<3 火力间隔时间<5s
	军刀 Saber	亚音速飞机、坦克、装甲车					激光驾束	激光驾束	
日本	近程萨姆 Tan SAM	低空高速飞机	7	6/15m	M=2.4	75%	惯性+红外寻的	/	8
	凯科 Keiko						红外寻的	红外成像导引头	

弹长 m	弹径 m	翼展 m	重量 kg	气动外形	战斗部 类别、重量、引信、杀伤半径	动力装置 类别、数量、推力(或总冲)	发射方式	研制装备时间	总承包商、经费与单价	备注
5.3	0.41	0.87	1000	无翼尾舵式	破片式,68kg,烈性炸药或核装药,近炸引信,20m	一台高能固体,131.3KN	箱式四联装倾斜发射	1965/1985	雷锡恩公司	
3.66	0.204	1	288	全动翼式	连杆式,30kg烈性炸药,近炸和触发引信	一台固体	倾斜发射	七十年代初	雷锡恩公司	未装备
1.52	0.07	0.09	10.13	鸭式	破片式,1kg,触发引信	一台固体+一台固体起飞发动机	单兵肩射	1972/1981	通用动力公司波莫纳分公司	在英阿战争中使用,发射4枚击落1架飞机
1.52	0.07	0.09	10.13	鸭式	破片式1kg,触发引信	一台固体+一台固体起飞发动机	八联装筒式倾斜发射	1983.5/	波音公司	用尾刺导弹
					聚能装药		肩射式		美国宇航公司	1983年首次展出
2.7	0.16	0.6	100	正常式	破片式,烈性炸药,触发或近炸引信	一台固体	双联装倾斜发射	1966/1981	日本东芝、精工和日产汽车公司,3500万美元每枚22万美元	
						一台固体+一台起飞发动机	单兵肩射	1982/	东芝公司	预计八十年代末装备

国别	名称与代号	对付目标	作战半径 最大/最小 km	作战高度 最大/最小 km	导弹速度	单发杀伤概率	制导体制	抗干扰措施	反应时间 s
瑞典	RBS-70	高速飞机直升机	5/0.2	3	M=1.6	50～80 %(迎击) 30～40 %(尾追)	激光驾束	激光驾束激光引信	5
瑞士	奥利康 Oerlikon RSD-58	飞机	30/3	30	M=2.4		驾束制导		60
	米康 Micon	飞机	35/3	22	M=3		驾束制导		
苏联	吉尔德 Guild SA-1	跨音速飞机	3.2	20/2	M=3	/	无线电指令单目标	/	/
	盖德莱 Guideline SA-2(1д / 11д改)	各类飞机	30/12 (1д) 34/5 (11д)	22/3 27/0.3	M=3 M=3.5	70 % 95 % (三发)	无线电指令	在方位天线上增加两个抛物面照射天线	/
	果阿 Goa SA-3	飞机	25/3	18/20m	M=2.5	>95 %(双发)	全程无线电指令	变频、动目标显示，雷达/光学复合制导	30
	加涅夫 Ganef SA-4	高空侦察机、轰炸机	74/8	24.4/1.1	M=2.5	/	无线电指令+半主动雷达寻的	/	/
	甘蒙 Gammon SA-5	高空高速飞机、飞航导弹	300/80	29/	M=3～5	/	无线电指令+主动雷达寻的	/	/
	根弗 Gainful SA-6	亚音速超音速飞机飞航导弹	25/5	10/60m	M=2.2	80 %	全程半主动寻的	多波段多频率动目标显示	30

弹长 m	弹径 m	翼展 m	重量 kg	气动外形	战斗部 类别、重量、引信、杀伤半径	动力装置 类别、数量、推力（或总冲）	发射方式	研制/装备时间	总承包商、经费与单价	备注
1.59	0.106	0.32	15	正常式	破片式，1.1kg，激光近炸和触发引信，3～3.5m	一台固体+一台固体起飞发动机	单筒三角支架发射	1969/1978	博福斯导弹公司，每个系统20万美元，每枚4.7万美元（1983年价）	
5.7	0.36	1.3		正常式	破片式，40kg，近炸引信	一台固体+一台固体助推器	双联装倾斜发射	1946/五十年代末	奥利康机械工具公司	已退役
5.4	0.42	3	800	鸭式	高能破片式，70kg，红外近炸引信	一台双推力固体	双联装倾斜发射	1959/六十年代后期	康特拉维斯公司	已停产
12	0.7	2.4	3000	鸭式	破片式，近炸引信	一台预存式液体或一台双推力固体（改进后）	固定式垂直发射	1948/1954		停止生产逐步由SA-10取代
10.89 10.84	0.65（一级） 0.5（二级）	2.56（一级） 1.69（二级）	2163 2283	正常式	破片式，20kg，烈性炸药近炸引信	一台液体+一台固体助推器，26～30KN	倾斜发射	四十年代末/五十年代中		逐步由SA-5、SA-10取代
5.95	0.55 0.38	2.2	952	鸭式	破片式，84kg，无线电引信50m	一台固体+一台固体助推器，9.31KN	双联装或四联装倾斜发射	五十年代初/五十年代末		
8.8	0.9	2.3	2500	全动翼式	破片式，烈性炸药100～135kg	一台液体冲压+四台并联固体助推器	双联装倾斜发射	五十年代/六十年代初		
16.5	0.85	3.96	10000	正常式	破片式，烈性炸药70kg或核装药无线电近炸引信	一台固体+一台固体助推器，392KN（助推力）	固定式倾斜发射	五十年代初/五十年代末		
5.85	0.34	1.22	604	全动翼式	破片式，57kg，烈性炸药40kg，无线电近炸引信，18m	一台固冲组合12～15KN	三联装倾斜发射	五十年代末/六十年代中		

国别	名称与代号	对付目标	作战半径 最大/最小 km	作战高度 最大/最小 km	导弹速度	单发杀伤概率	制导体制	抗干扰措施	反应时间 s
苏联	格雷尔 Gruil SA-7(a/b)	低空飞机直升机	3.4/0.5 (a) 4.2/1 (b)	1.5/0.05 2.3/0.05	M=1.3 M=1.5	50 %	被动红外寻的	加红外滤波器抗红外干扰	＜5
	壁虎 Gecko SA-8 (A/B)	低空、超低空战斗机、直升机	12/1.5	6.1/45m	M=2	/	雷达或光学跟踪十无线电指令	光电复合制导、频率捷变	/
	甘斯肯 Gaskin SA-9	低空亚音速飞机	7/0.6	4.5/15m	M≈2	/	全程红外寻的	光瞄	/
	SA-10	巡航导弹等高速低空目标	50	4.5*/0.3	M=6	/	雷达跟踪，无线电指令+末段主动雷达寻的	主动雷达寻的	/
	牛虻 Gadfly SA-11	中低空高速飞机	28/3	14/0.03	M=3	/	全程半主动雷达寻的	多波段	/
	斗士 Gladiator SA-12	各种飞机及战术弹道导弹	＞100	30/0.1	M=5～6	/	无线电指令+末段主动雷达寻的	采用相控阵雷达(类似爱国者)	/
	金花鼠 Gopher SA-13	低空亚音速飞机	10/0.5	5/9m	M＞2	/	全程红外寻的	双波段红外导引头	/
	SA-14	低空中速飞机	6～7				激光驾束(有的说是被动光电红外制导)	激光驾束	
意大利	靛青 Indigo (牵引式、自行式)	各类高速飞机	10/1	5/15m	M=2.5	50 %(牵引) 80 %(自行) 96 %(双发自行)	雷达或光学跟踪+无线电指令	雷达或光学跟踪、雷达/红外复合制导、频率捷变单脉冲跟踪	4.5～9

* 估计该数据偏低。——编者

弹长 m	弹径 m	翼展 m	重量 kg	气动外形	战斗部 类别、重量、引信、杀伤半径	动力装置 类别、数量、推力(或总冲)	发射方式	研制/装备时间	总承包商、经费与单价	备注
1.42 1.44	0.072		9.15 9.8	鸭式	破片式，触发引信	一台双推力固体+一台固体起飞发动机	单兵肩射或车载	六十年代初/1966		
3.2	0.21	0.64	180～200	鸭式	破片式，50kg，近炸引信	一台双推力固体	四联装倾斜发射(A)六联装倾斜发射(B)	七十年代装(A) 八十年代装(B)		继续生产
1.8	0.12	0.3	40～50	鸭式	破片式，5kg，近炸引信1.5m	一台固体	四联装倾斜发射	1968年装		逐步由SA-13取代
7.01	0.46	0.9	1500	正常式			固定式垂直发射	七十年代初/1979		
5.5	0.4	0.8		正常式		两台固体	箱式四联装倾斜发射	1979年装		与SA-6混合部署
7	0.7	1.3				固体	机动式垂直发射	1983年装备		类似美国爱国者导弹系统
2.2	0.12	0.4	55	鸭式	破片式，6kg，近炸引信	一台固体	四联装筒式倾斜	七十年代初/1975		
								八十年代初/现准备装备		
3.3	0.195	0.813	120	全动翼式	破片式，21kg，红外近炸引信和触发引信	一台固体，36.75KN·S	箱式六联装倾斜发射	1962/1971(牵引式) 1971/1983(自行式)	意大利西斯特尔公司和伽利略公司	

国别	名称与代号	对付目标	作战半径 最大/最小 km	作战高度 最大/最小 km	导弹速度	单发杀伤概率	制导体制	抗干扰措施	反应时间 s
意大利	斯帕达 Spada	飞机和巡航导弹	15/1	6/20m	M>2	80%	半主动雷达寻的或被动式电子干扰寻的	频率捷变动目标显示	10
英国	警犬 Bloodhound (Ⅰ型/Ⅱ型)	高空高速飞机	60(Ⅰ) 84(Ⅱ)	24(Ⅰ) 27/0.3 (Ⅱ)	M=2/ M=2.5	/	全程脉冲式半主动雷达寻的(Ⅰ) 全程连续波半主动雷达寻的(Ⅱ型)	/	/
	雷鸟 Thunderbird (Ⅰ型/Ⅱ型)	20km以下的跨音速飞机	56(Ⅰ) 75(Ⅱ)	20 20	M=2.3/ M=3	/	全程脉冲式半主动雷达寻的(Ⅰ) 全程连续波半主动雷达寻的(Ⅱ)		/
	山猫 Tigercat	低空高速飞机	5.5	3.5/2m	M=0.9	/	光学或雷达跟踪+无线电指令	采用多种制导方式，单脉冲跟踪雷达	≥6
	长剑 Rapier (Ⅰ型、Ⅱ型)	各类低空超低空高速飞机	6.2/0.8	3.5/15m	M>2	60%	光学跟踪目标电视跟踪导弹+无线电指令(Ⅱ型可用雷达跟踪目标和导弹)	光学制导改进型用毫米波盲射雷达的光电复合制导	6～8
	吹管 Blowpipe	低空慢速飞机、直升机、小型舰艇	4.8/0.3	1.8	M=1.5		光学跟踪十无线电指令	光学跟踪	
	标枪 Javelin	战斗机、直升机	6/0.3	1.8	M>1.6		光学跟踪+无线电指令+电视自动跟踪制导	光学、电视跟踪	

弹长 m	弹径 m	翼展 m	重量 kg	气动外形	战斗部 类别、重量、引信、杀伤半径	动力装置 类别、数量、推力(或总冲)	发射方式	研制/装备时间	总承包商、经费与单价	备注
3.7	0.203	0.8 (弹翼) 0.64 (尾翼)	220	全动翼式	破片式,34kg,无线电近炸引信和触发引信,10m	一台固体总冲132.3KNS	箱式六联装倾斜发射	1969/1978 (牵引式) ~ 1983 (自行式)	塞列尼亚公司	
7.7 8.46	0.53 0.55	2.83 2.82	2000 >2000	全动翼式	烈性炸药(Ⅰ),烈性炸药(Ⅱ),或核装药,无线电近炸引信	二台固体冲压+四台固体助推器	支撑式倾斜发射	1949/1958 1958/1964	布列斯托公司	
6.4 6.35	0.53 0.55	1.7 1.63	1000 1000	正常式	破片式,烈性炸药,无线电近炸引信	一台固体+四台固体助推器	支撑式倾斜发射	1950/1957 1957/1965	英国电气公司	
1.4	0.19	0.65	63	全动翼式	连杆式,15kg,烈性炸药近炸引信或触发引信,5m	一台固体+一台固体助推器	三联装倾斜发射	1970年装备	肖特兄弟有限公司	
2.33	0.133	0.381	42.6	正常式	半穿甲型4.2kg,烈性炸药0.44kg,压电式触发引信或电磁近炸引信	一台双推力固体	吊挂式倾斜发射	1963/1972 1967/1978	英国航空航天公司和马可尼空间和防御系统公司	
1.35	0.076	0.274	21.46 (全重) 11 (弹重)	鸭式	破片式,2.2~3.6kg,烈性炸药,红外近炸引信或触发引信	一台固体+一台固体起飞发动机	单兵肩射或车载船载多联装倾斜发射	六十年代初/1973	肖特兄弟有限公司,每枚导弹6500英镑	
1.35	0.076	0.274	>11	鸭式	破片式,红外近炸和触发引信	一台固体+一台固体起飞发动机	单兵肩射	1979/1985	肖特兄弟有限公司	使用"吹管"导弹

舰对空导弹

国别	名称与代号	对付目标	作战半径 最大/最小 km	作战高度 最大/最小 km	导弹速度	单发杀伤概率	制导体制	抗干扰措施	反应时间 s
法国	玛舒卡 Masurca	中、高空超音速及亚音速飞机	45	23	M=2		无线电指令(2型) 半主动雷达寻的(3型)	多波段，电视辅助跟踪	
	海响尾蛇 Naval Crotale TSE5500	低空、超低空飞机、直升机、反舰导弹	8.5～10.5 / 0.7(飞机)13 / 0.7(直升机) 6.5～10 / 0.7(导弹)	5 / 15m (飞机) 3 / 4m (导弹)	M=2.2	80 % 96 % (双发)	光或电跟踪 + 无线电指令	光电复合制导，频率分集，单脉冲跟踪雷达，红外跟踪器，电磁近炸引信	6～7
	萨德拉尔 SADRAL	低空飞机、直升机、掠海反舰导弹	6	4.5	M=2.6	/	红外寻的	带信息处理装置的多元红外探测器	3～5
	萨玛特 SAMAT -1 SAMAT -2 SAMAT -3 (地对空)	低空掠海导弹和低空、超低空飞机	10(1型) 10～11(2型) (飞机) 6(2型) (导弹) 35(3型)	5(2型)	M=2.5 (3型)		红外寻的(1型) 主动雷达寻的(2型) 末段雷达主动寻的复合制导(3型)	1型用红外导引头 2型、3型用主动雷达寻的	
	SAN—90	超音速反舰导弹和飞机	15						
美国	黄铜骑士 Talos RIM—8	中高空飞机	120	26.5 / 3	M=2.5		驾束制导 + 半主动雷达寻的		

舰对空导弹

弹长 m	弹径 m	翼展 m	重量 kg	气动外形	战斗部 类别、重量、引信、杀伤半径	动力装置 类别、数量、推力(或总冲)	发射方式	研制/装备时间	总承包商、经费与单价	备注
8.6	0.41	0.77 (弹翼) 1.5 (助推器尾翼)	1850(2) 2080(3)	正常式	连杆式,烈性炸药,无线电近炸引信,6～8m	一台固体+一台固体助推器	双联装倾斜发射	五十年代初/1968(2型) 1970(3型)	法国昂艾尔海军兵工厂,每枚400万法郎(1982年价)	不出口
2.94	0.156	0.54	87	鸭式	破片聚焦式,14kg;8B型用红外近炸引信,8S.8MS用电磁近炸引信	一台固体	八联装倾斜发射	1973/1980(8B) 1980/1984(8S) 1982/(8MS)	汤姆逊—CSF公司	为8S指标
1.81	0.09		7.16	鸭式	破片式,含钨珠的高能炸药,3kg,激光近炸或触发引信	一台固体+一台固体助推器	六联装倾斜发射	1981/	玛特拉公司	正在研制用"西北风"导弹,详情见SATCP
			100(2) 约300(3)			固—冲组合发动机(3型)	垂直发射	1983/	玛特拉公司	弹体和发动机用MICA空空导弹九十年代初～末装备
	0.18		300		破片聚焦式,15kg,近炸和触发引信	固体		1984/	汤姆逊—CSF公司和航空航天公司	导弹除发动机外均与SA-90同,预计九十年代中装备
9.53	0.76	2.74	3175	全动翼式	连杆式,药重158kg或核装药,无线电近炸引信	一台液体冲压+一台固体助推器,89KN	双联装零长倾斜发射	1944/1959	通用动力公司康维尔分公司	已停产

国别	名称与代号	对付目标	作战半径 最大/最小 km	作战高度 最大/最小 km	导弹速度	单发杀伤概率	制导体制	抗干扰措施	反应时间 s
美国	小猎犬 Terrier RIM—2	中低空飞机	16(基本型) 37(高级型)	12(基本型) 20/0.6 (高级型)	M=2.5		驾束制导+半主动雷达寻的		
	鞑靼人 Tartar RIM—24	中低空超音速飞机	19	12/0.3	M=2.5		全程半主动雷达寻的	单脉冲跟踪照射雷达	
	海麻雀 Sea Sparrow RIM—7E (基本型)	飞机、超音速反舰巡航导弹、掠海反舰导弹	22.23/1	3/0.15	M=2.5		半主动雷达寻的	改进型采用雷达/红外复合制导,脉冲多卜勒雷达	14(改进型)
	标准1 (中程) Standard RIM—66B	高性能飞机、反舰导弹	46	15	M=2.5		全程半主动雷达寻的		
	标准2 (中程) Standard RIM-66 C/D	高、中、低、超低空飞机和导弹	74	24	M=3		惯性/无线电指令+半主动雷达寻的		
	标准1 (增程) Standard RIM-67A	高性能飞机、反舰导弹,舰对舰导弹	64	20	M=2.5		全程半主动雷达寻的		

弹长 m	弹径 m	翼展 m	重量 kg	气动外形	战斗部 类别、重量、引信、杀伤半径	动力装置 类别、数量、推力(或总冲)	发射方式	研制/装备时间	总承包商、经费与单价	备注
8.23 (基本型) 8.05 (高级型)	0.34	1.25 (基本型) 0.52 (高级型)	1360 (基本型) 1393 (高级型)	全动翼式 (基本型) 正常式 (高级型)	连杆式烈性炸药或核装药(改进型可用)无线电近炸引信	一台固体+一台固体助推器	双联装倾斜发射	1949/1955(基本型) 1957/1961(改进型)	通用动力公司康维尔分公司	除改进型"高级小猎犬"外余均停产
4.57	0.34	0.52	680	正常型	战斗部 52kg,烈性炸药,触发引信与无线电近炸引信	一台双推力固体	双联装或单联装倾斜发射	1958/1961	通用动力公司康维尔分公司	停止生产大部分被标准中程导弹代替
3.66	0.204	1	288	全动翼式	连杆式,30kg,烈性炸药,无线电近炸引信和触发引信,15m	一台固体	八联装倾斜发射	1964/1969(基本型) 1968/1977(改进型) 1977年(轻型)	雷锡恩公司每套系统价格19.188万美元 (1985财年价)	改进型代号RIM-7H 轻型代号RIM-7M
4.47	0.34	1.07	610	正常式	破片式,烈性炸药,触发和无线电近炸引信	一台双推力固体	双联装或单联装倾斜发射	1962～1969(A型) 1977～1979(投产B型)	通用动力公司波莫纳分公司每枚27万多美元(B型)	用于"鞑靼人"舰对空防空武器系统。已停产
4.47	0.34	1.07	610	正常式	同上	一台MK56型双推力固体	双联装或单联装倾斜发射	1972/1983	同上	RIM-66C用于宙斯盾舰对空防空系统 RIM-66D用于"鞑靼人"系统
8.23	0.34	1.58	1360	正常式	同上	一台固体+一台固体助推器	双联装倾斜发射	1964/1969	同上	用于"小猎犬"舰对空防空武器系统

国别	名称与代号	对付目标	作战半径 最大/最小 km	作战高度 最大/最小 km	导弹速度	单发杀伤概率	制导体制	抗干扰措施	反应时间 s
美国	标准2(增程) Standard RIM-67B	高、中、低、超低空飞机和导弹、舰对舰导弹	104	24	M=3		惯性/无线电指令+半主动雷达寻的		
	宙斯盾 Aegis	高性能飞机、导弹、掠海导弹	74	24	M=3		惯性/无线电指令+半主动雷达寻的	相控阵雷达	
	海小槲树 Sea Chaparral RIM-72	低空飞机	18		M=2.5		光学瞄准+红外寻的	前视红外探测和主动式激光引信	
	西埃姆 SIAM	反潜飞机			超音速		雷达/红外双模寻的	雷达/红外双模导引头	
	拉姆 RAM RIM-116A	反舰导弹和巡航导弹、高速飞机	9.1		>2		雷达被动寻的/红外寻的,或全程雷达被动寻的	双模式导引头	
苏联	果阿 Goa SA-N-1	中低空亚音速超音速飞机	25/3	18/20m	M=2.5	双发>95%	全程无线电指令	单脉冲跟踪,多波段	
	盖德莱 Guidline SA-N-2	各类飞机	34/5 (11Д改)	27/0.3	M=3.5	70% 95%(三发)	无线电指令	在方位天线上增加两个抛物面照射天线	
	高脚杯 Goblet SA-N-3	高速飞机	30~55	25/150m	M=3		无线电指令		

弹长 m	弹径 m	翼展 m	重量 kg	气动外形	战斗部 类别、重量、引信、杀伤半径	动力装置 类别、数量、推力(或总冲)	发射方式	研制/装备时间	总承包商、经费与单价	备注
8.23	0.34	1.58	1360	正常式	同上	一台固体+一台固体助推器	双联装倾斜发射	1972/1983	同上	同上
4.47	0.34	1.07	610	正常式	破片式，烈性炸药，无线电近炸与触发引信	一台 MK56 双推力固体	双联装或单联倾斜发射，舰艇用垂直发射	1969/1983	美国无线电公司	采用标准2导弹(RIM-66C)
2.87	0.127	0.619	86.1	鸭式	连杆式，主动式激光近炸引信	一台固体	倾斜		福特航空航天和通信公司	
2.54	0.145		67.5		破片式，近炸引信	一台固体+一台固体助推器				预计八十年代末装备
2.79	0.127	0.42	70.7	鸭式(旋转弹)	连杆式，10kg，近炸或触发引信	一台固体	倾斜			1986年底具作战
5.95	0.55	2.2	952	鸭式	破片式，无线电近炸引信，50m	一台固体+一台固体助推器	双联装倾斜发射			弹与3同
10.84	0.65	2.56	2283	正常式	破片式，近炸引信 60m	一台液体+一台固体助推器	双联装倾斜发射			
≈6			540	正常式	破片式，烈性炸药 40kg			19 备		

国别	名称与代号	对付目标	作战半径 最大/最小 km	作战高度 最大/最小 km	导弹速度	单发杀伤概率	制导体制	抗干扰措施	反应时间 s
苏联	SA-N-4	直升机和水面舰艇	12/1.3	6.1/45m			雷达或光学跟踪、无线电指令	光电复合制导	
	SA-N-5	低空慢速飞机、直升机	3.4/0.5(a) 4.2/1 (b)	1.5/50m 2.3/50m	M=1.3 M=1.5	50 %	被动红外寻的	加红外滤波器	<5
	SA-N-6	飞机和空地反舰导弹	65/10	30/0.3	M=6		无线电指令+末段TVM寻的，对付8个目标	TVM制导	
	SA-N-7		28/3	14/30m	M=3		全程半主动雷达寻的	多波段	
	SA-N-8						主动或半主动雷达+红外双模寻的	雷达/红外双模导引头	
意大利	海靛青 Sea Indigo	跨音速飞机	10/1	5/15m	M=2.5	50 %(牵引) 80 %(自行) 96 %(双发)	雷达或光学跟踪+无线电指令	雷达、红外复合制导，频率捷变和单脉冲跟踪	4.5~9
	信天翁 Albatros	低空飞机和掠海反舰导弹及水面目标	15/0.5	6/0.03	M>2.5	80 % 96 %(双发)	全程半主动雷达寻的	电视辅助跟踪，频率捷变、动目标显示	<8
以色列	巴拉克 Barak	飞机、直升机、空地导弹、掠海反舰导弹	10/0.3		M=1.6	/	半主动雷达寻的	雷达、光电复合制导，双波段单脉冲跟踪	<6

弹长 m	弹径 m	翼展 m	重量 kg	气动外形	战斗部 类别、重量、引信、杀伤半径	动力装置 类别、数量、推力(或总冲)	发射方式	研制/装备时间	总承包商、经费与单价	备注
3.2	0.21	0.64	180~200	鸭式	破片式，近炸引信	一台双推力固体	双联装倾斜发射	七十年代初装备		导弹与SA-8相同
1.42 1.44	0.072		9.15 9.8	鸭式	破片式，触发引信	一台双推力固体+一台固体起飞发动机	四联装筒式倾斜发射			与SA-7相同
≈7	0.35		1500	正常式	破片式 90kg	一台固体	井内垂直发射	1979年装备		
						两台固体	单发或双联装倾斜发射	七十年代中装备		与SA-11相同
							井内垂直发射	已装备		
3.3	0.195	0.813	120	全动翼式	破片式，21kg，触发和红外近炸引信	一台固体，总冲 92.1KN.S	箱式六联装倾斜发射	1964/70年代初	意大利[illegible]斯特司和[illegible]略公司	现已停用导弹与靛青相同
3.7	0.203	0.8 (弹翼) 0.64 (尾翼)	220	全动翼式	破片式，34kg，装药8kg，无线电近炸引信和触发引信，10m	一台固体总冲 132.3 KN.S	箱式四联装或八联装倾斜发射	1968/1981	塞列[illegible]电子[illegible]公司	现用阿斯德导弹指标
2.17	0.15	0.7	90	正常式	高能破片式 22kg，激光近炸或触发引信	一台双推力固体	箱式八联装倾斜发射(基本型)垂直发射(改进型)	1964年装备	以色[illegible]机工[illegible]司	

国别	名称与代号	对付目标	作战半径 最大/最小 km	作战高度 最大/最小 km	导弹速度	单发杀伤概率	制导体制	抗干扰措施	反应时间 s
英国	海蛇 Seaslug	各类飞机水面舰只	32～40 (I型) 45 (II型)	～15	M=3		雷达波束+半主动寻的		
	海猫 Seacat	亚音速、超音速飞机、直升机	5.5	3.5/2m	M=0.9		光学跟踪+无线电指令；雷达跟踪+无线电指令；闭路电视跟踪+无线电指令	多种制导方式，单脉冲跟踪	≥6
	海标枪 Sea Dart	超音速飞机、反舰导弹、舰面目标	70/4.5	22/0.03	M=3.5	/	全程半主动雷达寻的		1.35
	斯拉姆 SLAM	低空慢速飞机、直升机、小型舰艇	4.8/0.3	1.8	M=1.5	/	光学跟踪+无线电指令	电视跟踪器	/
	海狼 Sea wolf	M<2空中目标、排水量较小的水面舰艇	5	/	M>2	80%	雷达或电视跟踪+无线电指令	光电复合制导	7～9

弹长 m	弹径 m	翼展 m	重量 kg	气动外形	战斗部 类别、重量、引信、杀伤半径	动力装置 类别、数量、推力(或总冲)	发射方式	研制/装备时间	总承包商、经费与单价	备注
6(I型) 6.1(II型) 3.65 (助推器)	0.41	约1.6	1100 (I) 1815 (II)	正常式	破片式，烈性炸药90 kg，无线电近炸引信	一台固体+四台固体助推器	双联装倾斜发射	1948 / 1961	英国航空航天动力公司	
1.48	0.19	0.65	63	全动翼式	连杆式，15kg，烈性炸药，近炸或触发引信，≈5m	一台固体+一台固体助推器	四联装或三联装倾斜发射	1958 / 1962	英国肖特公司，每枚导弹23000英镑（1979年币值）	
4.36	0.42	0.91	550	正常式	手刻槽式破片式，无线电近炸引信	一台液体冲压+一台固体助推器	旋转的双联装（基本型）、固定的双联或四联装倾斜发射(轻型)	1962 / 1973（基本型） 1971 / 1981（轻型）	英国航空航天动力公司	
1.35	0.076	0.274	11	鸭式	破片式 2.2～3.6kg，烈性炸药1.45kg	一台固体+一台固体助推器	六联装倾斜发射（潜艇），十联装倾斜发射(舰船)	1968 / 1973	维克斯造船有限公司	用“吹管”导弹
2	0.19	0.56	80	正常式	破片式，14kg，触发式近炸引信，8m	一台固体，总冲7.5KNS	箱式六联装倾斜发射	1968 / 1979	英国航空航天动力公司	

反弹道导弹导弹

国别	名称与代号	对付目标	作战半径 最大/最小 km	作战高度 最大/最小 km	导弹速度	单发杀伤概率	制导体制	抗干扰措施	反应时间 s
美国	斯帕坦 Spartan XLIM-49A	洲际、中远程弹道导弹、低轨道武器	640～960 / 185	320 / 160	M=6.5	50 %	无线电指令	MSR 相控阵雷达	30
	斯普林特 Sprint	洲际、中远程弹道导弹	48 / 32	30 / 15	M= 11～12	75 %	无线电指令	MSR 相控阵雷达，利用大气过滤识别真假弹头	/
苏联	橡皮套鞋 Galosh ABM-1B	洲际、中远程弹道导弹、低轨道武器	350～640	320 /	M≈10	/	无线电指令	相控阵雷达	/
	ABM-X-3	同上						相控阵雷达	

反弹道导弹导弹

弹长 m	弹径 m	翼展 m	重量 kg	气动外形	战斗部 类别、重量、引信、杀伤半径	动力装置 类别、数量、推力(或总冲)	发射方式	研制/装备时间	总承包商、经费与单价	备注
16.6	1.1	2.94	12300	鸭式布局与推力矢量控制	核战斗部200万吨TNT，>8km	二级固体，一级推力1999KN	地下井垂直发射	1964／1970	西方电气公司	
8.2	1.37	/	3400	锥形弹体＋“十”字形舵＋推力矢量	核战斗部千吨级TNT，400m	二级固体，一级推力2940KN	地下井垂直发射	1963／1970	马丁公司奥兰多分公司	
15.5	2.04	/	32500	无翼式，推力矢量控制	核战斗部100～200万吨TNT或300～500万吨TNT，6～8km	一台液体＋一台固体助推器，2053 KN	发射架垂直发射	1957／1969		
							地下井垂直发射	正在部署		采用SH-04和SH-08导弹

附录4 空对空导弹性能数据简表

国别	名称与代号	射程 km	速度 M	使用高度 km	攻击方式	弹长 m	弹径 mm	弹翼翼展 mm	舵翼翼展 mm	发射重量 kg	气动布局	制导	引信
法国	R · 530	18	2.3～3	25	全向	3.28	260	1100		195	正常式	红外、雷达	近炸、触发
	超 530F	19	4～5	30	全向	3.54	263	640	900	250	正常式	半主动雷达	无线电近炸引信、触发引信
	超 530D		＜4		全向	3.8	263	565	875	265	正常式	半主动雷达	无线电近炸引信
	魔术 Magic R · 550	最小：0.5 最大： 低空 2～3 中空 6 高空 10	＜3	21		2.748	157	660	470	90	双鸭式	红外	红外近炸引信、触发引信
	魔术 2 Magic2					2.75	157			89	双鸭式	红外	无线电近炸引信
	麦卡 MICA	50～60	超音速			3.1	320	610		110	正常式	红外、惯性＋主动雷达末制导	近炸引信
国际合作	先进中距空对空导弹 AMRAAM AIM-120	最小 0.8 最大 80	4	20	拦射	3.65	178	526	627	152	正常式	惯导和指令惯导＋主动雷达末制导	多卜勒主动近炸引信
	先进近距空对空导弹 ASRAAM	最小 0.1 最大 10	高超音速			2.73	168	200		70	无翼	红外成像	激光近炸引信
联邦德国	毒蛇 Viper											红外	被动红外近炸引信
	狙击手 Tirailleur				全向							红外、雷达	

空对空导弹性能数据简表

战斗部	动力装置	研制单位	研制生产服役时间	装备情况	备注
连续杆式、破片式	双推力火箭发动机	马特拉公司	研制：1957 年 生产：1962 年 服役：1963 年	法空军和海军航空兵、澳大利亚、阿根廷、比利时、哥伦比亚、黎巴嫩、巴基斯坦、南非、委内瑞拉等 14 国 幻影、十字军战士等	
破片式	固体燃料火箭发动机	马特拉公司	研制：1971 年 生产：1977 年 服役：1980 年	F · 1、幻影 2000	
		马特拉公司		幻影 2000	
破片式	固体燃料火箭发动机	马特拉公司	研制：1967 年 生产：1974 年 服役：1975 年底	幻影Ⅲ、幻影Ⅴ、幻影 F · 1、F-8、美洲豹虎、超军旗、马可西、阿尔法、米格 21、幻影 2000	
破片式	固体火箭发动机		研制：1978 年 预计生产：1986 年		
	固体燃料火箭发机动	马特拉公司	研制：1981 年 预计生产：1993 年	幻影 2000 等	推力矢量加气动力控制
预制破片定向战斗部	双级推力固体火箭发动机	休斯飞机公司、雷锡恩公司	研制：1976 年 生产：1984 年	美空、海军、海军陆战队；北约组织国家、F-14、F-15、F-16、F-18、大黄蜂、F-4K、狂风 F · 2、超鹞式 MTU	可连续发射多枚导弹攻击多达八个目标
冲击波破片式	双级固体燃料火箭发动机	英国航空航天公司和西德博登湖公司	研制：1982 年	美国和北约各国的战斗机、攻击机和侦察机	无翼推力矢量控制
	固体火箭发动机	西德博登湖公司和道尼尔公司	研制：70 年代初		
	液体燃料发动机	西德道尼尔公司	研制：70 年代末		推力矢量控制

国别	名称与代号	射程 km	速度 M	使用高度 km	攻击方式	弹长 m	弹径 mm	弹翼翼展 mm	舵翼翼展 mm	发射重量 kg	气动布局	制导	引信
美国	麻雀Ⅰ Sparrow Ⅰ AIM-7A	8	2.8		尾追	3.8	203.2	700		148	旋翼式	惯性+雷达驾束	
	麻雀Ⅱ Sparrow Ⅱ AIM-7B	12	2.8			3.66	203.2	1000		160	旋翼式	主动雷达	
	麻雀Ⅲ Sparrow Ⅲ AIM-7C	13	2.5～3		拦射和尾追	3.66	203.2	1020		173	旋翼式	半主动连续波雷达	
	麻雀$Ⅲ_A$ Sparrow $Ⅲ_A$ AIM-7D	15	2.5～3	15	拦射和尾追	3.7	203.2	1018.46		178	旋翼式	半主动连续波雷达	多卜勒雷达近炸引信
	麻雀$Ⅲ_B$ Sparrow $Ⅲ_B$ AIM-7E	26	3	18	拦射和尾追	3.65	203.2	1010		204	旋翼式	半主动连续波雷达	MK5.35型半主动无线电近炸引信
	麻雀$Ⅲ_B$ Sparrow $Ⅲ_B$ AIM-7E-2	29	3	18.3	拦射和尾追	3.66	203.2	1010		204	旋翼式	半主动连续波雷达	MK5.35型半主动无线电近炸引信
	麻雀$Ⅲ_B$ Sparrow $Ⅲ_B$ AIM-7F	46.7(半主动连续波制导) 61(脉冲多卜勒半主动制导)	4	18.3	全向	3.66	203.2	1010		227	旋翼式	脉冲多卜勒兼连续波半主动雷达	主动近炸引信
	麻雀$Ⅲ_B$ Sparrow $Ⅲ_B$ AIM-7G										旋翼式	半主动连续波雷达	
	麻雀$Ⅲ_B$ Sparrow $Ⅲ_B$ AIM-7H										旋翼式	半主动连续波雷达	

战斗部	动力装置	研制单位	研制生产服役时间	装备情况	备注
	固体火箭发动机	斯伯利公司	研制:1946 年 生产:1951 年 服役:1955 年		1956 年停产
		道格拉斯飞机公司	研制:1951 年		1953 年放弃
	1.8KS7800 型固体火箭发动机	雷锡恩公司	研制:1951 年 生产:1958 年 服役:1958 年 退役:1959 年	F-3B(原 F-3H-2)	
预制破片式	Mark6 Mod3 单级固体火箭发动机	雷锡恩公司	研制:1951 年 生产 1959 年 服役:1961 年 退役:1964 年	F-3B、F-4B、F-8U	
连续杆式	MK38 Mod2 固体火箭发动机	雷锡恩公司	研制:1962 年 生产:1963 年 服役:1963 年 停产:1972 年	美海、空军、意、日、加拿大等 F-4B、F-4J、F-104S 等	
连续杆式	MK38 固体火箭发动机	雷锡恩公司	服役:1969 年		过度性格斗导弹
MK71 型连续杆式	MK58 型双推力固体火箭发动机	雷锡恩公司	研制:1967 年 服役:1977 年	美海、空军、澳大利亚、埃及、加拿大、哥伦比亚、沙特阿拉伯、以色列 F-4、F-14、F-15、F-18、F-104	1981 年停产
	MK58 Mod 0 固体火箭发动机			F-111	

国别	名称与代号	射程 km	速度 M	使用高度 km	攻击方式	弹长 m	弹径 mm	弹翼翼展 mm	舵翼翼展 mm	发射重量 kg	气动布局	制导	引信
美	麻雀Ⅲ$_B$ Sparrow Ⅲ$_B$ AIM-7M	45	>3.5	全高度	全向	3.66	203.2	1010		231	旋翼式	半主动雷达	主动无线电引信
	猎鹰 Falcon AIM-4	8	2.8	15	尾追	1.97	163	508		50	正常式	半主动雷达	
	猎鹰 Falcon AIM-4A	9.7	3	15	尾追	1.98	163	508		54	正常式	半主动雷达	
	猎鹰 Falcon AIM-4B	9.7	3	15	尾追	2.02	163	508		59	正常式	红外	
	猎鹰 Falcon AIM-4C	9.7	3	15	尾追	2.02	163	508		61	正常式	红外	
	猎鹰 Falcon AIM-4D	9.7	4	15	全向	2.02	163	508			正常式	红外	
	超猎鹰 Super Falcon AIM-4E	11	4			2.18	168	610		68	正常式	半主动雷达	
	超猎鹰 Super Falcon AIM-4F	11									正常式	半主动雷达	
	超猎鹰 Super Falcon AIM-4G	11.3	4	21.3	全向	2.06	168	610		66	正常式	红外	
	猎鹰 Falcon AIM-4H	11											主动激光引信
国	核猎鹰 Nuclear Falcon AIM-26	8	2	15.2	全向	2.13	279	620		91	正常式	半主动雷达	
	核猎鹰 Nuclear Falcon AIM-26A	8	2	15.2	全向	3.14	279	620		92	正常式	半主动雷达	主动无线电近炸引信

战斗部	动力装置	研制单位	研制生产服役时间	装备情况	备注
连续杆式	MK58 Mod4 助推—巡航火箭发动机	雷锡恩公司	研制:1975 年 生产:1982 年 服役:1982 年	美海、空军、北约组织、以色列、加拿大、埃及、澳大利亚、希腊、土耳其、台湾地区	
高能炸药	固体燃料火箭发动机	休斯飞机公司	研制:1947 年 服役:1954 年		已退役
破片式	固体燃料火箭发动机	休斯飞机公司	研制:1947 年 服役:1956 年 停产:1963 年	F-102	已退役
破片式	固体燃料火箭发动机	休斯飞机公司	服役:1956 年		已退役
破片式	固体燃料火箭发动机	休斯飞机公司		美 F-101B、F-102B	
破片式	固体燃料火箭发动机	休斯飞机公司			
破片式	固体燃料火箭发动机	休斯飞机公司	研制:1958 年		
高能炸药	M46 型双级推力固体火箭发动机	休斯飞机公司	研制:1960 年	美 F-106A	
高能炸药	M46 型双级推力固体火箭发动机	休斯飞机公司	生产:1960 年 服役:1960 年	美 F-106A	
高能炸药破片式	固体燃料火箭发动机	休斯飞机公司		美 F-4D、F-101B、F-102A、F-106	1971 年撤销发展计划
核炸药 1.5kt TNT 当量	M60 型固体火箭发动机	休斯飞机公司			已停产
核装药 1.5kt TNT 当量	M60 型固体火箭发动机	休斯飞机公司	生产:1960 年 服役:1960 年	美 F-102A	

国别	名称与代号	射程 km	速度 M	使用高度 km	攻击方式	弹长 m	弹径 mm	弹翼翼展 mm	舵翼翼展 mm	发射重量 kg	气动布局	制导	引信
美国	猎鹰 Falcon AIM-26B	9.7	2	15.2	全向	2.07	290	620		119	正常式	半主动雷达	近炸引信
	猎鹰 Falcon AIM-47A	213	6	24	全向	3.2	335	838		363	正常式	半主动雷达中制导加被动红外末制导	
	响尾蛇 Sidewinder AIM-9B	11	2	15	尾追	2.84	127		609	75	鸭式	红外	红外近炸引信
	响尾蛇 Sidewinder AIM-9C/D	18.53	2.5	>15	尾追	2.87	127		630	84(9C) 88.5(9D)	鸭式	半主动雷达或红外	红外或无线电近炸引信
	响尾蛇 Sidewinder AIM-9E	4.2			尾追	3.0	127		559	74.5	鸭式	红外	
	响尾蛇 Sidewinder AIM-9F	3.7			尾追	2.91	127		609	75.8	鸭式	红外	红外近炸引信
	响尾蛇 Sidewinder AIM-9G	17.7				2.87	127		630	86.6	鸭式	红外	
	响尾蛇 Sidewinder AIM-9H	17.7				2.87	127		630	84.5	鸭式	红外	
	响尾蛇 Sidewinder AIM-9J	14.5				3.07	127		609	78	鸭式	红外	

战斗部	动力装置	研制单位	研制生产服役时间	装备情况	备注
高能炸药	固体燃料火箭发动机	休斯飞机公司		美国、瑞典 幻影Ⅳ-S、龙	
高能炸药或核装药	预储存液体火箭发动机	休斯飞机公司			
MK17型 破片式	固体火箭发动机	飞歌·福特公司	研制:1948年 服役:1956年 停产:1962-1964年	美、英、法、德、荷、日、加、意、澳大利亚、挪威、瑞典、西班牙等国及台湾地区 F-4B、F-4C、F-4D、F-8D、F-8E、F-86F、F-100D、F-104 F-105等	
MK18型 连续杆式	MK36Mod5型固体火箭发动机	摩托罗勒公司(9C)飞歌·福特公司(9D)	研制:50年代中期 服役:1965年	F-8(9C)	退役
破片式	固体火箭发动机				
破片式	固体火箭发动机	联邦德国的博登湖仪器技术公司	生产:1969年		
	固体火箭发动机		服役:1970年		
连续杆式	固体火箭发动机		服役:1970年		
破片式	固体火箭发动机				

国别	名称与代号	射程 km	速度 M	使用高度 km	攻击方式	弹长 m	弹径 mm	弹翼翼展 mm	舵翼翼展 mm	发射重量 kg	气动布局	制导	引信
美国	响尾蛇 Sidewinder AIM-9L	18.53	2.5	>15	全向	2.87	127		630	86	鸭式	红外	主动激光引信
	响尾蛇 Sidewinder AIM-9M				全向						鸭式	红外	主动激光引信
	响尾蛇 Sidewinder AIM-9N										鸭式	红外	
	响尾蛇 Sidewinder AIM-9P										鸭式	红外	主动激光引信
	妖怪 Genie AIR-2A	9.6	3	15		2.74	430	1000		370		无控	
	鹰 Eagle	204				4.91 (带助推器)	356	864		582 (带助推器)		主动雷达	
	不死鸟 Phoenix AIM-54A	200	≥5	30		3.95	380	910		447	正常式	初始段预编程 中段半主动雷达 末段主动雷达	多卜勒近炸引信
	不死鸟 Phoenix AIM-54C	150	5	30		3.96	380	915		454	正常式	惯性+半主动雷达中制导+主动雷达末制导	MK334 近炸引信
	先进空对空导弹 AAAM	185	>3	≥30						270		主动雷达末制导	自适应爆炸控制引信
	AIM-82	0.3～3										红外或光学	

战斗部	动力装置	研制单位	研制生产服役时间	装备情况	备注
WDU-17/B型连续杆式	固体火箭发动机	雷锡恩和飞歌·福特公司	研制:1971年 生产:1976年 服役:1978年	美海、空军 F-14、F-15、F-16、F-18	具有离轴发射能力 1983年停产
	固体火箭发动机				
	固体火箭发动机				
	消烟固体火箭发动机		服役:1979年		
核装药,1.5kt TNT当量	SR49-TC-1型固体火箭发动机	道格拉斯公司	研制:1954年 服役:1957年	美空军防空部队、加拿大 F-101、F-106、CF-101F	已全部退役
核装药		本迪克斯系统分公司	提出:1957年		1960年12月取消发展计划
连续杆式	MK47 Mod 0型或MK60 Mod 0型固体火箭发动机	休斯飞机公司	研制:1963年 生产:1970年 服役:1974年 停产:1980年	F-111B、F-14	能同时发射6枚导弹攻击6个目标
连续杆式	MK470型单级固体火箭发动机	休斯飞机公司	研制:1976年 服役:1981年		
环形破片式	整体式火箭冲压发动机		预计服役:1993年	美海空军 F-14、F-18、A-6、F-15	
			取消计划:1975年		推力矢量控制

国别	名称与代号	射程 km	速度 M	使用高度 km	攻击方式	弹长 m	弹径 mm	弹翼翼展 mm	舵翼翼展 mm	发射重量 kg	气动布局	制导	引信
美国	敏捷 Agile	0.305～3.22				2.45	200					红外或双色十字阵列	
	追蝠 Seek Bat XAIM-97A			4.3								红外	
	手臂 Brazo												
	克劳 Claw												
南非	短刀 Kukri	0.3～4	1.8	15		2.944	127	530	420	73.4	非对称双鸭式	红外	红外近炸引信
日本	三菱 MITSUBISHI AAM-1	5			尾追	2.5	150			76	鸭式	红外	
	三菱 MITSUBISHI AAM-2				全向						正常式	红外	
瑞典	萨伯 372 Saab372	3.8				2.63	175	607		110	正常式		
苏联	碱 Alkali AA-1	5～7	2	16.6		1.88	178	580	320	82	鸭式	雷达波束	无线电近炸引信
	环礁 Atoll AA-2	5～7	2.5	21		2.8	127	530		75.2	鸭式	红外	光学引信
	阿纳布 Anab AA-3	19				3.4(红外)3.3(雷达)	153	1300		275	鸭式	红外和半主动雷达	

战斗部	动力装置	研制单位	研制生产服役时间	装备情况	备注
高能炸药	固体火箭发动机		研制: 1970 年 计划后取销		推力矢量控制
		通用动力公司			
			1974 年做过两次试验		
			1973 年提出研制, 1975 年撤消		
破片式	双推力固体火箭发动机	南非阿姆斯科尔公司	研制: 1975 年 生产: 1979 年	幻影Ⅲ、幻影 F · 1	可离轴发射
高能炸药	固体火箭发动机	日本三菱重工业公司	生产: 1969 年 服役: 1969 年	F-86F、F-104J	
		日本三菱重工业公司		F-4E、F-4J	
	固体火箭发动机	萨伯公司	研制: 1975 年 后停止发展		
破片式	单级推力固体火箭发动机		研制: 50 年代中期 服役: 50 年代中期 停产: 60 年代中期 停用: 60 年代末	米格 -17PFU、米格 -19PF、苏 -9	
破片式	单级固体火箭发动机		服役: 1961 年	华约各国、埃及、阿富汗、越南、阿尔及利亚、印度、古巴、芬兰、叙利亚 米格 -21、米格 -23、雅克 -28P	
高能炸药	固体火箭发动机		服役: 1963 年	雅克 -28、苏 -9、 苏 -11、苏 -15	

国别	名称与代号	射程 km	速度 M	使用高度 km	攻击方式	弹长 m	弹径 mm	弹翼翼展 mm	舵翼翼展 mm	发射重量 kg	气动布局	制导	引信
苏联	锥子 Awl AA-4	9.2	2.6			5	300	1520		360		半主动雷达	
	灰 Ash AA-5	22	2.6			5.3(红外) 5.18(雷达)	300	1300		400	鸭式	红外和半主动雷达	
	毒辣 Acrid AA-6	50(雷达) 22(红外)	2.2	15(雷达) 7(红外)		6.15(雷达) 5.8(红外)	390	2250		750～800(雷达) 650～750(红外)	鸭式	红外或半主动雷达	
	尖顶 Apex AA-7	32(雷达) 15(红外)	2			4.5(雷达) 4.22(红外)	260	1400		320	鸭式	红外或半主动雷达	
	蚜虫 Aphid AA-8					2.15(雷达) 2.0(红外)	130	520		55	鸭式	红外或半主动雷达	
	AA-9	高空 40～45 低空 20	3.5		迎头、尾追	4	280	1200		300		雷达和红外	
	AA-XP-1	低空 20 高空 35			全向							雷达	
	AA-XP-2	低空 40 高空 70			全向							雷达	
意大利	阿斯派德 Aspide	50	4.5	21	全向	3.7	203	1024		220	旋翼式	半主动连续波雷达	主动雷达引信

战斗部	动力装置	研制单位	研制生产服役时间	装备情况	备注
高能炸药	固体火箭发动机		停产:60年代中	米格-23	
高能炸药	固体火箭发动机			保加利亚、捷克、民主德国、波兰、罗马尼亚图-28P、米格-25A	
高能炸药破片式	固体火箭发动机		服役:1975年	利比亚、阿尔及利亚图-28P、苏-15、米格-26	
高能炸药破片式	固体火箭发动机			米格-23B、C、米格-25A	
高能炸药破片式	固体火箭发动机			米格-21、米格-23、苏-15、雅克-36MP	
			研制:1976年 服役:1981年	米格-25PM、米格-31	能同时跟踪、攻击3～4个目标
	固体火箭发动机		服役:1984年	米格-29、苏-27	
	固体火箭发动机		服役:1984年	米格-29、苏-27	
破片式	单级固体火箭发动机	赛列尼亚	研制:1971年 服役:1980年	希腊、西班牙、秘鲁、委内瑞拉、厄瓜多尔、伊拉克、尼日利亚、利比亚 F-104S	

国别	名称与代号	射程 km	速度 M	使用高度 km	攻击方式	弹长 m	弹径 mm	弹翼翼展 mm	舵翼翼展 mm	发射重量 kg	气动布局	制导	引信
以色列	蜻蜓Ⅱ Shafrir Ⅱ	18.3	4	20		2.47	160	520		93	鸭式	红外	红外近炸引信
	怪蛇Ⅲ Python Ⅲ	15			全向	3	160			120	鸭式	红外	主动微波近炸引信
英国	闪光 Fireflash	4.8	2		尾追	2.84	152	713		130		雷达波束	近炸引信
	火光 Firestreak	1.2～8	＞2	15	尾追	3.19	222	750		136	正常式	红外	红外近炸引信
	红头 Red Top	11～12	3	18	全向	3.27	222	910		150	正常式	红外	红外近炸引信
	近距空对空导弹 SRAAM	0.2～2			全向	2.8	170			90	圆柱形弹体，无弹翼，带6片矩形稳定尾翼	红外和推力矢量控制	
	天空闪光 Sky Flash	40	4	18	全向	3.6	203.2	1020		193	旋翼式	连续波半主动雷达、单脉冲体制	微波主动引信

战斗部	动力装置	研制单位	研制生产服役时间	装备情况	备注
预制破片式	单级固体火箭发动机	以色列拉法尔武器管理局	研制：60年代初 服役：1969年	以色列空军、秘鲁、土耳其、阿根廷、智利、南非、巴西、台湾地区 幻影Ⅲ、幼狮、F-4、F-5、F-15、F-104G等	
		以色列拉尔法武器管理局	研制：1975年 生产：1982年	以色列空军	可离轴发射
高能炸药	两个固体燃料助推器		研制：1949年		退役
高能炸药	固体火箭发动机	霍克·西德利动力公司	研制：1951年 服役：1958年 停产：1969年	英国空／海军 海中雌狐、P-1、标枪、闪电	
连续杆式	固体火箭发动机	霍克·西德利动力公司	研制：1957年 服役：1965年	英国空／海军、科威特、沙特阿拉伯空军 闪电、海中雌狐	
高能炸药	固体火箭发动机	霍克·西德利动力公司	研制：1973年 后停止发展		
链条式	MK-52Ⅱ型固体火箭发动机	航空航天公司动力部	研制：1973年 服役：1978年	英空军、瑞典 F-4、狂风、F-2、萨伯JA37	

附录5　空对地导弹性能数据简表

国别	名称与代号	射程 km	飞行速度 M	命中精度 CEP m	发射高度 m	发射时载机速度 km / h	弹长 m	弹径 mm	翼展 m	发射重量 kg
阿根廷	翠鸟 Martin Pescador	2.5 ~ 9	2.3				2.94	219	0.73	140
巴西	长脚鹰 Caracara MAS-1									
法国	中程空对地导弹 ASMP	250(高空) 84(低空)	3(高空) 2(低空)	340 ~ 400		M=0.6 ~ 0.95	5.38	420	0.956	840
	AS.11	3(最大) 0.5(最小)	190m / s (最大) 160m / s (平均)				1.2	164	0.5	29.9
	AS.12	6	260m / s (最大) 190m / s (平均)				1.87	180	0.65	75
	AS.20	3 ~ 7	1.7				2.59	250	0.78	143
	AS.30	11 ~ 12	1.5	<10	50 ~ 10000	M=0.7 ~ 0.9	3.84(装 x 12 战斗部) 3.89(装 x 35 战斗部)	342	1	520
	AS.30L	12(最大) 3(最小)	1.5	0.5	50 ~ 10000		3.65	3.42	1	520
	阿玛特 ARMAT	93	>1				4.267	396	1.219	544

空对地导弹性能数据简表

制导	战斗部			动力装置		开始研制	开始装备	备注
	类别	重量 kg	威力 kt	类别	推力 KN	年月	年月	
无线电指令	爆破	40		固体火箭				
电视								
惯性	热核		100～150	整体式液体冲压喷气发动机		1978	1986.5	
有线指令	爆破、杀伤	7.5		固体火箭		1953	1958	
有线指令	破甲、杀伤、杀爆	28.4 25 30		固体火箭		1958	1962	
无线电指令	高爆			两级固体火箭			1961	已退役，剩余的用作 AS.30 的训练弹
无线电指令	爆破 x12 破甲 x35	230		两级固体火箭		1968	1973	
激光半主动	半穿甲爆破	240		两级固体火箭		1973	1983	
被动雷达寻的	破片杀伤	150		两级固体火箭			1984	

国别	名称与代号	射程 km	飞行速度 M	命中精度 CEP m	发射高度 m	发射时载机速度 km / h	弹长 m	弹径 mm	翼展 m	发射重量 kg
法国	飞马座 Pegase	6 / 15(Ⅰ)型 8 / 15(Ⅱ)型 60(Ⅲ)型	亚音速		50 ～ 1000 / 50 ～ 100(Ⅰ) 50 ～ 1000 / 50 ～ 100(Ⅱ) 50 ～ 1000(Ⅲ)		3.4(Ⅰ) 4.2(Ⅱ) 4.2(Ⅲ)	570 × 620		720(Ⅰ) 1300 (Ⅱ、Ⅲ)
	玛特拉激光制导炸弹 400 千克级	4 ～ 10		1	最低 50 ～ 100	最大 M=0.9	3.35		0.8(弹翼) 0.65(尾翼)	470
	1000 千克级	4 ～ 10		1	最低 50 ～ 100	最大 M=0.9	4.2		0.9(弹翼) 0.8(尾翼)	990
国际合作	玛特耳 Martel AS.37 / AJ.168	60(最大) 30(有效)	0.9		15 ～ 1400		3.9(AJ.168) 4.2(AS.37)	400	1.2	550 (AJ.168) 539 (AS.37)
	远程防区外发射导弹 LRSOM	600 以内	亚音速							
	近程反辐射导弹 SRARM									
	低成本动力布撒器 LOCPOD									
	集装箱武器系统 / 可抛射子弹药的滑翔武器 CWS / APACHE	7 ～ 15 (滑翔) 25 ～ 30 (火箭) >40(涡喷)	亚音速		60 ～ 100 (动力型)		4.04	630 × 480	2.53	1000 (滑翔) 1150 (火箭) 1220 (涡喷)
	莫比迪克 MOBIDIC	25 ～ 30	0.8		50 ～ 100		3.4 (小型) 4.2 (大型)	650 × 550		660 ～ 720 (小型) 1150 ～ 1400 (大型)

制导	战斗部			动力装置		开始研制	开始装备	备注
	类别	重量 Kg	威力 kt	类别	推力 KN	年月	年月	
惯性(Ⅰ、Ⅱ)惯性加修正(Ⅲ)	子弹药	有效载荷重 750(Ⅰ) 760(Ⅱ、Ⅲ)		固体大箭(Ⅰ、Ⅱ)涡轮喷气(Ⅲ)		八十年代初		与"莫比迪克"计划合并
激光半主动寻的		355				1978	1981	
激光半主动寻的		850					1984	
电视/数据传输(AJ.168)被动雷达寻的(AS.37)	爆破(AJ·168)破片杀伤(AS.37)	150		两级固体火箭	助推 39.9 主发动机 11.9	1964	1972	
	子母弹	计划 500		涡喷或涡扇				可行性研究阶段
被动雷达寻的				固体火箭				可行性研究阶段
	子母弹							可行性研究阶段
惯性(滑翔、火箭)惯性加外部修正(涡喷)	子母弹			固体火箭涡喷		1984		研制中
惯性	子母弹	350(小型) 900(大型)		固体火箭			1985	研制

国别	名称与代号	射程 km	飞行速度 M	命中精度 CEP m	发射高度 m	发射时载机速度 km / h	弹长 m	弹径 mm	翼展 m	发射重量 kg
联邦德国	大象 Jumb						5.24	500	1.25	1150
	集装箱武器系统 CWS	20(最大)	亚音速		50 ～ 70		3.91(滑翔) 4.15(动力)	720 × 420	2	1000(滑翔) 1200(动力)
美国	小斗犬 A Bullpup A AGM-12B	11.3	2	200 ～ 300	1500 ～ 4500	650 ～ 835	3.2	305	0.95	259
	小斗犬 B Bullpup B AGM-12C	16 ～ 17	2.4	200 ～ 300	1500 ～ 4500	650 ～ 835	4.07	440	1.18	812
	核小斗犬 Nuclear BullpuP AGM-12D	16.5	2.4		1500 ～ 4500	650 ～ 835	3.48	330	0.905	327
	鹌鹑 Quail ADM-20	640	0.9				3.93	760	1.65	545
	大猎犬 Hound dog AGM-28A / B	960	2.2	900 ～ 1800	9000 ～ 13500	865	13	710	3.66	4500
	百舌鸟 Shrike AGM-45A / B	8 ～ 18.5 (有效) 45(最大)	2				3.05	203	0.914	181 ～ 189
	秃鹰 Condor AGM-53A	60 ～ 80	0.95				4.22	430	1.35	966

制导	战斗部			动力装置		开始研制	开始装备	备注
	类别	重量 kg	威力 kt	类别	推力 KN	年月	年月	
程序＋电视		500		两级固体火箭				中途停止研制
	子母弹			固体火箭		1982		与 CWS／APACHE 合并
无线电指令		113		液体火箭	55.3		1960	
无线电指令		454		液体火箭	146.7	1960	1962	
无线电指令	核 W45		0.1～15	液体火箭	53.3		1963	
程序	无战斗部			涡喷		1955	1962	退役
惯性(A)被动雷达寻的(B)	核 W28		3500	涡喷	33.3			退役
被动雷达寻的	破片杀伤	66.7		固体火箭	33.3	1959	1964	
程序＋电视	爆破	286		固体火箭	4.4	1966	1975	1977 年停产，只生产了 215 枚

国别	名称与代号	射程 km	飞行速度 M	命中精度 CEP m	发射高度 m	发射时载机速度 km / h	弹长 m	弹径 mm	翼展 m	发射重量 kg
美国	白星眼 Walleye Ⅰ AGM-62A	9		3 ~ 4.5	500 ~ 9000		3.44	390	1.16	510
	增程白星眼Ⅰ Walleye Ⅰ(ER) AGM-62A			3 ~ 4.5	500 ~ 9000		3.38	390		510
	白星眼Ⅱ Walleye Ⅱ AGM-62A			3 ~ 4.5	500 ~ 9000		4.05	457	1.37	1089
	增程白星眼Ⅱ Walleye Ⅱ(ER) AGM-62A	56(最大)		3 ~ 4.5	500 ~ 9000		4.05	457	1.74	1089
	大黄蜂 Hornet ZAGM-64A	8					2.31	152		57
	幼畜 Maverick AGM-65	48(最大) 0.6(最小)	1		低到高空		2.49	305	0.72	210(A.B.D) 299(C.E) 306(F)
	近程攻击导弹 SRAM AGM-69A	160 ~ 220 (高空) 56 ~ 80(低空)	3.5	2.75			4.25	450	0.76	1012
	标准反辐射 Standard ARM AGM-78A	25 56(最大)	2.5		3000 ~ 6000		4.57	343	1.09	635
	大斗犬 Bulldog AGM-83A	11.3	2		1500 ~ 4200		2.98	305	0.95	272

制导	战斗部			动力装置		开始研制	开始装备	备注
	类别	重量 kg	威力 kt	类别	推力 KN	年月	年月	
电视		385		无动力		1963	1967	全部改装为增程型
电视＋数据传输		385		无动力			1978	
电视		907		无动力		1968	1974	
电视＋数据传输		907		无动力		1971	1976	
				固体火箭	0.97			只作为新制导系统试验飞行器
电视(A、B) 激光半主动(C、E) 红外成像(D、F)	爆破(A、B、D) 半穿甲爆破(C、E、F)	58.7 (A、B、D) 135(C、E、F)		双推力固体火箭	助推 44.5 巡航 9.67	1965		
惯性	核 W69 W80		200 200～250	双脉冲固体火箭	30.4 ～34.3	1966	1972	
被动雷达导的	预制破片杀伤			双推力固体火箭		1966	1968	
激光半主动				液体火箭		1969		未投产

国别	名称与代号	射程 km	飞行速度 M	命中精度 CEP m	发射高度 m	发射时载机速度 km / h	弹长 m	弹径 mm	翼展 m	发射重量 kg
美国	亚音速巡航武装诱惑弹 SCAD AGM-86A	1207	亚音速		400m 到 B-52 的最大升限		4.27	530(最大) 460	2.44	771
	空射巡航导弹 ALCM AGM-86B	2500	435 km / h	30			6.32	620	3.66	1450
	高速反辐射导弹 HARM AGM-88A	20^{+}	2.5^{+}		12200 (最大)		4.17	254	1.13	366
	GBU-15(V) 滑翔炸弹 GBU-15(V) Glide Bombs	8 ~ 11 (低空) 48 (高空)	亚音速	1	低到高空		3.92	457	1.5	1140
	先进战略空射导弹 ASALM	575 ~ 927	4				4.27	530	0.91	1224
	中程空对面导弹 MRASM AGM-109H / L	500(H) 600(L)	0.6 ~ 0.7				5.9(H) 4.87(L)	540	2.61	1400 (H) 1000 (L)
	响尾蛇反辐射导弹 SideARM AGM-122A	5	2.5				2.91	127	640	113
	机长 2 Skipper Ⅱ AGM-123A	25	亚音速				4.11	356	1.63	582
	AGM-130	25	0.55		60 (最低)		3.94(A) 4.02(B)	460(A) 520(B)	1.5	1323(A) 1316(B)

制导	战斗部			动力装置		开始研制年月	开始装备年月	备注
	类别	重量 kg	威力 kt	类别	推力 KN			
惯性＋地形匹配	核 W80			涡扇	2.67	1970		1973 年停止研制，其技术转移到空射巡航导弹
惯性＋地形匹配	核 W80-1	122.5	200	涡扇	2.67	1977	1983	
被动雷达寻的	破片杀伤	66		双推力固体火箭		1972	1982	
电视和红外成像＋数据传输	MK84 通用炸弹 Suu-54 集束弹	907				1974	1983（电视） 1985（红外成像）	
	核							停止研制
惯性＋地形匹配＋景象匹配(H) 惯性＋地形匹配＋景象匹配＋红外成像(L)	子母弹 (H) 爆破 (L)			涡喷		1980		停止研制
被动雷达寻的	破片杀伤	11.4		固体火箭		1981	1986	
激光半主动	MK83 通用炸弹	454.54		固体火箭		1978	1985	
电视或红外成像＋数据传输	MK84 通用炸弹(A) SUU-54 集束弹(B) BLU-109B(C)	907		固体火箭		1982		B 型中止研制

国别	名称与代号	射程 km	飞行速度 M	命中精度 CEP m	发射高度 m	发射时载机速度 km / h	弹长 m	弹径 mm	展 m	发射重量 kg
美国	近程攻击导弹Ⅱ SRAM Ⅱ XAGM-131A	约 200	〉3.5							
	先进巡航导弹 ACM	2750 ~ 4200		16						
	防空压制导弹 ADSM	>4	超音速				1.77	77	91.4 mm	15.8
	低空布撒器 LAD	24 (LAD) 34 (LDLAD)	亚音速		60 (最低)	556 ~ 1112	4.165 (LAD) 4.17 (LDLAD)	580 × 580 (LAD) 660 × 440 (LDLAD)	1.47 (LAD) 1.57 (LDLAD)	1406 (LAD) 1020 (LDLAD)
	宝石路激光制导炸弹 PAVEWAY LGB GBU-10C / B-F / B		亚音速				4.32	457	1.68	944
	GBU-12 B / B-E / B		亚音速				3.33	274	1.32	277
	GBU-16 A / B-B / B		亚音速				3.68	356	1.63	499
	GBU-22 / B		亚音速				3.51	274	1.40	326
	GBU-24 / B		亚音速				4.40	457	2.03	1037
瑞典	萨伯 Rb05 Saab Rb05A	9	>1		300 ~ 400	M=0.4 ~ 1.4	3.6	300	0.8	305
	RBS70 直升机自卫导弹 RBS70Helicopter self Defence Missile	5	超音速				1.32	120	0.33	15

制导	战斗部			动力装置		开始研制	开始装备	备注
	类别	重量 kg	威力 kt	类别	推力 KN	年月	年月	
惯性	核			固体火箭		1984		正在研制
						1978		研制中
被动雷达寻的+红外寻的	破片杀伤	4.76		两级固体火箭				军方尚未正式决定采用
惯性	子母弹	744 (LDLAD)		一台固体火箭(LAD) 三台"响尾蛇"导弹固体火箭发动机(LDLAD)				军方尚未决定采用
	MK84通用							
	MK82通用 MK83通用							
	MK82 通用 MK84 通用							
无线电指令	爆破			液体火箭		1960	1969	
激光驾束							1981	

国别	名称与代号	射程 km	飞行速度 M	命中精度 CEP m	发射高度 m	发射时载机速度 km / h	弹长 m	弹径 mm	翼展 m	发射重量 kg
苏联	鳟鱼 Kipper AS-2	180 ~ 213	1.4		800 ~ 12000	800 ~ 850	9.45	1140	4.88	4500
	袋鼠 Kangaroo AS-3	480 (指令制导) 180 ~ 650 (惯性)	2 (高空) 1 (低空)		8000 ~ 11000	700	14.96	1850	9.14	11000
	厨房 Kitchen AS-4	460	2.5		11000 ~ 12000	800 ~ 900 (图 -22) 1300 ~ 1500 (图 -22M)	10.98	1000	3.5	6000
	鲑鱼 Kelt AS-5 (反雷达型)	170(最大)	0.9		5000 ~ 8000	420 ~ 700	8.647	1000	4.522	3983
	王鱼 Kingfish AS-6	650 (高空) 250 (低空)	3 (高空) 1.2 (低空)			超音速 (图 -22M) <700 (图 -16G)	10.7	900	2.4	5000
	黑牛 Kerry AS-7	10	0.6		300 ~ 600		3.5	310		300 ~ 400
	AS-8	8 ~ 10	0.5 ~ 0.8							
	AS-9	80 ~ 90	0.8				6.03	490		
	AS-10	10	0.8				3	310		

制导	战斗部			动力装置		开始研制	开始装备	备注
	类别	重量 kg	威力 kt	类别	推力 KN	年月	年月	
惯性＋主动雷达寻的，或无线电指令＋主动雷达寻的或红外寻的	核 常规	1000(常规)		涡喷	49		1965	
无线电指令＋红外寻的惯性＋主动雷达寻的	核 常规		800(核)	涡喷	50		1963	
惯性＋主动或被动雷达寻的	核 常规	1000(常规)	200(核)	液体火箭			1967	
被动雷达寻的	爆破，破片杀伤	840		液体火箭	一级 11.9 二级 6.9		1966	
惯性＋主动或被动雷达寻的	核 常规		350(核)	固体火箭				
无线电指令	高爆	100		固体火箭			1974	
				固体火箭			1977	
被动雷达寻的	破片杀伤	150		液体火箭				
激光半主动寻的				固体火箭				

国别	名称与代号	射程 km	飞行速度 M	命中精度 CEP m	发射高度 m	发射时载机速度 km / h	弹长 m	弹径 mm	翼展 m	发射重量 kg
苏联	AS-11	800	3.5 (高空)				5	300		
	AS-12	40	3							
	AS-14						4.1	450	1.3	900～950
	AS-15	3000					7		3.25	
以色列	鲁兹-1 Luz-1	80								200
英国	蓝剑 Blue Steel	320～370	1.6		300 (最低)		10.67	1280	3.96	6800
	空射反辐射导弹 ALARM	>20	2				4.06	230	0.73	200

制导	战斗部			动力装置		开始研制	开始装备	备注
	类别	重量 Kg	威力 kt	类别	推力 KN	年月	年月	
								AS-9 的后继型
				固体火箭				AS-9 的改进型
				固体火箭				
	核						1985	
电视 / 数据传输						1971		
惯性	核			液体火箭	一级 88.8 二级 17.6	1954	1962	已退役
惯性 + 被动雷达寻的	破片杀伤			级推力固体火箭		1977		研制中

附录6　反舰导弹性能数据简表

舰对舰导弹

国别	名称与代号	射程 km	巡航速度 M	巡航高度 m	命中概率 %	发射架 发射仰角	发射段弹道最大高度 m	发射扇角	海情级	弹长 m	弹径 mm
巴西	SM-70										336
法国	SS.11M	3.5	680 km/h	10						1.22	160
	SS.12M	8.14	1							1.87	180
	飞鱼 Exocet MM38	4～42	0.93	15	95	12°	30～70	±30°	6	5.21	348
	飞鱼 Exocet MM40	64～70	0.93	15	97	17°～20°	60	±90°		5.78	350
	MM-15	15	280 m/s	10	100				6	2.30	180
国际合作	奥托马特Ⅰ Otomat Ⅰ	最小 4 最大 60～80	0.7～0.93	30	80～90	15°	120	全向		4.82	400～460
	奥托马特Ⅱ Otomat Ⅱ	100～180	0.9	25		15°	120	全向	3～4	4.46	400(前段) 460(后段)

反舰导弹性能数据简表

舰对舰导弹

翼展 m	发射重量 Kg	动力装置 类型	动力装置 推力 N	制导	战斗部 类型	战斗部 重量 Kg	战斗部 威力	研制时间	备注
		2 固体大箭发动机		惯性					
0.66	27.9	2 固体火箭发动机		有线制导	穿甲型 破片型	5.8		50 年代初开始研制，1959 年服役	
0.65	75	1 双推力固体火箭发动机		有线制导	穿甲型，空心装药型，破片型	28.4		1967 年服役	导弹单价 3 万美元(83 财年)
1.004	735	1 固体火箭助推器 2 固体火箭主发动机		简易惯性十主动雷达寻引头	半穿甲爆破型	165		1967～72 年	导弹单价 21.5 万美元(84 财年)
1.135	855	1 固体火箭助推器 1 固体火箭主发动机		简易惯性十主动雷达末制导	半穿甲爆破型	165		1973～81 年	
0.53	100	1 固体火箭助推器 1 固体火箭主发动机		指令制导	半穿甲爆破型	30		在研	
1.196	770	2 固体火箭助推器 1 涡轮喷气主发动机	343350 3237	惯性十主动雷达寻的	半穿甲爆破型	210 装药 65	战斗部加未然完燃料	1968 年至 1977 年	导弹单价 28 万美元(83 财年)
1.36 折叠后 1.14	770	2 固体火箭助推器 1 涡轮喷气主发动机	3237	惯性十超视距制导十主动雷达末制导	半穿甲爆破型	210 装药 65		1969～82 年	导弹单价 56.8 万美元 (84 财年)

国别	名称与代号	射程 km	巡航速度 M	巡航高度 m	命中概率 %	发射架 发射仰角	发射段弹道最大高度 m	发射扇角	海情级	弹长 m	弹径 mm
国际合作	先进舰对舰导弹Ⅱ ASSM Ⅱ	100～200	2.1～2.3	掠海或31000						4.5	460
	超音速反舰导弹 ANS	200	2							5.5	
美国	标准反辐射导弹 Standard ARM	25	2.5							4.57	305
	捕鲸叉 Harpoon RGM-84A	11～110	0.75	61	95	35°	700	±90°	>4	4.581	344
	战斧 Tomahawk BGM-109B	450	0.72～0.85	>15						6.248	517
	127毫米炮射导弹 5In.Gun-launched Missile	24	出炮口 900 m/s			瞄准式				1.54	127
南非	斯科骠恩 Skorpioen										
挪威	企鹅1 Penguin 1	>20	0.8	60～100		20°				3.00	280

翼展 m	发射重量 kg	动力装置		制导	战斗部			研制时间	备注
		类型	推力 N		类型	重量 kg	威力		
	820	整体式固体火箭冲压		捷联式惯性+主动雷达与红外复合导引头末制导	半穿甲爆破型	180～200		1976年开始，1981年停研	
	900	整体式火箭冲压发动机		惯性+主动雷达末制导	半穿甲爆破型	200		1981～90年	研制费3300～3500万美元 导弹单价>65万美元
	816	双推力固体火箭发动机		被动雷达				六十年代末使用	
0.914	667	1固体火箭助推器，1涡轮喷气主发动机	64700 2940	惯性+主动雷达末制导	半穿甲爆破型	230		1971～1977年	导弹单价83.5万美元(85财年)
2.62	1200	1固体火箭助推器，1涡轮喷气主发动机	2678	惯性十主动雷达末制导	常规	454		1972～83年	
	47.5	1固体火箭发动机		半主动激光，比例导引	破片或空心装药	13.6		1977～81年	
									可能是购买的以色列“迦伯列”导弹
1.40	360	2固体火箭发动机		惯性+红外末制导	半穿甲爆破型	120		1962～72年	

国别	名称与代号	射程 km	巡航速度 M	巡航高度 m	命中概率 %	发射架 发射仰角	发射段弹道最大高度 m	发射 扇角	海情 级	弹长 m	弹径 mm
挪威	企 鹅 2 Penguin 2	2.5～30	0.8	60～100				± 90°		3.00	280
瑞典	罗伯特 315 Robot 315	18.5	0.85							7.2	670
	Rb-08A	80	0.65	200～1000						5.72	670
	RBS-15M	70（有效）150（最大）	0.8					± 90°		3.35	500
	超音速 RBS-15 Supersonic RBS-15										
苏联	扫帚 Scrubber SS-N-1	22（有效）185（最大）	0.9	300～3000		可瞄准式				7.6	1000
	冥河 Styx SS-N-2(A)	9～42	0.9	100～300		15°			4	6.25～6.5	760
	沙道克 B Shaddock SS-N-3B	500(最大) 460（有修正）55(无修正)	>1.3	3000～6000		可瞄准式或固定仰角				10.9	860

翼展 m	发射重量 kg	动力装置		制导	战斗部			研制时间	备注
		类型	推力 N		类型	重量 kg	威力		
1.42	340	2 固体火箭助推器		可编程惯性＋伪成像红外导引头，激光高度表	半穿甲爆破型	120		70 年代初至 1976 年	导弹单价 12.5 万美元(84 年)
2.1	1360	4 固体火箭助推器 1 脉冲式喷气主发动机		无线电指令制导	常规	454		1949～57 年	
3.10 折叠后 1.35	1215	2 固体火箭助推器 1 涡轮喷气主发动机	3920	自动驾驶仪＋主动雷达末制导	常规	250		1959～67 年	
1.40 折叠后 0.85	770	2 固体火箭助推器 1 涡轮喷气主发动机	3698	惯性，程序十主动雷达末制导	半穿甲爆破型	200～250	单枚击沉快艇，大、中型舰失去战斗力	1977～83 年	导弹单价 92 万美元(84 年)
		整体式火箭冲压发动机						1981～91 年	
1.6	3200	1 固体火箭助推器 1 涡轮喷气主发动机		无线电指令十主动雷达或红外末制导	常规或核	750	1000t 级 TNT	1957 年出现	
2.4	2100～2500	1 固体火箭助推器 1 液体火箭主发动机		自动驾驶仪＋主动雷达末制导	聚能爆破型	约 500		1959 年出现	
2.58	4500	2 固体火箭助推器 1 涡轮喷气主发动机		自动驾驶仪＋修正＋主动雷达或红外末制导	常规或核战斗部		350kt 级 TNT	1961 年出现	

国别	名称与代号	射程 km	巡航速度 M	巡航高度 m	命中概率 %	发射架 发射仰角	发射段弹道最大高度 m	发射扇角	海情级	弹长 m	弹径 mm
苏联	海妖 Siren SS-N-9	75 275 (有修正)	0.8	20～130		8.5°				9.1	800
	SS-N-10	28	1.2							8.5	
	SS-N-11 (SS-N-2B)	83～40.2	0.9	50～300					4	6.4	760
	SS-N-2C	40～80	0.9	40～300						6.8	760
	沙箱 Sandbox SS-N-12	50 550 (有中继制导)	2.5	275～13500						10.8	900
	SS-N-19	55 >500 (有中继制导)	>2.5	70		40～45°				10.5～11.0	800～1100
	SS-N-22	120～200	1.2～2.4	50～300						9.10～9.50	800
意大利	海上凶手 I Sea Killer I	3～10	1.9							3.73	207

翼展 m	发射重量 kg	动力装置		制导	战斗部			研制时间	备注
		类型	推力 N		类型	重量 kg	威力		
2.5 折叠时 1.6	3200	2 固体火箭助推器 1 涡轮喷气主发动机		自动驾驶仪＋中段指令修正＋主动雷达末制导	常规核		200kt 级 TNT	1969 年开始装备	
		固体火箭发动机		程序＋自动驾驶＋主动雷达或红外末制导	常规核			1969 年出现	另外认为 SS-N-10 就是 SS-N-14
2.4 折叠时 1.7	2500	2 固体火箭发动机		自动驾驶仪＋程序＋主动雷达或红外末制导	常规			1965 年开始装备	
2.5	2500	1 固体火箭助推器 1 液体火箭主发动机		自动驾驶仪＋主动雷达或红外末制导	常规	500		1971 年开始装备	有一种看法认为 SS-N-11 是 SS-N-2C
1.8～2.6	4800～5000	2 固体火箭助推器 1 涡轮喷气主发动机		自动驾驶仪＋指令修正＋主动雷达或红外末制导	常规核	900	350kt 级 TNT	1973 年研制结束	
2.60 折叠时 1.60	5000～7000	2 固体火箭助推器 1 涡轮喷气主发动机		惯性＋中继修正＋主动雷达或红外末制导	常规核	1000	350kt 级 TNT	1979 年开始服役	
2.5 折叠时 1.60	3500	2 固体火箭助推器 1 涡轮喷气主发动机		自动驾驶仪＋主动雷达或红外末制导	常规核	500	200kt 级 TNT	1980 年出现	
0.850	168	1 固体火箭助推器	19620	驾束式	破片型	35		1963～69 年	

国别	名称与代号	射程 km	巡航速度 M	巡航高度 m	命中概率 %	发射架 发射仰角	发射段弹道最大高度 m	发射扇角	海情级	弹长 m	弹径 mm
意大利以色列	海上凶手Ⅱ Sea Killer Ⅱ	25	跨音速							4.7	206
	海上凶手Ⅲ Sea Killer Ⅲ	>45	280 m/s	10		15°~30°	120			5.3	320
	水　手 Mariner	25	250 m/s	10		15°~30°	120			4.70	206
	奥托马赫 2 Otomach 2	>100	2								
	迦伯列Ⅰ Gabriel Ⅰ	2~18	0.65	100						3.35	340
	迦伯列Ⅱ Gabriel Ⅱ	36	0.7	100						3.41	340
	迦伯列Ⅲ Gabriel Ⅲ	6~36	0.65	20			100	±30°	5	3.95	340
	超音速迦伯列 Supersonic Gabriel	>40	2~3								

翼展 m	发射重量 kg	动力装置		制导	战斗部			研制时间	备注
		类型	推力 N		类型	重量 kg	威力		
0.999	300	2 固体火箭	981 42000	驾束式	半穿甲爆破型	70		1965～69 年	
1.09	548	1 固体火箭助推器 2 固体火箭主发动机	98100 2 × 981	陀螺仪 + 高度表 + 雷达末制导	半穿甲爆破型	150		六十年代末开始研制	停研
0.999	300	1 固体火箭助推器 1 固体火箭主发动机	43200 981	无线电指令	半穿甲爆破型	70 装药 25		1967～79 年	导弹单价 27.8 万美元(84 财年)
		2 固体火箭助推器 1 涡轮喷气主发动机		惯性 + 主动雷达末制导	半穿甲爆破型	100		1980～92 年	
1.35	430	1 固体火箭助推器 1 固体火箭主发动机	36100 850	自动驾驶仪 + 半主动雷达末制导	常规	100		1962～68 年	
1.35	520	1 固体火箭助推器 1 固体火箭主发动机		自动驾驶仪 + 半主动,主动复合雷达末制导	常规	100		1969～78 年	导弹单价 30 万美元(84 财年)
1.35	560	1 固体火箭助推器 1 固体火箭主发动机		惯性或修正惯性或指控 + 末段雷达导引头控制	半穿甲爆破型	150 装药 60		1978～81 年	
		整体式火箭冲压发动机						1982～92 年	导弹单价 50 万美元(84 财年)

国别	名称与代号	射程 km	巡航速度 M	巡航高度 m	命中概率 %	发射架 发射仰角	发射段弹道最大高度 m	发射扇角	海情级	弹长 m	弹径 mm
英国	舰射海鹰 SL Sea Eagle P.5T										
	舰射海鸥 SL Sea Skua	15								2.5	250

空对舰导弹

国别	名称与代号	射程 km	巡航速度 M	巡航高度 m	命中概率 %	发射高度 m	发射平台发射时速度 M	发射扇角	海情级	弹长 m	弹径 mm
法国	AS-12	8	260 m/s							1.87	210
	飞鱼 Exocet AM39	50～70	0.93	15	90	50 1000	0.9	±30°		4.688	350
	AS-15-TT	>15	280 m/s	5～9	100				6	2.30	181～187
国际合作	空射奥托马特 Air-Launched Otomat	100～180	0.9	25				全向		4.80	450
	空射超音速反舰导弹 Air-Launched ANS	200	2							5.50	500
	企鹅 2-7 Penguin MK2Mod7										

翼展 m	发射重量 kg	动力装置		制导	战斗部			研制时间	备注
		类型	推力 N		类型	重量 kg	威力		
		2 固体火箭助推器 1 涡轮喷气主发动机						1983 ~	
0.72		2 固体火箭发动机		半主动式制导	半穿甲爆破型	20		1984 ~	

空对舰导弹

展 m	发射重量 kg	动力装置		制导	战斗部			研制时间	备注
		类型	推力 N		类型	重量 kg	威力		
0.65	76	固体火箭发动机			破片型	28.4			
1.10	652	1 固体火箭助推器 1 固体火箭主发动机	2400	惯性十主动雷达末制导	半穿甲爆破型	150 药 42		1973 ~ 78 年	
0.564	100	1 固体火箭助推器 1 固体火箭主发动机		指令	半穿甲爆破型	30		1977~ 85 年	导弹单价 9.21 万美元 (85 财年)
1.20	750 600 (不带助推器)	2 固体火箭助推器 1 涡轮喷气主发动机	2 × 3500 3236	惯性十主动雷达末制导	半穿甲爆破型	210		1970 ~	
	900	整体式火箭冲压发动机		惯性十主动雷达末制导	半穿甲爆破型	200		1980 ~ 90 年	
								八十年代初至九十年代初	

国别	名称与代号	射程 km	巡航速度 M	巡航高度 m	命中概率 %	发射高度 m	发射平台发射时速度 M	发射扇角	海情级	弹长 m	弹径 mm
联邦德国	鸬鹚Ⅰ Kormoran Ⅰ AS.34	40 (最大) 30 (有效)	0.95	20			0.6～0.9			4.40	344
	鸬鹚Ⅱ Korrmo-ran Ⅱ	70	0.9							4.40	300
美国	小斗犬 A Bullpup AGM-12B	11	1.8							3.2	305
	小斗犬 B Bullpup AGM-12C	17	2.4							4.07	439
	主动标准 Standard Active RGM-66F	>18	2.0							4.72	343
	捕鲸叉 Harpoon AGM-84A	11～110	0.75	15～61	95			±90°	>4	3.84	344
	幼畜 Maverick AGM-65F	24～28	>1							2.94	300
挪威	企鹅 3 Penguin 3	7～50	0.8			46m～对流层	0.5～0.96	±90°		3.2	280

翼展 m	发射重量 kg	动力装置		制导	战斗部			研制时间	备注
		类型	推力 N		类型	重量 kg	威力		
1.00	600	2 固体火箭助推器 1 固体火箭主发动机	2 × 27000 2800	惯性 + 主、被动雷达末制导	带射弹的半穿甲爆破型	160 装药 56		1964 ~ 1975 年	导弹单价 53.6 万美元；机上系统单价 28.73 万美元 (83 财年)
1.00	630	1 固体火箭助推器 1 固体火箭主发动机		惯性 + 主动雷达末制导	带射弹的半穿甲爆破型	220 装药 80		1981 ~ 88 年	
0.95	258	1 预贮液体火箭发动机	53400	无线电指令	爆破型	113.4		1954 ~ 59 年	
1.22	812	2 预贮液体火箭发动机	147000	无线电指令	穿甲爆破型	453.6			
1.07	655	1 双推力固体火箭发动机		主动雷达				1971 ~ 73 年	
0.914	522	1 涡轮喷气发动机	2940	惯性 + 主动雷达导引头	半穿甲爆破型	230		1971 ~ 77 年	导弹单价为 92.4 万美元 (84 财年)
0.72	306	1 双推力固体火箭发动机		红外成像	半穿甲爆破型	136.36		1981 ~ 86 年	导弹单价 14.3 万美元 (85 财年)
1.00	350	1 固体火箭发动机		惯性 + 红外末制导	半穿甲爆破型	120		1973 ~ 87 年	

国别	名称与代号	射程 km	巡航速度 M	巡航高度 m	命中概率 %	发射高度 m	发射平台发射时速度 M	发射扇角	海情级	弹长 m	弹径 mm
日本	ASM-1	25 50 (最大)	0.9	15		762～ 3048				4.00	350
	ASM-2										
瑞典	萨伯 04D SAAB04D	6～ 20	0.95							4.45	500
	萨伯 04E SAAB04E	32	0.95	掠海				扇射		4.45	500
	RBS-15F	70 (有效) 150 (最大)	0.8					± 90°	高	3.35	500
苏联	狗窝 Kennel AS-1	70～ 90	0.9			5000 ～ 8000	420～ 700 km/h			8.29	1200
	鲑鱼 Kelt AS-5	180～ 320	0.8							9.45	1000
	直升机空对舰导弹 Helicopter Air--to-ship Missile									2.44	300

翼展 m	发射重量 kg	动力装置		制导	战斗部			研制时间	备注
		类型	推力 N		类型	重量 kg	威力		
1.20	610	1 固体火箭发动机		惯性＋主动雷达末制导	半穿甲爆破型	200		1972～82 年	导弹单价 43.8 万美元(84 财年)
		1 涡轮喷气发动机						1984～90 年	
1.97	600	1 固体火箭助推器 1 固体火箭主发动机		自动驾驶仪＋主动雷达末制导	爆破型	300		1971 年装备	
1.97	616	1 固体火箭助推器 1 固体火箭主发动机		自动驾驶仪＋主、被动复合雷达末制导	爆破型	300		1968～73 年	
1.40	598	1 涡轮喷气发动机	3698	惯性＋主动雷达末制导	爆破型			1982–86 年	
4.72	2760	1 涡轮喷气发动机	15600	波束＋半主动雷达末制导	聚能爆破型	933 装药 800		1963 年服役	
4.57	4500～	1 液体火箭发动机		自动驾驶仪＋主动雷达末制导	聚能爆破型	1000		1968 年出现	
0.910		1 固体火箭发动机						1961 年出现	

国别	名称与代号	射程 km	巡航速度 M	巡航高度 m	命中概率 %	发射高度 m	发射平台发射时速度 M	发射扇角	海情级	弹长 m	弹径 mm
意大利	爱吐斯 Airtos	3～11	1.9	10		500				3.9	206
	火星Ⅰ Marte Ⅰ	6～20	250 m/s			150				4.70	206
	火星Ⅱ Marte Ⅱ	20	250 m/s			150				4.48	316
以色列	迦伯列 Ⅲ A/S Gabriel Ⅲ A/S	60	0.7	2.5～100		91～9144				3.85	340
英国	恶妇 Hellcat	1.37～6.86	0.8							1.48	191
	海鸥 Sea skua CL-834	最小3 最大15～24	0.8	5～100	90				5	2.5	250
	海鹰 Sea Eagle P.3T	110	0.85			最低30				4.14	400
	超音速海鹰 Supersonic Sea Eagle										

翼展 m	发射重量 kg	动力装置		制导	战斗部			研制时间	备注
		类型	推力 N		类型	重量 kg	威力		
0.875	191	1 固体火箭发动机	19600	全程主动雷达导引	爆破型	35		1969～70 年	
0.999	300	1 固体火箭助推器 1 固体火箭主发动机	43650 992.5	无线电指令	半穿甲爆破型	70 装药 25		1969～77 年	导弹单价 27.8 万美元 (84 财年)
0.98	330	1 固体火箭助推器 1 固体火箭主发动机	43650 992.5	自动驾驶仪＋主动雷达末制导	半穿甲爆破型	70		1982～85 年	
1.10	600	1 固体火箭发动机						1981 年～	
0.64	68	1 双推力固体火箭发动机		无线电指令	爆破型			1968 年进行过试验	
0.72	145	1 固体火箭助推器 1 固体火箭主发动机		程序控制＋半主动雷达末制导	半穿甲爆破型	20		1972～81 年	导弹单价 11.8 万美元 (84 财年)
1.2	600	1 涡轮喷气发动机	3428	惯性＋主动雷达末制导	半穿甲爆破型	230		1976～86 年	导弹单价 55 万美元 (84 财年)
		1 整体式火箭冲压发动机						八十年代初至九十年代中	

岸对舰导弹

国别	名称与代号	射程 km	巡航速度 M	巡航高度 m	命中概率 %	发射架 发射仰角	发射段弹最大高度 m	发射扇角	海情级	弹长 m	弹径 mm
法国	飞鱼 Exocet MM38	4～42	0.93	15	95	12°	30～70	±30°	6	5.21	348
	飞鱼 Exocet MM40	64～70	0.93	15	97	12°		±90°		5.78	350
	AS-15-TT	>15	280 m/s	10	100				高	2.30	180
国际合作	奥托马特 Otomat	160～180	0.9	20					3～4	4.46	400(前) 460(后)
挪威	企鹅 Penguin									.00	280
瑞典	Rb-08	80	0.65	200～1000						5.72	670
	RBS-15G	150	0.8					30°		3.35	500
	海尔法 Hellfire	5								1.779	177.8

岸对舰导弹

翼展 m	发射重量 kg	动力装置		制导	战斗部			研制时间	备注
		类型	推力 N		类型	重量 kg	威力		
1.004	735	1 固体火箭助推器 1 固体火箭主发动机		惯性＋主动雷达末制导	半穿甲爆破型	165			
1.134	855	1 固体火箭助推器 1 固体火箭主发动机		惯性＋主动雷达末制导	半穿甲爆破型	165			
0.53	100	1 固体火箭助推器 1 固体火箭主发动机		雷达指令	半穿甲爆破型	30			
1.36	770	2 固体火箭助推器 1 涡轮喷气主发动机		惯性＋中段修正＋主动雷达末制导	半穿甲爆破型	210			
1.40	340	2 固体火箭发动机		惯性＋红外末制导	半穿甲爆破型	120		七十年代后期装备	
3.10	1215	2 固体火箭助推器 1 涡轮喷气主发动机	3920	自动驾驶仪＋主动雷达末制导	常规	250		1959～67 年	
1.40	770	2 固体火箭助推器 1 涡轮喷气主发动机	3698	惯性＋主动雷达末制导	半穿甲爆破型	200～250		1985 年开始研制，八十年代后期服役	
0.33	43	固体火箭发动机		半主动激光制导				1984～86 年	

国别	名称与代号	射程 km	巡航速度 M	巡航高度 m	命中概率 %	发射架 发射仰角	发射段弹最大高度 m	发射扇角	海情级	弹长 m	弹径 mm
日本	XSSM-1	150								5	350
苏联	萼片 Sepal SSC-1B	450	0.9							10	1000
	萨利士 Salish SSC-2A	100	0.8～0.9	400		可瞄准				8	1200
	幼鲑 Samlet SSC-2B	100～200	0.8～0.9			10°				7	
	SSC-3	80～90		15～100		15°					

潜对舰导弹

国别	名称与代号	射程 km	巡航速度 M	巡航高度 m	命中概率 %	发射深度 m	发射平台发射时速度 kn	发射扇角	海情级	弹长 m	弹径 mm
法国	飞鱼 Exocet SM39	5(最小) 45～50 (最大)	0.93	15	90	潜望深度至一般潜艇下潜下限深度	<10	±90°	>6	4.288	350
美国	捕鲸叉 Harpoon UGM-84A	11～110	0.75	61	95	一般为15 下限30或60	0～5	±90°	>4	4.581	344

翼展 m	发射重量 kg	动力装置		制导	战斗部			研制时间	备注
		类型	推力 N		类型	重量 kg	威力		
1.19	650	1 固体火箭助推器 1 涡轮喷气主发动机		惯性＋主动雷达末制导	半穿甲爆破型	200		1984～90 年	
		2 固体火箭助推器 1 涡轮喷气主发动机		无线电指令＋主动雷达末制导	常规 核			五十年代初至五十年代末	
4.7	3500	1 固体火箭助推器 1 涡轮喷气主发动机		波束＋半主动雷达末制导	常规	1000		五十年代初开始研制后期进入服役	
5	3000	1 固体火箭助推器 1 涡轮喷气主发动机		无线电指令＋半主动雷达末制导	常规 核				
				自动驾驶仪＋主动雷达或被动红外末制导				七十年代中期发展，末期进入服役	

潜对舰导弹

翼展 m	发射重量 kg	动力装置		制导	战斗部			研制时间	备注
		类型	推力 N		类型	重量 kg	威力		
0.98	652	1 固体火箭助推器 1 固体火箭主发动机		简易惯性＋主动雷达末制导	半穿甲爆破型	150		1977～85 年	
	667	1 固体火箭助推器 1 涡轮喷气主发动机		惯性＋主动雷达末制导	半穿甲爆破型	230		1972～81 年	

国别	名称与代号	射程 km	巡航速度 M	巡航高度 m	命中概率 %	发射深度 m	发射平台发射时速度 kn	发射扇角	海情级	弹长 m	弹径 mm
美国	战斧 Tomahawk BGM-109B	450	0.72～0.85	>15		一般为 15	0～5			6.248	517
美国	远程两用导弹 LRDMM										
瑞典	RBS-15	70（有效）150（最大）									
苏联	沙道克 A Shaddock SS-N-3A	180（有效）550（最大）	0.9	3000～6000		水面发射	>15			10.8	900
苏联	SS-N-7	10～100 45～53（有效）	0.95	30		20～40	8～12			6.7	550
苏联	海妖 Siren SS-N-9	75	0.8	80～130						9.1	800
苏联	沙箱 Sandbox SS-N-12 Sub.T.S	50 550	2.5			水面发射				10.8	900
苏联	SS-N-13	150～1100	4	弹道最高点 300km						10	1000

翼展 m	发射重量 kg	动力装置		制导	战斗部			研制时间	备注
		类型	推力 N		类型	重量 kg	威力		
2.62	1450 1900 (含保护箱)	1 固体火箭助推器 1 涡轮喷气主发动机	31100 2678	惯性十主动雷达末制导	半穿甲爆破型	454		1972～83 年	导弹单价 127 万美元 (82 财年)
		整体式火箭冲压发动机		惯性十复合导引头末制导	常规 核			1979～92 年	
		2 固体火箭助推器 1 涡轮喷气主发动机		惯性十主动雷达末制导				1983 年～	参见 RBS-15M 舰对舰导弹
2.4	4500	2 固体火箭助推器 1 涡轮喷气主发动机		自动驾驶仪十中段修正十主动雷达或被动红外末制导	常规 核	1000	350kt 级 TNT	1958 年出现	
	3500	固体火箭发动机		自动驾驶仪十主动雷达或红外末制导	常规 核	500	200kt 级 TNT	1968 年开始装备	
2.5 折叠后 1.6	3200	2 固体火箭助推器 1 涡轮喷气主发动机		自动驾驶仪十主动雷达末制导	常规 核		200kt 级 TNT	1971 年开始装备潜艇	
1.8～2.6	4800～5000	2 固体火箭助推器 1 涡轮喷气主发动机		自动驾驶仪十修正十主动雷达或被动红外末制导	常规 核	900	350kt 级 TNT	七十年代初开始装备	取代 SS-N-3A
		2 液体火箭发动机		惯性十主动雷达	核			六十年代初开始研制 1973 年结束	未装备

国别	名称与代号	射程 km	巡航速度 M	巡航高度 m	命中概率 %	发射深度 m	发射平台发射时速度 kn	发射扇角	海情级	弹长 m	弹径 mm
苏联	SS-N-19	55～500	2.5	70						10.5～11	800～1100
苏联	SS-NX-24										
英国	水下发射导弹 USGW	50								6.10	500（助推器）380（第二级）

反 潜 导 弹

国别	名称与代号	射程 km	飞行速度 M	弹道类型	海情级	弹长 m	弹径 mm	翼展 m	发射重量 kg	动力装置	
										类型	推力 N
澳大利亚	伊卡拉 Ikara	18		飞航式		3.43		1.52	550	1 固体火箭发动机	
法国	玛拉丰 Malafon	13	830 km/h	飞航式		6.15	650	3.3	1500	2 固体火箭发动机	
国际合作	布拉尼克 BRANIK			飞航式							

翼展 m	发射重量 kg	动力装置		制导	战斗部			研制时间	备注
		类型	推力 N		类型	重量 kg	威力		
2.60 折叠后 1.60	5000～7000	2 固体火箭助推器 1 涡轮喷气主发动机		惯性十主动雷达末制导	常规 核			七十年代初开始研制 1980 年服役	
								现在正在研制，预计 1987 年定型	
1.12		2 固体火箭发动机		自动驾驶仪十主动雷达末制导	常规			1973 年开始研制	1975 年撤销

反潜导弹

制导	作战负荷								研制时间	备注
	类型	代号	航程 Km	航速 kn	长度 m	重量 kg	装药量 kg	作战深度 m		
无线电指令	鱼雷	MK44	2–10	30	2.56	233	32	300	1959–64 年	
	鱼雷	MK46	11	33	2.59	230	44	457		
	鱼雷	A244 / S			2.7					
	鱼雷	TP42			2.60	298	50			
	鱼雷	鳝鱼		45						
无线电指令	鱼雷	L4		30	3.13	540			1956～65 年	
超视距制导	鱼雷								1982 年	

国别	名称与代号	射程 km	飞行速度 M	弹道类型	海情级	弹长 m	弹径 mm	翼展 m	发射重量 kg	动力装置	
										类型	推力 N
美国	阿斯洛克 ASROC RUR-5A	3.2～9	>1	弹道式		3.94	349	0.838	427.74	1 固体火箭发动机	53440
		0.8～9	>1	弹道式		4.5	336.7	0.838	433.63	1 固体火箭发动机	53440
		1.37～8	>	弹道式		4.6	336.7	0.838	486.25	1 固体火箭发动机	53440
	萨布洛克 SUBROC UUM-44A	40～56.5	>1	水下-空中-水下弹道式		6.42	533 (一级) 339 (二级)		1814	1 固体火箭发动机	
	海长矛 Sea lance ASW-SOW			弹道式		6.10				1 固体火箭发动机	
苏联	FRAS-1	30		弹道式		6.2	550			1 固体火箭发动机	
	石英 Silex SS-N-14	55	0.95	飞航式		7.6	600	1.5	2700	1 固体火箭发动机	
	SS-N-15	45～50		弹道式						1 固体火箭发动机	
	SS-N-16	45～50								1 固体火箭发动机	

制导	作战负荷								研制时间	备注
	类型	代号	航程 Km	航速 kn	长度 m	重量 kg	装药量 kg	作战深度 m		
程序	核深弹	MK17			1.68	126	1000t 级 TNT		1955～61 年	
程序	鱼雷	MK44	10	30	2.56	233	32	45.7～300		
程序	鱼雷	MK46	11	33	2.59	230	44	6～400	六十年代中期实现	
惯性	核深弹	MK75 (W55)					306 (1000t 级 TNT)		1958～65 年，计划 1990 年全部退役	当时的研制费为 2 亿美元，导弹单价 20 万美元
惯性	鱼雷	MK46–5	10					>400	1979～89 年	总费用 26 亿美元 研制费用 6.396 亿美元(85 财年)
	鱼雷	ALWT	>10	40				600		
	核深弹	B57					5000～10000t 级 TNT			
	核深弹						5kt 级 TNT		六十年代中期服役	
程序＋自动驾驶仪＋无线电指令	鱼雷						100		1968 年开始装备	
	核深弹									
	核深弹								1972 年开始装备	
	鱼雷							300	七十年代后期服役	

附录7　反坦克导弹性能数据简表

国别	名称与代号	射程 最大 最小 m	速度 最大 平均 m/s	弹径 mm	弹长 mm	翼展 mm	重量 导弹 kg	弹药 kg	系统 kg	气动布局	发射方式
阿根廷	“玛珞哥” Mathogo	2100 350	90	102	998		11.3		19.5	无尾式	箱式
澳大利亚	“马尔卡拉” Malkara	3200 1800	150	220	1950	790	90.7			正常式	架式
法国	SS-10 Nord 5203	1600 300	80	165	860	750	14.8			无尾式	架式
	“安塔克” Entac MGM-32A	2000 400	85	150	820	380	12.2			无尾式	箱式
	SS-11	3000 500	190 160	164	1200	500	29.9			无尾式	架式
	SS-11B$_1$	3000 350	200	164	1210	500	30.1			无尾式	架式
	“阿尔朋” Herpon	3000 400	197 150	164	1215	500	30.4			无尾式	架式
	SS-12 AS-12 SS-12M	6000 500～800	260 190	180	1870	650	75			无尾式	架式

反坦克导弹性能数据简表

制导			战斗部			动力装置		开始研制年·月	开始装备年·月	备注
系统类别	导引方法	控制方式	类别	重量 kg	破甲厚度 mm	类别	推力 N			
手动操纵	三点法	空气扰流片	破甲			起飞发动机 续航发动机			1978	发动机系指固体燃料火箭发动机。下同
手动操纵	三点法	尾舵	破甲	25	660	单级发动机		1951	1958	
手动操纵	三点法	空气扰流片	破甲	5		起飞发动机 续航发动机		1946	1956	
手动操纵	三点法	空气扰流片	破甲 杀伤	4 3.9	450～600	起飞发动机 续航发动机	2000 90～140	1954	1961	
手动操纵	三点法	空气扰流片	破甲	7.5	600	起飞发动机 续航发动机	3580	1953	1958	
手动操纵	三点法	空气扰流片	破甲 杀伤 穿甲	8	600	起飞发动机 续航发动机			1962	
红外半自动	三点法	燃气扰流片	破甲 杀伤	7.5		起飞发动机 续航发动机		1962	1971	
红外半自动	三点法	燃气偏流器	破甲 杀伤 杀伤 爆破	28.4 30 25		起飞发动机 续航发动机		1958	1962	AS-12 系空对面导弹，SS-12M 系舰对舰导弹

国别	名称与代号	射程 最大	射程 最小	速度 最大平均 m/s	弹径 mm	弹长 mm	翼展 mm	重量 导弹 kg	重量 弹药 kg	重量 系统 kg	气动布局	发射方式
法国	“阿克拉” ACRA	3800	25	500	142	1250	420	26			无尾式	火炮
	短程反坦克导弹 ACCP	600	50	300	150	840		10.5			无尾式	筒式
	“独眼巨人” Polyphemus	25000		160								
国际合作	“米兰” Milan	2000	25	200	116	755	266	6.65	11.3	15.5	无尾式	筒式
	“米兰 2” Milan2	2000	25	200	116		266				无尾式	筒式
	“霍特” Hot	4000	75	260	136	1270	312	23			无尾式	筒式
	“霍特 2” Hot2	4000	75	280	150						无尾式	筒式
	“阿特拉斯” Atlas	1500	40	300	110	720		7.5			尾翼式	炮射
	“蚊” Mosquito	2500	360	90	120	1067	580	14.1		37	无尾式	箱式
	“阿达茨” ADATS	6000	500	M=3	152	2050		51	64	4500	无尾式	筒式

制导			战斗部			动力装置		开始研制年·月	开始装备年·月	备注
系统类别	导引方法	控制方式	类别	重量 kg	破甲厚度 mm	类别	推力 N			
激光波束	三点法	空气舵	破甲	7		单室双推力发动机	8240 1480	1962	1975	
电视半自动	三点法	燃气偏流器	破甲	3.9		起飞发动机 续航发动机	3500 1000	1980		
光纤制导										
红外半自动	三点法	空气扰流片	破甲	3	690	单室双推力发动机	275 108	1963	1972	法国、联邦德国合作
红外半自动	三点法	燃气扰流片	破甲		850	单室双推力发动机	275 108	1978	1984	法国、联邦德国合作
红外半自动	三点法	燃气扰流片	破甲	6.5	800	起飞发动机 续航发动机	5500～6000 180～250	1964	1977	法国、英国、联邦德国合作
红外半自动	三点法	燃气扰流片	破甲		1080	起飞发动机 续航发动机		1983.2	1987	法国、英国、联邦德国合作
激光半主动	比例导引	推力矢量	破甲	1.96	500	起飞发动机 续航发动机		1970		英国、比利时合作
手动操纵	三点法	空气扰流片	破甲 杀伤	4 2.13	660	起飞发动机 续航发动机	127.4		1958	意大利、瑞士合作
激光驾束	三点法	空气舵	破甲 杀伤	12	1000	单级发动机		1979	1987	美国、瑞士合作，目标为低空飞机、集群坦克

国别	名称与代号	射程 最大 m	射程 最小 m	速度 最大 m/s	速度 平均 m/s	弹径 mm	弹长 mm	翼展 mm	重量 导弹 kg	重量 弹药 kg	重量 系统 kg	气动布局	发射方式
国际合作	“特里加特”(重型) TRIGAT	5000		M>1		170						无尾式	筒式
	“特里加特”(轻型) TRIGAT	2000		300		100	1000	180	11			无尾式	筒式
联邦德国	“眼镜蛇 BO-810” Cobra BO-810	1600 400		85		100	960	480	10.4			无尾式	弹翼支撑式
	“眼镜蛇 2000” Cobra2000	2000 400		85		100	950	480	10.3			无尾式	弹翼支撑式或车载架式
	“鳄鱼” Mamba	2000 300		140		120	955		11.2		64.75	无尾式	弹翼支撑式或车载架式
美国	“橡树棍” Shilleagh MGM-51A	3000 200		200		152	1140	290	27			尾翼式	火炮
	“龙” Dragon FGM-77A	1000 25		M=0.3		114	744	330	6.13			尾翼式	筒式
	“陶” TOW BGM-71	3750 65		360		152.7	1164	466.5	18.47		102	正常式	筒式
	“陶 1” TOW1 BGM-71A	3750 65		360		152.7		466.5				正常式	筒式

制导			战斗部			动力装置		开始研制年·月	开始装备年·月	备注
系统类别	导引方法	控制方式	类别	重量 kg	破甲厚度 mm	类别	推力 N			
红外热成像	自动导引		破甲		>1300～1500	单级发动机		1983	1993	法国、英国、联邦德国合作
激光驾束	三点法		破甲			单级发动机		1983	1995	法国、英国、联邦德国合作
手动操纵	三点法	空气扰流片	破甲	2.65	440	起飞发动机 续航发动机	500 78.5	1957	1960	
手动操纵	三点法	空气扰流片	破甲	2.7	500	起飞发动机 续航发动机		1957	1960	由“眼镜蛇 BO-810”改进
手动操纵	三点法	空气扰流片	破甲	2.7	500	单室双推力		1972		由“眼镜蛇 2000”改进
红外指令	三点法	喷气推力矢量控制	破甲	6.8	500	单级发动机		1959	1970	
红外半自动	三点法	推力矢量	破甲	2.5	500	30 对小发动机		1964		
红外半自动	三点法	空气舵	破甲	3.65	600	起飞发动机 续航发动机	34541 35216	1962	1970	
红外半自动	三点法	空气舵	破甲			起飞发动机 增速发动机		1978	1981	

国别	名称与代号	射程 最大 m	射程 最小 m	速度 最大 m/s	速度 平均 m/s	弹径 mm	弹长 mm	翼展 mm	重量 导弹 kg	重量 弹药 kg	重量 系统 kg	气动布局	发射方式
美国	“陶2” TOW2	3750	65	360		152.7	1400	466.5	21.5			正常式	筒式
	“铜斑蛇” Copperhead XM712	20000	4000	600		155	1372	459	62			正常式	火炮
	“海尔法” Hellfire AGM-114A	7000		M=1		177.8	1779	330	43			鸭式	架式机载
	“黄蜂” Wasp 94GHZ	20000		M=1		205	1505	628	61.4			正常式	吊舱式机载
	“突击破坏者” Assault Breaker (T-16)	200000		M>3		466	6220	920	1150		45000	尾翼式	导轨车载
	“突击破坏者” Assault Breaker (T-22)	150000		M>3		560	6140	1300	1680		45000	正常式	零长车载
	联合战术导弹系统 .JTACMS												
	“坦克破坏者” Tank Breaker	2000	50	12 (初速)		100	1200		16			正常式	筒式
	超高速导弹 HVM	5000	500	M=5		99.6	2620		21.36			尾翼式	吊舱式机载

制导			战斗部			动力装置		开始研制年·月	开始装备年·月	备注
系统类别	导引方法	控制方式	类别	重量 kg	破甲厚度 mm	类别	推力 N			
红外半自动	三点法	空气舵	破甲	5.9		起飞发动机 增速发动机			1983	
激光半主动	比例导引	空气舵	破甲	22.5				六十年代末	1981	末制导炮弹
激光半主动	比例导引	空气舵	双锥串联型破甲	9	1400	单级发动机	18600	1972	1984	
毫米波雷达	比例导引	空气舵	破甲或自锻破片			一台助推器二台平行的续航发动机		1978		
星光导航加雷达指令		尾翼	末制导子弹飞靶式子弹			单级发动机		1979		
捷联式激光陀螺惯导加雷达指令		尾翼加副翼	末制导子弹、飞靶式子弹			单级发动机		1979		
										参见“突击破坏者”
红外热成像	自动导引	控制舵面或喷气扰流片	破甲			助推发动机 续航发动机		1980.4		
激光 波束	三点法		穿甲			单室双推力发动机		1981		

国别	名称与代号	射程 最大 最小 m	速度 最大 平均 m/s	弹径 mm	弹长 mm	翼展 mm	重量 导弹 kg	重量 弹药 kg	重量 系统 kg	气动布局	发射方式
美国	末制导反装甲迫击炮弹 GAMP	6000～8000		107	846		13.1			正常式	炮射
	光纤导弹系统 FOGMS	12000	180	150	2100						筒式垂直发射
	“参谋” Staff	2000	305	155			15				155线膛炮
	“萨达姆” sadarm	30000		203	1140						
	多管发射火箭系统 MLRS	30000		227	3940		310		24560	尾翼式	筒式车载
	末制导反坦克武器系统 AIFS	70000		203	2450		115				火炮
日本	“马特” KAM-3D	1800 350	85	120	1020	600	15.7			无尾式	箱式车载
	“重马特” KAM-9	4000	200	152	1565	330	30			正常式	车载
瑞典	“矮脚鸡” Bantam BS 53	2000 300	90	110	850	400	7.5		20	无尾式	箱式
	“比尔” Bill RBS 56	2000 150	260 200	150	900	410		18	28	正常式	筒式

制导			战斗部			动力装置		开始研制年·月	开始装备年·月	备注
系统类别	导引方法	控制方式	类别	重量 kg	破甲厚度 mm	类别	推力 N			
双色(红外、紫外)红外寻的	比例导引		破甲					1982	预定1987	
电视成像光纤传输指令	半自动							1981		
被动毫米波自动寻的	比例		自锻破片(二个)					1978	80年代中期	目标激活炮弹
毫米波传感器			三个子弹(自锻破片)					1979		
			M42子弹 AT-2地雷末制导子弹	0.23		单级发动机		1979	1982	
毫米波或红外自动寻的	自动导引	“鸭”式舵	聚能破甲			固一冲喷气发动机		1979		
手动操纵	三点法	空气扰流片	破甲	3.1	500	起飞发动机续航发动机		1957	1964	
红外半自动	三点法	空气舵	破甲		500	起飞发动机续航发动机		1964	1974	
手动操纵	比例	推力矢量	破甲			起飞发动机续航发动机		1956	1962	
红外半自动	三点法	空气舵	破甲			单级		1979	1986	

国别	名称与代号	射程 最大 m	射程 最小 m	速度 最大 m/s	速度 平均 m/s	弹径 mm	弹长 mm	翼展 mm	重量 导弹 kg	重量 弹药 kg	重量 系统 kg	气动布局	发射方式
瑞典	“斯特里克斯” Strix	8000	600			120	800		20			无尾式	迫击炮射
苏联	“甲鱼” Snapper AT-1	2300	500		90	140	1120	660	22.25			无尾式	架式
	“蝇拍” Swatter AT-2	2500	500		150	132	1160	660	26.5			鸭式	架式 车载 机载
	“蝇拍”改进型 Swatter AT-2	3500	300		150	132			29.4			鸭式	架式 车载 机载
	“萨格尔” Sagger AT-3	3000	500		120	120	831	393	11.3		30.5	无尾式	架式
	“萨格尔” 改进型 Sagger AT-3C	3000	400			120		393	11.4			无尾式	架式
	塞子 “Spigot” AT-4	2000	70		150～250	120	1200		10～12				筒式 车载
	拱肩 “Spandrel” AT-5	4000	25		175	155	1300		12				筒式 车载
	螺旋 “Spiral” AT-6	5000			300	135	1700		～40				筒式 机载
西班牙	“宝剑” Toledo	2000	200		300	115	927	345	15		35	无尾式	筒式

制导			战斗部			动力装置		开始研制年·月	开始装备年·月	备注
系统类别	导引方法	控制方式	类别	重量 kg	破甲厚度 mm	类别	推力 N			
红外寻的	自动导引	推力矢量	破甲							末制导迫击炮弹
手动操纵	三点法	空气扰流片	破甲	5.5	350～380	单级发动机		50年代初期	1961	
无线电指令	三点法	空气舵	破甲	5.5	450	单级发动机		50年代中期	1964	
无线电指令	三点法	空气舵	破甲	5.5	550	单级发动机				
手动操纵	三点法	摆帽	破甲	2.5	150／65°	起飞发动机 续航发动机			60年代	
红外半自动操纵	三点法	摆帽	破甲	3.5	180／68°	起飞发动机 续航发动机				
红外半自动	三点法		破甲		500	单级发动机				
红外半自动	三点法		破甲	10	600～700					
毫米波雷达	比例导引		破甲		800					
激光驾束	三点法	推力矢量	破甲			发射发动机加单室双推力发动机		1980		

国别	名称与代号	射程 最大 m	射程 最小 m	速度 最大 m/s	速度 平均 m/s	弹径 mm	弹长 mm	翼展 mm	重量 导弹 kg	重量 弹药 kg	重量 系统 kg	气动布局	发射方式
意大利	“鹞鹰” Sparviero	3000	75	290		145	1180	350	16.5		69	鸭式	筒式
	“麦夫” MAF	3000		280		130							
以色列	“玛帕茨” Mapats	4500	60	315		148	1450	478.4	20.6		95	正常式	筒式
	“哨兵” Picket	500				81	760		4.2		6	无尾式	筒式
英国	“警惕” Vigilant	1600	180	150		114	1070	280	12			无尾式	箱式
	“旋火” Swingfire	4000	150	185		170	1070	373	27			无尾式	箱式
	“军刀” Sabre	6000	1000	M > 2		152	2540	380	56			正常式	架式
	“默林” Merlin					81							迫击炮射

制导			战斗部			动力装置		开始研制年·月	开始装备年·月	备注
系统类别	导引方法	控制方式	类别	重量 kg	破甲厚度 mm	类别	推力 N			
红外		空气舵	破甲	4	475	两级发动机		1968		
激光驾束	三点法		破甲					80年代初		
激光驾束	三点法	空气舵	破甲	5.6	840	一级发动机 二级发动机	58840 2942	1979	1984	
惯性制导	自主	燃气舵	破甲			两级发动机				
手动操纵	三点法	空气舵	破甲	5	500～600	单室双推力		1956	1963	
手动操纵	三点法	燃气扰流片	破甲	7	530	单室双推力	892 255	1958	1972	
激光半主动	比例	空气舵	破甲杀伤	8～12	600	单室双推力		1974		
毫米波雷达寻的	比例		破甲					1981		

附录8　导弹名称索引

A

AA-1 (Alkali)　碱（苏）…… 492
AA-2 (Atoll)　环礁（苏）…… 493
AA-3 (Anab)　阿纳布（苏）…… 494
AA-4 (Awl)　锥子（苏）…… 495
AA-5 (Ash)　灰（苏）…… 496
AA-6 (Acrid)　毒辣（苏）…… 497
AA-7 (Apex)　尖顶（苏）…… 497
AA-8 (Aphid)　蚜虫（苏）…… 498
AA-9　（苏）…… 499
AAAM (Advanced Air-to-Air Missile)
先进空对空导弹（美）…… 480
AAM-1　（日）…… 490
AAM-2　（日）…… 491
AA-XP-1　（苏）…… 499
AA-XP-2　（苏）…… 499
ABM-X-3（苏）…… 423
ACCP (Anti-Char Courte Porte)
短程反坦克导弹（法）…… 871
ACM (Advanced Cruise Missile)　先进巡
航导弹（美）…… 163
ACRA　阿克拉（法）…… 869
Acrid (AA-6)　毒辣（苏）…… 497
ADATS (Air Defence Anti-Tank System)
阿达茨（国际）…… 217
ADSM (Air Defence Suppression Missile)
防空压制导弹（美）…… 606
Aegis　宙斯盾（美）…… 363
Agile　敏捷（美）…… 482
AGM-65F Maverick　幼畜（美）…… 743
AGM-130（美）…… 604
AIFS 末制导反坦克武器系统（美）…… 944
AIM-82A（美）…… 482
Air Launched ANS　空射超音速反舰导弹
（国际）…… 658
Air Launched Otomat　空射奥托马特
（国际）…… 727
ALARM (Air Launched Anti-Radiation
Missile)　空射反辐射导弹（英）…… 624
Airtos　爱吐斯（意）…… 757
Albatros　信天翁（意）…… 386
ALCM (Air-Launched Cruise Missile)
(AGM-86A/B)　空射巡航导弹（美）…… 153
Alkali (AA-1)　碱（苏）…… 492
AM.39 Exocet　飞鱼（法）…… 720
AMRAAM (Advanced Medium Range
Air-to-Air Missile) (AIM-120)　先进
中距空对空导弹（国际）…… 438
Anab (AA-3)　阿纳布（苏）…… 494
ANS (Anti-Navires Supersonique)
超音速反舰导弹（国际）…… 658
Apex (AA-7)　尖顶（苏）…… 497
Aphid (AA-8)　蚜虫（苏）…… 498
AS-1 (Kennel)　狗窝（苏）…… 752
AS-2 (Kipper)　鲟鱼（苏）…… 532
AS-3 (Kangaroo)　袋鼠（苏）…… 534
AS-4 (Kitchen)　厨房（苏）…… 537
AS-5 (Kelt)　鲑鱼（苏）……620、754
AS-6 (Kingfish)　王鱼（苏）…… 539
AS-7 (Kerry)　黑牛（苏）…… 621
AS-8（苏）…… 622
AS-9 (Kyle)　飞镖（苏）…… 623
AS-10(Karen)　克伦（苏）…… 623
AS-11（苏）…… 541
AS·11（法）…… 545
AS-12 (Kegler)　投球手（苏）…… 623
AS·12（法）…… 545
AS-14 (Kedge)　小锚（苏）…… 623
AS-15 (Kent)　撑竿（苏）…… 542
AS·15TT　空对舰（法）…… 723
AS·15TT　岸对舰（法）…… 778
AS·20（法）…… 546
AS·30（法）…… 547
AS·30L（法）…… 549
AS·37/AJ168(Martel)　玛特尔
（国际）…… 556
ASALM (Advanced Stragtegic Air-
Launched Missile)　先进战略空射

导弹（美）…… 530
ASAT (Anti-Satellite) 机载反卫星导弹（美）…… 484
Ash (AA-5) 灰（苏）…… 496
ASM-1（日）…… 747
ASM-2（日）…… 749
ASMP (Air-Sol Moyenne Portée) 中程空对地导弹（法）…… 519
Aspide 阿斯派德（意）…… 500
ASRAAM (Advanced Short Range Air-to-Air Missile) (AIM-132) 先进近距空对空导弹（国际）…… 442
ASROC (Anti-Submarine Rocket) (RUR-5A) 阿斯洛克（美）…… 829
Assault Breaker 突击破坏者（美）…… 924
ASSM Ⅰ (Advanced Surface-to-Surface Missile Ⅰ) 先进舰对舰导弹Ⅰ（国际）…… 657
AT-1 (Snapper) 甲鱼（苏）…… 956
AT-2 (Swatter) 蝇拍（苏）…… 957
AT-3 (Sagger) 萨格尔（苏）…… 958
AT-3C 萨格尔改进型（苏）…… 963
AT-4 (Spigot) 塞子（苏）…… 967
AT-5 (Spandrel) 拱肩（苏）…… 968
AT-6 (Spiral) 螺旋（苏）…… 969
ATLAS 阿特拉斯（国际）…… 885
Atlas 宇宙神（美）……22
Atoll (AA-2) 环礁（苏）…… 493
Avenger 复仇者（美）…… 251
AWCIT (Advanced Weapon Carriage Integration Technology) 先进武器运载器一体化技术（美）…… 611
Awl (AA-4) 锥子（苏）…… 495

B

Bantam 斑塔姆（瑞典）…… 950
Barak 巴拉克（以色列）…… 389
Bill 比尔（瑞典）…… 952
BL-10（苏）…… 182
Bloodhound 警犬（英）…… 315
Blowpipe 吹管（英）…… 330
Blue Steel 蓝剑（英）…… 542
Bomarc (CIM-10) 波马克（美）…… 222
Branik 布拉尼克（国际）…… 829
Brazo 手臂（美）…… 483
Bulldog (AGM-83A) 大斗犬（美）…… 590
Bullpup (AGM-12) 小斗犬（美）……566、737

C

Caracara (MAS-1) 长脚鹰（巴西）…… 545
Chaparral (MIM-72) 小槲树（美）…… 238
Cobra 柯布拉（联邦德国）…… 891
Cobra 2000 柯布拉2000（联邦德国）…… 894
Condor (AGM-53A) 秃鹰（美）…… 575
Copperhead (XM712) 铜斑蛇（美）…… 911
Crotale (TSE 5000) 响尾蛇（法）…… 190
CWS (Container Weapon System) 集装箱式武器系统（联邦德国）…… 565
CWS/APACHE (Container Weapon System/Arme Planate á Charges Electables) 集装箱式武器系统/可抛射子弹药的滑翔武器（国际）…… 560

D

Dragon (FGM-77A) 龙（美）……902

E

Eagle 鹰（美）…… 475
ENTAC 安塔克（法）……859
Exocet AM39 飞鱼AM39（法）…… 720
Exocet MM38 飞鱼MM38（法）…… 634
Exocet MM40 飞鱼MM40（法）…… 643
Exocet SM39 飞鱼SM39（法）…… 796

F

Falcon (AIM-4,-4A,-4B,-4C,-4D,-4H,-47A) 猎鹰（美）…… 457
Fireflash 闪光（英）…… 504
Firestreak 火光（英）…… 506
FOGMS (Fibre Optic Guided Missile System) 光纤导弹系统（美）…… 937

FRAS-1 （苏） …… 845
French Cruise Missile 法国巡航导弹 …… 139

G

Gabriel Ⅰ 迦伯列Ⅰ（以色列） …… 709
Gabriel Ⅱ 迦伯列Ⅱ（以色列） …… 711
Gabriel Ⅲ 迦伯列Ⅲ（以色列） …… 713
Gabriel Ⅲ A/S迦伯列Ⅲ空舰导弹（以色列） …… 765
Gadfly (SA-11) 牛虻（苏） …… 302
Gainful (SA-6) 根弗（苏） …… 286
Galosh 橡皮套鞋（苏） …… 421
Gammon (SA-5) 甘蒙（苏） …… 284
GAMP 末制导反装甲迫击炮弹（美） …… 936
Ganef (SA-4) 加涅夫（苏） …… 280
Gaskin (SA-9) 甘斯肯（苏） …… 298
GBU-15 Modular Glide Bomb GBU-15 模式化滑翔炸弹（美） …… 594
Gecko (SA-8) 壁虎（苏） …… 294
Genic (AIR-2A) 妖怪（美） …… 474
Gladiator (SA-12) 斗士（苏） …… 304
GLCM (Ground Launched Cruise Missile) (BGM-109G) 陆上发射巡航导弹（美） …… 150
Goa (SA-N-1) 果阿（苏） …… 374
Goblet (SA-N-3) 高脚杯（苏） …… 378
Gopher (SA-13) 金花鼠（苏） …… 305
Grail (SA-7) 格雷尔（苏） …… 290
Guideline (SA-2) 盖德莱（苏） …… 269
Guild (SA-1) 吉尔德（苏） …… 267
5 In Gun-Launched Missile 127毫米炮射导弹（美） …… 667

H

Hades 哈德斯（法） …… 104
HARM (High-Speed Anti-Radiation Missile) (AGM-88A) 高速反辐射导弹（美） …… 592
Harpon 阿尔朋（法） …… 864
Harpoon (AGM-84A) 捕鲸叉（美） …… 738
Harpoon (RGM-84A) 捕鲸叉（美） …… 661
Harpoon (UGM-84A) 捕鲸叉（美） …… 800
Hawk (MIM-23A/B) 霍克（美） …… 228
Helicopter Air-to-Ship Missile 直升机空对舰导弹（苏） …… 757
Hellcat 恶妇（英） …… 768
Hellfire (AGM-114A) 海尔法（美） ……788、916
Hornet (ZAGM-64A) 大黄蜂（美） …… 582
HOT 霍特（国际） …… 881
Hound Dog (AGM-28A/B) 大猎犬（美） …… 522
HVM (Hypervelocity Missile) 超高速导弹（美） …… 932

I

Ikara 伊卡拉（澳） …… 823
Indigo 靛青（意） …… 308
ITOW/TOW2 (BGM-71A) 陶改/陶2（美） …… 910

J

Javelin 标枪（英） …… 333
JTACMS (Joint Tactical Missile System) 联合战术导弹系统（美） …… 929
Jumbo 大象（联邦德国） …… 564
Jupiter 丘辟特（美） ……20

K

KAM-3D 64马特（日） …… 945
KAM-9 重型马特（日） …… 948
Kangaroo (AS-3) 袋鼠（苏） …… 534
Karen (AS-10) 克伦（苏） …… 623
Kedge (AS-14) 小锚（苏） …… 623
Kegler (AS-12) 投球手（苏） …… 623
Keiko 凯科（日） …… 258
Kennel (AS-1) 狗窝（苏） …… 75
Kent (AS-15) 撑竿（苏） …… 54
Kerry (AS-7) 黑牛（苏） …… 62
Kingfish (AS-6) 王鱼（苏） …… 53
Kipper (AS-2) 鳟鱼（苏） …… 53
Kitchen (AS-4) 厨房（英） …… 53

Kormoran Ⅰ 鸬鹚Ⅰ（联邦德国）…… 731
Kormoran Ⅱ 鸬鹚Ⅱ（联邦德国）…… 735
Kukri 短刀（南非）…… 488
Kyle (AS-9) 飞镖（苏）…… 623

L

LAD (Low Altitude Dispenser) 低空布撒器（美）…… 608
Lance 长矛（美）…… 119
Land Sparrow 陆麻雀（美）…… 247
LOCPOD (Low Cost Powered Dispenser) 低成本动力式布撒器（国际）…… 559
LRDMM (Long-Range Dual Mission Missile) 远程两用导弹（美）…… 809
LRSOM (Long-Range Stand-off Missile) 远程防区外发射导弹（国际）…… 558
Luz-1 鲁兹—1（以色列）…… 624

M

M-1（法）……74
M-2（法）……75
M-4（法）……78
M-20（法）……77
Mace (TM-76) 马斯（美）…… 177
MAF 马福（意）…… 973
Magic 2 魔术 2（法）…… 436
Malafon 马拉丰（法）…… 826
Malkara 马尔卡拉（澳）…… 855
Mamba 曼姆巴（联邦德国）…… 897
Mapats 玛帕茨（以色列）…… 974
Mariner 水手（意）…… 707
Marte Ⅰ 火星Ⅰ（意）…… 759
Marte Ⅱ 火星Ⅱ（意）…… 763
Martel 马特尔（国际）…… 556
Martin Pescador 翠鸟（阿根廷）…… 544
Masurca 马舒卡（法）…… 335
Matador (TM-61A/C) 斗牛士（美）…… 175
Mathogo 玛珞哥（阿根廷）…… 855
Matra Laser Guided Bombs 玛特拉激光制导炸弹（法）…… 554
Maverick (AGM-65) 幼畜（美）…… 583、743
Merlin 米林（英）…… 989
MFS 2000（联邦德国）…… 221
MICA 麦卡（法）…… 437
Micon 米康（瑞士）…… 265
Midgetman 侏儒（美）……52
MILAN/MILAN 2 米兰/米兰 2（国际）…… 876
Minuteman Ⅰ 民兵Ⅰ（美）……34
Minuteman Ⅱ 民兵Ⅱ（美）……40
Minuteman Ⅲ 民兵Ⅲ（美）……43
Mistral 西北风（法）…… 203
MM·15（法）…… 647
MM·38 Exocet 飞鱼（法）…… 634
MM·38 Exocet Coast-to-Ship Missile 飞鱼岸对舰导弹（法）…… 776
MM·40 Exocet 飞鱼（法）…… 643
MM·40 Exocet Coast-to-Ship Missile 飞鱼岸对舰导弹（法）…… 776
MOBIDIC 莫比迪克（国际）…… 562
Mosquito 蚊（国际）…… 887
MRASM (Medium Range Air-to-Surface Missile) (AGM-109H/L) 中程空对面导弹（美）…… 599
MX (MGM-118A) 和平保卫者弹道导弹（美）……47

N

Navaho (SM-64A) 那伐鹤（美）…… 170
Naval Crotale 海响尾蛇（法）…… 339
Nike Hercules Ⅰ 奈基Ⅰ（美）…… 225
Nuclear Falcon (AIM-26, 26A, 26B) 核猎鹰（美）…… 462

O

Oerlikon 奥利康（瑞士）…… 263
Otomach 2 奥托马赫 2（意）…… 709
Otomat Ⅰ 奥托马特Ⅰ（意）…… 647
Otomat Ⅱ 奥托马特Ⅱ（意）…… 652
Otomat Coast-to-Ship Missile 奥托马特岸对舰导弹（国际）…… 781

P

Patriot (MIM-104) 爱国者（美）…… 241
Pave Way Laser Guided Bombs 宝石路激光制导炸弹（美）…… 611
Peacekeeper MX (MGM-118A) 和平保卫者（美）……47
Pegase 飞马座（法）…… 552
Penguin Ⅰ 企鹅Ⅰ（挪威）…… 670
Penguin Ⅱ 企鹅Ⅱ（挪威）…… 673
Penguin 2-7 企鹅2—7（国际）…… 730
Penguin Ⅲ 企鹅Ⅲ（挪威）…… 744
Penguin Coast-to-Ship System 企鹅岸对舰导弹系统（挪威）…… 784
Pershing Ⅰ (MGM-31A) 潘兴Ⅰ（美）…… 108
Pershing Ⅰa 潘兴Ⅰa（美）…… 111
Pershing Ⅱ 潘兴Ⅱ（美）…… 113
Phoenix (AIM-54A, 54C) 不死鸟（美）…… 476
Picket 哨兵（以色列）…… 978
Pluton 普吕东（法）…… 102
Polaris A-1 (UGM-27A) 北极星A-1（美）……81
Polaris A-2 (UGM-27B) 北极星A-2（美）……83
Polaris A-3 (UGM-27C) 北极星A-3（美）……84
Polyphème 独眼巨人（法）…… 875
Poseidon C-3 (UGM-73A) 海神C-3（美）……86
PTA Drone/Cruise Missile PTA靶机/巡航导弹（印度）…… 182
Python Ⅲ 怪蛇Ⅲ（以色列）…… 504

Q

Quail (ADM-20) 鹌鹑（美）…… 569

R

R530（法）…… 429
R550 Magic 魔术（法）…… 434
RAM (Rolling Airframe Missile) (RIM-116A) 拉姆（美）…… 371
Rapier 长剑（英）…… 325
RBS-15（瑞典）…… 810
RBS-15F（瑞典）…… 751
RBS-15G（瑞典）…… 787
RBS-15M（瑞典）…… 679
RBS-70（瑞典）…… 258
RBS-70 Helicopter Self-Defence Missile 直升飞机自卫导弹（瑞典）…… 619
Redeye (FIM-43) 红眼睛（美）…… 235
Red Top 红头（英）…… 507
Redstone 红石（美）…… 105
Regulus Ⅰ (SSM-N-8) 天狮星Ⅰ（美）…… 171
Regulus Ⅱ (SSM-N-9) 天狮星Ⅱ（美）…… 173
Robot 315 罗伯特315（瑞典）…… 674
Roland 罗兰特（国际）…… 210

S

S-2（法）……11
S-3（法）……13
S-X（法）……15
SA-1 (Guild) 吉尔德（苏）…… 267
SA-2 (Guideline) 盖德莱（苏）…… 269
SA-3 (Goa) 果阿（苏）…… 274
SA-4 (Ganef) 加涅夫（苏）…… 280
SA-5 (Gammon) 甘蒙（苏）…… 284
SA-6 (Gainful) 根弗（苏）…… 286
SA-7 (Grail) 格雷尔（苏）…… 290
SA-8 (Gecko) 壁虎（苏）…… 294
SA-9 (Gaskin) 甘斯肯（苏）…… 298
SA-10（苏）…… 301
SA-11 (Gadfly) 牛虻（苏）…… 302
SA-12 (Gladiator) 斗士（苏）…… 304
SA-13 (Gopher) 金花鼠（苏）…… 305
SA-14（苏）…… 307
SA-90（法）…… 208
Saab 04 萨伯04（瑞典）…… 749
Saab Rb05 萨伯Rb05（瑞典）…… 617
Saab 08 萨伯Rb08（瑞典）…… 787

Saab Rb08A 萨伯 Rb08A（瑞典）…… 676
Saab 372 萨伯 372（瑞典）…… 491
Saber 军刀（美）…… 254
Sabre 军刀（英）…… 987
SADARM (Sense and Destroy Armour) 萨达姆（美）…… 942
Saddler (SS-7) 鞍工（苏）……58
SADRAL (System d'Autodéfense Rapprochée Anti-Aérienne Léger) 萨德拉尔（法）…… 345
Sagger (AT-3) 萨格尔（苏）…… 958
Sagger-C (AT-3C) 萨格尔改进型（苏）…… 963
Sakr Eye 鹰眼（埃及）…… 189
Salish (SSC-2A) 萨利士（苏）…… 791
SAMAT 萨玛特（法）…… 346
Samlet (SSC-2B) 幼鲑（苏）…… 792
SA-N-1 (Goa) 果阿（苏）…… 374
SA-N-2 (Guideline) 盖德莱（苏）…… 376
SA-N-3 (Goblet) 高脚杯（苏）…… 378
SA-N-4（苏）…… 379
SA-N-5（苏）…… 382
SA-N-6（苏）…… 382
SA-N-7（苏）…… 384
SA-N-8（苏）…… 384
SAN-90（法）…… 346
Sandal (SS-4) 凉鞋（苏）……55
Sandbox (SS-N-12) 沙箱（苏）…… 694
Sandbox Submarine Launched Missile 沙箱潜对舰导弹（苏）…… 816
Sapwood (SS-6) 警棍（苏）……57
Sark (SS-N-4) 萨克（苏）……94
Sasin (SS-8) 黑羚羊（苏）……59
SATCP (Sol-Air-Trés Courte Portée) 超近程地空导弹系统（法）…… 203
Savage (SS-13) 野人（苏）……63
Sawfly (SS-N-6) 索弗莱（苏）……96
SCAD (Subsonic Cruise Armed Decoy) (AGM-86A) 亚音速巡航武装诱惑弹（美）…… 528
Scaleboard (SS-12) 薄板（苏）…… 130
Scapegoat (SS-14) 替罪羊（苏）……64
Scarab (SS-21) 圣甲虫（苏）…… 131
Scarp (SS-9) 悬崖（苏）……59
Scrag (SS-10) 瘦子（苏）……61
Scrooge (SS-15) 啬徒（苏）……65
Scrubber (SS-N-1) 扫帚（苏）…… 682
Scud (SS-1b, -1c) 飞毛腿（苏）…… 127
Scunner (SS-1) 讨厌者（苏）…… 124
Seacat 海猫（英）…… 396
Sea Chaparral (RIM-72) 海小槲树（美）…… 368
Sea Dart 海标枪（英）…… 400
Sea Eagle (P.3T) 海鹰（英）…… 772
Sea Indigo 海靛青（意）…… 385
Sea Killer Ⅰ 海上凶手Ⅰ（意）…… 699
Sea Killer Ⅱ 海上凶手Ⅱ（意）…… 700
Sea Killer Ⅲ 海上凶手Ⅲ（意）…… 704
Sea Lance 海长矛（美）…… 840
Sea Skua 海鸥（英）…… 769
Seaslug 海蛇（英）…… 392
Sea Sparrow (RIM-7) 海麻雀（美）…… 356
Seawolf 海狼（英）…… 407
Seek Bat (XAIM-97A) 追蝠（美）…… 483
Sego (SS-11) 赛果（苏）……62
Sepal (SSC-1B) 萼片（苏）…… 790
Serb (SS-N-5) 塞尔布（苏）……95
Shaddock A (SS-N-3A) 沙道克A（苏）…… 811
Shaddock B 沙道克B（苏）…… 687
Shafrir Ⅰ 蜻蜓Ⅰ（以色列）…… 502
Shahine/Sica (TSE 5100/-) 沙伊纳/西卡（法）…… 196
Shillelagh (MGM-51A) 橡树棍（美）…… 898
Shrike (AGM-45A/B) 百舌鸟（美）…… 570
Shyster (SS-3) 讼棍（苏）…… 126
SIAM 西埃姆（美）…… 369
Sibling (SS-2) 同胞（苏）…… 125
SideARM (AGM-123A) 响尾蛇反辐射导弹（美）…… 600
Silex (SS-N-14) 石英（苏）…… 847
Sidewinder (AIM-9) 响尾蛇（美）…… 465
Siren (SS-N-9) 海妖（苏）…… 689
Siren Submarine-to-Ship Missile 海妖潜对舰导弹（苏）…… 816
Skean (SS-5) 短剑（苏）……56

Skipper Ⅰ (AGM-122A) 机长2 （美） …… 602
Skorpioen 斯科骠恩（南非） …… 669
Sky Flash 天空闪光（英） …… 510
SLAM 斯拉姆（英） …… 405
S. L. Sea Eagle (P5T) 海鹰（英） …… 717
S. L. Sea Skua 海鸥（英） …… 717
SM 39 Exocet 飞鱼（法） …… 796
SM-70（巴西） …… 633
Snapper (AT-1) 甲鱼（苏） …… 956
Snark (SM-62A) 鲨蛇（美） …… 169
Spada 斯帕达（意） …… 312
Spandrel (AT-5) 拱肩（苏） …… 968
Sparrow Ⅰ (AIM-7A) 麻雀Ⅰ（美） …… 444
Sparrow Ⅰ (AIM-7B) 麻雀Ⅰ（美） …… 446
Sparrow Ⅰ (AIM-7C) 麻雀Ⅰ（美） …… 447
Sparrow Ⅰa (AIM-7D) 麻雀Ⅰa （美） …… 448
Sparrow Ⅰb (AIM-7E, -7E-2) 麻雀Ⅰb （美） …… 450
Sparrow Ⅰb (AIM-7F, 7G/H, 7M) 麻雀（美） …… 453
Spartan (XLIM-49A) 斯帕坦（美） …… 413
Sparviero 鹞（意） …… 972
Spider (SS-23) 蜘蛛（苏） …… 132
Spigot (AT-4) 塞子（苏） …… 967
Spiral (AT-6) 螺旋（苏） …… 969
Sprint 斯普林特（美） …… 417
SRAAM (Short Range Air-to-Air Missile) 近距空对空导弹（英） …… 509
SRAM (Short Range Attack Missile) (AGM-69A) 近程攻击导弹（美） …… 524
SRAM Ⅰ (XAGM-131) 近程攻击导弹Ⅰ （美） …… 531
SRARM (Short Range Anti-Radiation Missile) 近程反辐射导弹（国际） …… 559
SS-1 (Scunner) 讨厌者（苏） …… 124
SS-1b, -1C (Scud) 飞毛腿（苏） …… 127
SS-2 (Sibling) 同胞（苏） …… 125
SS-3 (Shyster) 讼棍（苏） …… 126
SS-4 (Sandal) 凉鞋（苏） …… 55
SS-5 (Skean) 短剑（苏） …… 56
SS-6 (Sapwood) 警棍（苏） …… 57
SS-7 (Saddler) 鞍工（苏） …… 58
SS-8 (Sasin) 黑羚羊（苏） …… 59
SS-9 (Scarp) 悬崖（苏） …… 59
SS-10 (Scrag) 瘦子（苏） …… 61
SS·10（法） …… 856
SS-11 (Sego) 赛果（苏） …… 62
SS·11/SS·11M/AS·11（法） …… 633、861
SS-12 (Scaleboard) 薄板（苏） …… 130
SS·12/SS·12M/AS·12（法） …… 866
SS-13 (Savage) 野人（苏） …… 63
SS-14 (Scapegoat) 替罪羊（苏） …… 64
SS-15 (Scrooge) 啬徒（苏） …… 65
SS-16（苏） …… 66
SS-17（苏） …… 66
SS-18（苏） …… 67
SS-19（苏） …… 68
SS-20（苏） …… 69
SS-21 (Scarab) 圣甲虫（苏） …… 131
SS-22（苏） …… 132
SS-23 (Spider) 蜘蛛（苏） …… 132
SS-24（苏） …… 71
SS-25（苏） …… 72
SSC-1B (Sepal) 萼片（苏） …… 790
SSC-2A (Salish) 萨利士（苏） …… 791
SSC-2B (Samlet) 幼鲑（苏） …… 792
SSC-3（苏） …… 794
SSC-X-4（苏） …… 182
SS-N-1 (Scrubber) 扫帚（苏） …… 682
SS-N-2A (Styx) 冥河（苏） …… 684
SS-N-3A (Shaddock A) 沙道克A（苏） …… 811
SS-N-3B (Shaddock B) 沙道克B（苏） …… 687
SS-N-3C (Shaddock C) 沙道克C （苏） …… 179
SS-N-4 (Sark) 萨克（苏） …… 94
SS-N-5 (Serb) 塞尔布（苏） …… 95
SS-N-6 (Sawfly) 索弗莱（苏） …… 96
SS-N-7（苏） …… 814
SS-N-8（苏） …… 97
SS-N-9 (Siren) 海妖（苏） …… 689
SS-N-10（苏） …… 691
SS-N-11（苏） …… 691
SS-N-12 (Sandbox) 沙箱（苏） …… 694
SS-N-13（苏） …… 817
SS-N-14 (Silex) 石英（苏） …… 847

SS-N-15（苏）…… 849
SS-N-16（苏）…… 850
SS-N-17（苏）……98
SS-N-18（苏）……98
SS-N-19（苏）…… 695、818
SS-N-20（苏）……99
SS-N-21（苏）…… 180
SS-N-22（苏）…… 697
SS-N-23（苏）…… 100
SS-NX-24（苏）…… 820
STAFF 斯达夫（美）…… 939
Standard (RIM-66/67) 标准（美）…… 359
Standard Active (RGM-66) 主动标准（美）…… 737
Standard ARM (AGM-78) 标准反辐射导弹（美）…… 587
Standard ARM (RIM-66) 标准反辐射舰对舰导弹（美）…… 660
Stinger (FIM-92A) 尾刺（美）…… 248
STM (Supersonic Tactical Missile) 超音速战术导弹（美）…… 598
Strix 斯特勒克斯（瑞典）…… 954
Styx (SS-N-2) 冥河（苏）…… 684
Subroc (UUM-44A) 萨布洛克（美）…… 836
Super 530D 超530D（法）…… 433
Super 530 F 超530F（法）…… 431
Super Falcon (AIM-4E, -4F, -4G) 超猎鹰（美）…… 460
Supersonic Gabriel 超音速迦伯列（以色列）…… 716
Supersonic RBS-15 超音速 RBS-15（瑞典）…… 681
Supersonic Sea Eagle 超音速海鹰（英）…… 775
Swatter (AT-2) 蝇拍（苏）…… 957
Swingfire 旋火（英）…… 983

T

T-22 (Assault Breaker) 突击破坏者（美）…… 124
Talos (RIM-8) 黄铜骑士（美）…… 346
Tank Breaker 坦克破坏者（美）…… 930
Tan-SAM (Type 81) 近程萨姆（日）…… 255
Tartar (RIM-24) 鞑靼人（美）…… 353
TASM (Tomahawk Anti-Ship Missile) (BGM-109 B) 战斧反舰导弹（美）…… 145
Terrier (RIM-2) 小猎犬（美）…… 349
Thor 雷神（美）……16
Thunderbird 雷鸟（英）…… 315
Tigercat 山猫（英）…… 322
Titan Ⅰ 大力神Ⅰ（美）……26
Titan Ⅱ 大力神Ⅱ（美）……30
TLAM-C (Tomahawk Land Attack Missile-Convetional) (BGM-109C) 战斧对陆常规攻击巡航导弹（美）…… 147
TLAM-N (Tomahawk Land Attack Missile-Nuclear) (BGM-109A) 战斧对陆核攻击巡航导弹（美）…… 140
Toledo 宝剑（西）…… 970
Tomahawk (BGM-109) 战斧（美）…… 139、665、804
TOW (BGM-71) 陶（美）…… 906
Trident Ⅰ（C-4）三叉戟Ⅰ（美）……89
Trident Ⅱ (D-5) 三叉戟Ⅱ（美）……92
Trigat 催格特（国际）…… 888

U

USGW (Under-Sea Launched Guided Weapon) 水下发射导弹（英）…… 820
U. K. Cruise Missile 英国巡航导弹…… 183

V

Vigilant 警惕（英）…… 980
Viper 毒蛇（联邦德国）…… 444

W

Walleye (AGM-62A) 白星眼（美）…… 579
Wasp 沃斯普（美）…… 921

X

XSSM-1 岸对舰导弹（日）…… 789