

· 009056142

V1
16



普通高校“十一五”规划教材

航空航天概论

王 云 主编



北京航空航天大学出版社



北航

C1323786

20101090

内容简介

航空航天技术是现代和未来文明的主要标志,对很多领域的科学技术起着引领和推动作用,也是一个国家科技水平和综合国力的集中体现。

本书以帮助读者了解航空航天知识,初步建立航空航天基本概念,培养航空兴趣,树立热爱航空、航空报国的远大志向为目标,从世界航空航天发展史、中国航空航天发展概况、飞行原理、世界名机赏析、飞机结构与构造、飞行器动力、机载设备与仪器、航空新技术简介以及航模设计与制造等方面进行了深入浅出地介绍,重点突出知识性、趣味性和思想性,适合航空院校学生专业入门和青少年科普阅读。

图书在版编目(CIP)数据

航空航天概论/王云主编. —北京:北京航空航天大学出版社,2009.1

ISBN 978-7-81124-502-8

I. 航… II. 王… III. ①航空—概论②航天—概论
IV. V

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2008)第 176217 号

航空航天概论

王 云 主编

责任编辑 魏军艳

*

北京航空航天大学出版社出版发行

北京市海淀区学院路 37 号(100191) 发行部电话:010-82317024 传真:010-82328026

<http://www.buaapress.com.cn> E-mail: bhpress@263.net

北京市媛明印刷厂印装 各地书店经销

*

开本:787×960 1/16 印张:14.75 字数:330 千字

2009 年 1 月第 1 版 2009 年 1 月第 1 次印刷 印数:5 500 册

ISBN 978-7-81124-502-8 定价:25.00 元

前 言

(航空航天技术是现代和未来文明的主要标志,对很多领域的科学技术起着引领和推动作用,也是一个国家科技水平和综合国力的集中体现。)本书以帮助读者了解航空航天知识,初步建立航空航天基本概念,培养航空兴趣,树立热爱航空、航空报国的远大志向为目标,详细讲授航空航天发展史、航空航天基本知识、飞行器基本结构、航空航天新技术、中国航空航天发展现状和航空航天精神文化等内容,重点突出通俗性、趣味性、启蒙性、激励性和实用性。特别适合于航空院校学生入学教育,也可作为青少年科普读物。

本书从三个层面由浅入深展开介绍:首先介绍了世界航空航天发展史、中国航空航天发展概况,使读者首先对国内外航空航天发展概况有一个全面的了解和对照;然后对飞行原理进行深入浅出地介绍,并结合世界名机赏析,使读者建立起基本的飞行与飞行器的概念;在此基础上,分别对飞机结构与构造、飞行器动力、机载设备与仪器等方面的基本知识、基本概念、基本原理进行阐述,使读者得到航空航天专业的入门级教育。最后针对不同专业的读者需求,安排了航空新技术简介和航模设计与制造的内容介绍。

本书继承了同类教材的一些优点和精髓,在此基础上依据编者长期教学经验对教学内容进行了必要的精简和扩充,同时补充了航空航天技术的最新发展和成果,内容更为全面而通俗,更具可读性和实用性。

本书由集体撰写,王云主编。第1章由江善元编写,第2章由顾列洪编写,第3章由冯瑞娜编写,第4章由蒋阳编写,第5章由彭承明编写,第6章由王云编写,第7章由宋伟编写,第8章由衣克洪编写,附录由耿立威编写,全书由王云统稿。本书在编写过程中,参考了部分图文网络资料,并请原作者与北京航空航天大学出版社联系以便领取稿酬。在此,谨对提供相关文献的作者深表谢意。

编 者

2008年10月

目 录

第1章 航空航天发展史	1
1.1 世界航空发展简史	2
1.1.1 远古的神话与传说	2
1.1.2 气球和飞艇的出现与发展	3
1.1.3 飞机的诞生	5
1.2 世界航天发展简史	9
1.3 中国航空发展史	12
1.3.1 中国古代航空技术的萌芽	12
1.3.2 中国近代航空业的发展	13
1.3.3 中国现代航空工业的建立和发展	15
第2章 奋进中的中国航空航天	18
2.1 中国航空航天工业发展的现状	18
2.1.1 市场经济环境中的航空航天企业	18
2.1.2 中国航空航天的主要成就	19
2.1.3 主要航空航天企业介绍	25
2.2 中国航空航天工业的典型杰出人物	29
2.2.1 中国“起飞”第一人——冯如	29
2.2.2 中国火箭奠基人——钱学森	31
2.2.3 中国强击机总体设计第一人——陆孝彭	34
2.2.4 杰出人物的精神实质	35
2.3 中国独特的航空航天文化和民族精神	37
2.3.1 新中国给中国航空航天工业的起飞带来了曙光	38
2.3.2 自力更生、奋发图强的民族精神支撑了中国的航空航天工业	38
2.3.3 改革开放使中国的航空航天工业发展带来了新的生机	39
2.4 投身中国航空航天事业的职业准备	41
2.4.1 热爱祖国、为国争光的坚定信念	41
2.4.2 勇于登攀、敢于超越的进取意识	42
2.4.3 科学求实、严肃认真的工作作风	42
2.4.4 同舟共济、团结协作的大局观念	43

2.4.5 淡泊名利、默默奉献的崇高品质	43
第3章 飞行原理	44
3.1 飞机的空气动力	44
3.1.1 流动气体的基本规律	44
3.1.2 升力的产生和增升装置	47
3.1.3 飞行的阻力及减阻措施	52
3.2 飞行操纵	58
3.2.1 飞机的重心和机体轴	58
3.2.2 飞机的稳定性	59
3.2.3 飞机的操纵原理	60
3.3 飞机的飞行性能	61
3.3.1 速度性能指标	61
3.3.2 高度性能	61
3.3.3 飞行距离	62
3.3.4 飞机起飞着陆的性能	62
3.3.5 飞机的机动性能	63
3.4 直升机的飞行原理	66
3.4.1 直升机概况	66
3.4.2 直升机旋翼的工作原理	67
3.5 航天器飞行原理	68
3.5.1 开普勒三大定律	68
3.5.2 宇宙速度	69
第4章 世界名机赏析	70
4.1 航空先驱与早期飞行器	70
4.2 军用飞机	72
4.2.1 战斗机	72
4.2.2 轰炸机	89
4.2.3 攻击机	92
4.3 民航客机	97
4.3.1 第一代喷气式客机——“彗星”	98
4.3.2 第二代喷气式客机——图-154	99
4.3.3 第三代喷气式客机——波音-747	99
4.3.4 第四代喷气式客机——A320	100
4.3.5 第五代喷气式客机——波音-777	101

4.3.6	空客与波音的泰坦战争——A380	102
4.3.7	超声速客机——“协和”	103
4.4	直升机	104
4.4.1	单旋翼尾桨直升机	104
4.4.2	单旋翼无尾桨直升机	104
4.4.3	纵列式双旋翼直升机	105
4.4.4	共轴式双旋翼直升机	106
4.4.5	侧旋翼直升机(双旋翼直升机)	107
4.5	无人机与其他特种飞机	107
4.5.1	X-1——第一架突破音障的火箭飞机	107
4.5.2	侦察机	108
4.5.3	预警机	110
4.5.4	空中加油机	111
4.5.5	无人机	111
4.6	航天器	113
4.6.1	人造地球卫星	113
4.6.2	宇宙飞船	113
4.6.3	航天飞机	114
4.6.4	空间站	115
4.6.5	运载火箭	116
第5章	飞机结构与构造	117
5.1	飞机结构的基本组成及其功用	117
5.1.1	飞机结构的主要组成部分	117
5.1.2	飞机结构的功用	117
5.2	飞机结构的基本要求	120
5.2.1	飞机的战术技术和使用技术要求	120
5.2.2	空气动力要求和设计一体化要求	120
5.2.3	结构完整性要求	121
5.2.4	最小质量要求	122
5.2.5	使用维修要求	122
5.2.6	工艺要求	122
5.2.7	经济性要求	122
5.3	机翼受力构件的基本构造	122
5.3.1	翼梁	123

5.3.2	长 桁	124
5.3.3	纵 墙	125
5.3.4	翼 肋	125
5.3.5	蒙 皮	126
5.4	机翼结构的基本构造形式	128
5.4.1	薄蒙皮梁式	128
5.4.2	多梁单块式	128
5.4.3	多墙厚蒙皮式	129
5.5	尾翼结构的基本构造形式	129
5.5.1	安定面和操纵面结构的基本构造形式	129
5.5.2	全动平尾结构的基本构造形式	130
5.6	机身受力构件的基本构造	131
5.6.1	隔 框	131
5.6.2	长桁与桁梁	132
5.6.3	蒙 皮	133
5.7	机身结构的基本构造形式	133
5.7.1	桁梁式	133
5.7.2	桁条式	134
5.7.3	硬壳式	134
5.8	起落架	135
5.8.1	飞机起落装置的类型	135
5.8.2	起落架的功用	135
5.8.3	起落架的组成	135
5.8.4	起落架的配置形式	136
5.8.5	起落架的结构形式和特点	138
第 6 章	飞行器动力	142
6.1	概 述	142
6.2	航空活塞发动机	143
6.2.1	活塞式发动机的主要组成	143
6.2.2	活塞式发动机的工作原理	143
6.2.3	活塞式航空发动机的辅助工作系统	145
6.3	航空燃气涡轮发动机	145
6.3.1	涡轮喷气发动机	145
6.3.2	涡轮螺旋桨发动机	148

6.3.3 涡轮风扇发动机	150
6.3.4 涡轮轴发动机	153
6.3.5 螺旋桨风扇发动机	156
6.4 冲压喷气发动机	157
6.5 火箭发动机	159
6.5.1 固体火箭发动机	159
6.5.2 液体火箭发动机	160
6.5.3 其他能源的火箭发动机	161
6.6 中国航空发动机的发展历程与主要型号	162
第7章 机载仪器与设备	173
7.1 航空仪表	173
7.1.1 飞行仪表	173
7.1.2 发动机仪表	182
7.2 导航系统	185
7.2.1 无线电导航系统	186
7.2.2 其他导航系统	191
7.3 自动飞行控制系统	194
7.3.1 自动驾驶仪	194
7.3.2 其他自动飞行控制系统	197
7.4 其他机载设备	198
7.4.1 电气设备	198
7.4.2 通信设备	199
7.4.3 雷达设备	199
第8章 航空新技术简介	201
8.1 飞机设计新技术	201
8.1.1 新的气动外形设计方法	201
8.1.2 短距起降或垂直起降与推力矢量技术	201
8.1.3 隐身技术	202
8.2 航空发动机新技术	202
8.2.1 脉冲爆震发动机	202
8.2.2 多电发动机	203
8.2.3 超燃冲压发动机	203
8.2.4 特种能源发动机	204
8.3 航空制造新技术	204

8.3.1 大型宽弦风扇叶片	204
8.3.2 整体叶盘结构	205
8.3.3 航空新材料及其成型技术	205
8.3.4 航空数字化制造技术	206
8.4 民航客机新技术	207
8.5 直升机新技术	210
8.5.1 直升机动力	210
8.5.2 直升机的材料与结构	211
8.5.3 航空电子与二次能源	211
8.5.4 直升机的制造技术	212
8.6 空空导弹新技术	212
8.6.1 远程推进与推力矢量控制技术	212
8.6.2 红外成像制导技术	212
8.6.3 毫米波制导技术	213
8.6.4 多模导引和复合制导技术	213
8.6.5 智能化信息处理技术	213
8.6.6 高效定向引战技术	214
8.6.7 导弹模块化与开放式设计技术	214
8.6.8 保形外挂和高密度内挂条件下的发射技术	214
8.7 无人机技术	214
附 录	216
附录 A 航空大事记	216
附录 A.1 世界航空大事记	216
附录 A.2 中国航空大事记	217
附录 B 航模制作实践——手掷模型滑翔机制作与试飞	218
附录 B.1 弹射模型滑翔机的制作	218
附录 B.2 弹射模型滑翔机的调整试飞	223
参考文献	226

第1章 航空航天发展史

航空航天技术是人类在认识自然、改造自然的过程中,发展最迅速、对人类社会生活影响最大的科学技术领域之一。航空技术是高度综合的现代科学技术,是衡量一个国家科学技术水平、国防力量 and 综合国力的重要标志。

一般把在地球大气层内或大气层之外的空间(太空)飞行的器械统称为飞行器。通常飞行器可分为三大类:航空器、航天器、火箭和导弹。

在大气层内飞行的飞行器称为航空器,如气球、飞艇和飞机等。在大气层之外的空间飞行的飞行器称为航天器,例如人造地球卫星、空间站、航天飞机和载人飞船等。航天器在运载火箭的推动下获得必要的速度进入太空,然后在引力作用下完成与天体类似的轨迹运动。借助火箭发动机提供推进力的飞行器,称为火箭,它可以在大气层内飞行,也可以在大气层外飞行。有时,火箭单指火箭发动机。依靠制导系统控制其飞行轨迹的飞行武器,称为导弹。导弹与火箭通常只能使用一次,人们往往把它们归为一类。

航空器需要靠产生升力以克服自身重力才能升空飞行。按照产生升力的原理,可将航空器分为如下两类。

1. 轻于空气的航空器

轻于空气的航空器包括气球和飞艇。其主体是一个气囊,其中充以密度小于外界空气密度的气体(如氢气、氦气或热空气)。由于气球所排开的空气重量大于气球本身的重量,故能够产生静浮力,使气球升空。气球没有动力装置,升空后只能随风飘动或被系留在固定位置上。飞艇装有发动机、螺旋桨、安定面和操纵面,飞行路线可以控制。

2. 重于空气的航空器

重于空气的航空器是靠自身与空气相对运动产生的升力升空飞行的。这种航空器主要有固定翼航空器和旋翼航空器。固定翼航空器包括飞机和滑翔机,由固定的机翼产生升力。旋翼航空器包括直升机和旋翼机,由旋转的机翼产生升力。此外还有一种模拟鸟类飞行的扑翼机,很早就被航空先驱们所探索,但至今尚未取得载人飞行的成功。

飞机是最主要、应用范围最广的航空器,其特点是装有提供拉力或推力的动力装置、产生升力的固定机翼和控制飞行姿态的操纵面。飞机按用途可分为军用飞机和民用飞机两大类。军用飞机是按各种军事用途设计的飞机,主要包括歼击机(战斗机)、截击机、歼击轰炸机、强击机(攻击机)、轰炸机、反潜机、侦察机、预警机、电子干扰机、军用运输机、空中加油机和舰载飞机等。民用飞机泛指一切非军事用途的飞机,包括旅客机、货机、公务机、农业机、体育运动机、救护机和试验研究机等。

航天器是指在稠密大气层之外环绕地球,或在行星际空间、恒星际空间,基本上按照天体力学规律运行的各种飞行器,又称空间飞行器。航天器可以分为无人航天器与载人航天器。无人航天器按是否绕地球运行又可分为人造地球卫星和空间探测器。载人航天器又可分为载人飞船、航天站(又称空间站)和航天飞机。我国 2003 年发射的“神舟”5 号飞船为载人飞船,这标志着中国已成为世界上第三个独立掌握载人航天技术的国家。

1.1 世界航空发展简史

飞向天空,是人类亘古以来的梦想,是古往今来最经久不衰的话题。但人类真正实现升空飞行是在 18 世纪末期。与漫长的人类文明史相比,200 余年的航空发展史只能算是历史长河中短暂的一瞬。

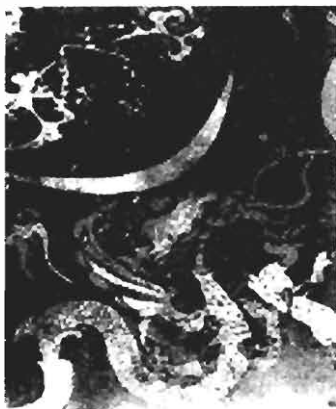


图 1-1 敦煌壁画中的嫦娥奔月图



图 1-2 希腊神话中代达罗斯父子的飞行

1.1.1 远古的神话与传说

自古以来,人们就怀有对飞行的渴望。看到小鸟在天空中自由翱翔,人们都渴望像鸟儿一样自由自在飞行在天际之间。在世界各民族绚丽多彩的神话中,都能找出许多人与鸟比翼齐飞的美好传说。中国古代流传的嫦娥奔月、仙女下凡和孙悟空腾云驾雾等神话故事,充分反映出人们对飞行的遐想和渴望。

世界各国也有类似的模拟鸟类飞行的传说和活动。在西方的神话中,许多神仙都长有翅膀,或拥有飞鹰作为坐骑,长着一对小小肉翅的可爱的小天使,至今还被人们当做吉祥物;古希腊神话中的代达罗斯父子,用蜡和羽毛制作了能飞翔的翅膀,为的是逃出米诺斯国王对他们的禁锢。结果,欣喜若狂的儿子伊卡洛斯不听劝告,越飞越高,最终因蜡被太阳的光热所熔化,不幸掉入汪洋中。阿拉伯神话中的波斯地毯、古条顿传说中魏兰所拥有的飞行马甲、古波斯国王卡考斯的摩托飞车和斯堪的纳维亚神话中能工巧匠韦兰用铁锻打的能飞的金属羽衣等,都反

映了古人对飞行的设想和渴望。

16世纪初,被后人公认为世界航空科学研究创始人之一的著名画家达·芬奇长期观察和研究鸟的飞行,在他所写的《论鸟的飞行》一书中绘制了许多飞行器设计草图,并且他还亲自制作了一个十分精巧、灵活、能模仿鸟的扑翼动作的扑翼机,并让自己的仆人做第一次飞行试验,结果不幸摔断了腿。在达·芬奇之后,还有许多人在继续研究探索扑翼飞行,如意大利人布拉蒂尼和格里玛尔蒂,德国人梅希尔鲍尔,法国人笛弗格等,但他们的努力都没能实现自己的愿望和目标。限于当时的生产力水平和科学技术水平,不可能使飞行由幻想变成现实。

一直到17世纪,人们经过长期深入的研究,发现同鸟的肌肉发出的动力相比,人类的手臂和腿所能发出的动力,相对来说要小得多,所以不能靠振动人造翅膀来飞行。

1.1.2 气球和飞艇的出现与发展

在中国五代时期,曾出现过依靠热空气升空的气球雏形“孔明灯”,将之升入空中,作为战争联络的信号。据有关史料记载,1306年前后,中国元朝宫廷每逢节庆日,都会放出热烟气球升空助兴。这说明中国民间的热气球制作和运用已经相当成熟。随着中国与欧洲贸易交往的增多,孔明灯的制作技术也随之传入欧洲,进而在后来发展成为热气球。

1670年,意大利修士德·拉纳才绘制出气球设想图(见图1-3),即用4个直径各为6.1 m的真空铜箔薄壁圆球,吊起一具船形吊舱,以悬浮在空中。但他忽略了一件事,即薄铜皮的真空圆球会被外部大气的压力所压瘪,因而是不可能成功飞行的。

1783年9月19日,法国首都巴黎凡尔赛宫前热闹非凡,国王路易十六、玛丽皇后、满朝文武官员和13万市民会聚一堂,观赏世界航空史上第一次最精彩、最壮观的气球升空表演。蒙哥尔费兄弟制成了世界上第一个热气球,气球下面系着一只用柳条编织的吊篮,将第一批“乘客”——一只山羊、一只鸭和一只公鸡升到了520 m高空,在飞行了8 min、3.2 km后,气球和小动物安全着陆。国王路易十六大喜,当即宣布将以后的热气球都命名为“蒙哥尔费气球”(见图1-4)。在第一次升空取得成功的鼓舞下,蒙哥尔费兄弟把气球直径加大到15 m、高23 m、容积约为2 200 m³,并在气球的表面上绘制了皇家徽章和宫殿图案,在气球的下面吊着一尺回廊式吊篮,底部中空处还吊着一个火盆,以便在飞行中途给气球内的空气加热。同年11月,两个法国人乘热气球上升到900 m高,腾空20 min,随风飘移约10 km,揭开了人类飞行的序幕。人类几千年飞向天空的梦想终于第一次变成了现实。

热气球升空之后又出现了氢气球和氦气球,其升空的原理是完全相同的。氢气球的发明是气球技术的重要阶段,一直流传至今。最早发明并实践氢气球飞行的先驱者是法国科学家查理教授。后来采用氦气代替氢气,气球制作和飞行也就更加安全了。

1852年,法国人吉法尔在气球上安装一台3马力(约2 205 W)蒸汽机带动螺旋桨的推进装置,制成了世界上第一个可操纵飞艇(见图1-5)。它可以根据人的意志按选定的方向飞行,不再单纯随风飘移。

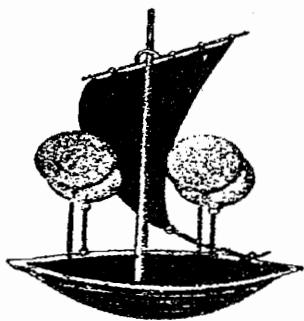


图 1-3 德·拉纳才的真空球



图 1-4 蒙哥尔费气球

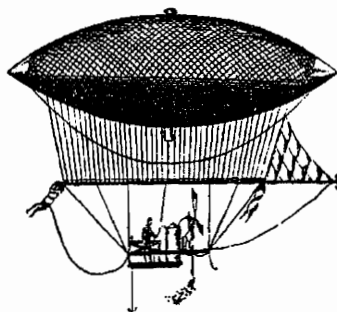


图 1-5 第一个可操纵飞艇

由于生产力和科学技术的发展,到 19 世纪末,终于出现了有实用价值的飞艇。德国的齐柏林(见图 1-6)制成了硬式飞艇(见图 1-7),用汽油发动机作为动力,性能比其他的飞艇好,装载量也大,不久便在军事和交通运输上得到了应用。飞艇的研究、制造和应用,已在全球许多地方得到了发展。



图 1-6 飞艇先驱齐柏林

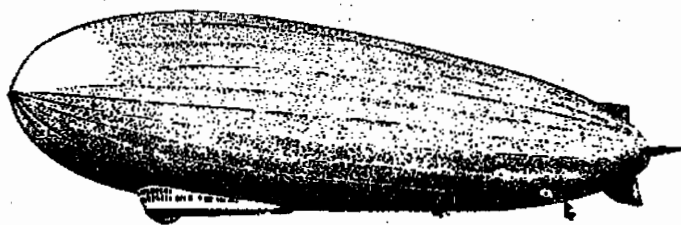


图 1-7 齐柏林式硬式飞艇

1910 年 6 月 22 日,德国飞艇建立了世界上第一条商业营运的定期空中航线,往返飞行于法兰克福、杜塞尔多夫等地,航程 193 km。在第一次世界大战爆发前,从 1910—1914 年的 4 年中,齐柏林制造的多种型号飞艇共飞行了 274 万 km,运送旅客 35 000 人次而无一伤亡,使其风光一时,名声大振,并迅速向全世界蔓延开来,在各国兴起了飞艇热。当时欧洲就有 5 个国家制造了近 40 艘各式飞艇,并用来建立各自国家的飞艇部队,其中法国 12 艘,德国 11 艘,俄国 4 艘,英国和意大利各 6 艘。

当 1914 年 7 月 28 日爆发第一次世界大战时,飞艇作为一种新式武器很快就投入了战斗。德国最先在飞艇上配备了火炮、机炮和炸弹,用来对敌方进行攻击和轰炸,并可执行侦察和预警任务。

20 世纪最初 30 年是飞艇的全盛时期。1929 年夏,超豪华级巨型飞艇 LZ-127“齐柏林伯爵”号完成了载客状态下的首次环球飞行,此次壮举比民航飞机的环球飞行早了 12 年。“齐柏林伯爵”号飞艇长 236 m,最大直径 30.48 m,气囊容积 110 450 m³,艇上装有 5 台 412 kW 的

内燃发动机和5副螺旋桨;最高速度128 km/h;艇上可载客20~35人,艇上工作人员40人,此外还可搭载15 t货物。比“齐柏林伯爵”号更为巨大的“兴登堡”号飞艇全长248 m,庞大的飞艇吊舱内设有酒吧、餐厅、卧室、厨房、吸烟室以及散步走廊,甚至还配置了一架大三脚钢琴。到1937年4月底,“兴登堡”号安全往返于大西洋上空56次,成为联系欧美大陆之间的主要空中运输工具。1937年5月6日,由于氢气被电火花引爆造成“兴登堡”号爆炸,造成97名乘员中35人的死亡,也宣告了航空史上飞艇时代的结束。

由于飞艇在载运能力和使用成本上具有明显优势,随着航空技术的发展,特别是先进的空气动力学设计、新动力、新材料、新工艺、新机载电子设备和氦气的应用,到20世纪70年代后,飞艇事业又有了复苏的迹象。德国、英国、荷兰都先后制成了大型飞艇。其中1996年荷兰研制出的“千禧导航”号飞艇,长74 m、直径29 m、速度148 km/h,最多可乘坐230名旅客。除客运之外,飞艇还广泛用于运送巨型物资、安装高压电线、电视摄影、地质考察、森林防火和农业播种施肥等。我国也在1985—1986年间研制成功了“天舟”号载人热气飞艇。

1.1.3 飞机的诞生

气球和飞艇都是轻于空气的飞行器。世界上最早的重于空气的飞行器是风筝。本质上风筝的飞行原理与现代飞机很相似,绳子的拉力,使其与空气产生相对运动,从而获得向上的升力。风筝发明于中国,至今已有近2 000年的历史。在一些国家的博物馆中,至今还展示有中国的风筝,如美国国家航空博物馆中有一块牌子上醒目地写着:“世界上最早的飞行器是中国的风筝和火箭。”英国国家博物馆也把中国的风筝称之为“中国的第五大发明”。据史料记载,中国的风筝大约在14世纪传入欧洲,这对后来的滑翔机和飞机的发明有着重要的影响。

人们从鸟的飞翔和风筝的飞行中得到启示,认为用固定机翼同样能使比空气重的东西飞起来。人类关于飞行的许多探索和尝试是从模仿鸟类的飞行开始的。轻于空气的航空器的出现,激励着人们以更大的热情,继续从研究鸟类飞行着手,发明重于空气的航空器。但关键问题首先是如何获得升力;其次是解决稳定、操纵问题;最后是解决动力问题。在实现重于空气的飞行之前,人们进行了许多探索。

在这些探索过程中,有不少先驱者都做出了牺牲。约在1002—1010年间,阿拉伯人阿尔达瓦里用一对木制翅膀从一塔顶跳下,试图进行滑翔飞行,结果坠地身亡,试验没有获得成功。在1010年,英国僧人埃尔默将两对人造翅膀捆绑在四肢上,从一塔顶跳下,向前滑翔了200 m,结果腿骨受伤。

早在19世纪初,英国科学家乔治·凯利爵士就提出了重于空气飞行器的基本飞行原理和飞机的结构布局,被看作现代航空学诞生的标志。他在1847年设计制作了一架滑翔机,并由他的马车夫驾驶飞行了大约450 m。应该说乔治·凯利爵士是世界上成功地把载人滑翔机飞上蓝天的第一人。令人遗憾的是,凯利的研究和滑翔机飞行在当时并未引起太大的重视,因为那时人们完全沉浸在热气球与飞艇的热潮中,许多权威人士对凯利的研究不屑一顾。

在整个 19 世纪的中后期,出现了许多的无动力滑翔机,人们通过滑翔来研究升力和阻力的产生和变化规律,探索稳定性和操纵性的问题,为实现动力飞行奠定了技术基础。德国的李林达尔(见图 1-8)研究滑翔机 20 多年,从 1891 年到 1896 年的 5 年间,就进行了 2 000 多次的滑翔飞行(见图 1-9)。他在掌握稳定性和操纵性方面取得了丰富的经验,留下不少著作,使后来的研究者获得很大教益。1896 年,他在一次滑翔飞行中不幸失事牺牲。



图 1-8 李林达尔

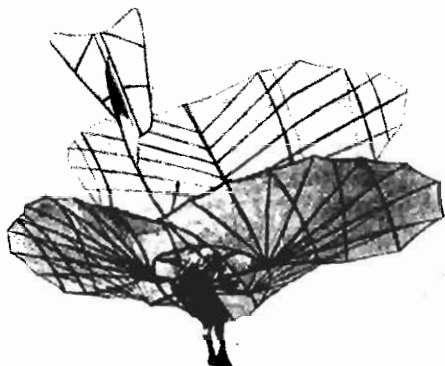


图 1-9 李林达尔的滑翔飞行

1896 年 5 月 6 日,美国人兰利博士制造了一个用蒸汽机作为动力的飞机模型,飞行高度达到 20 m,飞行距离达 760 m。同年 11 月 28 日,他又制造了另一个动力飞行模型,飞行高度到 150 m,飞行时间近 3 min,这是历史上第一次重于空气的动力飞行器实现了稳定持续飞行,在世界航空史上具有重大意义。此时,兰利已年逾六旬,但他依然在航空技术领域里继续顽强探索。

18 世纪和 19 世纪末,蒸汽机和内燃机的先后出现,为航空器由滑翔机向飞机的进展创造了动力条件。蒸汽机首先应用在轮船和火车上,也曾有人把它装在飞机上进行试验,但终因质量大、功率小而失败。

美国自行车技师莱特兄弟(见图 1-10)吸取了前人有关滑翔机的研究成果,自制滑翔机进行实际飞行。经过 1 000 多次的滑翔试验,初步掌握了操纵滑翔机的方法。在这个基础上,他们在滑翔机上装了一台自制的 8.8 kW 的水冷 4 缸活塞汽油发动机,带动两副推进螺旋桨,制成了首架飞机“飞行者”1 号。1903 年 12 月 17 日试飞成功,飞过 260 m 的距离,相对空气的速度为 48 km/h(对地速度 16 km/h),留空时间 59 s。莱特兄弟的飞行成功,开创了动力飞行的新纪元(见图 1-11)。

莱特兄弟是美国俄亥俄州代顿一家自行车工场的场主。他们仅读完中学课程,没受过高等教育,却从小热爱飞行,虚心好学,刻苦实践。莱特兄弟在总结前人的经验教训基础上,亲自建立了一个小风洞,精确测量气流吹到板上所产生的升力,同时他们还造出 3 架滑翔机,亲自进行上千次飞行试验,每次都详细记录升力、阻力和速度,并对纵向和横向操纵性进行反复修改、完善。



图 1-10 莱特兄弟



图 1-11 莱特兄弟的飞机在飞行

20 世纪初,欧洲也有人从事飞机的研究工作。法国的桑托·杜蒙于 1906 年、布莱里奥于 1909 年都成功地飞行了他们自己设计的飞机。在 1909 年春夏之交飞越英吉利海峡的飞行竞赛中,布莱里奥驾驶“布莱里奥”XI 号单翼机于 1909 年首次飞越了英吉利海峡,全程 40 km,飞行时间 37 min。

尽管当时飞机已经能够飞行,但从理论上仍不能圆满解释机翼为什么能够产生升力,飞机的结构和设备也极其简陋,飞行事故经常发生。因此,如何改进飞机飞行性能和操纵性能,保证空中安全等,就成为一系列迫切需要解决的问题。

1914 年爆发了第一次世界大战,飞机首先被用于侦察。敌对双方的侦察机在空中相遇时,驾驶员用自卫手枪进行射击,于是出现了早期的空战。后来由于战争的需要,又出现了携带武器的“驱逐机”、“轰炸机”和“强击机”。

第一次世界大战促进了航空科学技术和航空工业的发展。战后,飞机逐渐从军用转为民用。各国开始设计和制造专用的运输机。航空业务由起初的邮递发展到客货运输。1919 年开始,已有几条定期的国际航线。战后还出现了创造飞行高度、速度、航程和续航世界纪录的航空竞赛热潮,一些专为破纪录而制造的飞机相继问世。在航空史上,将第一次世界大战结束到第二次世界大战爆发间的 20 年,称为航空黄金年代。在这 20 年间,先后问世的航空新技术有:硬壳式轻型合金结构、悬臂单翼、可收放式起落架、密封座舱、动力传动的炮架、襟翼、可变桨距螺旋桨、发动机增压器以及包括自动驾驶仪在内的一系列供飞行和导航使用的设备等。在航空黄金年代出现了一些著名的飞机,如波音 P-12/F4B、P-26 战斗机;格鲁门 F3F 舰载战斗机;寇蒂斯 F11 C-2/BF2c II-III 战斗轰炸机等。1933 年,美国人林白(C. A. Linberg)驾机不着陆飞行首次飞越大西洋。

为了改进飞机性能,空气动力学理论获得了飞速发展,飞机结构、航空发动机也取得了重大进展。这些科学技术成果很快反映到飞机设计上。20 世纪 20 年代初,双翼机逐渐向单翼机过渡。到 30 年代初期,双翼机已趋于淘汰。同时出现了起落架可以收放、驾驶舱封闭、发动机加整流罩等一系列提高空气动力效率的构造形式。飞机材料也由木材、层板、亚麻布等逐渐改用铝合金,提高了结构强度,降低了飞行阻力,飞机性能得到了很大提高。1937 年苏联的“安特 25”从莫斯科直飞美国,创造了飞行航程纪录;1938 年飞机升限纪录为 17 094 m;1939

年创造了 755.09 km/h 的飞行速度纪录。

第二次世界大战中,空军成为一个独立的军种参战。军用机的分工更细,性能大为提高。参战飞机数量大,种类多,出现了总质量为 62 500 kg 的轰炸机和速度达 784 km/h 的战斗机。用活塞式发动机作为动力的螺旋桨飞机,当速度大于 700 km/h 以后,再用增大活塞式发动机的功率和提高螺旋桨效率的办法来进一步提高速度则受到了限制。当飞行速度接近声速时,由于机翼上气动压力中心的变化,引起飞机稳定性和操纵性方面的新问题,从而为进一步提高飞行速度带来了障碍,当时人们称之为“声障”。突破“声障”首先要求发动机提供足够的推力,涡轮喷气发动机的出现,解决了这一问题。

为了给飞机提供更大的动力,德国自 1930 年代中期就开始了涡轮喷气发动机的研制。德国的喷气发动机研究由航空工程师冯·欧海因主持进行。1939 年在德国试飞成功了最早的喷气式飞机 He-178。与此同时,1930 年,在英国弗兰克·惠特利取得了使用燃气涡轮发动机的第一个专利,1937 年 4 月 12 日制造出第一台涡轮喷气发动机(压气机为离心式),直到 1941 年 5 月 15 日装有这种新发动机的 E-28/39 研究机进行了首次飞行试验。

在第二次世界大战末期,有少量喷气式战斗机参加了空战,但未能发挥多大作用,直到战后喷气式飞机才获得了迅速的发展。

第二次世界大战以后,人们在追求更高的飞行速度。X-1 试验飞机作为人类历史上一种划时代的飞机,不仅仅是因为它的速度超过了声速,也是因为它是世界上第一种纯粹为了试验目的而设计制造的飞机。1947 年 10 月 14 日,试飞员查理斯·耶格尔上校驾驶 X-1 在 43 000 英尺(1 英尺=0.304 8 m)的高空飞出了马赫数为 1.06 的高速,从而迈出了人类超声速飞行的第一步。



图 1-12 X-1 试验机在飞行

在 20 世纪 40 年代后期,人们通过对跨声速、超声速空气动力学研究和气动弹性力学方面的研究,解决了超声速飞机设计的一系列问题。20 世纪 50 年代初期,出现了超声速的军用飞机,到 60 年代,有些飞机的最大速度已达声速的 3 倍左右。这时又遇到“热障”问题,即由于长时间高速飞行产生的气动加热而导致结构材料性能的下降。解决“热障”问题的途径主要是研制质量轻、耐高温的新材料和新型结构。

20世纪70年代到80年代后期,航空军事大国又研制了一系列供现役使用的喷气式歼击机、轰炸机、强击机和军用运输机等,如美国的F-14、F-15、F-16和F-18;苏联的米格-23、米格-27、米格-29和米格-31以及苏-27、苏-30、苏-34、苏-35、苏-37等军用飞机。这些飞机的特点是速度并不太高,多为声速2~2.5倍;飞行高度为15~25 km,但强调良好的机动性并装有先进的机载设备、火控系统和多种形式的武器配备。

在民用航空方面,由于第一次世界大战结束后,大量的军用飞机闲置下来,于是人们纷纷把它们转为民用。欧洲各国纷纷创办航空公司,当时使用的民航机大多数由军用飞机改装而成。到第二次世界大战之前,民航业已得到了很大规模的发展。民用喷气飞机的发展较晚,在1950年,世界上第一架涡轮螺旋桨喷气客机——英国的“子爵”号投入使用,但是“子爵”号的使用并没有开启喷气时代。因为涡轮螺旋桨飞机的主要推力来自螺旋桨,其速度提高相对于活塞式飞机并不是太大。1952年装配4个涡轮喷气发动机的英国“彗星”号客机在航线上开始使用,但在随后的两年内“彗星”号连续3次空中解体,使喷气机在民航应用上受到挫折。不久人们找到了导致“彗星”号解体的原因——“疲劳断裂”,并找到了解决的方法。1956年苏联的图-104、1958年美国的波音707和DC-8进入航线,标志着民用喷气航空时代的开始。波音707的速度为900~1 000 km/h,航程可达12 000 km,乘客158人。

1968年底,苏联首先试飞了超声速旅客机图-144;1969年初,英法合作研制的“协和”号客机试飞,并于1976年用于航线飞行。图-144和“协和”号的最大速度略大于声速的两倍。“协和”号分别于1992年、1995年创造了客机环绕地球飞行的最短时间纪录:32 h 49 min 49 s、31 h 27 min 49 s。英航、法航对该机型的使用,集中在横跨大西洋往返纽约—伦敦、纽约—巴黎航线,仅需3 h 30 min,比普通客机缩短一半多。但超声速客机噪声大,会产生“声爆”,耗油率高,“协和”号每分钟就要耗费约990 kg燃料,燃烧产生的废气会极大地破坏大气臭氧层。数年前,住在纽约肯尼迪机场附近的居民还曾为“协和”号飞机噪声扰民的问题将机场告上法庭。由于诸多原因,“协和”号于2003年正式停飞。

随着客运市场需求的发展,1969年出现宽体式大型客机(波音-747),标志着航空客运已经走向大众化。此时,民航飞机的航程大增,座位增加了许多,运营成本也大大降低。1970—2000年间,客机的各项技术和性能也越来越现代化。

在2000—2005年间,出现A380大型双层客机。同时,各国还在不断地预研制新型的高速、远航程、低油耗的未来客机,以及空天飞机,以适应未来民用航空的需要。

1.2 世界航天发展简史

探索浩瀚的宇宙,是人类千百年来美好梦想。我国在远古时就有嫦娥奔月的神话,公元前1700年,我国有“顺风飞车,日行万里”之说,还绘制了飞车腾云驾雾的想象图。外国也有许多有关月亮的美好传说。

火药是中国古代四大发明之一,火箭晚于火药,也是由中国人发明的。早在公元 1000 年宋朝唐福献就应用火箭原理制成了战争武器,13 世纪初传到外国。中国古代火箭的发展、16 世纪以来科学技术的进步、近代工业化运动的兴起使人类得以从幻想转向科学探索。19 世纪末 20 世纪初,在一些工业比较发达的国家出现了一批航天先驱者。

19 世纪后期俄国的齐奥尔科夫斯基最早从理论上证明了用多级火箭可以克服地球引力而进入太空。他建立了火箭运动的基本数学方程,奠定了航天学的基础。齐奥尔科夫斯基的另一重要贡献是肯定了液体火箭发动机是航天器最适宜的动力装置,为运载器的发展指出了正确的方向。

20 世纪初期,美国的戈达德博士把航天理论与火箭技术相结合。他在 1919 年出版的《到达极大高度的方法》论文中提出了火箭飞行的数学原理,指出火箭必须具有 7.9 km/s 的速度才能克服地球的引力。他认为只有液体火箭才能提供航天所需的能量,因而从 1921 年开始研制液体火箭。1926 年 3 月 16 日他制造的液体火箭首次飞行成功,达到 12 m 高,56 m 远。这是世界上第一次液体火箭的飞行试验,而戈达德也就成了液体火箭的实际创始人。

1923 年,德国的奥伯特出版了《飞往星际空间的火箭》一书,论述火箭飞行的数学理论,并提出许多关于火箭结构和飞行的新观念。奥伯特的理论受到了广泛的注意,激起当时许多青年进行实践的迫切愿望。在许多国家开始出现火箭和航天爱好者的研究组织。

在 20 世纪 30 年代各国航天爱好者自发组织起来的火箭团体开展活动一些火箭方面的研究活动。其中,德国和苏联的青年火箭专家得到了国家的支持。

德国人对于尚处在萌芽状态的火箭的军事潜力寄予希望。德国当时负责火箭研制工作的 W. R. 多恩伯格把研制火箭的课题委托给太空旅行协会的青年专家 W. von 布劳恩。布劳恩领导的火箭设计研究小组设计的第一代液体火箭 A-1 因结构不合理而遭到失败。但 A-1 的改进型 A-2 却于 1932 年 12 月试射成功,飞行高度达到 3 km。1935 年开始研制第二代火箭 A-3,重 750 kg,推力达 14.7 kN(1 500 千克力),采用了再生冷却式燃烧室和燃气舵等新技术。

1936 年 4 月,德国陆军增加拨款发展火箭技术,并在波罗的海海滨的佩内明德兴建火箭研究中心,同时研制 V-1 飞航式导弹和 V-2 弹道导弹。V-2 是在 A-3 试验火箭基础上改进而成的。

V-2 导弹于 1942 年 10 月 3 日首次发射成功,飞行 180 km。它是历史上的第一枚弹道导弹。V-2 在工程上实现了 20 世纪初航天先驱者的技术设想,为现代大型火箭的发展奠定了基础。V-2 火箭的设计虽然不尽完善,但它却是人类拥有的第一件向地球引力挑战的工具,成为航天发展史上的一个重要的里程碑。

1945 年 5 月,第二次世界大战德国战败,苏联俘虏部分德国火箭技术人员,缴获了几枚 V-2 火箭和有关技术资料。在此基础上,1947 年苏联仿制 V-2 火箭成功。1948 年自行设计了 P-1 火箭,射程达 300 km。1950 年和 1955 年又先后研制成 P-2 和 P-3 火箭,射程分别达到 500 km 和 1 750 km。1957 年 8 月,成功发射两级液体洲际导弹 P-7,射程 8 000 km,经过改装的 P-7 于 1957 年 10 月 4 日,发射成功世界上第一颗人造地球卫星,从而揭开了现代航天技术新的一页。

同样在第二次世界大战后,美国俘虏了以冯·布劳恩为首的德国火箭专家,缴获了100余枚V-2火箭。美国陆军在布劳恩的帮助下于1945年发射了V-2火箭,1949年开始研究“红石”弹道导弹,1954年制定人造卫星计划。1958年1月31日,美国用“轨道器”计划的“丘辟特”C火箭(当时已改名为“丘诺”1号运载火箭)发射成功自己的第一颗卫星“探险者”1号(“探险者”号卫星)。这颗卫星比苏联第一颗卫星晚发射了3个多月,质量只有4.8 kg,但它却取得了重要的科学发现。

人造地球卫星出现之后,20世纪60年代苏联和美国发射了大量的科学实验卫星、技术实验卫星和各类应用卫星。苏联在发射了5艘不载人的卫星式飞船后,于1961年4月12日用“东方”号运载火箭成功地发射了世界上第一艘载人飞船“东方”1号(“东方”号飞船),使Ю. А. 加加林成为世界上第一个进入太空的人,从而开辟了人类航天的道路。

人类踏上月球是载人航天活动的新高峰。美国为了加强航天活动,曾于1958年采取了一项重要措施,将航空咨询委员会改组为美国国家航空航天局,并做出两项具有战略意义的决定:一个是立即为载人的“水星”计划选调航天员;第二是优先发展巨大推力的F-1发动机。1961年5月25日,美国总统J. F. 肯尼迪向国会提出在60年代末将人送上月球的“阿波罗”工程。在国家航空航天局严格而科学的管理下,经过几十万人8年多的工作,1969年7月20日由航天员N. A. 阿姆斯特朗和E. E. 奥尔德林驾驶的“阿波罗”11号飞船的登月舱降落在月球赤道附近的静海区。这是一次震动全球的壮举,也是世界航天史上具有重大历史意义的成就。此后,“阿波罗”12、14、15、16、17号相继登月成功,对月球进行了广泛的考察。“阿波罗”工程集中体现了现代科学技术的水平,推动了航天技术的迅速发展。

20世纪70年代军、民用卫星全面进入应用阶段,并向侦察、通信、导航、预警、气象、测地、海洋和地球资源等专业化方向发展。同时各类卫星亦向多用途、长寿命、高可靠性和低成本方向发展。80年代后期新兴起的单一功能的微型化、小型化卫星是卫星发展上的新动向,这类质量轻、成本低、研制周期短、见效快的小型卫星将是未来卫星的一支生力军。

除美、苏外,中国、欧洲航天局、日本、印度、以色列等国家和地区都先后成功地发射了自己的卫星。1970年4月24日,随着第一颗人造地球卫星“东方红”1号在酒泉发射成功,中国成为世界上第五个发射卫星的国家。

在20世纪70年代后期和80年代,美国、苏联等国家除了发射许多各种卫星外,还发射了许多空间探测器和空间站,并且派遣了许多批次的航天员到空间站进行科学工作。1972年1月美国政府批准航天飞机为正式工程项目。最后确定的方案是整个飞行器由可回收重复使用的固体助推器、不回收的外贮箱和可多次使用的轨道器3个部分组成。1981年4月12日,美国“哥伦比亚”号航天飞机进行了首次飞行试验。1982年11月11日,美国航天飞机首次进行商业性飞行,从近地轨道将两颗通信卫星送入地球静止轨道。美国先后投入使用的航天飞机有“哥伦比亚”号、“挑战者”号、“发现”号、“亚特兰蒂斯”号及5架“奋进”号,其中“挑战者”号和“哥伦比亚”号先后失事。美国航天飞机进行了大量的科学研究工作,并且进行了施放、捕捉卫

星进行维修等工作。

1988年11月15日莫斯科时间清晨6时,苏联的“暴风雪”号航天飞机从拜科努尔航天中心首次发射升空,完成了一次无人驾驶的试验飞行。

在20世纪70年代后期直到90年代之后,苏联和美国等先后发射过“礼炮”号航天站、“和平”号空间站、天空实验室及国际空间站,进行了长期的空间科学研究工作。

2003年10月15日中国自行研制的“神舟”5号载人飞船在中国酒泉卫星发射中心发射升空,9时9分50秒,“神舟”5号准确进入预定轨道。这是中国首次进行载人航天飞行,乘坐“神舟”5号的航天员是杨利伟。2005年10月“神舟”6号载人飞行成功。中国的载人航天活动,构成了世界航天事业的重要组成部分。

1.3 中国航空发展史

1.3.1 中国古代航空技术的萌芽

腾云驾雾,呼风唤雨,高居于碧霄之上,逍遥于九重天之外。在我们的祖先心中,很早就产生了像神龙那样凌云御风、翱翔天宇的渴望。在中国五千年灿烂辉煌的历史长河中,一直流传着嫦娥奔月、奇肱飞车、乘风飞翔等美好传说。我们的祖先很早就进行了飞行的探索和尝试,并且制造出了木鸢、风筝、竹蜻蜓、孔明灯和走马灯等,它们都是飞行器的远祖和雏形。在火药发明之后,人们又将火药用于制作火箭,作为战斗的武器。中国古代在航空探索方面的光辉成就,给现代航空器的研究和发明以重大影响和启迪。

公元前2288年—前2255年间,传说中国古代有个人欲谋害舜帝,于是舜手持两个斗笠从着火的粮仓顶上跳下逃生。这是史书上关于应用降落伞减速原理最早的一种说法。

公元前2205年—前2158年间,帆与扇子已在中国出现并获得应用。这是人类最原始的与空气动力学有关的民间实践。

公元前2000年左右,中国人发明了风筝。公元前468年—前376年间,据历史文献记载,中国春秋战国时代的墨子,一说是春秋战国时代鲁国著名工匠公输般,即著名的“鲁班”,耗费三年制成一木鸟并进行了试飞,开始了征服天空的探索。《淮南子·齐俗训》有“鲁班、墨子以木为鸢而飞之,三日不集”的记载。汉朝王莽时期,有人用鸟翎做成两翼,飞了数百步之远,这可能是人类历史上飞行的第一次勇敢尝试。《山海经》有对奇肱飞车的描述,据说商汤时期,有一只胳膊的奇肱国人,造出了飞车,能顺风日行万里。

公元前200多年,相传西汉时曾用风筝丈量了长安城未央宫的尺寸,这可是飞行器应用于生活的最早实例。公元前140年—前88年间,在中国汉朝的汉武帝时代已发明了烛灯笼,可飞上天空作为军队的信号工具。相传当时在淮南地区,还有人做过往空鸡蛋壳内灌注热气,使其在大风中飞行的试验。这些都是用热气球升空的最早尝试。

在公元 265—420 年间,中国晋朝发明了竹蜻蜓,被世界公认为直升机的最原始形态。

在中国唐代发明火药后,大约在 13 世纪制成火箭,其工作原理与现代固体燃料火箭是一样的,火箭作为古代兵器开始正式用于战争。

公元 1500 年前后,据西方书籍记载,传说中国有位名叫万户的人,坐在绑有 47 只原始火箭的椅子上,手持两把大扇子,令人点燃火药企图飞上天空,结果试验失败了。

由此可见,在航空方面,我们的祖先已取得了为数不少的光辉成就。虽然由于中国漫长的封建社会“重文轻理”思想的压制,它们没能得到进一步发展,但却给后世航空器的研究以重大的影响和启迪。

1.3.2 中国近代航空业的发展

中国的近代航空活动始见于清朝末年。1840 年鸦片战争之后,国门打开,西方的大量学说涌入闭关自守了几千年的中国,新的航空知识也随之传入,国内出现了许多介绍氢气球、飞艇和飞机的文章及图片。一些有识之士开始摸索中国自己的航空道路。1887 年,天津武备学堂数学教习华蘅芳自行设计制造了中国第一个氢气球;1910 年,留日归来的李宝、刘佐成受清政府委托,在北京南苑建立了飞机制造厂棚,并于次年 4 月造出了一架飞机,但在试飞时因发动机故障而坠毁。辛亥革命之后,革命军政府组成了航空队,一些有志于航空的爱国志士纷纷投身于此并报效祖国。如筹建广东航空学校的谭根和杨仙逸等。还有历汝燕从澳洲买回两架飞机,在国内进行飞行表演活动,并且为革命政府服务。其中最著名的当属爱国华侨冯如,他于 1910 年独立设计、制造了飞机(见图 1-13),并亲自驾驶参加了当时在美国旧金山举行的各国飞行家的飞行比赛,取得了优异的成绩,为我国在早期世界航空史上赢得了很高的声誉。他于 1911 年回国,冯如是当时中国最有成就的飞机设计师和飞行家,1911 年他偕助手带着自己在美国制造成功的飞机回国,就任广东革命军政府飞机队队长,1912 不幸年因飞机失事而英年早逝。民国政府立碑誉其为“中国始创飞行大家”。1913 年 3 月,北京政府在南苑设立了一个飞行教练班和一个很小的修理工厂;9 月,成立了南苑航空学校,聘任学成回国的潘世忠为飞行教官(见图 1-14)。

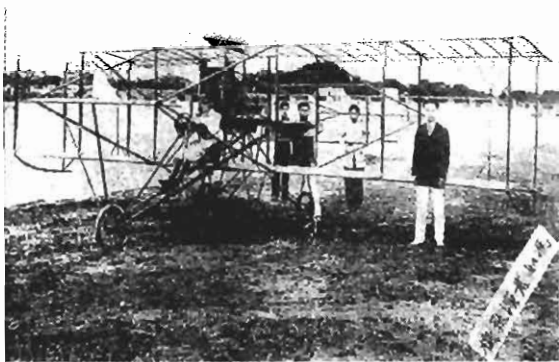


图 1-13 冯如和他制造的飞机(坐在飞机上的是冯如)



图 1-14 中国早期飞行家潘世忠

在众多先驱者的不懈努力下,再加上军阀混战中飞机成了实力的象征,旧中国终于成立了一些飞机修理厂、飞机制造厂,开始仿制国外飞机,但仅局限于机体制造和装配,许多重要部分如发动机、金属螺旋桨等则完全依赖于进口国外成品,而且当时中国使用的绝大部分飞机都还是从国外购买的。1918年,北洋政府海军部在福州马尾设立飞潜学校,又在海军船政局设立海军飞机工程处,如图1-15所示,由巴玉藻和王助等负责制造飞机,同时兼任飞潜学校的教学工作。工程处的职工一度达到300多人。1928年,海军飞机工程处更名为海军飞机制造处。在1922年至1925年间,在哈尔滨、保定和上海等地方都制造过飞机。1927年,在经费不多、设备简陋的情况下,上海虹桥航空工厂成立了。虹桥航空厂仿造外国的飞机性能并不比买来的飞机差,但价格只有国外飞机的几分之一。1932年,“一·二八”事变时,被日本侵略者炸毁。1932年5月,在南京的首都航空工厂设计制造“巴侨”号飞机,这是当时中国最大的飞机,起飞质量达2363 kg,航程达2414 km。1934年,云南航空工厂设计制造了轻型教练机。1936年,朱家仁在苏州设计制造了“苏州”号双翼教练机,其飞行性能良好。

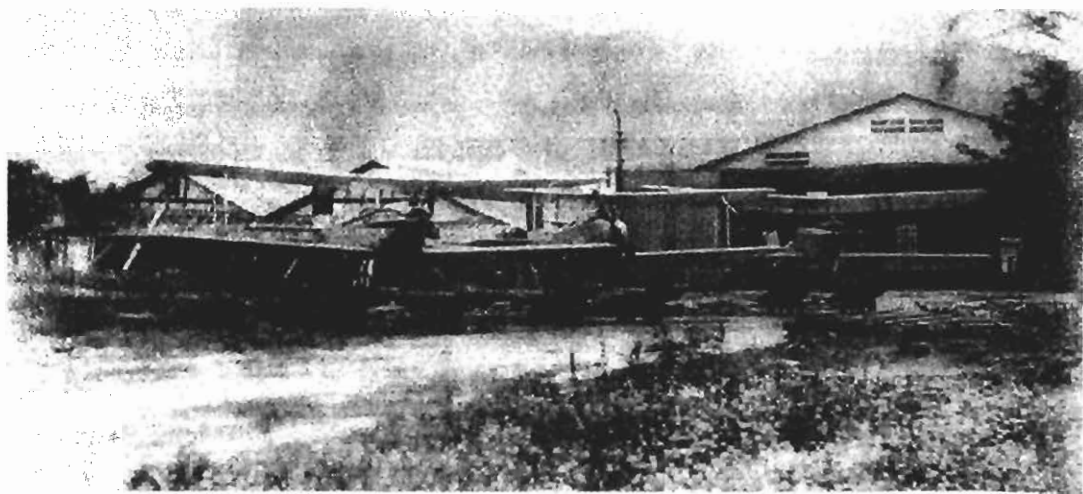


图1-15 旧中国设于福建马尾的飞机工程处

1931年2月,南京国民党政府海军部将飞机制造处从福州马尾搬到上海高昌庙,合并到江南造船所。制造处在福州时,由巴玉藻任处长;后来由王助任处长,搬上海后由曾贻经任处长。搬到上海后,曾一度发展到较大的规模,年产飞机达到60架。1933年,制造处制造了“江凤”号飞机;1934年,设计制造了“宁海”号舰载机;在1935—1936年,制造了多种教练机,还准备仿造665马力(1马力=735 W)的道格拉斯侦察机和全金属飞机。从20年代起至30年代后期,飞机制造处制造出多个型号的飞机,以水上型、教练型飞机为多。

抗战爆发后,海军飞机制造处奉命于1937年搬到成都,划归航空委员会管理,并改组成第八航空修理厂。一个历史最悠久,最有成绩的航空工厂,由于战乱等原因,不但没能发展,反而就此寿终正寝。

正当中国航空工业的萌芽在逆境中顽强生长时,战乱频起。从1910年清政府在南苑设厂

制造飞机到1949年新中国成立,近40年的时间中国虽然在航空方面积累了一些基础,但从来也算不上是独立的航空工业。再加上抗战中日军的轰炸,解放战争中国国民党溃败时的破坏以及战乱中工厂的多次搬迁流离,设备损失殆尽,工厂残破瓦解。到新中国成立时,除了留下少量一些航空技术人才之外,仅有的一些微薄基础已荡然无存。

1.3.3 中国现代航空工业的建立和发展

在旧中国时,航空工业从飞机修理厂起步,曾先后与美国、意大利等西方国家合办过飞机制造厂,进行装配、制造飞机,但器材零件和设备依赖进口,直到1949年也并未真正建立起独立的航空工业体系。

可以认为,我国的航空工业是新中国成立后才真正建立起来的。1949年11月人民空军的建立和1950年10月开始的抗美援朝战争,加速了创建航空工业的进程。1951年的4月18日,中央决定在重工业部设立航空工业局,统一负责飞机的维修工作,到1951年底,航空工业局一共接受了18个工厂,职工近10 000人,新中国的航空工业终于诞生了。1953年开始的第一个五年计划把航空工业列为国家重点建设项目,苏联曾对中国航空工业的建设提供了技术援助。1954年7月,新中国生产的第一架飞机“初教5”试飞成功(见图1-16)。紧接着,1956年又试制成功国产第一架喷气歼击机“歼5”,如图1-17所示。1957—1958年,试制成功多用途运输机“运5”和自行设计的初级教练机“初教6”。1959年超声速喷气式歼击机“歼6”又试飞成功。中国航空工业从修理到制造以及走向自行设计,由生产活塞式发动机的飞机到掌握喷气式飞机制造技术,仅用了7~8年的时间。中国成为当时世界上少数几个能够成批生产喷气式飞机的国家之一。



图1-16 “初教5”教练机



图1-17 “歼5”战斗机

就在新中国的航空工业欣欣向荣之际,1960年7月,苏联政府单方面撕毁了合同,撤回了专家。加上三年自然灾害,我国的航空工业面临着前所未有的困难,而最为困难的是缺乏航空材料和器材,这对我国是一个严峻的考验。然而,这一切并没有难倒中国人,在国家的大力关注和扶持之下,我国人民以极大的热情投入到航空工业的建设上,开始走上了一条自力更生、艰苦奋斗的道路。

“强 5”和“歼 8”就是在这种艰难的条件下发展的,这两个型号是我国自行设计飞机成功的例子。由此,我国航空工业已由仿制走向自主研发进军。“歼 8”战斗机是我国在“歼 7”的基础上独立进行重大改进研制而成的高空高速战斗机(见图 1-18)。“强 5”超声速攻击机是由南昌飞机制造公司研制的,其主要任务是近距空中支援和对地攻击,也可进行对空自卫作战,如图 1-19 所示。“强 5”的研制过程动荡曲折,堪称我国自研军用飞机中最具曲折性和戏剧性的一幕。

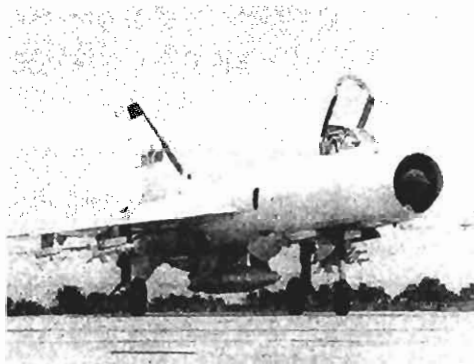


图 1-18 “歼 8”战斗机



图 1-19 “强 5”强击机

然而 20 世纪 60 年代末至 70 年代初,正当世界各国竞相发展高性能军用和民用飞机时,刚刚走上自力更生道路的中国航空工业因历史原因却又停滞不前了。直到 1978 年十一届三中全会以后,中国的航空工业才从困境中走了出来,改革开放给中国的航空工业带来了新的活力。除了原有机型改型外,还开始新一代先进飞机如“歼 10”和歼轰 7“飞豹”(FBC-1)的研制。在努力发展军用航空的同时,也开始重视发展民用型产品。FBC-1 于 20 世纪 70 年代后期开始研制,原型机于 1988 年 12 月 14 日首飞,如图 1-20 所示。“歼 10”是 20 世纪 80 年代中期开始立项研制的,属于典型的第三代战斗机,是我国第一种装备部队使用的国产第三代战斗机,第一种真正兼有空优/对地双重作战能力的国产作战飞机,至今仍在服役,如图 1-21 所示。



图 1-20 “飞豹”战斗轰炸机



图 1-21 “歼 10”战斗机

当代中国通过 30 年的改革开放和经济建设,对航空工业的投入也加大了力度。经过几代人的努力,我国的航空事业已经发展成为一个集科研、生产、教学和贸易于一体的完整的工业体系,在过去的几十年里为空军、海航、陆航和民航提供了 1 万多架的飞机,并向一些国家出口航空产品;在民用航空方面,我国已成为世界航空运输的大国,每年运输增长量远远高出世界平均水平,运输总量居世界前列。

50 多年来,我国自行设计制造或仿造的飞机主要有以下型号:

歼击机:“歼 5”、“歼 6”、“歼 7”和自行设计的“歼 8”、“飞豹”(歼击轰炸机)、“枭龙”、“歼 10”;

轰炸机:“轰 5”、“轰 6”;

运输机:“运 5”、“运 7”、“运 8”和自行设计的“运 10”(喷气式客机)、“运 11”和“运 12”;

强击机:自行设计的“强 5”;

教练机:“初教 5”、自行设计的“初教 6”、“歼教 5”、K-8 和 JL8;

直升机:“直 5”、“直 8”、“直 9”和“直 11”。

现在我们已经具备独立自主研制和发展新型号和设计制造高性能飞机的能力,一些高性能的军用飞机和先进的大型民用飞机也正在研制或预研之中。

第2章 奋进中的中国航空航天

2.1 中国航空航天工业发展的现状

由于旧中国航空基础的薄弱和不断遭受的破坏,留给新中国的仅仅是一些破损的飞机、机场和修理工厂,而且人员物资奇缺,在开国大典上,由于飞机数量太少,就连带弹巡逻的4架战斗机也参加了阅兵式。新中国航空航天工业是在满目疮痍的战争废墟的基础之上,开始了航空航天工业的创建历程。

建国初期,我们争取到了苏联的援助,两国政府于1951年10月正式签订了《苏维埃社会主义共和国联盟给予中华人民共和国在组织修理飞机、发动机及组织飞机厂方面以技术援助的协定》,这对于正在筹建的中国航空工业来说是一个极大的鼓舞。同年的4月18日,中央决定在重工业部设立航空工业局,统一负责飞机的一切维修工作,到1951年底,航空工业局一共接手了18个工厂,职工近一万人,新中国的航空工业终于在全国人民的关注中诞生了。

1956年2月,著名科学家钱学森根据国际航空和航天发展的趋势,向中央提出了《建立中国国防航空工业的意见》,把航空和火箭的发展纳入了统一的轨道。1956年3月,国务院制定《一九五六年至一九六七年科学技术发展远景规划纲要(草案)》,其中提出要在12年内使中国喷气和火箭技术走上独立发展的道路。1956年4月,成立中华人民共和国航空工业委员会,统一领导中国的航空和火箭工业,聂荣臻任主任。航空工业委员会的成立标志着中国的航天工业创业的开始,也标志着中国不仅发展航空,而且把发展航天工业的发展也纳入了国防建设的轨道。

2.1.1 市场经济环境中的航空航天企业

1956年成立航空工业委员会以后,国家对航空航天工业的管理主要是在国务院设立管理机构,1960年成立三机部(航空)、七机部(航天),1982年改为航空工业部、航天工业部,1988年合并为航空航天工业部,随着中国改革开放的进一步发展,开始了从计划经济向市场经济的转变,中国的航空航天工业也逐步地从计划经济模式走向市场经济的模式,从中央直接管理的企业模式,逐步形成了国家主导、企业自主经营的集团体制。1993年分别改为航空工业总公司和航天工业总公司(还具备很多的行政管理职能),1999年航空航天各自组建符合市场需求的集团公司,下属若干企业。

20世纪60年代初,中央军委曾制定了国防工业要实行军民结合、平战结合、以军为主的

方针。但是由于后来形势的变化,在相当长的一段时期内,军工企业一直处于单一军品生产的状况。十一届三中全会以后,国防科技工业实行军民结合的问题重新被提到党和国家的议事日程。邓小平同志根据国家经济建设和改革开放的新形势,进一步丰富和发展了军民结合的思想,他一再强调:“我国的军工体制是学苏联的,要从照搬的旧体制中解放出来;国防工业要军民结合,以民养军;要在国家统一计划下,以军为主搞军民结合;总的方针至少拿出一半的人搞民用,将来自动化了可以三分之二的人搞民用。”1982年1月他明确提出国防工业要贯彻军民结合、平战结合、军品优先、以民养军的“十六字”方针。1984年11月,小平同志进一步指出:“国防工业设备好、技术力量雄厚,要充分利用起来,加入到整个国家建设中去,大力发展民品生产。这样做有百利而无一害。”

航空航天工业是我国主要的国防工业体系,军民结合“十六字”方针对航空航天工业的发展也是一个科学的、完整的指导方针。其中,“军民结合”是总的战略要求,也是“十六字”方针的核心,主要是指航空航天工业与民用工业两支力量的结合,军品研制生产与民品研制生产的结合;“平战结合”是处理平时与战时的关系,在和平时期要抓紧军品科研,保证航空航天科学技术发展的势头,同时充分发挥航空航天军工技术优势和生产能力,研制生产国计民生需要的产品,并为战时做好准备,提高应变能力,一旦战争发生,就可大量生产航空航天军品,满足战时需要;“军品优先”是处理军品任务与民品任务关系的原则,明确了国家各部门、各地区、各企事业单位对国家军品任务应承担的义务和责任,对国家下达的军品任务要优先保证完成。航空航天工业首先是国家武装力量的物质基础,在任何情况下都必须确保军品科研生产任务的完成;在此前提下积极组织民品研制和生产,真正有效地承担起国防与经济建设双重任务;“以民养军”是军民结合的发展目标。在军民品科研生产有机结合的过程中,使航空航天工业的技术力量 and 生产能力不断地得到锻炼和提高,并通过发展民品取得经济效益,增强企业活力,减轻国家的经济负担,稳定军工队伍,使航空航天建设具有更为雄厚的物质基础。

军民结合“十六字”方针,为航空航天工业的发展指明了方向。在新的历史条件下,航空航天工业由过去主要为国防建设服务转变成为整个社会主义经济建设服务,它担负着双重任务:一是努力提高航空航天科技水平,研制发展新的武器装备,为提高我军战斗力服务;二是面向经济建设主战场,大力开发民用产品,为国民经济建设服务。这两个方面相辅相成,相互促进,相得益彰。只有坚定不移地贯彻军民结合方针,航空航天工业才能走出“军工小天地”,投入到国民经济建设的主战场,实现战略转变,为国民经济和国防建设作出更大的贡献。

2.1.2 中国航空航天的主要成就

中国飞机的序列号都是从5开始,这是因为在20世纪50年代中国航空工业起步时表示要从“无”到“有”之意。表2-1为我国研制的飞机型号,表2-2为由于各种原因取消研制的飞机型号。

表 2-1 中国研制的飞机

类 别	型 号	生产地	原 型	已知改型
靶 机	BA-5 CK-1(长空-1) BA-6 红旗-2 型导 弹的靶机	沈阳	苏制 LA-17	Ba-5I,CK-1A,CK-1B,CK-1C,CK-1E
教 练 机	CJ-5 CJ-6 JL-8 K-8(喀喇昆仑-8) JL-9 高级教练机(FTC- 2000) L-15 高级教练机	南昌 南昌 南昌 贵州 南昌	Yak-18 CJ-5 改进型	CJ-6,CJ-6A,CJ-6B K-8E K-8J
轰 炸 机	H-5 H-6 JH-7 即 FBC-1 “飞豹”	哈尔滨 西安 西安	Π-28 图-16	H-5,H-5A,H-5B,H-5T(Π-28T),HD-5 (EW/ELINT),HJ-5(Π-28U),HZ-5(Π-28R)与 HD-5 包括 H-6,H-6I,H-6A,H-6B(侦察型),H-6C, H-6D(海军型),H-6E(核武器载机),H-6F,H- 6H,HD-6I(EW/ELINT),HD-6Ⅱ,HD-6Ⅲ, HU-6(加油机)和 HU-6D JH-7(FBC-1),JH-7A(FBC-1M),HJ-7(轰教)
歼 击 机	J-5 J-6 FC-1“枭龙”	沈阳、成都 沈阳 成都	米格-17PF 米格-19 中巴联合	J-5,J-5A,J-5R,JJ-5 和 JZ-5 包括 J-6(米格-19S/SF),J-6A(米格-19PF),J-6B (米格-19PM),J-6C(米格-19SF),J-6 比斯(J-6 改 进),J6 新(J-6A 改进),J-6I,J-6Ⅱ,J-6Ⅲ,J-6IV(取 消),JJ-6(“米格-19UTI”)和 JZ-6(米格-19R)

续表 2-1

类 别	型 号	生 产 地	原 型	已 知 改 型
歼 击 机	J-7	成 都	米 格 - 21F	基于米格-21F-13的型号:J-7,J-7I,J-7Ⅱ(出口型号F-7B),J-7ⅡA,J-7H(J-7ⅡH),F-7M,F-7P/MP;基于米格-21MF的型号:J-7C(J-7Ⅲ),J-7D(J-7ⅢA);第三代改型:J-7E(J-7IV),J-7EB,J-7EH,J-7G,F-7MG/PG;教练型:JJ-7(“米格-21U”),JJ-7A,FT-7P/PG
	J-8	沈 阳		J-8A(J-8I;“Finback A”),J-8B(J-8Ⅱ;“Finback B”),J-8C(J-8Ⅲ),J-8D(J-8ⅡA,加油型),J-8E(使用新航电的J-8A),J-8F(J-8ⅡF),J-8M(J-8ⅡM“FinbackC”)和JZ-8
	J-10	成 都		J-10A(单座)和J-10B(双座)
	J-11	沈 阳	苏 - 27SK	J-11A和J-11B
强 击 机	Q-5	南 昌	米 格 - 19 对 地 攻 击 改 型	Q-5A,Q-5I,Q-5IA,Q-5K,Q-5M(A-5M),Q-5Ⅱ,Q-5B,A-5C(Q-5Ⅲ),Q-5D(A-5D),Q-5E/F,QD-5(EW),Q-5J(双座)
水 上 轰 炸 机	SH-5	哈 尔 滨		
无 人 侦 察 机	WZ-5	北 航	AQM-34N 仿 制	
滑 翔 机	X-5	沈 阳		X-5A
	“前进”	X-10	沈 阳	
		X-11	沈 阳	X-10的改进
运 输 机	Y-5	石 家 庄	安 - 2“丰收”型	Y-5A,Y-5B,Y-5C,Y-5D,Y-5N
	Y-7	西 安	安 - 24	Y-7-100,Y-7-100J,Y-7G,Y-7H,Y-7-200A,Y-7-200B
	Y-8原型 包括 Y-8	陕 西	安 - 12	Y-8A,Y-8B,Y-8C,Y-8D,Y-8E(靶机载机),Y-8F(民用),Y-8H,Y-8Q,Y-8X(海军型)和Y-8J
	Y-10	上 海	波 音 707-320	
	Y-11 短距离起落	哈 尔 滨		Y-11B,Y-11B-Ⅱ
	Y-12	哈 尔 滨	Y-11 改进型	Y-12I,Y-12Ⅱ,Y-12Ⅲ,Y-12Ⅳ,Y-12E

续表 2-1

类别	型号	生产地	原型	已知改型
直升机	Z-5	哈尔滨	Mi-4	Z-5A
	Z-6	哈尔滨		
	Z-8	江西	SA321	Z-8A
	Z-9	哈尔滨	AS365N1 “海豚”	Z-9A, Z-9B, Z-9C(AS 365N1), Z-9G, Z-9H, Z-9S
	Z-10 攻击直升机	江西		
	Z-11	江西	AS350B “小松鼠”	Z-11W

表 2-2 中国取消研制的飞机型号

型号及生产地	设计特点
J-9 成都	单发 2.4 马赫
J-10 成都	可变后掠翼
J-11 沈阳 20 世纪 70 年代	单座轻型战斗机
J-12 南昌	单座超轻型战斗机
J-13 沈阳 20 世纪 80 年代	单发先进战斗机
Q-6 西安	可变后掠翼, 基于米格-23
Y-6-II-14 仿制	
Y-9	
Z-7	

航天工业的主要产品是长征系列的运载火箭、各类卫星和东风系列的导弹。关于导弹的研制, 航空航天有一个大概分工, 中远程导弹由航天负责, 机载的空空导弹由航空负责, 空地、地空导弹航空、航天都参与了研制图 2-1 为长征运载火箭系列, 发射情况见表 2-3。

表 2-3 长征系列运载火箭发射情况一览表

序号	运载火箭型号	发射日期	卫星名称	发射中心	备注
1	长征 1 号	1970-04-24	“东方红”1 号科学试验卫星	酒泉	成功
2	长征 1 号	1971-03-03	“实践”1 号科学试验卫星	酒泉	成功
3	长征 2 号	1974-11-05	返回式卫星	酒泉	失败
4	长征 2 号	1975-11-26	第 1 颗返回式卫星	酒泉	成功

第2章 奋进中的中国航空航天

续表 2-3

序号	运载火箭型号	发射日期	卫星名称	发射中心	备注
5	长征 2 号	1976-12-07	第 2 颗返回式卫星	酒泉	成功
6	长征 2 号	1978-01-26	第 3 颗返回式卫星	酒泉	成功
7	长征 2 号丙	1982-09-09	第 4 颗返回式卫星	酒泉	成功
8	长征 2 号丙	1983-08-19	第 5 颗返回式卫星	酒泉	成功
9	长征 3 号	1984-01-29	试验卫星	西昌	部分成功
10	长征 3 号	1984-04-08	“东方红”2 号试验通信卫星	西昌	成功
11	长征 2 号丙	1984-09-12	第 6 颗返回式卫星	酒泉	成功
12	长征 2 号丙	1985-10-21	第 7 颗返回式卫星	酒泉	成功
13	长征 3 号	1986-02-01	“东方红”2 号通信卫星	西昌	成功
14	长征 2 号丙	1986-10-06	第 8 颗返回式卫星	酒泉	成功
15	长征 2 号丙	1987-08-05	第 9 颗返回式卫星	酒泉	成功
16	长征 2 号丙	1987-09-09	第 10 颗返回式卫星	酒泉	成功
17	长征 3 号	1988-03-07	“东方红”2 号甲通信卫星	西昌	成功
18	长征 2 号丙	1988-08-05	第 11 颗返回式卫星	酒泉	成功
19	长征 4 号	1988-09-07	“风云”1 号气象卫星	酒泉	成功
20	长征 3 号	1988-12-22	“东方红”2 号甲通信卫星	西昌	成功
21	长征 3 号	1990-02-04	“东方红”2 号甲通信卫星	西昌	成功
22	长征 3 号	1990-04-07	“亚洲”1 号通信卫星	西昌	成功
23	长征 2 号捆	1990-07-16	巴基斯坦科学试验卫星(澳星模拟星)	西昌	成功
24	长征 4 号	1990-09-03	“风云”1 号气象卫星 “大气”1 号甲卫星 “大气”1 号乙卫星	太原	成功
25	长征 2 号丙	1990-10-05	第 12 颗返回式卫星	酒泉	成功
26	长征 3 号	1991-12-28	“东方红”2 号甲通信卫星	西昌	失败
27	长征 2 号丁	1992-08-09	第 13 颗返回式卫星	酒泉	成功
28	长征 2 号捆	1992-08-14	澳普图斯 B1 通信卫星(澳大利亚)	西昌	成功
29	长征 2 号丙	1992-10-06	第 14 颗返回式卫星瑞典弗利亚科学试验卫星	酒泉	成功
30	长征 2 号捆	1992-12-21	澳普图斯 B2 通信卫星(澳大利亚)	西昌	星箭分离, 澳星爆炸
31	长征 2 号丙	1993-10-08	第 15 颗返回式卫星	酒泉	成功
32	长征 3 号甲	1994-02-08	实践四号科学试验卫星(模拟星)	西昌	成功

续表 2-3

序号	运载火箭型号	发射日期	卫星名称	发射中心	备注
33	长征 2 号丁	1994-07-03	第 16 颗返回式卫星	酒泉	成功
34	长征 3 号	1994-07-21	“亚太”1 号通信卫星	西昌	成功
35	长征 2 号捆	1994-08-28	澳普图斯 B3 通信卫星(澳大利亚)	西昌	成功
36	长征 3 号甲	1994-11-30	“东方红”3 号通信卫星	西昌	成功
37	长征 2 号捆	1995-01-26	“亚太”2 号通信卫星	西昌	火箭爆炸
38	长征 2 号捆	1995-11-28	“亚洲”2 号通信卫星	西昌	成功
39	长征 2 号捆	1995-12-28	“艾科斯塔”1 号通信卫星	西昌	成功
40	长征 3 号乙	1996-02-15	国际 708 通信卫星	西昌	失败
41	长征 3 号	1996-07-03	“亚太”1 号 A 通信卫星	西昌	成功
42	长征 3 号	1996-08-18	“中星”7 号通信卫星	西昌	失败
43	长征 2 号丁	1996-10-20	第 17 次返回式卫星	酒泉	成功
44	长征 3 号甲	1997-05-12	“东方红”3 号通信卫星	西昌	成功
45	长征 3 号	1997-06-10	“风云”2 号气象卫星	西昌	成功
46	长征 3 号乙	1997-08-20	马部海通信卫星(菲律宾)	西昌	成功
47	长征 2 号丙改	1997-09-01	铱星模拟星(双星)	酒泉	成功
48	长征 3 号乙	1997-10-17	“亚太”2 号 R 通信卫星	西昌	成功
49	长征 2 号丙改	1997-12-08	铱星(双星)	太原	成功
50	长征 2 号丙改	1998-03-26	铱星(双星)	太原	成功
51	长征 2 号丙改	1998-05-02	铱星(双星)	太原	成功
52	长征 3 号乙	1998-05-30	“中卫”1 号	西昌	成功
53	长征 3 号乙	1998-07-18	“鑫诺”1 号	西昌	成功
54	长征 2 号丙改	1998-08-20	铱星补网	太原	成功
55	长征 2 号丙改	1998-12-19	铱星补网	太原	成功
56	长征 4 号乙	1999-05-10	“实践”5 号	太原	成功
57	长征 2 号丙改	1999-06-12	铱星	酒泉	成功
58	长征 4 号乙	1999-10-14	资源卫星 巴西科学卫星	太原	成功
59	长征 2 号 F	1999-11-20	“神舟”1 号试验飞船	酒泉	成功
60	长征 3 号甲	2000-01-26	中星-22	西昌	成功
61	长征 3 号	2000-06-25	“风云”2 号	西昌	成功
62	长征 4 号乙	2000-09-01	“资源”2 号卫星	太原	成功
63	长征 3 号甲	2000-10-31	科学试验卫星	西昌	成功

续表 2-3

序号	运载火箭型号	发射日期	卫星名称	发射中心	备注
64	长征3号甲	2000-12-21	科学试验卫星	西昌	成功
65	长征2号F	2001-01-10	“神舟”2号试验飞船	酒泉	成功
66	长征2号F	2002-03-25	“神舟”3号试验飞船	酒泉	成功
67	长征4号乙	2002-05-15	“风云”1号D、“海洋”1号	太原	成功

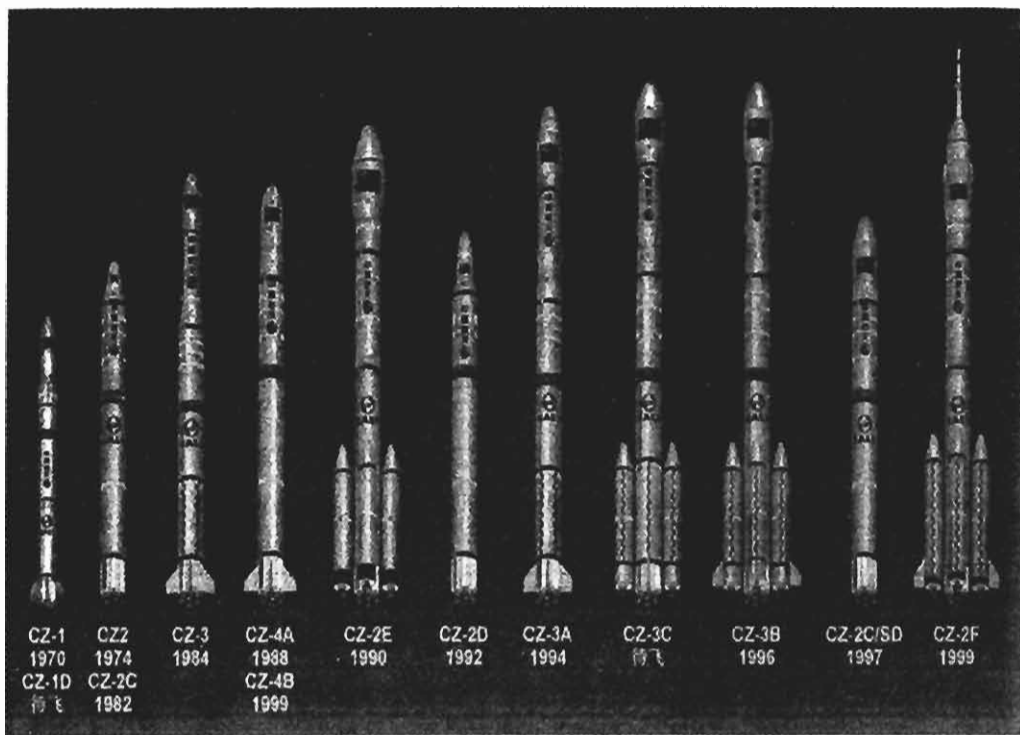


图 2-1 长征运载火箭系列

注:1. 长征2号捆在1992年3月22日进行发射时,由于出现技术问题,点火后紧急关机,终止发射,没有构成一次飞行,故在统计表中没有列入;

2. 在1992年12月21日和1995年1月26日进行的两次发射中,均出现卫星爆炸,在中美双方发表的故障调查公报中,认为故障的出现是由于星箭双方技术协调不彻底、存有隐患所致。

2.1.3 主要航空航天企业介绍

1. 航空主要企业

表 2-4 为航空主要企业列表。

表 2-4 航空主要企业

中国航空技术进出口总公司	中国航空工业供销总公司	航空集团公司科学技术委员会
中国航空工业档案馆	中国航空工业陕西局	航空集团公司北苑管理部
中国航空发动机总公司	中国航空工业民品公司	中国航空工业科学技术总公司
中国航空研究院	中国航空学会	中国航空工业总公司通信中心
蓝天航空模拟器技术发展中心	中国航空报社	中国航空工业总公司青岛疗养院
机关服务中心	航空工业中心医院	航空工业总公司第三六四医院
011 基地飞机设计所	011 基地航空发动机设计所	011 基地技工学校
凯瑞海外有限公司	西安飞机工业(集团)有限公司	上海航空工业(集团)公司
沈阳飞机工业集团有限公司	西安航空发动机(集团)公司	上海航空发动机制造厂
沈阳黎明发动机制造公司	中国贵州航空工业集团公司	上海飞机制造厂
成都飞机工业集团有限公司	合肥皖安机械厂	庆安集团有限公司
金城集团有限公司	江汉航空救生装备工业公司	华兴航空机轮公司
陕西秦岭航空电气公司	黎阳航空发动机公司	贵阳华烽电器总厂
长风机械总厂	红林机械厂	双阳飞机制造厂
枫阳液压总厂	红湖机械厂	北京青云航空仪表公司
宏伟机械厂	永红机械厂	太行仪表厂
新艺机械厂	洛阳南峰航空精密机电有限公司	成都航空仪表公司
汉江机械厂	上海航空电子公司	沈阳兴华电器制造公司
宝成通用电子公司	红原航空锻铸工业公司	江淮航空仪表厂
洛阳航空电器厂	新安机械厂	龙岩飞机制造厂
云马飞机制造厂	风雷军械厂	贵阳电机厂
华阳电工厂	万江机电厂	贵阳航空液压件厂
开义电工厂	安吉铸造厂	贵州红阳机械(集团)公司
安大锻造厂	平水机械厂	贵州环宇机械厂
标准件制造公司	西南工具总厂	贵阳黔江机械厂
兴红机械厂	中国航空信息中心	上海航空技术研究所
中国航空综合技术研究所	中国航空计算技术研究所	济南复合材料特种结构研究所
北京航空工艺研究所	中国雷华电子技术研究所	成都飞机设计研究所
北京长城计量测试技术研究所	中国航空附件研究所	无锡航空发动机研究所
沈阳飞机设计研究所	中国航空系统工程研究所	西安飞行自动控制研究所
北京航空材料研究院	中国燃气涡轮研究院	上海飞机研究所

续表 2-4

沈阳空气动力研究所	中国飞机强度研究所	中国航空无线电电子研究所
沈阳航空发动机研究所	中国飞行试验研究院	洛阳电光设备研究所
北京长城航空测控技术研究所	中国航空救生研究所	上海航空测控技术研究所
中国航空精密机械研究所	中国空空导弹研究院	西安飞机设计研究所
哈尔滨空气动力研究所	国营曙光电机厂	北京长空机械公司
长春航空机械设备公司	中南传动机械厂	成都发动机(集团)有限公司
哈尔滨东安发动机集团有限公司	哈尔滨飞机工业集团有限公司	保定向阳航空精密机械有限公司
保定螺旋桨制造厂	豫北机械厂	平原机械厂
豫新机械厂	巴山机械厂	宏图飞机制造厂
中国特种飞行器研究所	湘陵机械厂	国营长江动力机械厂
中国南方航空动力机械公司	株洲航空动力机械研究所	常州兰翔机械总厂
常州飞机制造有限公司	徐州航空压铸厂	昌河飞机工业(集团)有限责任公司
中国直升机设计研究所	景德镇航空锻铸公司	万里机电总厂
兰州飞控仪表总厂	洪都航空工业集团有限责任公司	南京宏光空降装备厂
青岛前哨精密机械公司	陕西飞机工业集团有限公司	中原电测仪器厂
宏峰精密机械工具公司	朝阳机械厂	长空精密机械制造有限公司
安中机械厂	千山电子仪器厂	汉中航空工业(集团)有限公司
陕西航空硬质合金工具公司	群峰机械厂	星光电子仪表厂
陕西华燕航空仪表公司	东方仪器厂	天利航空机电设备厂
华航光学仪器厂	江南压铸总厂	秦峰航空液压公司
陕西燎原航空机械制造公司	石家庄飞机工业有限责任公司	四川航空液压机械
四川泛华航空仪表电器厂	川江仪表厂	川西机器厂
国营三江机械厂	天津航空机电有限公司	武汉仪表厂
郑州新卫飞机设备公司		

2. 中国航天科工集团公司

中国航天科工集团公司是国有特大型独资企业,由中央直接管理。集团公司拥有7家研究院、2个科研生产基地以及若干科研生产企业和专业研究所,拥有6家上市公司,150多个企事业成员单位,近10万职工中,各类专业技术人员占40%。

集团公司以军工生产,航天器、通信及电子设备、专用汽车及零部件、专用设备制造,航天工程及技术研究、服务等为主业。创建51年来,先后为国家提供了大量不同类型、性能先进的导弹武器系统,极大地提高了我国国防实力和部队装备水平;以成功发射“航天清华1号”卫星为标志,集团公司在微小卫星、固体运载火箭领域取得了长足发展;各类性能优良的航天产品

成为长征运载火箭、载人航天工程和“嫦娥”探月工程不可缺少的重要组成部分;以科技奥运工程、国家“金税、金卡、金盾”工程为代表的高科技产品,对推动经济建设、提高人民生活质量发挥了巨大的作用。

面对 21 世纪的激烈竞争和严峻挑战,集团公司将始终坚持“国家利益高于一切”核心价值观,大力发扬航天传统精神、“两弹一星”精神、载人航天精神,牢记责任,不辱使命,在为国防现代化、国家经济建设服务的过程中,努力将自身建设成为国际一流的防务公司。

航天科工集团实行业务部体制,下设 4 个事业部和 6 个研究院,在 6 个研究院中,有 4 个研究院与 4 个事业部是一体的,还有两个研究院没有编入事业部体制。6 个研究院如下:

① 中国航天科工信息技术研究院航天科工集团第一事业部(航天科工一院),主要研究宇航与信息技术;

② 中国航天科工防御技术研究院航天科工集团第二事业部(航天科工二院),主要研究防空、防天技术;

③ 中国航天科工飞航技术研究院航天科工集团第三事业部(航天科工三院),主要研究飞航导弹技术;

④ 中国航天科工运载技术研究院航天科工集团第四事业部(航天科工四院),主要研究运载技术与特种地面车辆;

⑤ 航天固体火箭发动机技术研究院航天科工集团六院,主要研究固体火箭发动机技术;

⑥ 中国航天建筑设计研究院航天科工集团七院,主要研究北京建筑设计。

3. 中国航天科技集团公司

中国航天科技集团公司成立于 1999 年 7 月 1 日,是拥有“神舟”、“长征”等著名品牌和自主知识产权,创新能力突出、核心竞争力强的国有特大型企业集团。其前身源于 1956 年成立的中国国防部第五研究院,曾历经第七机械工业部、航天工业部、航空航天工业部和中国航天工业总公司的历史沿革。

中国航天科技集团公司拥有中国运载火箭技术研究院、航天动力技术研究院、中国空间技术研究院、航天推进技术研究院、四川航天技术研究院、上海航天技术研究院、中国航天时代电子公司、中国航天空气动力技术研究院等 8 个大型科研生产联合体,以及中国长城工业总公司等数家专业公司、若干上市公司和直属单位。主要从事运载火箭、人造卫星、载人飞船和战略、战术导弹武器系统的研究、设计、生产和发射,专营国际商业卫星发射服务,具有大型系统工程管理的能力和 experience。科研生产基地遍及北京、上海、天津、西安、成都、内蒙古、香港(深圳)和海南等地。中国航天科技集团公司还积极运用航天技术,大力发展卫星应用、信息技术、新材料与新能源、航天特种技术应用、特种车辆及零部件、空间生物等重点领域,形成了军民融合的发展格局。长期以来,为国家经济社会发展、国防现代化建设和科学技术进步做出了卓越贡献。

中国航天科技集团公司现有从业人员 12 万余人,已培养形成了以重点学科带头人为代表的科技人才、以优秀企业家为代表的经营管理人才和以能工巧匠为代表的技能人才等五支人

才队伍。其中,有中国科学院、中国工程院院士 30 余名。在出成果、出人才的同时,孕育形成了航天精神、“两弹一星”精神和载人航天精神,培育形成了“以国为重、以人为本、以质取信、以新图强”的核心价值观、具有鲜明时代特征和航天特色的企业文化。

当前,中国航天科技集团公司正在加快构建航天科技工业新体系,加速发展宇航系统、导弹武器系统、航天技术应用产业和航天服务业四大主业,积极推进国内外交流与合作,致力创新,勇于开拓,全力铸造国际一流大型航天企业集团,努力为国家现代化建设和人类和平利用空间的伟大事业作出新的贡献。

航天科技集团实行母子公司体制,下设 7 个大型研制实体:

- ① 中国运载火箭技术研究院航天科技集团第一研究院,主要研究运载火箭与战略导弹;
- ② 航天动力技术研究院航天科技集团第四研究院,主要研究固体火箭发动机技术;
- ③ 中国空间技术研究院航天科技集团第五研究院,主要研究卫星与飞船;
- ④ 航天推进技术研究院航天科技集团第六研究院,主要研究液体火箭发动机技术;
- ⑤ 上海航天技术研究院航天科技集团第八研究院,主要研究运载火箭、导弹、卫星、飞船;
- ⑥ 中国航天时代电子公司原航天科技集团九院、十院合并重组而成,主要研究电子技术、导航技术;
- ⑦ 四川航天工业总公司。

2.2 中国航空航天工业的典型杰出人物

2.2.1 中国“起飞”第一人——冯如

冯如,原名冯九如。1884 年 1 月 12 日出生于广东省恩平县一个贫苦农民的家庭。童年仅读过几年书,便辍学牧牛了。他从小喜欢制作风筝和车船等玩具,对神话故事尤其是飞天故事,更是满心向往。1895 年,甲午战争失败,年仅 12 岁的冯如,挥泪告别父母,随亲戚远渡重洋,去美国三藩市谋生。到三藩市后,通过学习英语和科技知识以及目睹日新月异的先进机器,他认识到“国家富强,必有赖于机器”,于是更加发愤学习,专攻机器制造。

1906 年,冯如在纽约学习机器制造之后,重返三藩市,开始招徒制造机器,同时也开始收集有关设计、制造和驾驶飞机的资料。10 年的发愤学习和工作实践,使冯如终于成为一名精通机械和电器技术的专家。他先后研制了抽水机、打桩机、发电机、有线电话和无线电报机等先进机电设备,在当地颇负盛名。《三藩市呼声报》称他为“很有名气的机械师和发明家”,《三藩市考察者报》更赞誉冯如为“奥克兰市天才的发明家”。当时曾有华侨富商集团邀请他主持一项发展祖国电力工业计划,但他认为兴办飞机制造工业更为迫切,更为重要。因此,他婉言谢绝邀请,并于 1908 年 5 月集资在奥克兰市东九街 359 号创办了以制造飞机为目标的“广东制造机器厂”。当时仅有黄杞、张南和谭耀能 3 人参股,他们倾尽所有,连工具、材料折款在内

也不过 1 000 余元。尽管人少力薄,但他们却在近 7.5 m^2 的厂房里研制飞机,这正体现了中华民族奋发图强、发展航空工业的精神。

经过多年努力,冯如终于在 1909 年 9 月,即世界第一架飞机问世不到 6 年的时间内,完成了中国人自己设计、自己制造的第一架飞机,从而跻身于早期世界航空之林。1909 年 9 月 21 日傍晚,“冯如 1 号”正式试飞。冯如驾机迎着强风起飞,升至 4.5 m 高,环绕一个小山丘飞行,飞行了约 800 m,显示了他的飞机具有良好的性能,从而为我国动力载人飞行史谱写了光辉的第一页。当时中西报刊竞相报道,美国《三藩市考察者报》在头版显著位置刊登了冯如的大照片,赞誉冯如为“东方的莱特”,并惊呼“在航空领域,中国人把白人抛在后面了”!

1909 年 10 月 28 日,冯如联合黄梓材、刘一枝、朱竹泉等人,把广东制造机器厂扩充为广东制造机器公司,并公开招募优先股东和股金。广东制造机器公司在三藩市成立后,冯如任总机器师,随即购置制造飞机的成套设备,并重新研制大功率的飞机。冯如继续研制飞机,虽先后 6 次受挫,但冯如始终奋斗不止。1910 年 5 月,奥克兰东九街 359 号的厂房突然失火焚毁。经过连续 6 次失败和厂房失火,公司已耗去资金占公司资本的 90%,冯如面临极大的经济困难。他在认真总结历次失败教训,并吸收当时先进经验后,终于在 1911 年 1 月研制成功了一架新型飞机,称为“冯如 2 号”,并于 1 月 18 日试飞成功。1911 年 1 月 18 日早上,冯如驾驶着“冯如 2 号”飞机,在奥克兰琼斯街终端,靠三藩市海湾的艾劳赫斯特广场公开试飞。飞机在地面滑行了约 30.5 m,即凌空而上,升至约 12 m 高,环绕广场飞行了约 1 600 m 后,向三藩市海湾飞去,然后返回,飞越奥克兰郊区的田野,徐徐降落在起飞的广场上。飞行历时 4 min。这是一次完全成功的飞行,中西报纸再一次争先恐后地报道。美国《三藩市星期日呼声报》竟用整版通栏大标题刊出《他为中国龙插上了翅膀》,并以巨龙、冯如飞机和冯如像作为套题照片,详细介绍了冯如其人其事。

1911 年 1 月~2 月期间,冯如驾驶飞机在海湾多次环绕飞行,其最高速度为 104 km/h ,飞行高度达 200 m,性能达到了当时世界的先进水平。前往观看飞行的中西人士不可胜数。欧、美各报交口称道:“君之名誉时已飞腾于世界矣。”

1911 年 2 月 22 日,冯如率助手朱竹泉、司徒壁如和朱兆槐携带飞机和设备乘轮船回国。1911 年 10 月 10 日,震撼世界的武昌起义爆发,全国沸腾。1911 年 11 月 9 日,广州光复,广东革命政府成立,冯如毅然率助手参加革命,并被任命为广东革命政府飞机长,成为中国第一个飞机长。他立即在广州燕塘建立广东飞行器公司,这是中国国内的第一个飞机制造厂。经过 3 个月的努力,于 1912 年 3 月制成一架与“冯如 2 号”相似的飞机,这也是中国国内制成的第一架飞机,揭开了中国航空工业史的第一页。冯如也当之无愧是我国近代航空工业的创始人和开拓者。

1912 年 8 月 25 日,冯如在广州燕塘公开进行飞行表演。冯如驾驶自制飞机凌空而上,高约 36 m,东南行约 8 km。当时飞机运转正常,操纵自如,鼓掌之声,不绝于耳。但冯如急于升高,操纵过猛,致使飞机失速坠地,机毁人伤。医院抢救无效,冯如以身殉国,时年仅 29 岁。在

弥留之际,冯如犹勉励助手:“勿因吾毙而阻其进取心,须知此为必有之阶级。”冯如为开拓和发展我国航空工业,奋斗一生,至死不渝,犹嘱后人,继续进取,实可敬佩。冯如的一生短暂而光辉,他是一位开创和发展我国航空工业并为之献身的航空先驱。他的事迹启迪着更多国人和青少年为振兴祖国航空工业而奋斗。

2.2.2 中国火箭奠基人——钱学森

钱学森,1911年12月11日生于上海,1934年从交大毕业,考取了清华大学公费留学。1935年8月钱学森到美国进入麻省理工学院航空系,学习成绩一直名列前茅。由于当时美国航空工厂歧视中国人,所以一年后他开始转向航空工程理论,即应用力学的学习。1936年10月他转学到加州理工学院,成为大名鼎鼎的空气动力学教授“超声速飞行之父”匈牙利人冯·卡门领导的古根汉姆航空实验室的一名研究生。这个实验室后来成为美国火箭技术的摇篮,钱学森就是在这里进行火箭技术研究最早的一名成员之一。

1945年德国投降后,他跟随以冯·卡门为团长的空军科学咨询团考察小组到欧洲考察航空和火箭技术。第二次世界大战结束时,美国空军高度赞扬钱学森为战争的胜利作出了“巨大的贡献”。美国专栏作家密尔顿·维奥斯特认为,钱学森已是“制定使美国空军从螺旋桨式向喷气式飞机过渡,并最后向遨游太空无人航天器过渡的长远规划的关键人物”,“是帮助美国成为世界第一流军事强国的科学家银河中一颗明亮的星”。1947年初,36岁的钱学森成为麻省理工学院的正教授。在受监控期间,除教学外他仍未放弃学术研究,1953年发表了《从地球卫星轨道上起飞》,为低推力飞行力学奠定了基础,并于1954年出版了《工程控制论》一书。1955年回国前他向冯·卡门告别时,冯·卡门激动地说:“你现在在学术上已超过了我!”

从1935年到1955年,钱学森在美国整整居住了20年。这期间,他在学术上取得了辉煌的成就,生活上享有丰厚的待遇,工作上拥有便利的条件,担任加利福尼亚理工学院超声速实验室主任和古根汉姆喷气推进研究中心主任。然而,他始终眷恋着生他养他的祖国。他在写给父亲的信中,不止一次地发出“旅客生涯做到何时”的感叹。

祖国翻天覆地的变化到来了。1949年10月1日第一面五星红旗飘扬在天安门广场上空。过了5天就是中华民族的传统节日——中秋节。在这一天,钱学森夫妇和十几位中国留学生在一起欢度佳节,他们边赏月边倾诉情怀,深为祖国的新生而欢欣,并对祖国的美好前景充满着憧憬。就在此时,钱学森心中萌发起一个强烈的愿望:早日回归祖国,用自己的专长为国家建设服务。

正当此时,朝鲜大地燃起了战争的烽火。在挑起这场战争的美帝国主义国内,掀起了一股疯狂反共的政治逆流,几乎每天都在发生对大学和其他机构的人员进行审查和威胁性审查的事件。这股逆流毫无例外也波及加利福尼亚理工学院。1950年7月,美国政府决定取消钱学森参加机密研究的资格,并指控钱学森是美国共产党党员,非法入境。这些无端的指控均被钱学森一一驳回。但是,钱学森已无法忍受这一切,决定以探亲为理由立即返回自己的祖国,准

备一去不返。他会见主管他的研究工作的美国海军次长金布尔,向金布尔严正声明,他准备立即动身回国。金布尔听后大为震惊。他认为“钱学森无论放在哪里,都抵得上五个师”,还叫嚷:“我宁可把他枪毙了,也不让这个家伙离开美国!”所以当钱学森一走出他的办公室,金布尔马上通知了移民局。

1950年8月23日午夜,钱学森突然收到移民局的通知——不准全家离开美国。与此同时,美国海关扣留了钱学森的全部行李,联邦调查局派人监视他的全家和他的所有行动。9月6日钱学森突然遭到联邦调查局的非法拘留,被送到移民局看守所关押起来。在看守所,钱学森像罪犯似的受到种种折磨。钱学森曾回忆说:“在被拘禁的15天内,体重就减轻了30磅。晚上特务每隔1小时就来喊醒我一次,完全得不到休息,精神上陷入极度紧张的状态。”

从此,钱学森继续受到移民局的迫害,行动处处受到移民局的限制和联邦调查局特务的监视,不许他离开他所居住的洛杉矶,还定期查问他。钱学森就这样失去了5年的自由。然而,钱学森挚爱祖国的赤子之心反而更加炽热。他日夜思念着新中国,他坚持斗争,不断地向移民局提出离开美国回国的要求。有国不能归的钱学森,在那5年间始终没有停止钻研他所热爱和献身的科学事业。当时,美国政府阻止他离开美国,是因为他研究的火箭技术与祖国的国防建设有关,想通过滞留他来阻拦新中国科学技术的发展。当钱学森知道这点后,感到万分气愤。于是,他另行选择“工程控制论”新专业进行研究,以利于消除回国的障碍。经过努力,于1954年用英文写出30多万字的《工程控制论》。实际上,工程控制论与生产自动化、电子计算机的研制和运用、国防建设都密切相关,只不过当时美国当局没有认识到这点而已。

钱学森返回祖国的斗争,也得到了祖国的关怀和支持。1955年8月1日中美大使级会谈在瑞士日内瓦进行,王炳南大使按照周总理的授意,与美方交涉,迫使美国政府允许钱学森离美回国。1955年,钱学森被允许回国。他拿着一本刚出版的《工程控制论》交到老师冯·卡门手里,冯·卡门翻了翻感慨地说:“你现在在学术上已经超过了我。”钱学森在学术上超过了这么一位世界闻名的大权威,为中国人争了气,他激动极了。1955年9月17日,钱学森与他的夫人和两个幼儿终于乘坐美国“克利夫兰总统号”邮船,离开了洛杉矶,驶向地处东方的祖国。

钱学森回国后长期担任中国火箭和航天计划的技术领导人,对航天技术、系统科学和系统工程做出了巨大的、开拓性的贡献。截至目前,已发表专著7部、论文300余篇。1979年钱学森的母校加州理工学院授予他“杰出校友”的称号。1986年6月南加州华人科学家工程师协会给他授奖。1989年国际技术与技术交流大会授予钱学森“威拉德 W. F. 小罗克韦尔奖章”、“世界级科学与工程名人”和“国际理工研究所名誉成员”的称号。在国内,他更是受到中央嘉奖,是人民敬重的杰出科学家,被誉为“中国原子弹之父”。

钱学森对科学技术的重大贡献是多方面的,主要科学成就如下。

1. 应用力学

钱学森在应用力学的空气动力学方面和固体力学方面都做过开拓性工作。与冯·卡门合作进行的可压缩边界层的研究,揭示了这一领域的一些温度变化情况,创立了卡门-钱学森方

法。与郭永怀合作最早在跨声速流动问题中引入上下临界马赫数的概念。

2. 喷气推进与航天技术

从20世纪40年代到60年代初期,钱学森在火箭与航天领域提出了若干重要的概念:在40年代提出并实现了火箭助推起飞装置(JATO),使飞机跑道距离缩短;在1949年提出了火箭旅客飞机概念和关于核火箭的设想;在1953年研究了行星际飞行理论的可能性;在1962年出版的《星际航行概论》中,提出了用一架装有喷气发动机的大飞机作为第一级运载工具,用一架装有火箭发动机的飞机作为第二级运载工具的天地往返运输系统概念。

3. 工程控制论

工程控制论在其形成过程中,把设计稳定与制导系统这类工程技术实践作为主要研究对象。钱学森可说是这类研究工作的先驱者。

4. 物理力学

钱学森在1946年将稀薄气体的物理、化学和力学特性结合起来的研究,是先驱性的工作。1953年,他正式提出物理力学概念,主张从物质的微观规律确定其宏观力学特性,改变过去只靠实验测定力学性质的方法,大大节约了人力物力,并开拓了高温高压的新领域。1961年由他编著的《物理力学讲义》正式出版。现在这门科学的带头人是苟清泉教授,正是1984年钱学森向苟清泉建议,把物理力学扩展到原子分子设计的工程技术上。

5. 系统工程

钱学森不仅将我国航天系统工程的实践提炼成航天系统工程理论,并且在20世纪80年代初期提出国民经济建设总体设计部的概念,还坚持致力于将航天系统工程概念推广应用到整个国家和国民经济建设,并从社会形态和开放复杂巨系统的高度,论述了社会系统。

6. 系统科学

钱学森对系统科学最重要的贡献,是他发展了系统学和开放的复杂巨系统的方法论。

7. 思维科学

人工智能已成为国际上的一大热门,但学术思想却处于混乱状态。在这样的背景下,钱学森站在科技发展的前沿,提出创建思维科学(noetic science)这一科学技术部门,把30年代中国哲学界曾议论过,有所争论,但在当时条件下没法讲清楚的主张,科学地概括成为思维科学。

8. 人体科学

钱学森是中国人体科学的倡导者。他提出用“人体功能态”理论来描述人体这一开放的复杂巨系统,研究系统的结构、功能和行为。他认为气功、特异功能是一种功能态,这样就把气功、特异功能、中医系统理论的研究置于先进的科学框架之内,对气功、特异功能的研究起了重大作用。这样,就把系统科学的理论在人体系统上体现出来了,开始使人体科学研究有了客观指标和科学理论。

9. 科学技术体系

钱学森将当代科学技术发展状况,归纳为十个紧密相连的科学技术部门。

10. 马克思主义哲学

钱学森认为,马克思主义哲学是人类对客观世界认识的最高概括,也是现代科学技术(包括科学的社会科学)的最高概括。钱学森是一位自觉的马克思主义者,他在给一位朋友的信中说:“我近 30 年来一直在学习马克思主义哲学,并总是试图用马克思主义哲学指导我的工作。马克思主义哲学是智慧的源泉!而且一个马克思主义者是绝不会不爱人民的,绝不会不爱国的。”

钱学森是一位杰出的科学家、思想家,他把科学理论和火热的改造客观世界的革命精神结合了起来。一方面是精深的理论,一方面是火热的斗争,是“冷”与“热”的结合,是理论与实践的结合。由于钱学森对科学工业的重大贡献,人民感谢他,并给予了他应有的崇高荣誉。

1991 年 10 月 16 日,在北京,雄伟庄严的人民大会堂,一个不同寻常的会议正在这里召开。中共中央总书记江泽民同志亲手将“一级英雄模范奖章”和“国家杰出贡献奖”的红色烫金证书交给著名的科学家钱学森时,全场响起热烈的掌声。一时间,闪光灯交相辉映,记者们纷纷将镜头对准钱老,记录下这一庄严美好的历史时刻。

2.2.3 中国强击机总体设计第一人——陆孝彭

13 年前,中央电视台曾播出一部很有影响的电视连续剧《天缘》,该片后来荣获中宣部颁发的“五个一”工程奖。作品主人公魂系蓝天,将一生献给祖国的航空事业,事迹感人至深,其生活原型,就是陆孝彭。他将毕生精力献给了祖国的航空事业——他是我国第一架军用飞机的设计师,以后又为人民空军设计了以“强-5”、“歼-12”为代表的一系列追赶世界先进水平的军用飞机,为新中国的国防建设作出了重要贡献。他曾任全国人民代表大会四、五、六、七届代表,江西省五、六、七届政协副主席,南昌航空工业学院第一任院长。陆孝彭于 1985 年被评为全国有突出贡献的科技专家,1986 年被国防科工委授予“总设计师荣誉状”,1991 年获得航空工业的最高奖——“航空金奖”,1995 年被选为中国工程院院士。2000 年 10 月 16 日因病在北京逝世。

1920 年 8 月 19 日陆孝彭出生于江苏常州。1935—1937 年,他考入江苏省立高中学习。毕业后,陆孝彭报考了全国创先设有航空工程系的南京中央大学。大学毕业后,陆孝彭被分配到云南昆明空军第一飞机制造厂。1942 年他到成都空军机械学校高级班学习,1943 年分配到南川第二飞机制造厂任设计员。陆孝彭先后在空军飞机工厂工作了 3 年。

1944 年 12 月,陆孝彭来到了美国密苏里州圣路易斯市麦克唐纳飞机工厂实习。后又被派到英国格洛斯特飞机公司继续实习飞机设计。第二次世界大战期间,格洛斯特飞机公司曾为英国皇家空军制造了第一种喷气式战斗机“陨星”式和上千架各型飞机。到 70 年代,格洛斯特飞机公司成为英国宇航公司的一部分,陆孝彭担任总体设计。格洛斯特公司采纳了陆孝彭提出的新型飞机的总体设计方案,并投入了研制。

1949年8月,陆孝彭从英国途经香港返回祖国,投身于新中国的航空建设。

1949—1951年,他先在华东军区航空工程研究室参加机场建设,后到南京集中学习。1951年,他奉命来到北京南苑飞机修理厂负责修理各型教练机、运输机,支援抗美援朝,出色地完成了任务。1956年,他被调到沈阳112厂第一飞机设计室,被任命为我国自行设计的第一架喷气式教练机——“歼教1”的主管设计师。“歼教1”于1958年8月首飞成功。“歼教1”飞机的成功证明中国人有能力自行设计飞机,发展祖国的航空工业。

1958年,我国决定自行研制一种超声速强击机,以满足人民空军的急需。陆孝彭又被调到南昌320厂设计室担任“强-5”飞机的主管设计师。1965年6月4日“强-5”飞机终于首次升空,接着完成了全部试飞科目,通过国家鉴定,被批准初步设计定型。1968年,“强-5”飞机试飞鉴定后,经中央军委、毛泽东主席亲笔圈阅批准,“强-5”飞机投入了成批生产,开始装备部队。从此揭开了我国自行设计制造超声速喷气式强击机并大量装备部队的历史,填补了中国航空工业的一项重要空白。

1969年,陆孝彭根据空军部队提出的战术要求,参加了“歼-12”飞机的设计工作。“歼-12”飞机于1969年8月起进行方案论证、风洞试验,1970年进行详细设计和试造,同年12月26日首飞成功。“歼-12”飞机在研制中采用了许多新技术、新结构和新材料。经过调整试飞,于1974年完成各项试飞科目,成为世界上最轻的超声速战斗机。

1981年,国防科工委任命陆孝彭为“强-5”加大航程改进飞机总设计师,对“强-5”飞机进行改型设计,使飞机性能进一步提高。“强-5”飞机已成为有7种改型的系列飞机,大量装备部队,成为中国空军的主力机种之一,并出口外销其他国家,赢得了较好的国际信誉。在第37届巴黎国际航展上,“强-5”飞机被誉为“亚洲明星”。1985年,“强-5”飞机获国家科技进步特等奖,并载入英国《简氏航空年鉴》。

陆孝彭在从事飞机设计研制的同时,还积极开展理论研究并取得了成效。1964年,在中国航空学会成立大会上,他发表了《涵道风扇式陆空两用直升机设计》论文,分析了一种独特的飞行器的飞行原理。1974年编写了《飞机总体设计(讲义)》,为南昌洪都工学院培养总体、气动设计技术人员提供了教材,对飞机总体、气动设计人员的工作起了指导作用。1983年,在庐山召开的全国跨声速学术讨论会上,陆孝彭发表了《论激波和极限线的关系以及二元翼剖面表面激波生成的条件》一文,对学术界长期有争议的二元跨声速流中极限线的性质,以及与激波的关系问题做了深入的数学分析,为应用查普雷金特殊解求解复杂的气动力问题开辟了道路。

2.2.4 杰出人物的精神实质

在我国一百年的航空航天事业发展中,这三位杰出的人物是具有划时代意义的,他们承担了开创性的历史责任,做出了划时代的杰出贡献。在他们三位不同时代的人身上具有同样的精神,是值得我们所有人学习的。

1. 青年立大志,刻苦学成才

凡成大事者,志向都在青年时代已经确立。例如,冯如在纽约学习期间,出现了两件轰动世界也震动冯如的大事。1903年,美国莱特兄弟首创动力载人飞机飞行成功,1905年,日俄战争爆发,在我国东三省厮杀,我同胞惨遭蹂躏。这两件事,不仅进一步激发了青年冯如的爱国热忱,而且也使他更加明确奋斗方向。1906年,22岁的冯如发誓说:“是(指制造机器)岂足以救国者,吾闻军用利器莫飞机若。誓必身为之倡,成一绝艺,以归殮祖国。苟无成,毋宁死。”他又说:“中国之强,必空中全用飞机,如水路全用轮船。”冯如不仅是第一个提出航空救国主张并为之奋斗终生的中国人,而且也是我国近代最早的军事航空思想家。又如在美国,冯如在新飞机试制中,经过4次改进,但在试飞中仍一再失败。冯如并不气馁,当时他父母多次来信催他回国与家人团聚,周围亲友也劝他回国。冯如婉谢了亲友,并发誓说:“飞机不成,誓不回国。”后来完成了试制和飞行,才带着我们中国人自己研制的飞机回国,让发展航空的梦想植入了古老的中华大地。

2. 拳拳爱国心,建设新中国

钱学森、冯如和陆孝彭都是从美国学成后回国的,特别是钱学森的回国经历说明了一颗爱国心,是知识分子做出创造性成就的最大动力。例如,钱学森在美国的时候,鉴于他研究工作的出色成绩和美国战时军事科学研究的需要,才得以参加机密性工作。1944年,美国军方委托冯·卡门教授为首大力研究远程火箭,钱学森负责理论组,负责弹道分析、燃烧室热传导、燃烧理论研究等工作。与此同时,钱学森还担任了航空喷气公司的技术顾问。1945年初,他还被美国空军聘为科学咨询团团员。这一时期,他取得了在近代力学和喷气推进的科学研究方面的宝贵经验,成为当时颇有名望的优秀科学家。生活待遇、社会地位已经不是一般人能够比拟的,但是,在朝鲜半岛爆发的战争,加强了钱学森回国报效祖国的决心,当钱学森回到中国后,受到了党和政府无微不至的关怀和高度的重视。一种盼望新中国早日强大起来的愿望,促使他上书周总理,提出了在发展航空的同时发展中国导弹技术的规划设想。钱学森凭借他在总体、动力、制导、气动力、结构、计算机和质量控制等领域的丰富知识,为组织领导新中国火箭、导弹和航天器的研究发展工作发挥了巨大作用,对中国火箭导弹和航天工业的迅速发展作出了卓越贡献。

钱学森1955年离开美国后,再也没有去过那里。1979年他的母校加州理工学院授予他“杰出校友”的称号,1986年6月南加州华人科学家工程师协会给他授奖,1989年国际技术与技术交流大会在纽约给他授奖,他都没有去。钱学森对中国人民、美国科学家同行怀着十分友好的情感,他出于什么考虑此生此世再也不踏上美国的国土呢?1985年一位美国朋友针对“钱学森访美”问题向我国国务院一位领导人说过:“在美国移民局的案件中,钱当初可能算是驱逐(deport)出境的,因此必须经由某种特赦的手续才能入境。这就必须要你和韩大使出面,果真如此又得向美国政府求情,或是无形中承认他们当初的措施是对的,这一点在钱的心里必不满意。”钱学森1985年3月9日给我国国务院一位领导同志的信中对此做了十分坦白的回

答：“我本人不宜去美国……事实是我如现在去美国，将‘证实’了许多完全错误的东西，这不是我应该做的事。例如，我不是美国政府逼我回祖国的；早在1935年离开祖国以前，我就向上海交大同学、地下党员戴中孚同志保证学成回到祖国服务。我决定回国是我自己的事，从1949年就做了准备布置……我认为这是大是大非问题，我不能沉默。历史不容歪曲。”钱学森在这个问题上表现出的品格，正是江泽民总书记称赞他所具有的“高度的民族自尊心、民族自信心和民族气节”。

3. 荆棘开大道，苦战方成功

苦难深重的中国，并没有给捧着一颗炽热的爱国心的归国科学家们提供优越的条件，他们承担的是民族需要强大的历史责任，回国后在发展中国的航空航天事业中，都是克服了无数的艰难困苦。例如，当新中国在经历了百年战争后的废墟上开始重建时，为了国防的需要，1958年，我国决定自行研制一种超声速强击机，以满足人民空军的急需。陆孝彭在完成歼教机的试制后，被调到南昌320厂设计室担任“强-5”飞机的主管设计师。他根据空军对强击机的实战要求，突出低空、机动、突袭和攻击的性能，进行论证，结合中国当时的工业水平，制定了总体方案。20世纪60年代，是我们国家经济极其困难的时期，人们的生活水平极其艰苦，1961年8月，“强-5”飞机的试制工作被责令停止。先后分三批抽调生产人员，100多人的车间，仅剩下14人搞“强-5”机研制。可陆孝彭仍痴心不改：“强-5”飞机我搞定了，14个人也要把“强-5”飞机拿下来。”这14个职工中，有6名设计员，2名工艺员，4名工人，1名调度员，1名资料员。陆孝彭坚持和工人、技术人员在一起，边设计、边劳动，加班加点，克服了数不清的艰难困苦。

试制车间仅14个人参与“强-5”飞机研制，这在世界航空工业领域也是罕见的。经过两年多的艰苦奋斗和多方协作，完成了第一架静力试验机，引起了第三机械工业部孙志远部长、空军曹里怀副司令员、六院唐延杰院长等的重视，下令恢复“强-5”飞机的试制任务。1965年6月4日“强-5”飞机终于首次升空，接着完成了全部试飞科目，通过国家鉴定，被批准初步设计定型。1966年，中央军委同意小批生产10架“强-5”机。1968年，“强-5”飞机试飞鉴定后，经中央军委、毛泽东主席亲笔圈阅批准，“强-5”飞机投入了成批生产，开始装备部队。从此揭开了我国自行设计制造超声速喷气式强击机并大量装备部队的历史，填补了中国航空工业的一项重要空白。

2.3 中国独特的航空航天文化和民族精神

如果说很多国家的航空航天发展主要是依靠当时国家的综合科学能力和经济实力的话，那么中国的航空航天更多的是在一种改变落后、奋发自强的精神动力下起飞的，所以，在世界航空航天发展史上，中国在创造航空航天神话的同时，也创造了独特的航空航天工业的文化。

2.3.1 新中国给中国航空航天工业的起飞带来了曙光

1. 国家的和平安定是发展中国航空航天工业的基础

经济建设需要稳定的国家环境。1949年新中国成立后,在进行的平定社会动乱的各种军事斗争、经济斗争、阶级斗争中,建立了新的社会秩序,证明了党的第八次代表大会指出的阶级矛盾不是社会的主要矛盾论断的正确性,同时因为抗美援朝胜利后,中国暂时摆脱了外国侵略的危险,国内环境和平稳定,打下了中国航空航天工业的坚实基础。

2. 抗美援朝的经验教训是发展我国航空的动力

1950年6月25日朝鲜战争爆发,中国人民志愿军和志愿军空军背负着保家卫国的神圣使命赴朝作战。由于空军飞机奇缺,全国人民一度掀起了捐款为志愿军空军买飞机的热潮。战争的迫切需要,大大加快了中国航空工业创建的步骤。抗美援朝战争是第二次世界大战创造的“战争的制空权是赢得战争的首要条件”理念的延续,由于我国没有完整的航空工业,没有自己制造作战飞机的能力,赢得抗美援朝战争的胜利还是依靠志愿军战士的血肉之躯和勇敢的精神。因此,在抗美援朝战争进行中,我国在百废待兴的建设中,已经做出了大力发展航空工业的决定,而且一直把发展航空和航天作为提高我国反侵略战争的重点战略。

3. 中国的政治体制给航空航天跨越发展提供了保证

中国是一个受到百年侵略、积贫积弱、半殖民地半封建社会的大国,历史证明在当时的条件下,无法依靠资本主义自由经济的方式来发展国家,只有社会主义才能救中国。在生产力遭到巨大破坏的情况下,要想在国家安全最关键的领域取得突破发展,只能采取举国体制。以举国体制发展我国航空航天事业是当时我国现状条件下,航空航天事业发展的正确道路,高度计划的经济体制、全力以赴的艰苦攻关,以及中华民族在长期被奴役下解放出来一种无法估量的干劲,加上无数放弃国外优越条件坚决回国的知识分子带来的科学技术,是我国航空航天工业发展的正确道路,也给我国航空航天工业的发展提供了保证。

2.3.2 自力更生、奋发图强的民族精神支撑了中国的航空航天工业

1. 从飞机的修理、仿制、改进到自主设计制造

中国航空工业创建时期,周恩来总理明确指出:中国航空工业的建设道路是先修理后制造,再发展到自行设计,这是白手起家发展的最好选择。在这一正确方针的指导之下,我国坚持以自力更生为主,以修理开始,逐步开始仿制。1954年,仿制的第一架飞机成功;60年代,我们自行设计研制的飞机成功,以较短的时间,完成了中国航空工业的发展起步阶段。航天工业的发展也一样,短短几年,从借鉴别国的产品,到自行设计研制。如果说“修理”阶段是搭架子,“仿制”阶段是锻炼技术队伍,那么“自主设计研制”阶段,才是我们航空航天工业未来腾飞的基础,也是我们一贯坚持的“自力更生”的发展道路。

2. 航空航天建设的战略转移

20 世纪 60 年代,中国刚经历三年自然灾害,又面临着严峻的周边局势。1960 年中苏两国关系急剧恶化,盘踞在台湾的蒋介石政权咄咄逼人,印度在中印边境挑起事端,直接导致中印军事冲突。美军在台湾海峡举行了核战争演习,越南战争规模扩大,并延烧到中国南部地区,海南岛和北部湾沿岸都落下了美国的炸弹和导弹,直接威胁中国安全。

面对战争威胁,中共中央毅然决定,中止原来“抓吃穿用”的“三五”计划设想,决定从 1964 年起转而加紧进行战备工作,在云、贵、川、陕、甘、宁、青等西部省区的三线后方地区,开展大规模的工业、交通、国防基础设施建设。在建设新的航空航天基地的时候,大量沿海的航空航天单位纷纷迁移内地,广大的科技人员和工人干部,为了国家的安全和发展我国航空航天事业的信念,蛰伏在祖国内地的深山丛林中,忍受着艰苦的生活条件,研制了一代又一代的航空航天产品,“献了青春献终身,献了终身献子孙”成为一代航空航天人的真实写照。

由于实现了战略转移,我国的航空航天工业有了大后方;随着国际形势的好转,我国在原来三线建设的模式上,又进行调整,使得我国的航空航天工业获得了新的发展。

3. 突破封锁、艰难攻关,创造航空航天大国的发展神话

针对中国航空航天的发展,世界上很多别有用心的国家都不希望看见一个强大的中国,千方百计地封锁技术,特别是 1964 年,美国制定了绝密报告《针对共产党中国核设施进行直接行动的基础》,试图联合和我国交恶的苏联,出动空军袭击中国即将进行第一颗原子弹实验的核基地。面临严峻的挑战,我国的航空航天人不畏艰险,发扬了“特别能吃苦、特别能战斗、特别能攻关、特别能奉献”的精神和“科学有险阻,苦战能过关”的作风,突破了一个又一个的难关,取得了航空航天令世人瞩目的伟大成就,创造了在一穷二白基础上实现航空航天大国的神话。

2.3.3 改革开放使中国的航空航天工业发展带来了新的生机

1. 改变的单一计划经济体制,适应市场法则

在建立市场经济中,航空航天企业根据国防工业建设的“十六字方针”,军民结合,适应市场法则,组建了吸收社会资金的上市公司,全国十一大军工集团旗下共有上市公司 40 家,航空航天四大集团有 22 家,占各大军工企业的 55%,详见表 2-5。

表 2-5 航空航天上市公司一览表

母公司	上市公司	股票代码	主 营	军品情况
中国航天科工集团	航天信息	600271	税控系统	无
	航天电器	002025	继电器和连接器	80%以上
	G 晨光	600501	特种车、压力容器、波纹管	少量
	航天长峰	600855	医疗器械、专用计算机	部分
	航天科技	000901	汽车仪表、卫星配件	部分
	航天通信	600677	纺织、航天通信产品	部分

续表 2-5

母公司	上市公司	股票代码	主 营	军品情况
中国航天科技集团	G 中兴	000063	通信设备	无
	G 火箭	600879	航天电子设备和元器件	部分
	航天动力	600343	液压件特种泵、智能燃气表	无
	中国卫星	600118	小卫星制造及卫星服务	部分
	航天机电	600151	汽车零部件、太阳能电池	无
	航天科技	0031. HK	注塑、视听产品、物业	无
	航科通信	1185. HK	通信产品、系统集成	无
中国航空工业集团	西飞国际	000768	飞机零部件	部分
	中航精机	002013	汽车座椅调角器	无
	成发科技	600391	航空发动机及零部件	部分
	昌河股份	600372	微车及零部件	无
	哈飞股份	600038	直升机、客机	部分
	洪都航空	600316	教练机、农用机等	大部分
	东安动力	600178	微车发动机、变速箱	无
	南方摩托	000738	摩托车及零部件	置换中
	中航科工	2357. HK	微型汽车、直升机、教练机	部分

2. 改变单一军品的生产方式,走向“军民结合”的企业模式

从发达国家的结构模式看,航空航天工业并不是单一的产品,根据我国航空航天工业的发展历史,在改革的年代,我们实行的是“军民分线,保军转民”的道路。航空航天企业实施军民分线的目的是对企业军民品各自按其自身的规律进行管理,更有效地发展军工企业的经济实力,从而有利于国防军工的调整,有利于保证军品科研生产。

经过结构调整后,航空航天企业的军民分线主要形成军民结合的集团型企业模式,民品生产和军品生产形成集团内独立核算的经济实体或法人实体;承担一般军品或原材料、元器件等协作配套科研生产任务的企业,根据财产构成和军品性质的具体情况,可以形成集团型的军民资产分别管理模式,也可以形成企业内部军民分别管理的军民结合单一企业模式。总体及关键军品任务企业在军民结合型的企业集团内部形成独立的军品研制生产体制,并保持研制武器装备所需要的基本科研生产手段。承担一般军品或原材料、元器件等协作配套科研生产任务的企业可根据产品具体情况及经济发展状况,采取保留完整的军品生产体系或保留精干、必需的科研生产设施,国家认定其科研生产基地,国家对其军工资产监管,其资产经营方式以市场为主,对于技术、经济上可以实现军民通用的零部件生产企业,以商品化生产方式生产军品,其中军用部分可采取国家军事订货方式。

通过军民分线,加快航空航天企业组织结构调整与创新,以形成较为精干的军工科研生产体系,推进武器装备的采购统筹管理,逐步按型号制订全费用、全寿命的滚动采购办法,建立国防资产在市场经济环境下调整、转移和流动的机制和途径,促进航空航天企业在市场经济环境下的正常运行和资产的保值增值。

3. 坚持“自力更生”的原则,形成“引进、出口、研发、合作”相结合

我国航空航天工业不但满足我国自身的需要,也通过国际合作,进入世界经济大循环。按照市场运行的规则,我们不仅可以提供卫星发射能力,出售部分军品,也探索国际合作发展我国航空航天工业的道路。如与巴基斯坦合作,通过双方投资,共同研发“枭龙”战机。

“枭龙”飞机的中方名称是 FC-1,巴方名称是 JF-17。1992年5月,中、巴双方专家小组开始项目可行性论证,双方开始讨论“Super-7”(“超7”)飞机的作战要求。9月11日,国防科工委正式批复同意开展 JF-17 项目的研制工作。2003年8月25日,01架原型机在成都首飞成功。9月2日,巴基斯坦空军高层参加了飞行仪式,对外“Super-7”正式更名为 JF-17。2004年4月9日03架首飞成功。2004年6月7日,中国航空技术进出口总公司与巴基斯坦空军签订 JF-17 航电系统合作研制合同;同年6月15日,中国航空技术进出口总公司与巴基斯坦空军签订 JF-17 在巴基斯坦合作生产主合同和技术改造生产线合同。2005年4月5日,在巴基斯坦航空联合体(PAC,KAMRA)巴基斯坦伊斯兰共和国总统穆沙拉夫亲自出席“JF-17 生产项目开工仪式”。2006年4月28日,04架首飞成功。2006年5月10日,中国、巴基斯坦在成都联合举行 JF-17 飞行仪式。一个完整的合作研发过程,为我国航空航天工业走向世界提供了两国诚信合作的模式。

2.4 投身中国航空航天事业的职业准备

“神舟”5号、6号载人航天飞行圆满成功,标志着我国在发展载人航天技术、进行有人参与的空间试验活动方面取得了又一个具有里程碑意义的重大胜利,是我国人民攀登世界科技高峰的又一伟大壮举,是我国改革开放和现代化建设取得的又一巨大成就,是伟大祖国的荣耀。中国的航空航天事业从一开始就是联系在一起的,从一无所有到完成载人的航天飞行,总结出了我们中国的航天精神,应该说从航空工业发展的57年所取得的成就,也是发扬了这样的精神。作为有志于把青春贡献给祖国航空航天事业的莘莘学子,要以载人航天精神作为努力学习自觉成才的动力。在大学的四年中,不断地用航天精神来激励自己,使自己成为符合航空航天行业要求的新一代航空航天人。这就需要我们以下航天精神的几个方面来不断地磨炼自己,克服惰性,成熟人格,做好投身中国航空航天事业的职业准备。

2.4.1 热爱祖国、为国争光的坚定信念

强化爱国的信念,认识到从事航空航天工业要有民族自强的精神。伟大的事业孕育伟大

的精神,伟大的精神推动伟大的事业。载人航天工程是当今世界高新技术发展水平的集中体现,是衡量一个国家综合国力的重要标志。在实施载人航天工程的进程中,中国航天人牢记党和人民的重托,满怀为国争光的雄心壮志,自强不息,顽强拼搏,团结协作,开拓创新,取得了一个又一个辉煌成果,也铸就了“特别能吃苦、特别能战斗、特别能攻关、特别能奉献”的载人航天精神。广大航天工作者自觉把个人理想与祖国命运、个人选择与党的需要、个人利益与人民利益紧紧联系在一起,始终以发展航天事业为崇高使命,以报效祖国为神圣职责,殚精竭虑,呕心沥血,奋力拼搏,挑战极限,表现了强烈的爱国情怀和对党对人民的无限忠诚。这是以爱国主义为核心的伟大民族精神和以改革创新为核心的时代精神的生动体现,是井冈山精神、延安精神、“两弹一星”精神、九八抗洪精神、抗击非典精神的光荣传承,是我们党、国家、军队和人民的宝贵精神财富,值得全国人民认真学习和大力弘扬。

2.4.2 勇于登攀、敢于超越的进取意识

从事赶超世界的工业,需要锻炼刻苦学习、不畏艰险的意志。载人航天精神,是艰苦奋斗的精神。历尽千难成伟业,人间万事出艰辛。我国载人航天工程是在世界航天大国已经发展几十年后起步的。为了缩小差距,迎头赶上,载人航天工程开始实施就明确提出,要坚持做到起步晚、起点高,投入少、效益高,项目少、水平高,从总体上体现中国特色和技术进步,走跨越式发展的道路。中国航天人始终以人民利益为最高利益,以苦为荣,以苦为乐,常年超负荷工作,默默承受着常人难以承受的困难和压力。载人航天工程的成功实践告诉我们,无论过去、现在还是将来,艰苦奋斗永远是我们战胜一切困难、夺取事业胜利的重要法宝。只有以艰苦奋斗精神作支撑,我们的民族才能自立自强,我们的国家才能发展进步,我们的各项事业才能永葆生机活力。

载人航天精神,也是开拓创新敢于超越的精神。我国的载人航天工程,从飞船设计、火箭改进、轨道控制、空间应用到测控通信、航天员训练、发射场和着陆场等方案论证设计,都瞄准世界先进技术,确保工程一起步就有强劲的后发优势,关键技术就能与世界先进水平并驾齐驱,局部还有所超越。面对一系列全新领域和尖端课题,科技人员始终不懈探索、敢于超越,攻克了一项又一项关键技术难题,获得了一大批具有自主知识产权的核心技术和生产性关键技术,展示了新时期中国航天人的卓越创新能力。这些重大突破,使我国在一些重要技术领域达到了世界先进水平。中国航天人的成功实践告诉我们,一定要勇于站在世界科技发展的最前列,敢于在一些重要领域和科技前沿创造自主知识产权,大力提高核心竞争力,努力在世界高新技术领域占有一席之地。

2.4.3 科学求实、严肃认真的工作作风

尖端科技领域的人才,需要的是在学校养成实事求是、严肃认真的习惯。载人航天精神,是勇于攻坚的精神,而这样的精神需要科学求实、严肃认真的作风。载人航天工程是中国航天领域迄今规模最庞大、系统最复杂、技术难度大、质量可靠性安全性要求最高和极具风险性的

一项重点工程。这项空前复杂的工程在比较短的时间里不断取得历史性突破,一个极其重要的原因在于,中国航天人敢于攻坚、勇于创新。从试验室到各生产企业,从大漠深处的航天发射场到浩瀚三大洋上的远望号测量船,到处留下了航天人攻坚的足迹,洒下了航天人登攀的汗水。他们知难而进,顽强拼搏,在重重困难面前百折不挠,在道道难关面前决不退缩,以惊人的毅力和勇气战胜了各种难以想象的困难,用满腔热血谱写了共和国载人航天事业的壮丽史诗。

广大航天工作者始终坚持把确保成功作为最高原则,坚持把质量建设作为生命工程,以提高工程安全性和可靠性为中心,依靠科学,尊重规律,精心组织,精心指挥,精心实施;在任务面前,斗志昂扬,连续作战,在困难面前,坚忍不拔,百折不挠;在成就面前,永不自满,永不懈怠,创造了一流的工作业绩。

2.4.4 同舟共济、团结协作的大局观念

突破自私的个人为中心,培养顾大局、识大体的集体主义情感。同舟共济,团结协作的大局观念。全国数千个单位,十几万科技大军,自觉服从大局、保证大局,同舟共济、群策群力,坚持统一指挥和调度,有困难共同克服,有难题共同解决,有风险共同承担,充分发挥社会主义制度能够集中力量办大事的政治优势,凝聚成一股气势磅礴的强大合力。

广大航天科技工作者同舟共济、团结合作,是我国载人航天事业取得成功的重要经验。载人航天工程是规模宏大、高度集成的系统工程,涉及众多高新技术领域,我国航天事业能在比较短的时间里取得重大的突破,靠的就是集体的力量、集体的智慧、集体的奋斗。同舟共济、团结协作是以爱国主义为核心的民族精神和以改革创新为核心的时代精神的生动体现,团结的力量是坚无不摧的,协作的合力是无比巨大的。

2.4.5 淡泊名利、默默奉献的崇高品质

克服急功近利,不图虚名,形成把个体的努力融入集体成就中的价值观。载人航天精神,是无私奉献的精神。我国载人航天事业的建设者,是一支具有光荣传统、建立了卓越功勋的团队。中国航天人勇敢地肩负起攀登航天科技高峰的神圣使命,为了祖国的航天事业,淡泊名利,默默奉献。他们献出了青春年华,献出了聪明才智,献出了热血汗水,有的甚至献出了宝贵生命。他们用顽强的意志和杰出的智慧,将“一切为了祖国,一切为了成功”写在了浩瀚无垠的太空中。老一代航天人甘当人梯,新一代航天人茁壮成长。在载人航天工程的几大系统中,35岁以下的技术骨干已占80%,一批既懂专业、又善管理的人才成为各系统、各专业的带头人。一大批能够站在世界科技前沿、勇于创新的高素质人才,为我国航天事业实现新的突破积蓄了强大的发展后劲。

我国载人航天事业取得的辉煌成就,凝聚着我国几代航天人的艰辛和奉献。长期以来,广大航天工作者,不计个人得失,不求名利地位,以苦为乐,无怨无悔,抒写了许许多多可歌可泣的感人事迹,涌现出许许多多可敬可佩的时代英雄,他们用自己的青春、智慧、热血和生命铺就了通往太空的成功之路。

第3章 飞行原理

3.1 飞机的空气动力

气球、飞艇等轻于空气,是靠空气浮力而升空;重于空气的飞机,是依靠与空气相对运动所产生的空气动力,在空中飞行。因此,我们要讨论气体的运动及其与所流过的固体相互作用的基本规律。对飞机来说,就是要讨论升力和阻力的产生及其变化的规律。

3.1.1 流动气体的基本规律

流体在流动过程中其物理参数,如速度、压力、温度和密度等都会发生变化,它们在变化过程中必须遵循基本的物理定律,如质量守恒定律、能量守恒定律、牛顿运动定律等。本节将介绍流体流动的基本规律,以解释空气动力产生的机理,进而说明飞机上产生空气动力的原因。

1. 飞行相对运动原理

重于空气的飞机,是靠飞机与空气相对运动所产生的空气动力,克服自身重力而升空的,没有飞行速度在飞机上就不会产生空气动力。空气动力的产生是空气和飞机之间有了相对运动的结果。因此要了解飞机的飞行原理,首先应该了解飞机与空气之间的相对运动规律。

当空气相对于物体流动时,就会对物体产生力,比如大风吹过高耸的广告牌可以把广告牌掀翻,飓风可以将大树连根拔起,这些都是空气快速流过物体时,在物体上产生了力的结果,因此通俗地讲这个力就是“空气动力”。再比如,有风的时候,我们站着不动,会感到有空气的力量作用在身上;没有风的时候,如果我们骑车飞跑,也会感到有空气的力量作用在身上。这两种情况虽然运动对象不同,但产生的空气动力效果是一样的。前一种是空气流动,物体不动;后一种是空气静止,物体运动。因此只要物体和空气之间有相对运动,就会在物体上产生空气动力。

飞机飞行也是一样,例如飞机以 300 km/h 的速度在静止的空气中飞行,或者气流以 300 km/h 的速度从相反的方向流过静止的飞机,两者的相对速度都是 300 km/h 。这两种情况,在飞机上产生的空气动力完全相等,因此可以把以上两种情况看成是等效的,所以叫做“相对运动原理”(或可逆性原理),如图 3-1 所示。

采用这种方法,无论从实验研究角度看或者从理论研究角度看都会带来很大的方便。所以,广泛地被航空、航天以及航海部门、交通运输部门等所采用。

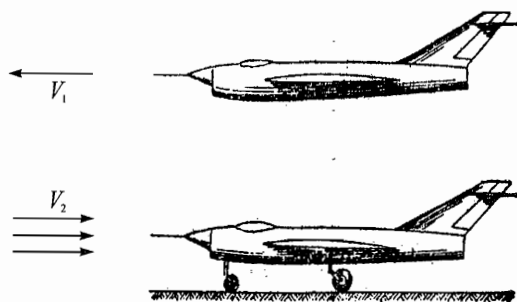


图 3-1 相对运动的转换——可逆性原理

2. 连续性定理

流体是液体和气体的总称。和固体不同,流体没有确定的几何形状。把流体盛满在某容器内,它的形状就取决于该容器的几何形状。当气体稳定地、连续不断地流过一个粗细不等的变截面管道时,由于管道中任一部分的气体不能中断也不能堆积,因此,根据质量守恒定律,在同一时间内,流过管道任一截面的气体质量都是相等的。

如图 3-2 所示的变截面管道,气体在管道内流动时,在单位时间内,流过管道截面 A_1 的气体质量 $\rho_1 V_1 A_1$ 应该和流过截面 A_2 的气体质量 $\rho_2 V_2 A_2$ 相等,即

$$\rho_1 V_1 A_1 = \rho_2 V_2 A_2 \quad (3-1)$$

式中: ρ 为大气密度; V 为气体流动的速度; A 为所截面积。

将式(3-1)推而广之,则气体流过变截面管道中任意截面处的 ρVA 都应相等,即

$$\rho_1 V_1 A_1 = \rho_2 V_2 A_2 = \rho_3 V_3 A_3 = \text{常数} \quad (3-2)$$

式(3-2)称为可压流体沿管道流动的连续方程。

当气体以低速流动时,可以认为气体是不可压缩的,即气体的密度 ρ 保持不变,此时式(3-2)可以写成

$$V_1 A_1 = V_2 A_2 = V_3 A_3 \quad (3-3)$$

式(3-3)称为不可压流体沿管道流动的连续方程。

对于不可压缩流体,当流体流过管道时,流体的流速与截面积成反比,也就是说在截面积大的地方流速低,在截面积小的地方流速高。

日常生活中,常常可以发现在河床浅而窄的地段,河水流得比较快;在河床深而宽的地段,河水流得比较慢。另外,人站在两栋高楼之间要比站在平坦开阔的地方感觉风要大。这些都是流体连续性定理的体现。

3. 伯努利定理

根据能量守恒定律,在与周围隔绝的物质系统中,不论发生什么变化或过程,能量的形态虽然可以相互转化,但总的能量始终保持不变。如自由落体的物体可以把重力势能转化为动

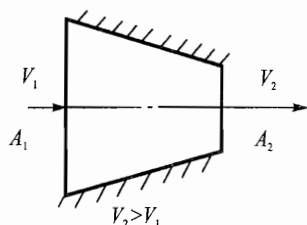


图 3-2 流体在变截面管道中流动

能,风的动能可以通过推动风车桨叶转动,驱动发电机发电而产生电能,但无论这些能量形态怎样转换,其总的能量之和始终保持不变。

伯努利定理就是能量守恒定律在流体流动中的应用,描述流体在流动过程中流体压强和速度之间关系的流动规律。流体压强和速度之间的关系可以用图 3-3 所示的实验来说明。

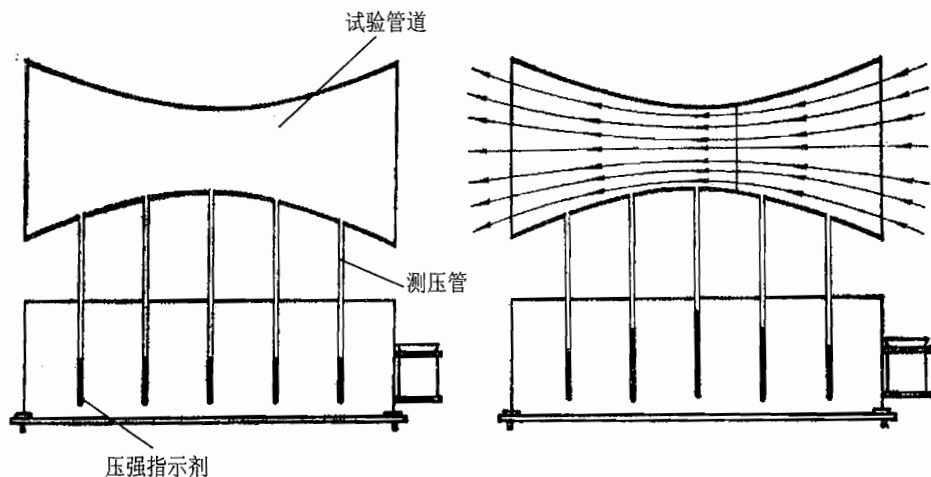


图 3-3 流速和压力的关系

使流体流过图中的截面不等的管道,在不同的截面处测量管内流体的流速和流体对管壁的压力,对管壁的压力称为流体的静压,由每个截面上垂直管中的液面高度表示。

当大气静止时,在试验管的各个截面上的大气压力一样,都等于大气压力,所以各玻璃管中压力指示剂的液面高度都一样,如图 3-3 左图所示。但当大气稳定地、连续地流过试验管道时,情况就不同了。根据前面提到的连续方程可知,流过各个截面上的质量流量应该相同。如果不考虑大气密度的变化,在试验管道各截面处的气流速度随截面积的变化而变化,截面积大的地方流速小,截面积小的地方流速大。通过试验发现,不仅各截面上的气流速度不同,而且气体的压力也不同。观察测压管中指示剂的液面高度发现:液面的高度普遍升高,但是不同截面处的升高量不同。管道直径小的地方指示剂液面上升得多,如图 3-3 右图所示。这一事实表明:流体在变截面管道中流动时,流速大的地方压强小;流速小的地方压强大。这种压强和流速之间的变化关系就是伯努利定理的基本内容。

严格地讲,在管道中稳定流动的不可压缩理想流体,在与外界没有能量交换的情况下,在管道各处的流体的动压和静压之和应保持不变。

$$\text{动压} + \text{静压} = \text{总压} = \text{常数}$$

如果用 p 代表静压(静压是指流体在流动过程中,流体本身实际具有的压力,即运动流体的当地压力。对于飞机来说,飞机远前方的静压是指该飞行高度上未受飞机扰动时的大气压力),用 $\frac{1}{2}\rho V^2$ 代表动压(流体以速度 V 流动时由流速产生的附加压力),则上式可表示为

$$p + \frac{1}{2}\rho V^2 = \text{常数} \quad (3-4)$$

于是不同截面处便有

$$p_1 + \frac{1}{2}\rho V_1^2 = p_2 + \frac{1}{2}\rho V_2^2 = \dots = \text{常数} \quad (3-5)$$

式中, ρ 为流体的密度; V 为流体的速度。

式(3-4)和式(3-5)为不可压理想流的伯努利方程。

由连续性定理和伯努利方程可知, 流体在变截面管道中流动时, 截面积小的地方流速大, 压强小; 截面积大的地方流速小, 压强大。

靠得很近的两只船并肩行驶时会自动靠拢就是一个很好的实例, 当水从远处流到两船之间时, 由于水的通道突然变细, 因此水流加快, 由伯努利定理可知, 此时两船之间水的压强就会变小, 船外侧较大的水压就会把两只船压到一起, 使两船自动靠拢, 发生碰撞。

3.1.2 升力的产生和增升装置

作用在飞机上的空气动力包括升力和阻力两部分, 升力主要靠机翼来产生, 并用来克服飞机自身的重力, 而阻力要靠发动机产生的推力来平衡, 这样才能保证飞机在空中水平等速直线飞行。为了更好地说明机翼上产生的空气动力, 首先研究一下平板上的空气动力问题(见图3-4)。

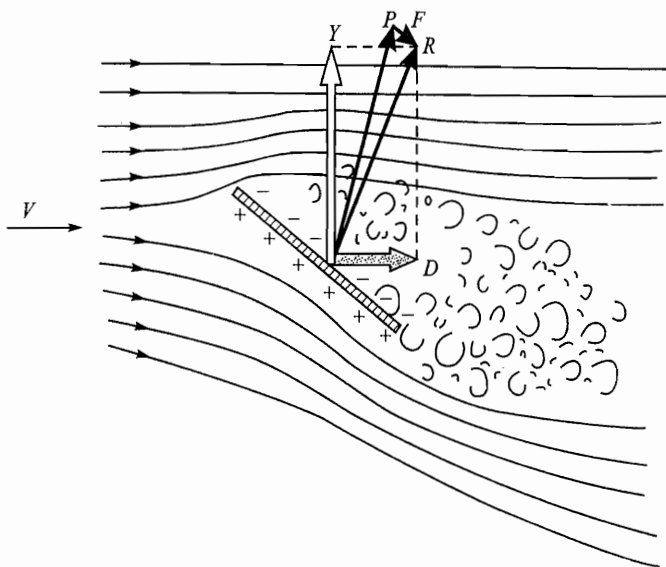


图3-4 平板上的空气动力

1. 平板上升力的产生

当平板剖面与相对速度成一定夹角(迎角), 气流沿平板的流动变得不对称。当气流流到平板剖面的前面时, 气流受到剖面的阻拦, 速度降低, 压强增大; 平板后面形成低压区, 产生气

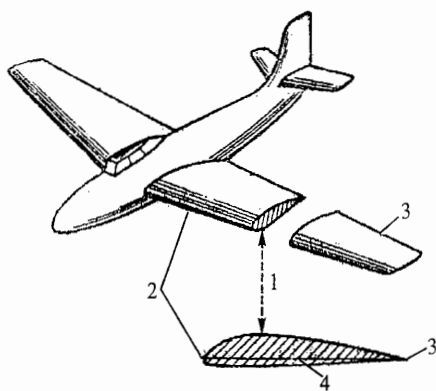
流分离,平板前后形成压强差 P ,由于压强差总是从高压指向低压,因此平板上压强差的作用方向应垂直于平板剖面,并从剖面前方指向剖面后方, P 和空气与平板形成的摩擦力 F ,就形成总的气动力 R 。

由于平板剖面与气流流速成一定夹角,使流经平板剖面的气流上下不再对称,因此产生的空气动力 R 的方向也就不再垂直于平板剖面,而是与平板剖面成一定角度。如果把 R 分解成垂直于气流方向的力 Y 和平行于气流方向的力 D ,则 Y 就是用来克服平板重力的升力,平板或风筝就是靠这个力支持在空中的。而 D 的方向与平板的运动方向相反,因此是阻碍平板运动的阻力。

2. 机翼升力的产生

首先介绍一个描述机翼几何外形的名词——翼剖面(简称翼型)。所谓“翼剖面”就是用平行于飞机机身对称平面的切平面切割机翼所得的剖面(见图 3-5),翼剖面通常也称为翼型。

翼型的几何形状一般可分成两大类。一类是圆头尖尾翼型,另一类是尖头尖尾翼型,飞机上采用的绝大多数为圆头尖尾翼型。在每类翼型之中,又分对称翼型和非对称翼型,如图 3-6 所示,最早飞机所采用的翼型就是平板和弯板。后来经过多次飞行实践的反复证明,才了解流线型的翼型能提高飞机的飞行性能。如今,世界各国研究机构实验了数以千计的翼型,在设计飞机时可以根据需要选择。



1—翼剖面;2—前缘;3—后缘;4—翼弦

图 3-5 翼剖面

翼型最前一点称为前缘点,最后点称为后缘点,前缘点和后缘点的连线称为翼弦,翼弦就和相对气流速度之间的夹角称为迎角。

要想在翼型上产生空气动力,必须让它和空气有相对运动,或者说必须有具有一定速度的气流流过翼型剖面。现将一个翼型放在流速为 V 的气流中,假设翼型有一个小的迎角,当气流流过翼型的前缘时,气流分成上下两股分别流经翼型的上下翼面。由于翼型的作用,当气流流过上翼面时流动通道变窄,气流速度增大,压强降低,并低于前方气流的大气压;而气流流下翼面时,由于翼型前端上仰,气流受到阻拦,流动通道扩大,气流速度减小,压强增大,并高于

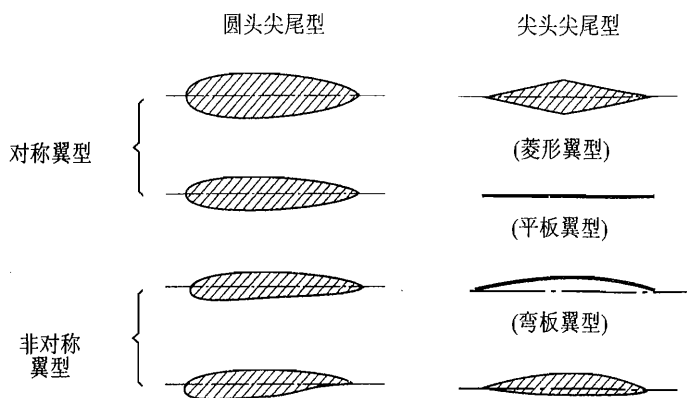
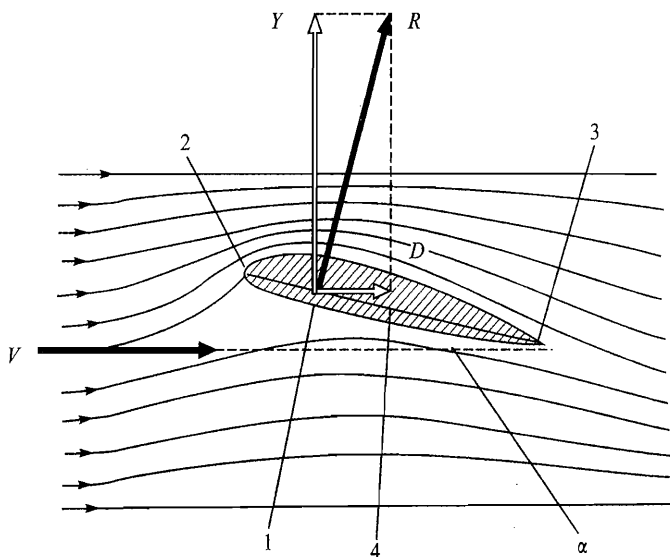


图 3-6 翼型的几何形状

前方气流的大气压。因此,上下翼面之间就形成了一个压强差,从而产生了作用在机翼上的空气气动力 R 。 R 在与速度 V 垂直方向的分力就是升力,与速度 V 平行方向的分力就是阻力,如图 3-7 所示。



1—翼型表面;2—前缘;3—后缘;4—翼弦

图 3-7 小迎角下翼型上的空气动力

3. 影响飞机升力的因素

在设计飞机时,应尽量使飞机的升力大而阻力小,这样才能获得比较好的飞行性能。那么怎样才能提高飞机的升力呢?要解决这个问题,首先得了解影响升力的因素。

(1) 机翼面积的影响

飞机上的升力主要是由机翼产生的。而升力的产生又主要是由于上下翼面的压力差。因此压力差所作用的“机翼面积”越大,则产生的升力也越大。“机翼面积”通常用 S 表示。需要

注意的是,机翼面积应包括同机翼相连的那部分机身的面积。机翼所产生的升力与机翼面积成正比。

(2) 相对速度的影响

从实际经验可知,速度越大,感受到的风力也越大。升力 L 和相对速度 V 之间的关系也是一样。 V 越大, L 也就越大。但 L 与 V 不是成简单的正比,而是与 V 的平方成正比。

(3) 空气密度的影响

升力的大小也和空气的密度 ρ 成正比,即 ρ 越大, L 也越大。当空气很稀薄时,机翼上产生的升力也就减小。

(4) 机翼剖面形状和迎角的影响

机翼的剖面形状和迎角不同则产生的升力也不同。因为不同的剖面 and 不同的迎角,会使机翼周围的气流速度及压强发生变化,因而导致升力的改变。例如风筝似的平板剖面就和流线型翼剖面所产生的升力特性不同,显然后者的效果较好。但在早期的飞机上,由于对翼剖面问题认识还很肤浅,所以曾经采用过平板剖面。后来随着航空实践的不断发 展,人们认识到翼型的重要 性和它对升力所起的作用,于是创造了很多适合不同需要的翼型,并通过实验确定出各种不同翼型的空气动力特性。

不但翼剖面的形状可以改变升力的特性,飞机的不同姿态——迎角 α 的变化,对升力特性也有影响。迎角只能在一定范围内增大,如超过临界迎角,则产生气流分离,升力下降。这两项因素——翼剖面形状和迎角的影响,通过系数 C_L 表现出来。 C_L 称为“升力系数”。它的变化反映在一定的翼型的情况下,升力随迎角的变化情况。这样,结合前面几项影响升力的因素,通过实验和理论的证明,可得出下列“升力公式”,即

$$L = C_L \left(\frac{1}{2} \rho V^2 \right) S \quad (3-6)$$

式中: L ——升力, N;

ρ ——空气密度, kg/m^3 ;

V ——飞机和气流 的相对速度, m/s ;

S ——机翼面积, m^2 ;

C_L ——升力系数。

4. 增升装置

在设计一架飞机时,主要从飞机做高速飞行或巡航飞行时的观点来确定飞机的布局参数,当飞机高速飞行或巡航时,即使迎角很小,由于速度很大,因此仍能保证有足够的升力来维持飞机的水平飞行。但在低速飞行时,尤其在起飞着陆时,由于速度较低,即使有较大的迎角,升力仍然很小,使飞机不能正常飞行。况且迎角的增大是有限度的,超过临界迎角以后会产生失速现象,给飞行造成危险。因此需要采用“增升装置”,使飞机在尽可能小的速度下产生足够的升力,提高飞机的起飞着陆性能。

前面已经提到飞机的升力与机翼面积、翼型和迎角、飞行速度等因素有关,因此可以通过以下几项增升原则来进一步提高飞机的升力:

- ① 改变机翼剖面形状,增大机翼弯度;
- ② 增大机翼面积;
- ③ 改变气流的流动状态,延缓气流分离。

飞机的增升装置通常安装在机翼的前缘和后缘部位,安装在机翼后缘的增升装置称为“后缘襟翼”,其应用最为广泛。下面介绍几种简单的后缘襟翼的例子。

(1) 简单式襟翼

在机翼迎角保持不变的条件下,放下简单襟翼(见图3-8)相当于改变了机翼的剖面形状,增加了弯曲程度,增大了机翼上表面气流的流速,且流过机翼下表面气流流速减慢,使上翼面压力降低,下翼面压力提高。因而机翼上、下压力差增大,从而提高了升力。可是,襟翼放下之后,机翼前后压力之差也增大,故阻力同时增大。襟翼放下的角度越大,升力和阻力也增大得越多,但阻力增大的百分比比升力增大的百分比一般还要高一些,这有利于缩短着陆滑跑距离。在小迎角和放下小角度襟翼的条件下,阻力增大的百分比比升力增大的百分比低,这对缩短起飞滑跑距离是有利的。

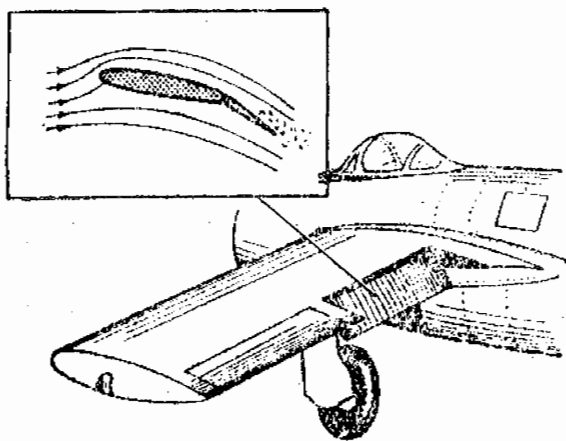


图3-8 简单式襟翼

(2) 开裂式襟翼

放下开裂式襟翼(见图3-9),气流在机翼上表面变化不大,只是在襟翼和机翼下表面后部之间形成涡流,压力降低。这对流过上表面的空气具有吸引作用,气流分离点后移延缓了气流分离。

(3) 开缝襟翼

开缝襟翼(见图3-10)是在简单襟翼的基础上改进而成的。放下开缝襟翼,一方面襟翼前缘和机翼后缘之间形成缝隙,下表面高压气流,通过缝隙高速流向上表面,使上翼面流速加大,延缓了气流分离,提高了升力。

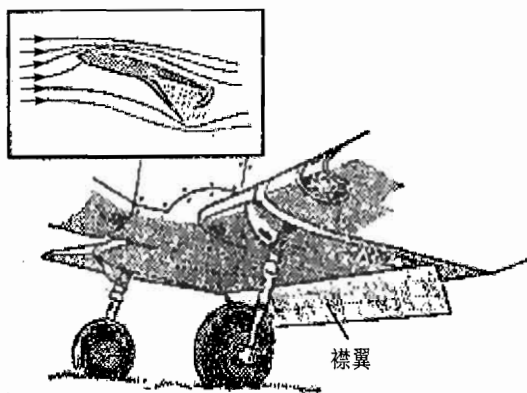


图 3-9 开裂襟翼

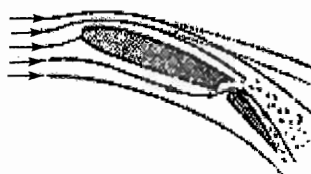


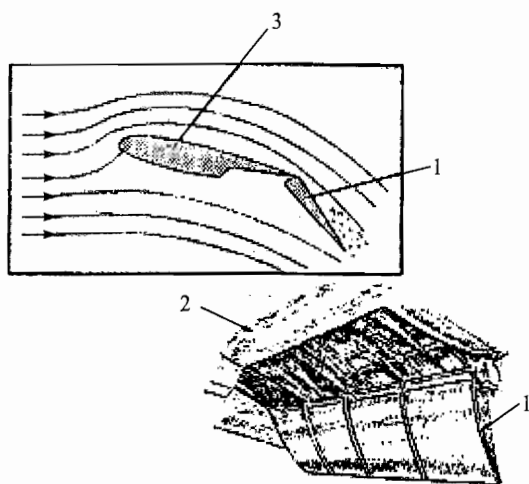
图 3-10 开缝襟翼

(4) 后退式襟翼

放下后退式襟翼(见图 3-11),不仅增加了机翼剖面的弯曲度,而且还增大了机翼面积,故最大升力系数增大更多。

(5) 富勒(Fowler)襟翼

富勒(Fowler)襟翼(见图 3-12)是一种双开缝或三开缝后退式襟翼,以发明者富勒的名字命名。它既增加了机翼剖面的弯曲度,又增大了机翼面积,并且气流通过缝隙吹走后缘涡流,增升效果更好。现在大型、高速飞机大都采用这种襟翼。



1—后退式襟翼;2—机翼后缘;3—机翼

图 3-11 后退式襟翼

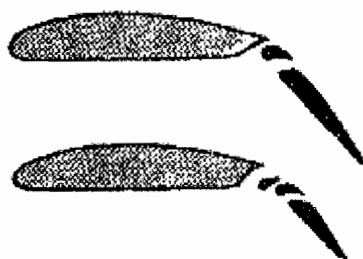


图 3-12 富勒襟翼

3.1.3 飞行的阻力及减阻措施

阻力是与飞机运动方向相反的空气动力,起着阻碍飞机前进的作用。飞机在飞行时,不但

机翼上会产生阻力,飞机的其他部件如机身、尾翼、起落架等都会产生阻力。近代飞机在巡航时,机翼阻力大约占总阻力的 25%~35%。要让飞机能持续飞行,必须由发动机产生足够的推力和拉力,用以克服阻力。

阻力同升力一样,也是总空气动力的一部分,所以同样地可得出“阻力公式”如下:

$$D = C_D \left(\frac{1}{2} \rho V^2 \right) S \quad (3-7)$$

式中: D ——阻力, N;

ρ ——空气密度, kg/m^3 ;

V ——飞机和气流相对速度, m/s ;

S ——机翼面积, m^2 ;

C_D ——阻力系数。

1. 低速飞机的减阻措施

低速飞机上的阻力按其不同原因可以分为摩擦阻力、压差阻力、诱导阻力和干扰阻力等。

① **摩擦阻力**。空气的物理特性之一就是黏性。当空气流过飞机表面时,飞机表面上空气的速度和外界空气速度不同,即有相对运动,由于空气具有黏性,空气同飞机表面发生摩擦,产生一个阻止飞机前进的力,这个力就是摩擦阻力。摩擦阻力的大小,决定于空气的黏性,飞机的表面状况,以及同空气相接触的飞机表面积。空气黏性越大、飞机表面越粗糙、飞机表面积越大,摩擦阻力就越大。

② **压差阻力**。人在逆风中行走,会感到阻力的作用,这就是一种压差阻力。这种由前后压力差形成的阻力称为压差阻力。飞机的机身、尾翼等部件都会产生压差阻力。物体的迎风面积越大,压差阻力也越大。为了减小压差阻力应尽量减小飞机的最大迎风面积,并对飞机的各部件进行整流,做成流线型,如图 3-13 所示,有些部件如活塞式发动机的机头应安装整流罩。



图 3-13 飞机的各部件呈流线型

③ **干扰阻力**。飞机的各个部件如机身、机翼和尾翼等,单独放在气流中产生的阻力总和

并不等于它们组合在一起所产生的阻力,而往往是后者大于前者。所谓干扰阻力就是飞机各部件组合到一起后由于气流的相互干扰而产生的一种额外阻力,如图 3-14 所示。飞机两个不同形状部分的结合部位,如在机翼和机身的结合部位,就会引起气流干扰而产生干扰阻力。减小干扰阻力的方法是把这些结合的部分尽量平滑地融合在一起,如加装整流线型的整流片或做成融合体,使连接处圆滑过渡。

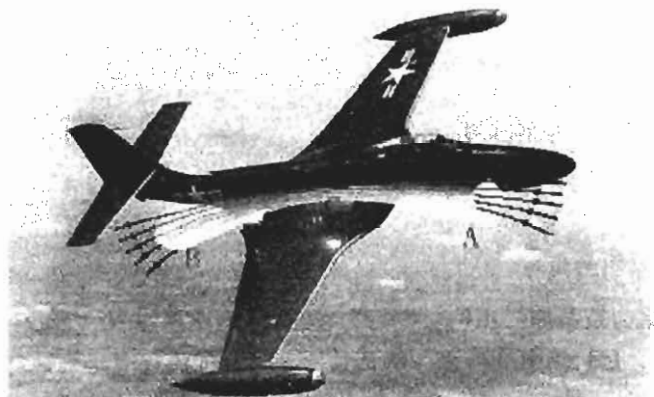


图 3-14 干扰阻力的产生

④ 诱导阻力。主要在机翼上产生,是由升力诱发出来的,翼面上方压力小,而下方压力大,在翼尖部分下面的空气就会绕过翼尖流向上翼面,从而在翼尖产生气流漩涡,从而产生了诱导阻力。诱导阻力与机翼的平面形状、翼剖面形状、展弦比等有关。可以通过增大展弦比、选择适当的平面形状(如椭圆形的机翼平面形状),在翼尖加装小翼和在翼面加装翼刀等方法降低诱导阻力,如图 3-15、图 3-16 所示。



图 3-15 加装翼梢小翼减小诱导阻力



图 3-16 采用翼梢油箱减小诱导阻力

2. 高速飞机的外形特点

声速表示空气的传播和压缩特性,随着高度、温度不同而变化,因而以声速为单位来表示飞机的飞行速度对于显示飞机高速飞行时的飞行状态是比较方便的。飞行速度与当地声速 c 的比称为马赫数,用 Ma 表示,定义为

$$Ma = V/c \quad (3-8)$$

式中, Ma 是一个无量纲的值。

根据 Ma 的大小, 可以把飞行器的飞行速度划分为如下区域, 即

当 $Ma \leq 0.4$ 时, 称为低速飞行;

当 $0.6 < Ma \leq 0.8$ 时, 称为亚声速飞行;

当 $0.8 < Ma \leq 1.2$ 时, 称为跨声速飞行;

当 $1.2 < Ma \leq 5.0$ 时, 为超声速飞行;

当 $Ma > 5.0$, 为高超声速飞行。

超声速飞行会使飞机周围的气流状态发生很大变化, 飞机阻力急剧上升, 除了前面讲过的阻力外, 还会产生激波阻力。在强大的激波和波阻的影响下, 飞机会发生强烈振动, 难以操纵, 严重时造成飞机坠毁, 这种现象曾被人们称为“声障”。当飞机的速度接近和超过声速时, 推力要增大到一定的程度才能克服激波带来的阻力。因而在飞机发明之后的 50 年, 即 1953 年才实现了超声速飞行, 这时使用了推力大而质量轻的喷气发动机, 并且对飞机的空气动力外形进行了符合超声速飞行规律的改造。

(1) 超声速飞机的翼型特点

现代超声速飞机大都采用相对厚度较小的对称翼型或接近对称的翼型。翼型的相对厚度与波阻有密切的关系。波阻大致与厚度的平方成正比, 厚度增加 2 倍, 波阻增加 4 倍。现代超声速飞机大都采用薄翼型。

(2) 超声速飞机的机翼平面形状和布局形式

① 采用后掠机翼。如图 3-17 所示。

② 采用三角形机翼。如图 3-18 所示。



图 3-17 后掠翼飞机



图 3-18 三角翼飞机

③ 采用小展弦比机翼。机翼的展弦比即机翼的展长 l 与平均气动弦长 b 之比。

对于低速飞机来说,为了减小诱导阻力,常常采用大展弦比机翼,但对于超声速飞机来说,为了减小波阻,通常采用小展弦比机翼。小展弦比机翼在翼弦方向较长,在翼展方向较短,可以减小波阻。因为超声速飞行的激波是沿着机翼的前缘和后缘产生的。翼展的长度缩短了,激波面的长度相应也就缩短了,因此机翼上产生的激波阻力也就减小了。另外,由于小展弦比机翼翼弦比较长,因此机翼相对厚度一般比较小,有利于减小激波阻力。

小展弦比机翼的缺点是襟翼面积小,起落性能差。另外由于翼尖面积大,所产生的诱导阻力也较大,可采用翼尖挂导弹或副油箱的方法来削弱翼尖涡流的强度,减小诱导阻力。

④ 变后掠机翼。现代超声速飞机广泛采用小展弦比、大后掠机翼。后掠角大可以降低波阻,这对超声速飞行有利;但由于展弦比和翼展都较小,低速飞行性能较差,飞机的起飞和着陆滑跑距离都较长。因此这种飞机常常会遇到高速和低速性能要求互相矛盾的问题。

变后掠机翼通过机翼后掠角的变化可以解决高、低速性能要求的矛盾,飞机在起飞着陆和低速飞行时,采用较小的后掠角,这时机翼展弦比最大,因而有较高的低速巡航性能和较大的起飞着陆升力。而在超声速飞行时采用较大的后掠角,机翼展弦比和相对厚度随之减小,对于减小超声速飞行的阻力很有利。变后掠机翼的飞机在整个 Ma 范围内都有较好的空气动力性能。

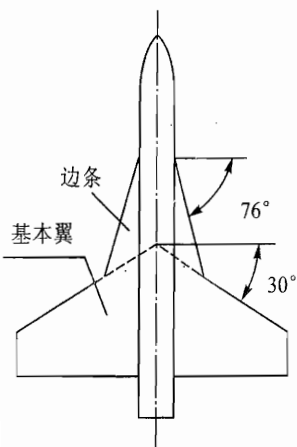


图 3-19 边条翼飞机

⑤ 采用边条机翼。解决超声速飞行和低速飞行对飞机外形的矛盾要求,还有另外一个办法就是采用边条机翼。对于一些现代军用战斗机,既要求能做超声速飞行来追击或躲避敌机,又要求能在高亚声速或跨声速做高机动飞行(要求尽可能高的可用升力),边条机翼是一种较好的方案。当前,许多超声速战斗机,如 F-16, F-18, 米格-29 等都采用这种方案,如图 3-19 所示。

⑥ 鸭式布局与无平尾式布局。满足超声速巡航(即较长时间以超声速做远距离飞行)要求设计的飞机,例如超声速旅客运输机,曾经投入飞行的有英法合作研制的“协和”号飞机。它可以以 $Ma=2.0$ 左右的速度巡航(目前,一般超声速军用战斗机不具有超声速巡航能力),它采用的是无平尾式布局,如图 3-20(a)所示。

鸭式布局在超声速军用战斗机中的应用如图 3-20(b)所示。随着空气动力学的发展和材料、发动机、结构、控制、制造、电子技术的进步,以及军方对隐身和高机动飞行能力的要求,将来还会有更多新型的飞机出现。

(3) 超声速飞机的机身外形特点

对于超声速飞机,不但机翼的形状对其空气动力特性有重要影响,而且机身的形状也很重要。为了减小超声速飞机的波阻,机身一般采用头部很尖、又细又长的圆柱形机身。另外采用“跨声速面积律”也有助于降低波阻和提高速度。

所谓跨声速面积律,是指在机翼、机身的连接部位,把机身适当收缩,做成“蜂腰”形,来调整飞机的横截面积分布曲线,使其尽可能接近理想曲线,如图 3-21(b)所示。实验表明,由此可减

小不利的相互干扰作用,使飞机的跨声速激波阻力大大降低。如图3-21(a)、图3-21(b)所示为YF-102飞机和该飞机的机身横截面积沿飞机纵轴的分布曲线,图3-21(a)为当截面切到机翼部位时,横截面积有一个峰值出现,与理想的分布曲线相差很大;图3-21(b)把机翼和机身连接处做成蜂腰形,使横截面积分布曲线接近理想曲线,大大降低了超声速飞行的激波阻力。

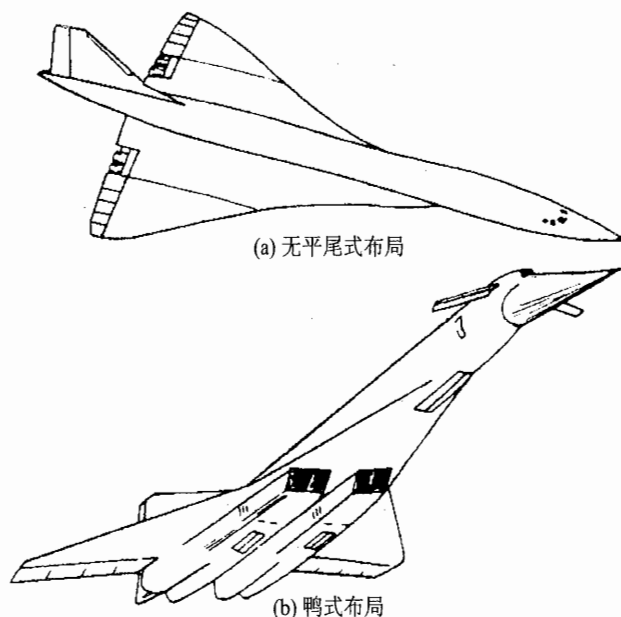


图3-20 无尾布局形式的飞机

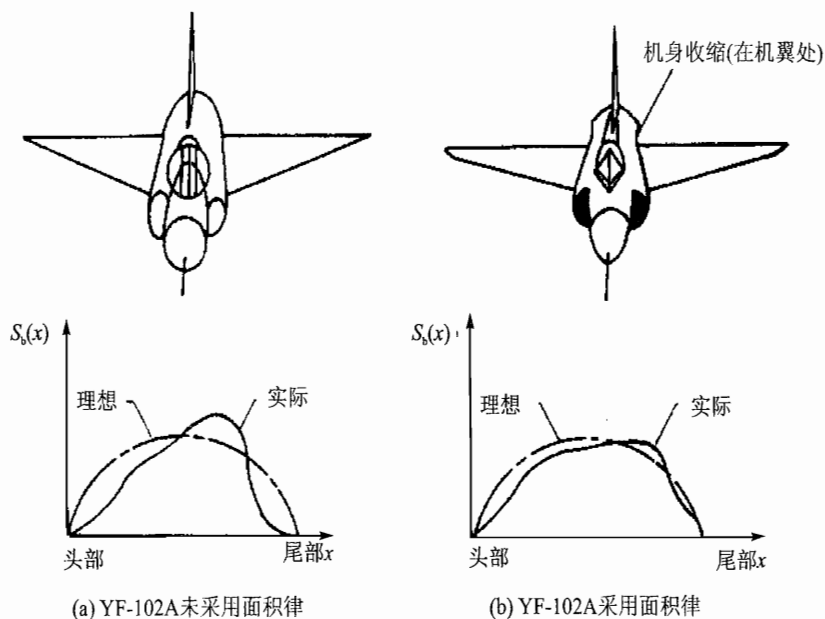


图3-21 跨声速面积律

3.2 飞行操纵

我们分析了飞机空气动力产生的原因和变化规律之后,现在进一步分析飞机在这些空气动力及其本身重力作用下的运动规律,以及在飞行中操纵飞机的规律等问题。本节将从稳定性、操纵性和机动性 3 个方面展开论述。

3.2.1 飞机的重心和机体轴

1. 重心

飞机各部件、燃料、乘员、货物和弹药等重量的合力作用点,称为飞机重心。重力作用点所在的位置,称为重心位置。

2. 机体轴

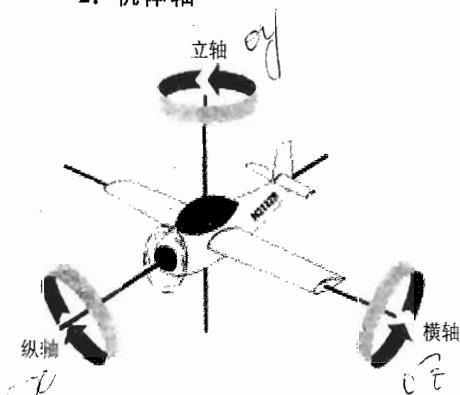


图 3-22 机体轴

通过飞机重心的三条互相垂直的、以机体为基准的坐标轴,称为机体轴,如图 3-22 所示。它们为机体纵轴 Ox (从机头贯穿机身到机尾,其方向指向前)、机体横轴 Oy (从左翼通过飞机重心到右翼并与纵轴垂直)和机体立轴 Oz (通过重心并和 x 、 y 垂直的轴称为立轴)。

飞机绕机体纵轴的转动,称为滚转运动;绕机体立轴的转动,称为偏航运动;绕机体横轴的转动,称为俯仰运动。

3. 飞机的平衡

飞机有 6 个方向的自由度,平衡状态是飞机的一种典型状态。飞机的平衡是指作用于飞机的各力之和为零,各力对重心所构成的各力矩之和也为零。飞机处于平衡状态时,飞行速度的大小和方向都保持不变,也不绕重心转动。反之,飞机处于不平衡状态时,飞行速度的大小和方向将发生变化,并绕重心转动。

(1) 飞机在作用力互相平衡时的运动

如果飞机处于平衡状态,那么飞机飞行速度的大小和方向都不随时间而变,这样的运动称为稳定运动。等速的平飞、上升和下滑,都属于稳定运动。上升和下滑时作用于飞机上的合力仍为零。

等速平飞:在飞行中,平行于飞行方向的各力互相平衡,即拉力 P 等于阻力 D ,飞行速度的大小就不会改变,也就是飞机做等速运动;垂直于飞行方向的各力互相平衡,即升力 L 等于重力 G ,飞行速度的方向就不会改变,即飞机做水平直线运动。这种运动,称为等速平飞。

(2) 飞机在作用力不平衡时的运动

在飞行中,平行于飞行速度方向的各力不平衡,即平行于飞行速度方向的各力之和不等于零,飞机就会做加速或减速运动。在平飞中,如果拉力大于阻力,则剩余拉力将迫使飞机加速,反之,如果阻力大于拉力,则多余的阻力将迫使飞机减速。垂直于飞行速度方向的各力不平衡,就形成向心力迫使飞机做曲线运动。

3.2.2 飞机的稳定性

关于稳定与不稳定的概念可以形象地加以说明。例如,我们将一个小球放在波浪形表面的波峰上然后轻轻地推一下,小球就会离开波峰掉入波谷,我们将小球处在波峰位置的状态称为不稳定状态。反之,如果我们将小球放在波谷并且轻轻地推一下,球在荡漾一段时间之后,仍然能够回到谷底,则称小球处在波谷的状态为稳定状态。

飞机的稳定性:处于平衡状态的飞机受到扰动偏离原来的平衡状态后,是否有自动恢复到原平衡状态的趋势。

飞机的稳定性是飞机设计中衡量飞行品质的重要参数,它表示飞机在受到扰动之后是否具有回到原始状态的能力。如果飞机受到扰动(例如突风)之后,飞机的平衡被破坏,在扰动消失后,飞行员不进行任何操纵,靠飞机自身能够恢复原来的飞行状态,则称飞机是稳定的,反之则称飞机是不稳定的。

飞机的稳定与否对飞行安全尤为重要,如果飞机是稳定的,当遇到突风等扰动时,飞行员可以不用干预飞机,飞机会自动回到平衡状态;如果飞机是不稳定的,在遇到扰动时,哪怕是一丁点扰动,飞行员都必须对飞机进行操纵以保持平衡状态,否则飞机就会离初始状态越来越远。不稳定的飞机不仅极大地加重了飞行员的操纵负担,使飞行员随时随地处于紧张状态,而且飞行员对飞机的操纵与飞机自身运动的相互干扰还容易诱发飞机的振荡,造成飞行事故。从现代飞机设计理论来看,莱特兄弟发明的飞机是纵向不稳定的。然而他们却成功了,这主要是因为当时飞机的速度低,飞行员有足够的时间来调整飞机的平衡。莱特兄弟曾经说过他们在试飞时曾多次失控,飞机不住地振荡,最后以滑橇触地而结束。随着飞行速度越来越快,飞行员越来越难以控制不稳定的飞机,所以一般在飞机设计中要求将飞机设计成稳定的,飞机稳定性设计也变得越来越重要了。

虽然越稳定的飞机对于提高安全性越有利,但是对于操纵性来说却越来越不利。因为越稳定的飞机,要改变它的状态就越困难,也就是说,飞机的机动性越差。所以如何协调飞机的稳定性和操纵性之间的关系,对于现代战斗机来说是一个非常值得权衡的问题。实际上为了获得更大的机动性,目前最先进的战斗机都已经被设计成不稳定的飞机。当然这样的飞机不能再通过飞行员来保持平衡,而是通过一系列其他的增稳措施,比如电传操纵等主动控制手段来自动实现飞机的稳定性。

3.2.3 飞机的操纵原理

飞机如果不稳定,虽然比较困难但飞机还能勉强飞行。然而飞机如果不能操纵,则是根本不能飞行的。飞机的操纵性又可以称为飞机的操纵品质,是指飞机对操纵的反应特性。操纵则是飞行员通过驾驶机构改变飞机的飞行状态。如何评价飞机操纵性的好坏呢?如果飞机在做机动飞行时,不需要飞行员复杂的操纵动作,驾驶杆力和杆位移都适当,并且飞机的反应也不过快或者过分的延迟,那么就认为该飞机具有良好的操纵性。

飞机的操纵是通过三个操纵面——升降舵、方向舵和副翼来进行的。转动这3个操纵面,在气流的作用下,就会对飞机产生操纵力矩,使其绕横轴、竖轴和纵轴转动,以改变飞行姿态。主操作系统如图3-23所示。

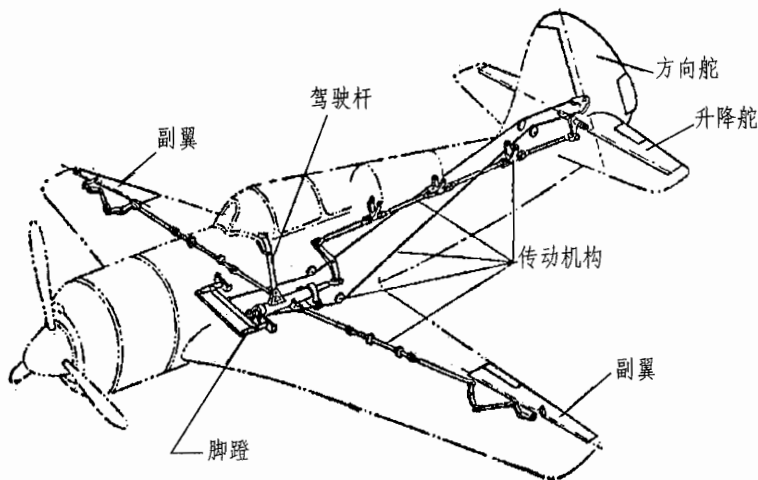


图3-23 主操纵系统

按运动方向的不同,飞机的操纵分为纵向、横向和航向操纵。

改变飞机纵向运动(如俯仰)的操纵称为纵向操纵,主要通过推、拉驾驶杆,使飞机的升降舵或全动平尾向下或向上偏转,产生俯仰力矩,使飞机做俯仰运动。驾驶员向后拉驾驶杆,经传动机构传动,升降舵便向上偏转,这时,水平尾翼上产生俯仰力矩,使机头上仰;向前推驾驶杆,则升降舵向下偏转,使机头下俯。

使飞机绕机体纵轴旋转的操纵称为横向操纵,可以实现飞机的滚转运动。主要由偏转飞机的副翼来实现。当驾驶员向左压驾驶杆,左副翼向上,右副翼向下,这时左机翼升力减小,右机翼升力增大,产生向左的滚转力矩,使飞机向左倾斜;向右压驾驶杆,则右副翼向上,左副翼向下,飞机便向右倾斜。如果飞机采用驾驶盘,则左转或右转驾驶盘,与左右压杆的操纵作用是一样的。

改变航向运动的操纵称为航向操纵,由驾驶员踩脚蹬,使方向舵偏转来实现。踩右脚蹬

时,方向舵向右摆动,产生向右偏航力矩,飞机机头向右偏转;踩左脚蹬时正相反,机头向左偏转。实际飞行中,横向操纵和航向操纵是不可分的,经常是相互配合、协调进行,因此横向和航向操纵常常合称为横航向操纵。

飞行员操纵飞机时,手脚的操纵动作是和人们运动的本能反应相一致的。当手脚协同操纵时,飞机就会做出各种复杂的飞行动作。

3.3 飞机的飞行性能

在对飞机进行介绍时,我们常常会听到或看到诸如“活动半径”、“爬升率”、“巡航速度”这样的名词,这些都是用来衡量飞机飞行性能的术语。简单地说,飞行性能主要是看飞机能飞多快、能飞多高、能飞多远以及飞机做一些机动飞行(如筋斗、盘旋、战斗转弯等)和起飞着陆的能力。评价飞行性能的指标很多,主要有速度性能指标、高度性能指标、飞行距离以及起飞着陆性能。

3.3.1 速度性能指标

最大平飞速度:是指飞机在一定的高度上做水平飞行时,发动机以最大推力工作所能达到的最大飞行速度,通常简称为最大速度。这是衡量飞机性能的一个重要指标。

当飞机以最大平飞速度飞行时,此时发动机的油门开到最大,若飞行时间太长就会导致发动机的损坏,而且消耗的燃油太多,所以一般只是在战斗中使用,而飞机长途飞行时都是使用巡航速度。

最小平飞速度:是指飞机在一定的飞行高度上维持飞机水平飞行的最小速度。飞机的最小平飞速度越小,它的起飞、着陆和盘旋性能就越好。最小平飞速度同样是飞机的一项重要性能指标。

巡航速度:是指发动机在每千米消耗燃油最少的情况下飞机的飞行速度。这个速度一般为飞机最大平飞速度的 $70\% \sim 80\%$,巡航速度状态的飞行最经济而且飞机的航程最大。这是衡量远程轰炸机和运输机性能的一个重要指标。

3.3.2 高度性能

最大爬升率:爬升率又称爬升速度或上升率,是各型飞机,尤其是战斗机的重要性能指标之一。它是指稳定爬升时,飞行器在单位时间内增加的高度,其计量单位为米/秒。稳定爬升简单地说就是飞机在爬升过程中速度的大小和方向保持不变。飞机在某一高度,以最大油门状态,按不同爬升角爬升,所能获得的爬升率的最大值称为该高度上的“最大爬升率”。最大爬升率越大,所需爬升时间最短。

升限是飞机上升所能达到的最大高度。因为随着高度的增加,空气逐渐稀薄,进入发动机的空气越来越少,推力(功率)也越来越小,因而飞机上升越来越慢。也就是说随着高度的增加

飞机的爬升率越来越小,当达到此理论升限时,最大爬升率减小为零,由于达到这一高度所需的时间为无穷大,故称为理论升限。通常规定最大上升率减小到 5 m/s 的高度,称为实用升限(也称静升限)。

影响升限的主要因素是发动机的高空性能。升限对于轰炸机和侦察机来说有相当重要的意义,飞得越高就越安全。

3.3.3 飞行距离

航程:是指飞机在不加油的情况下所能达到的最远水平飞行距离,发动机的耗油率是决定飞机航程的主要因素。在一定的装载条件下,飞机的航程越大,经济性就越好(对民用飞机),作战性能就更优越(对军用飞机)。增加航程的主要办法是多带燃料和减小发动机的燃料消耗。

活动半径:对军用飞机也称作作战半径,是指飞机由机场起飞,到达某一空中位置,并完成一定任务(如空战、投弹等)后返回原机场所能达到的最远单程距离。这一指标直接构成了歼击机的战斗性能。

续航时间:是指飞机耗尽其可用燃料所能持续飞行的时间。这一性能指标对于海上巡逻机和反潜机十分重要,飞得越久就意味着能更好地完成巡逻和搜索任务。

3.3.4 飞机起飞着陆的性能

飞机起飞着陆的性能优劣主要是看飞机在起飞和着陆时滑跑距离的长短,距离越短则性能优越。

飞机的每次飞行,不论飞什么课目,也不论飞多高、飞多久,总是以起飞开始以着陆结束。起飞和着陆是每次飞行中的两个重要环节。

1. 起 飞

飞机从开始滑跑到离开地面,并升到一定高度的运动过程,称为起飞,如图 3-24 所示。

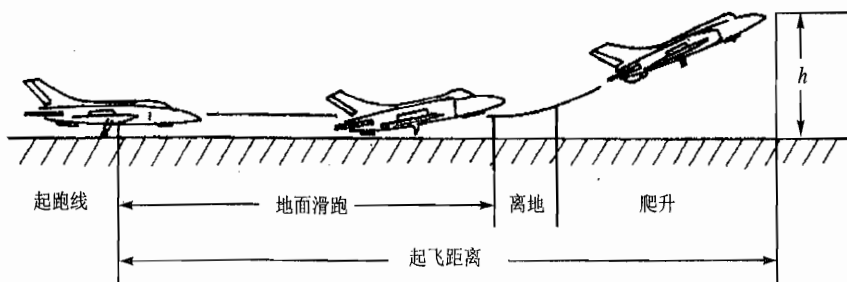


图 3-24 飞机的起飞

飞机之所以能从地面滑跑到离地升空是因为速度不断增加,导致升力不断增大,直到升力大于飞机重力,飞机就能离开地面。而只有当飞机速度增大到一定时,才可能产生足以支持飞机重力的升力。可见飞机的起飞是一个速度不断增加的加速过程。起飞过程分为三个阶段即

地面滑跑、离地、爬升三个阶段,爬升阶段是指从离地阶段后到离开地面 25 m 这一安全高度。25 m 是人为规定的,是为了避开机场附近的房屋及其他障碍以保证飞行安全的一个高度。

起飞距离是指地面滑跑、离地、爬升三个阶段所经过的距离总和。

飞机停在起飞线上,驾驶员踩住刹车加大油门到最大转速状态后,松开刹车使飞机加速滑跑。当加速到一定速度时,驾驶员拉起驾驶杆,使飞机抬头增加迎角,当升力等于重量时飞机开始离开地面,此时所对应的速度为离地速度。随着升力的进一步增加,飞机加速上升,当飞机上升到安全高度时,起飞过程结束,此时飞机所飞越(包括滑跑)的距离即为飞机的起飞距离。

2. 着 陆

飞机从一定高度下滑,并降落地面滑跑直至完全停止运动的整个过程,称为着陆,如图 3-25 所示。飞机的着陆是一个减速的飞行过程,恰好与起飞过程相反。一般来讲,着陆过程可分为五个阶段,下滑、拉平、平飞减速、飘落触地和着陆滑跑。着陆过程飞越的地面距离的总和称为着陆距离。

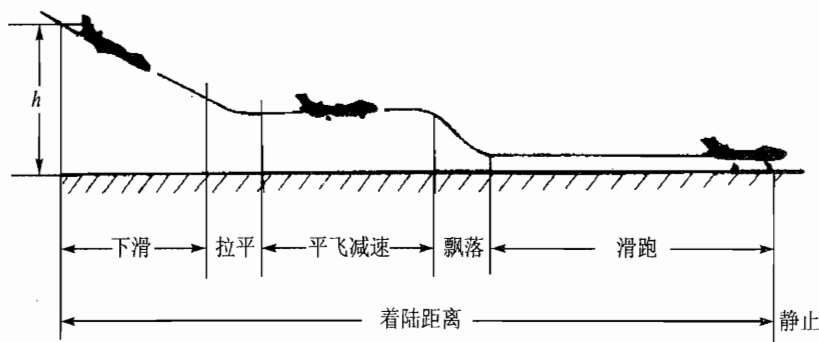


图 3-25 飞机的着陆

飞机从安全高度下滑时,发动机处于慢车状态,襟翼打开到最大角度,飞机接近于等速直线下滑。当接近地面时,驾驶员将飞机拉平,保持在离地 1 m 左右进行平飞减速,随着飞行速度的减小,驾驶员不断拉杆增大迎角,以使飞机缓慢降低高度。当升力不足以平衡飞机重力时,飞机开始飘落,并以主轮接地,此时对应的速度就是着陆接地速度。飞机接地后,速度进一步降低,并进入滑跑阶段,此后驾驶员可以使用刹车等使飞机继续减速,直到飞机完全停止。

3.3.5 飞机的机动性能

飞机的机动性是飞机的重要战术、技术指标,是指飞机在一定时间内改变飞行速度、飞行高度和飞行方向的能力,相应的称之为速度机动性、高度机动性和方向机动性。显然飞机改变一定速度、高度或方向所需的时间越短,飞机的机动性就越好。在空战中,优良的机动性有利于获得空战的优势。为了提高飞机的机动性,就必须在最短的时间内改变飞机的运动状态,为此飞机要承受很大的气动力以造成尽量大的加速度。飞机能承受的气动力越大,所能承受的过载越大,机动性就越好。

飞机为在短时间内尽快改变运动状态所实施的飞行动作称为飞机的机动动作。一些特技飞行所完成的机动动作是评价飞机的机动性和战斗性的重要方面。飞机的机动动作包括盘旋、滚转、俯冲、筋斗、战斗转弯和急跃升等。

飞机在水平面内做等速圆周飞行,称为盘旋。通常把坡度小于 45° 的,称为小坡度盘旋;大于 45° 的,称为大坡度盘旋。盘旋和转弯的操纵动作完全相同,只是转弯的角度不到 360° 而已。盘旋一周所需的时间愈短和盘旋半径愈小,飞机的盘旋性能愈好。因为载荷因数的限制,速度越大,盘旋半径越大。故飞机的最小平飞速度决定了飞机的盘旋半径。

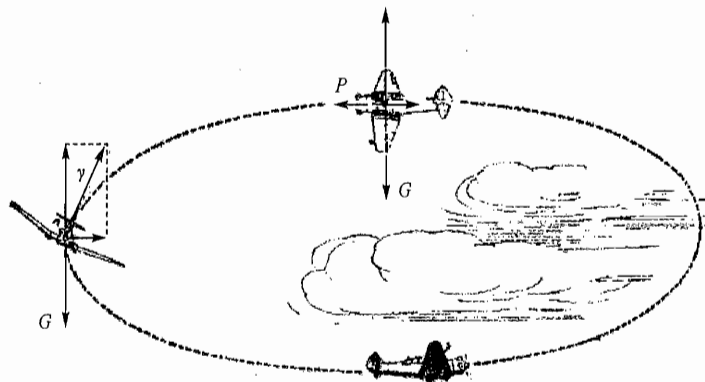


图 3-26 盘旋

俯冲是将飞机的势能转化为动能,迅速降低高度,增大速度的机动飞行。俯冲过程分为进入、俯冲直线阶段和该处俯冲 3 个阶段,俯冲过程中飞机沿较陡的倾斜轨迹做加速下降的飞行。在战斗飞行中,俯冲常用来攻击下面的敌机或地面目标,或把已经取得的高度优势在短时间内迅速转变为速度优势。

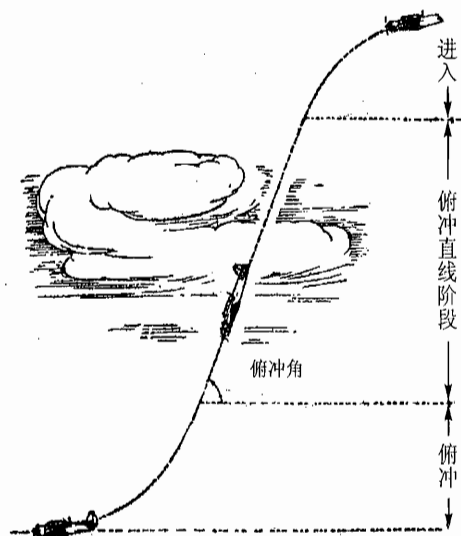


图 3-27 俯冲

筋斗是飞机在铅垂平面内做轨迹近似椭圆,航迹方向改变 360° 的机动飞行,类似于杂技演员所作的筋斗动作,如图 3-28 所示。筋斗由爬升、倒飞、俯冲、平飞等动作组成,是衡量飞机机动性能的激波指标之一。完成一个筋斗所需的时间越短,机动性就越好。要实现筋斗飞行,驾驶员应先加油门,增加速度,然后拉杆使飞机曲线上升;飞过顶点后,减小油门,继续保持拉杆位置,飞机开始曲线下降,最后改为平飞。

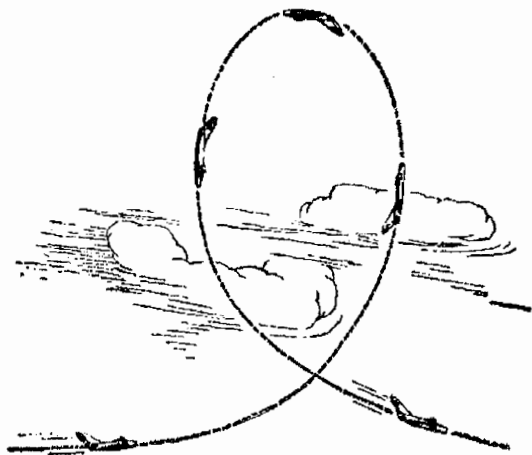


图 3-28 筋斗

飞机绕纵轴滚转 360° 的飞行,称为横滚,如图 3-29 所示。

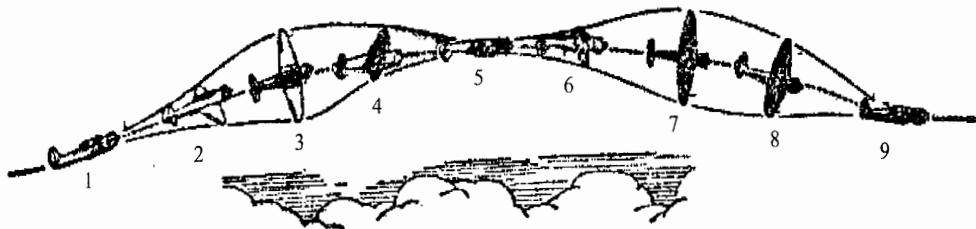


图 3-29 横滚

“眼镜蛇机动”最初现身于 1989 年 6 月的巴黎航展上。苏-27 战斗机一亮相所进行的飞行表演就令在场的观众大跌眼镜:当时威克托·布加乔夫驾机升空后大角度爬升,突然间,苏-27 机头抬起并越抬越高,最终变成了机尾在前,机头在后,仰立着悬停在巴黎的上空。几秒钟后,机头重新落下恢复平飞状态。因其过程就像发怒时高昂头部的眼镜蛇一样,故被形象地称为“眼镜蛇机动”,如图 3-30 所示。

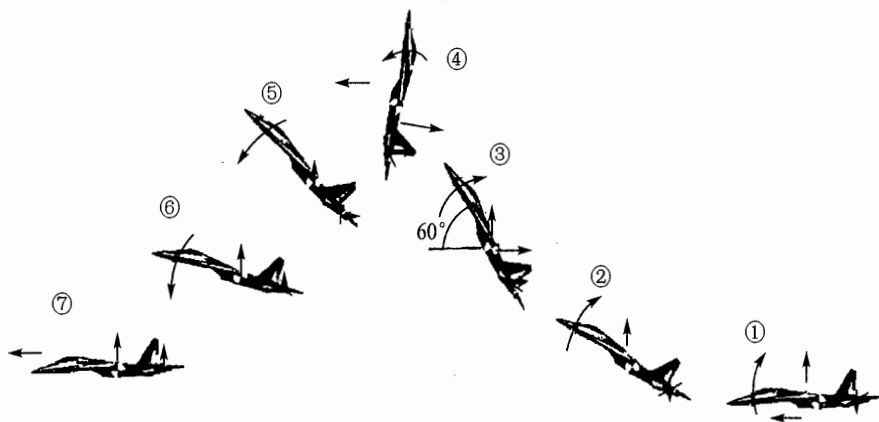


图 3-30 眼镜蛇机动

3.4 直升机的飞行原理

3.4.1 直升机概况

与普通飞机和垂直起降飞机相比,直升机不仅在外形上,而且在飞行原理上都有所不同。直升机的主要部件是旋翼、尾桨和机身,一般来说没有机翼和尾翼。旋翼既是产生升力的部件,又是产生拉力的部件(见图 3-31)。旋翼的桨叶剖面由翼型构成,每个桨叶的平面形状细而长(相当于一个大展弦比的梯形直机翼)。一副旋翼的桨叶的数目最少有 2 片,最多可达 7 片。

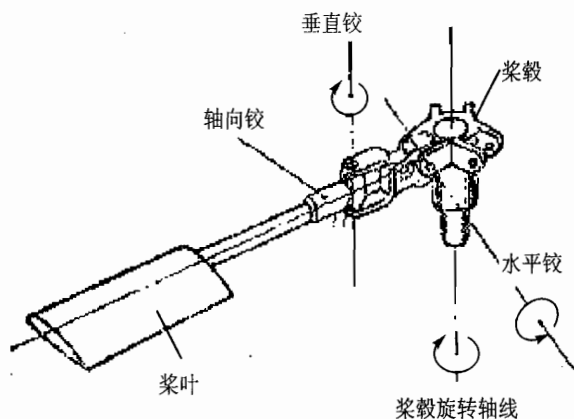


图 3-31 旋翼

直升机飞行的特点是:① 能垂直起降,对起降场地没有太多的特殊要求;② 能在空中悬停;③ 能沿任意方向飞行,与垂直起落飞机相比,它的低空性能较好。但飞行速度比较低(一

一般为低速飞行),航程相对说来也比较短。

3.4.2 直升机旋翼的工作原理

直升机与一般飞机不同,它没有固定的机翼,而是用旋翼来代替产生升力的机翼。但旋翼不仅起机翼的作用,而且起螺旋桨和舵面的作用。旋翼是由桨毂和桨叶组成的。就桨叶本身而言,其平面形状和剖面形状都与大展弦比直机翼相近,它产生升力的原理与机翼相同。图 3-32 是桨叶的一个剖面。前缘与后缘之间的连线称为弦线或翼弦,其长度以 b 表示。桨毂旋转平面是垂直于桨毂旋转轴的一个平面。桨叶安装角是剖面弦线与桨毂旋转平面之间的

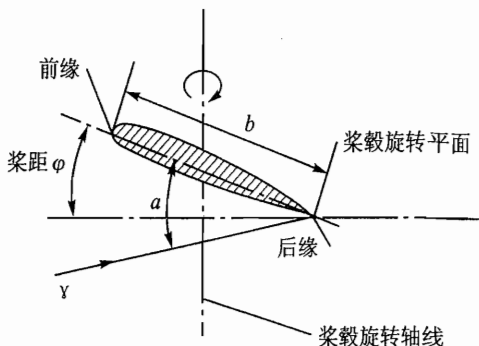


图 3-32 桨叶剖面图

的夹角(图中用 φ 表示,前缘高于后缘时为正,反之为负),习惯上简称桨叶安装角或桨距。桨叶有几何扭转,各剖面的安装角不相等。对整个桨叶而言,其安装角是指各个剖面安装角的平均值,习惯上称为总距。改变总距,即可改变旋翼产生的升力。桨叶迎角 α 是剖面翼弦与相对气流速度 V 之间的夹角。沿桨叶翼展方向,迎角是变化的。

直升机通过总距操纵来实现升降运动;通过变距操纵来实现前后左右运动;通过航向操纵改变直升机的飞行方向。

1. 总距操纵

总距操纵是操纵旋翼的总桨距,使各个桨叶的安装角同时增大或减小,从而改变旋翼拉力的大小,如图 3-33 所示。当拉力大于直升机的重力时,直升机就上升,反之直升机就下降。旋翼总距改变时,旋翼的需用功率也随之改变,因此必须相应地改变发动机的油门,使发动机的输出功率与旋翼的需用功率相匹配从而保持旋翼速度不变。为减轻驾驶员负担,发动机油门操纵和总距操纵通常是交联的。改变总距时,油门开度也相应改变。因此总距操纵一般又称总距—油门操纵。

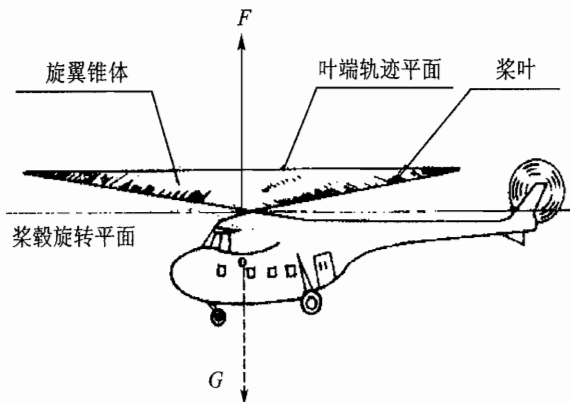


图 3-33 总距操纵

2. 变距操纵

变距操纵即为周期变距操纵,它是通过自动倾斜器使桨叶的安装角周期改变,从而使桨叶的升力周期改变。当打算前飞时,就将驾驶杆向前推,通过自动斜倾器使各个桨叶的桨距作周期变化。每个桨叶转到前进方向时,它的桨距减小,产生的拉力也跟着下降,该桨叶向上挥舞的高度也减小;反之,当桨叶转到后方时,它的桨距增大,产生的拉力也跟着增加,该桨叶向上挥舞的高度也增大。结果,旋翼锥体将向飞行前进方向倾斜,如图 3-34 所示,旋翼产生的总拉力也跟着向前倾斜,旋翼总拉力 F 的一个分量 F_2 就成为向前飞行的拉力,从而实现了向前飞行。

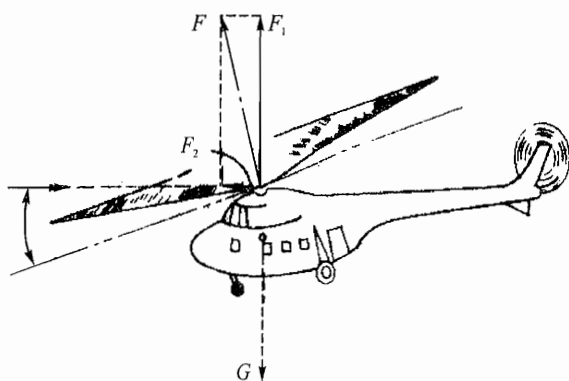


图 3-34 变距操纵

变距操纵就是通过操纵驾驶杆,使旋翼锥体发生倾斜,产生的气动力也向驾驶杆运动的方向倾斜,从而实现纵向及横向运动。

3. 脚操纵

旋翼旋转时将产生一个反作用力矩,迫使直升机机身向旋翼旋转的反方向旋转,因此,需要靠尾桨旋转产生的拉力来平衡反作用力矩,维持机头的方向。脚操纵是用脚踏操纵尾桨的总桨距,从而改变尾桨的推力(或拉力的大小),实现航向操纵。当尾桨的

推力(或拉力)改变时,此力对直升机重心的力矩与旋翼的反作用力矩不再平衡,直升机绕立轴转动,使航向发生改变。

3.5 航天器飞行原理

航天器在空间航行的轨迹称为轨道,航天器由运载火箭发射升空到完成全部飞行任务返回的整个过程,通常包括发射入轨段、在轨运行段和返回再入段,相应的有发射轨道、运行轨道和返回轨道。航天器在轨道运行段完成航天飞行的全部飞行任务,在轨道运行段飞行的航天器,绝大部分时间是在地球引力的作用下的无动力惯性飞行,因此在本质上它与自然天体的运动一致,因此研究航天器的运动可采用天体力学的方法。

3.5.1 开普勒三大定律

德国天文学家开普勒通过观测和分析,于 1609—1619 年先后归纳提出行星运行所遵循的规律,也称“开普勒三定律”,是指行星在宇宙空间绕太阳公转所遵循的定律。

如果把卫星看做行星,地球看做太阳,那么开普勒定律也适用于卫星运动,因而有以下的运动规律:

① 卫星的运行轨道是个椭圆(圆轨道是椭圆轨道的特例),如图 3-35 所示,地球在它的一个焦点上。

② 卫星和地心连线在同一时间内扫过的面积相等。也就是说卫星的速度在近地点处最大,在远地点处最小。

③ 卫星运行的周期只和半长轴有关。只要半长轴相等,周期也相同。我们简单地来说明一下这条定律,假定有一卫星距地球比另一卫星远 4 倍,则它绕地球一圈的周期是另一颗卫星的 1/8。

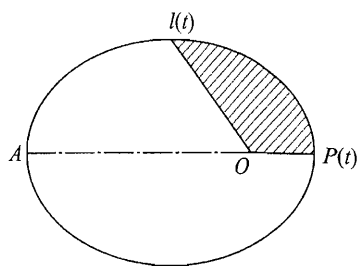


图 3-35 椭圆轨道的扫掠面积

3.5.2 宇宙速度

人类的航天活动,并不是一味地要逃离地球。特别是当前的应用航天器,需要绕地球飞行,即让航天器做圆周运动。宇宙速度是物体从地球出发,在天体的重力场中运动,3 个较有代表性的初始速度的统称,如图 3-36 所示。

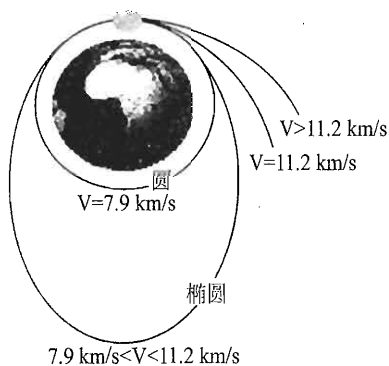


图 3-36 宇宙速度

第一宇宙速度(又称环绕速度):是指从地面发射航天器时,使其环绕地球运动所需的最小速度,大小为 7.9 km/s 。物体的运动速度达到 7.9 km/s 时,它所产生的离心力,正好与地球对它的引力相等。若发射速度小于这个数值,卫星就不能绕地球飞行,当卫星速度大于这个值时,就能进入绕地球飞行轨道。

随着高度的增加,地球引力下降,环绕地球飞行所需要的飞行速度也降低,所有航天器都是在距地面很高的大气层外飞行,所以它们的飞行速度都比第一宇宙速度低。第一宇宙速度有两重意义,它既是发射航天器时的最小初速度,也是航天器在绕地球飞行时的最大环绕速度。

第二宇宙速度(又称逃逸速度):当卫星速度大于 11.2 km/s 时,物体完全摆脱地球引力束缚,沿一条抛物线轨道脱离地球进入环绕太阳运行的轨道,不再绕地球运行。各种行星探测器的起始飞行速度都高于第二宇宙速度。

第三宇宙速度:从地球起飞的航天器飞行速度达到 16.6 km/s 时,就可以摆脱太阳引力的束缚,脱离太阳系进入更广漠的宇宙空间。这个从地球起飞脱离太阳系的最低飞行速度就是第三宇宙速度。

第4章 世界名机赏析

4.1 航空先驱与早期飞行器

1. 莱特首飞——人类伟大的航空进步

20 世纪最重大的发明之一,是飞机的诞生。美国莱特兄弟从 1900—1902 年进行 1 000 多次滑翔试飞,终于在 1903 年制造出了第一架依靠自身动力进行载人飞行的飞机——“飞行者”1 号(见图 4-1),并且获得试飞成功。1903 年 12 月 17 日莱特兄弟驾驶他们制造的飞行器进行首次持续的、有动力的、可操纵的飞行。



图 4-1 莱特飞机

2. 布雷里奥——飞越英吉利海峡

为了鼓励航空的发展,1908 年,英国著名的《每日邮报》设下 1 000 英镑奖金奖励第一个飞越英法两国间的英吉利海峡的飞行员。1909 年 7 月 25 日凌晨 4 时 35 分,法国早期著名飞行家和飞机设计师布雷里奥驾驶飞机从法国加来起飞并越过海岸沙丘向海面飞去,经过 36 min 的飞行,他终于在英国的多佛成功着陆,完成了飞机的第一次国际飞行。这次飞行,他驾驶的是布雷里奥 XI 型拉进式单翼机,飞行距离达 41.9 km,如图 4-2 所示。

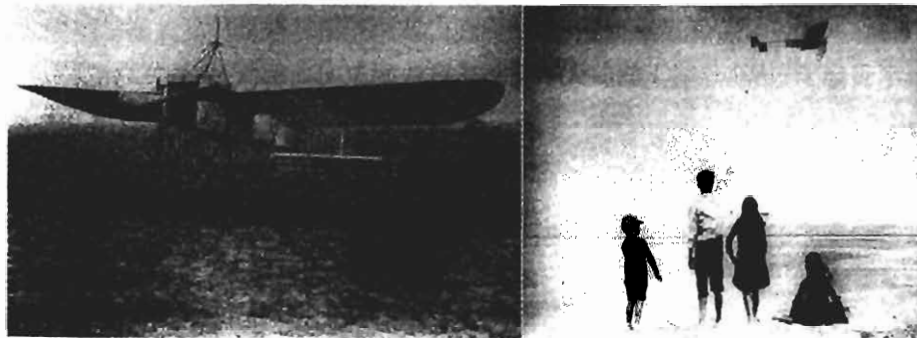


图 4-2 首次飞跃英吉利海峡的布雷里奥飞机

飞越英吉利海峡具有巨大的科学和军事意义,布雷里奥也名声大振,成为享誉欧洲的英雄。

3. 意土之战——飞机首次战场使用

早在飞机发明之前,就有人提出航空军事思想,预言飞行器在军事中的重要作用。飞机诞生后,人们开始探讨飞机的用途。英国的卡伯在1911年发表题为《战争中的飞机》的论文,提出飞机的军事应用。飞机的首次战场使用是在第一次世界大战爆发前的意大利—土耳其战争中。

1912年9月29日,意大利为夺取土耳其帝国北非殖民地特黎波里塔尼亚和昔兰尼加,发动了对土耳其的战争,又称利比亚战争。当时,土耳其人还没有飞机,意大利却拥有20余架军用飞机。战争爆发后,意大利陆军动员9架飞机、11名飞行员组成航空队参战。10月23日,队长皮亚扎上尉驾驶布雷里奥式飞机(见图4-3)飞往特黎波里与阿齐齐亚之间的土耳其阵地上进行了1小时的侦察,揭开了飞机空中侦察的序幕。11月1日,加奥蒂少尉驾驶“鸽”式单翼机在北非塔吉拉绿洲和艾因扎拉地区,向敌军阵地投下了4颗2 kg重的手榴弹,开创了历史上首次飞机空中轰炸的先例。

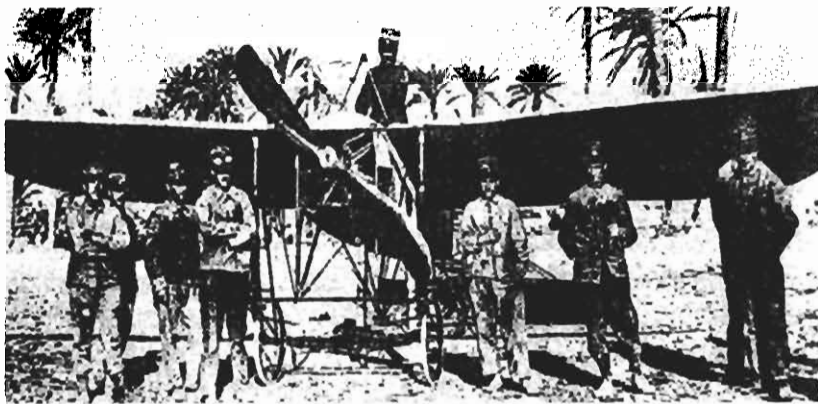


图4-3 意大利军方使用的布雷里奥飞机

1912年,意军加大了飞机的使用力度。1月10日,意大利飞机投下了数千张传单,规劝当地的阿拉伯人投降,成为人类战争史上第一次使用飞机进行的心理战。5月,意军向战区增调了35架飞机。6月11日凌晨,意大利陆军第2航空队的马连戈上尉在夜航中,向土耳其军营空投了数枚炸弹,从而开创了飞机第一次夜间轰炸的先例。

意土战争中飞机的应用尽管很有限,作战方式很原始,但却是飞机在军事上的首次运用,创造了许多第一,更为军事航空战略技术的发展指明了方向。

4. 航空邮政——民航运输的开始

第一次世界大战结束后,各国剩余了大量的飞机与人力资源,一时找不到很好的出路。美国波音公司使用C型飞机(见图4-4)率先开始航空邮政服务,从而开辟了现代民



图 4-4 波音公司使用的 C 型飞机

用航空运输。1911—1912 年,美国邮政部在国内 25 个州进行了 50 余次航空邮递试验。1918 年 5 月 15 日,美国的航空邮政航线正式开通。随着新航线的开通,航空邮政业务的扩大,美国邮政部逐步改进了机上设备和地面服务设施。1922 年美国邮政部建立夜间航行系统。美国航空邮政的主干线建立,基础设施具备,标志着航空邮政的地位不可动摇。

航空邮政事业的发展为美国民用航空开辟了道路,奠定了基础,使得美国的民用航空事业从此超过欧洲,美国逐渐成为世界上航空客运最发达的国家。

4.2 军用飞机

4.2.1 战斗机

战斗机又称歼击机,第二次世界大战(以下简称二战)前曾被称为驱逐机,是军用飞机的主要类型,它的演变体现了飞机的整体发展水平。战斗机的首要任务是与敌方战斗机进行空战,夺取制空权,以及拦截敌方轰炸机、强击机和巡航导弹等。此外,战斗机还可以携带一定数量的对地攻击武器,执行对地攻击任务。第一次世界大战(以下简称一战)初期,飞机主要用于侦察、轰炸和指引炮兵射击,但随后出现了阻挠这些任务的战斗行动,形成空中对抗。此后,各国就开始研制专门用于空战的战斗机。

最早的战斗机采用活塞式发动机,一战期间的战斗机大多是木结构,最高飞行速度仅有 200 km/h 左右;二战时,战斗机发展为单翼全金属结构,飞行速度提高到 600~700 km/h。从 20 世纪 50 年代开始,战斗机逐步实现推进喷气化,飞行速度也超过了声速(340 m/s)。目前,超声速战斗机发展到第四代。第三代战斗机是现在发达国家空军的主力,代表型号有美国的 F-15、F-16 战斗机,苏联的米格-29、苏-27 和法国的“幻影”2000。第四代战斗机的主要代表机型是美国的 F-22。

1. 福克 E1——第一架真正的战斗机(一战时期)

最早的空战由于飞机上没有装备武器,空战便带有非常原始的、粗野的风格。例如,英国飞机在攻击德国齐伯林飞艇时,是采用撞击的方法——同归于尽。

随着空中战争的进一步深化,人们意识到应当在飞机上安装轻重型武器。当时的战斗机射击武器都是装在机翼上方以避免前面旋转的螺旋桨,但是这样很难瞄准从而使空战的成功率不高。1915 年法国飞行员加洛斯采用在木质桨叶上包上金属片的方法解决向前射击的问题,并且很快在空战中取得胜利。1915 年 4 月 9 日,加洛斯驾驶飞机在空战中,由于子弹射中

桨叶引起的振动,导致发动机出现故障,不得不在德国境内迫降,被德军俘获。在俘虏法国王牌飞行员加洛斯后不久,德国福克公司的三位工程师在加洛斯构想的基础上研制出一种先进的“射击同步协调器”。这种机构是在螺旋桨轴上装一只双凸轮,凸起处正好正对着两个桨叶。当螺旋桨叶正好转到子弹射击的正前方时,凸轮操纵一个连杆抬起,控制机枪停止射击。福克公司设计的 M5K 飞机上首次装设了射击同步协调器(见图 4-5),将飞机重新命名为福克 E1。



图 4-5 射击同步协调器

福克 E1 战斗机的最大速度为 130 km/h,升限 3 000 m。从实战意义上讲,福克 E1 是世界上第一种真正的战斗机,如图 4-6 所示。果然,它一投入战场,便有惊人的表现和业绩。当年秋天,E1 战斗机投入使用时,很快就证实了它出色的作战能力。1915 年 7 月 1 日,德国飞行员温特根斯驾驶福克 E1 击落一架法国的莫拉纳战斗机。接着,著名飞行员奥斯瓦尔德·伯尔克、马克斯·伊梅尔曼、马克斯·米尔希等先后驾驶福克 E1 战斗机在空战中取得了胜利。伊梅尔曼兴奋地说:“这才是真正的战斗机!”



图 4-6 福克 E1——第一架真正的战斗机

德国飞行员们驾驶着福克 E1 创立了许多空中战术,使其攻击性能发挥得淋漓尽致。这种新型战斗机以及主动进行空战战术的出现,使德国很快取得了在战争中的空中优势。

1915 年秋,福克公司推出了新型福克 E3 战斗机(见图 4-7)。该机投入使用后,很快给英法飞机造成严重的损失。

2. “骆驼”式——“福克灾难”终结者(一战时期)

1915 年,福克公司推出的新型福克 E 系列战斗机在一战中显示出强大威力,被形容为“福克灾难”。据统计,协约国被德国击落的 8 400 架飞机中 80% 是被福克系列战斗机击落的。

德国飞行员“红色男爵”里希特霍芬曾多次驾驶福克 E3 式战斗机作战,在一战中他共击落 80 架飞机,位居德国飞行员之首,也在一战中世界王牌飞行员中排第一位。

为了削弱德军的空中优势,英法两国努力研制新飞机并改进战术。1916年5月,装有射击协调器的索普威斯“骆驼”新型战斗机投入使用,如图4-8所示,“福克灾难”最终被遏制。

“骆驼”式飞机是由英国索普威斯公司设计的,军用名称是索普威斯F.1双翼机,最大平飞速度为195 km/h,升限为5 800 m。飞机发动机上部并列安装两挺机枪,并采用了射击协调器。由于机枪上方各罩有一个凸起的鼓包,如同两只驼峰,所以取名“骆驼”。它具有良好的机动性和强大的火力。在一战的最后一年多的时间里,共击落敌机1 294架,成为当时最优秀的战斗机。

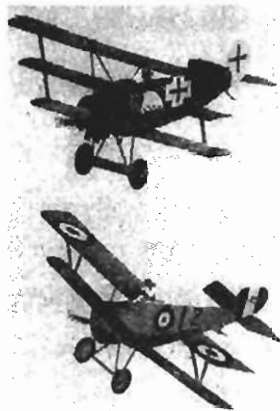


图4-7 福克E3式对纽波特式



图4-8 英国“骆驼”式飞机

3. Bf-109——“德国王牌飞行员的摇篮”(二战时期)

在对波兰、法国和苏联的闪击战和不列颠之战中,人们都可以看到有一种“黄鼻子”飞机成群结队地像蝗虫一样呼啸而过,或为轰炸机护航,或单独进行空战,这就是德国空战王牌战斗机Bf-109,如图4-9所示。

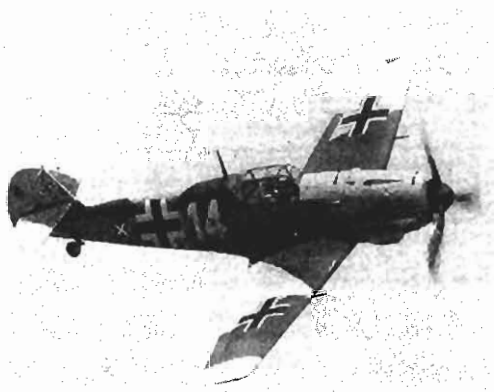


图4-9 德国战斗机Bf-109

Bf-109的起源是德国空军部20世纪30年代的战斗机设计竞赛。由巴伐利亚飞机厂公司设计,1938年7月,巴伐利亚飞机厂更名为梅塞施米特飞机厂,故Bf-109亦改名Me-109,但一般仍称Bf-109。Bf-109大胆结合当时各项最新技术,采用了最先进的空气动力外形、可收放的起落

架、可开合的座舱盖、自动襟翼、下单翼等,在试验中以无可争辩的优势击败了其他对手,成为当时技术最先进、性能最高的战斗机。因此,有人把它看做战斗机发展历史中的典范。

Bf-109飞行速度很快,多次创造了当时的世界纪录。1939年,Bf-109创造了747 km/h的飞行速度纪录;随后,其改进型Bf-209飞机又将速度纪录提高到774 km/h。Bf-109的不凡性能,使其在二战前就已经闻名欧洲。

整个第二次世界大战中,Bf-109 是德国空军战斗机的骨干力量,各型号一共生产 35 000 余架,因此也成为迄今世界上生产量最大的战斗机之一。Bf-109 能在残酷的战争状态下持续使用 10 年,证明它的设计是成功的,属于适合采用“打了就跑”战术的高速战斗机。Bf-109 是大战前半期综合性能优秀的轻型战斗机,也是纳粹空军使用最广泛的军用机。

据统计,在二次大战全期,德国空军总战果中的一半以上是由 Bf-109 取得的。二战中德国王牌飞行员如埃里希·哈特曼(击落 352 架)、格哈德·巴克霍恩(击落 301 架)、亨特·拉尔(击落 275 架)、瓦尔特·诺沃提尼(击落 258 架)等都驾驶过 Bf-109,因此称这种飞机是“德国王牌飞行员的摇篮”。

4. “喷火”式——“不列颠之战”称雄(二战时期)

“喷火”是英国第二次世界大战期间的主力战斗机(见图 4-10 所示),在不列颠之战中立下了不朽功勋。1940 年 7 月至 1941 年 5 月,英国为了抵御德国空军的进攻,进行了长达 10 个月的空中较量,史称“不列颠之战”。英军依赖“喷火”优异的性能与飞行员的浴血奋战夺回制空权,这场较量中,德国以失败而告终。

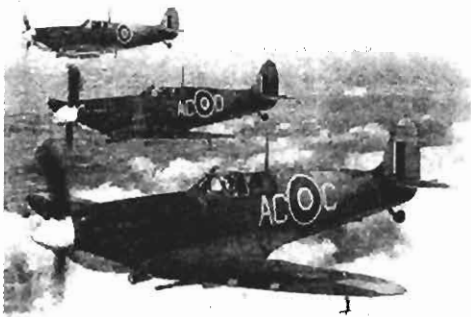


图 4-10 英国“喷火”式战斗机

“喷火”式是英国维克斯·休泼马林公司研制的战斗机。“喷火”式原型机于 1935 年 1 月开始生产,1936 年 3 月 5 日进行了首次飞行。设计者米切尔因长期劳累而病倒,于 1937 年夏去世,年仅 42 岁。代替他的设计师是约瑟夫·史密斯,继续将“喷火”式投入生产,并承担了进一步的改进工作。

“喷火”战斗机无论从技术还是性能上,都是英国当时最先进的战斗机。它采用的新技术包括:单翼结构、全金属承力蒙皮、铆接机身、可收放起落架、变矩螺旋桨和襟翼装置,机身小得只能装一名飞行员。虽然,“喷火”的机动性比德国的同类战斗机略差,但稳定性更佳,可以大大减轻飞行员的负担。与同期德国主力机种 Bf-109E 战斗机相比,除航程和装甲等,Bf-109 具有更高的爬升率、俯冲速度和升限,喷火式水平机动性能较佳,在最大飞行速度、火力,尤其是机动性方面略胜一筹。由于“喷火”的翼载荷比较低,因此与常采用“高速接近,一击就跑”战术的德国战斗机格斗时,可通过机动性好的优势夺取攻击主动权。

“喷火”生产型于 1938 年 8 月装备空军。在战争年代,“喷火”进行了多达 40 多种改型,形成了三个重要系列。“喷火”I 型的最大速度为 557 km/h。“喷火”F 型的最大速度达到 628 km/h。1943 年出现的“喷火”改进型最大速度达到 730 km/h。

20 世纪 50 年代中期“喷火”全部退出现役。

5. 零式——凋谢的樱花(二战时期)

A6M 1937 年由三菱公司堀越二郎领导设计,1939 年 4 月 1 日首次试飞。由于 1939 年是

日本纪年 2600 年,因此被称为“零”式战斗机,简称 A6M(见图 4-11)。在二战中,零式的出动相当频繁,几乎每一次日本空中行动都有它的身影,几乎成了日军二战战斗机的代称,性能特点是爬升率高,转弯半径小,速度快,航程远。



图 4-11 日本“零”式战斗机

日本海军于 1937 年 5 月 19 日提出设计速度超过 500 km/h,航程达 3 000 km,能在 3 h 30 s 爬升到 3 000 m 高空的所谓“万能战斗机”。海军把设计要求同时交给三菱和中岛两家公司,中岛公司认为条件太苛刻,无法达到而退出了竞争。三菱公司在 34 岁的堀越二郎领导下,组成一个平均年龄 24 岁的 29 人设计组。在 96 式基础上,大胆采取减轻飞机质量的一切措施。如铆钉由 3.5 mm 减到 3 mm,不必铆的地方一律不铆,在构件上钻出大量小孔等,同时为减轻飞机的质量也放弃了对飞行员的安全保护,飞机上取消了飞行员的防护钢板,也不用自封闭式油箱。这种完全漠视飞行人员生命安全的设计方法,只有当时蛮横的军国主义独裁政权所采用。

“零”式战斗机配备两门 20 mm 航炮与两挺 7.62 mm 机枪,具有相当强大的火力。最大速度高空为 534 km/h,海平面为 454 km,航程达 3 000 km。当时其他国家同类飞机多数仅装备 12.7 mm 机枪,最高速度约 500 km/h,航程多在 1 000 km 以内。

在太平洋战争初期,A6M 对盟军飞行部队造成了空前的灾难,战争初期日军就凭借这区区 250 架 A6M,几个月时间把盟军在太平洋地区的战斗机部队消灭了 2/3。

“零”式的优异性能引起了盟国的惊恐。美国军方在阿留申群岛上的一个无人小岛上缴获了一架被迫降的“零”式战斗机,对其结构进行了分析研究。发现了零式的缺点:由于结构强度弱,其俯冲速度不能超过 410 km/h,防护能力差等。美军利用这些信息改进战术,在很大程度上减少了己方伤亡。

战争后期,随着美国 F6F、F4U、P-51 等优秀战斗机的大量出现,使得“零”式飞机在各方面都处于劣势。“零”式战斗机在战争后期,几乎无法胜任空战的任务,只好沦为自杀飞机,不可一世的“樱花”最终凋谢了。

6. 米格-15(早期喷气机)——朝鲜战场扬名

米格-15是米高扬-格列维奇设计局(简称“米格设计局”)设计的高亚声速单座歼击机。1946年开始设计,1947年6月首次试飞,1948年3月投入批生产交付空军,成为苏联空军的主要歼击机。

米格-15的机翼为后掠机翼,后掠角 35° ,是世界上第一种实用的后掠翼飞机,已经具备了现代喷气式飞机的雏形。它具有光滑的机身外形,最大平飞速度为 $1\,076\text{ km/h}$,升限为 $15\,500\text{ m}$ 。机首下方安装了三门机炮,一门H-37型 37 mm 机炮,两门HC-23KM型 23 mm 机炮,可带弹200发。翼下还可以挂炸弹和副油箱。除了航程较短外,米格-15在当时拥有最先进的性能指标,是米格设计局扬名立万的标志性机型。另外,米格-15各型飞机生产总数超过了 $16\,500$ 架,创造了喷气战斗机单一型号产量之最。

1950年,年轻的中国空军驾驶米格-15在朝鲜战场上与美国的F-86进行了较量(见图4-12),震惊了世界。朝鲜战争爆发后,美军在朝鲜战场上投入了刚刚研制出的F-86型飞机。米格-15的飞行速度、火力、机动性等与美军的F-86相比。它的 37 mm 机炮可轻松地击穿F-86的飞机装甲,虽然在水平盘旋、俯冲加速性和作战半径上不如F-86,但由于推重大,爬升性能出众,在此方面压倒了美国的所有同类飞机,使它的垂直机动能力非常优异。所以米格-15和F-86的性能各有千秋。

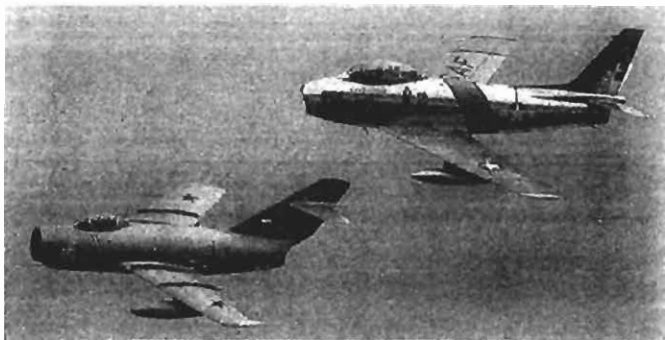


图4-12 米格-15和F-86

1950年我装备了改进后米格-15比斯的志愿军空军开赴朝鲜,在飞机数量处于绝对劣势,飞行员缺少作战经验的情况下,向世界上第一空军强国发起挑战,创造了击落美机330架,击伤美机160架,己方被美机击落230架,击伤220架的辉煌战绩,战斗中涌现出孙生禄、刘玉堤、王海、赵宝桐等战斗英雄、王牌飞行员(见图4-13)。年仅24岁的飞行员张积慧更是一举击落号称空中一霸的美国超级王牌飞行员乔治·阿·戴维斯,震惊美国朝野。

美国人惊叹,中国空军一夜之间变成了主要空军强国,装备技术水平就达到了世界一流。志愿军空军能取得这样骄人的战绩,可以说米格-15功不可没。



图 4-13 战斗英雄

7. F-102(第一代战斗机)——“面积率”催生出超声速

在设计思想上,第一代超声速战斗机以追求更高的飞行速度为主。这一代战斗机的性能特点是低超声速,最大平飞速度为 $1.3 \sim 1.5 Ma$ 。为了实现超声速,采取的主要措施是加大发动机推力,使用后掠翼布局 and 三角翼等。第一代超声速战斗机使用的武器主要是机枪、机炮和火箭弹,后期改型加装了导弹,增强了攻击能力。具有代表性的是美国的 F-102(见图 4-14)和苏联的米格-19。



图 4-14 美国 F-102 超声速战机

F-102 是通用动力公司康维尔分公司专门为美国空军量身定做的第一种全天候超声速三角翼实用型飞机、也是美国第一种有人驾驶超声速专用截击机。

1945 年,康维尔公司根据美空军的合同,在广泛研究从德国缴获的跨声速风洞试验和计算机数据的基础上,于 1950 年设计了 YF-102 试验原型机。原型机 1953 年 10 月开始试飞。但是试飞结果表明,飞机的跨声速的阻力太大,不能突破音障,速度达不到设计的要求,研制计划面临挫败的危险。

当时 NACA 空气动力学家惠特科姆研究成功的跨声速面积律理论(即飞机跨声速阻力是整架飞机截面纵向展开的函数。根据这一理论,可通过最小波阻旋成体的横截面积分布来调整飞机的横截面积,以获得较小的波阻)拯救了这个项目。

康维尔公司按面积律的要求,对飞机外形做了以下重大修改;机身中部截面积减小,形成

蜂腰,尾部加装面积律整流罩;机翼采用弯度前缘,并呈锥度扭转;机头加长;修改了进气道和座舱罩。修改后的第一架原型机 YF-102A(见图 4-15)于 1954 年 12 月 20 日首飞,次日试飞中超过了声速。

F-102 于 1956 年正式在防空司令部队中服役,在 60 年代,F-102 是美国防空司令部的支柱。到 1974 年,F-102 退出现役,由改进型 F-106 取代。1974 年该机全部退出现役。

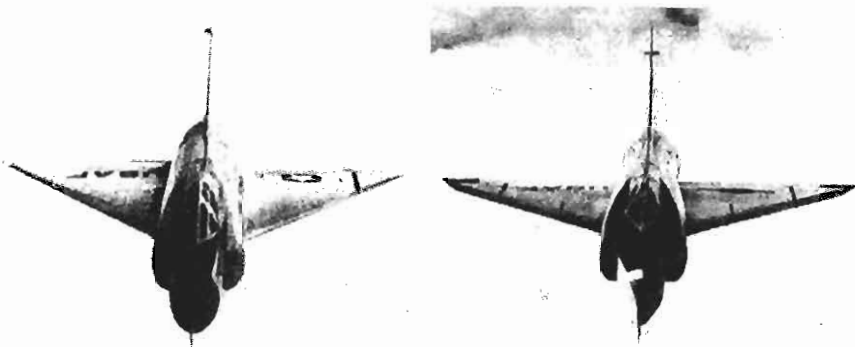


图 4-15 YF-102(左)与 YF-102A(右)之“蜂腰”对比

8. 米格-21(第二代战斗机)——米高扬设计局的杰作

第一代超声速战斗机的性能仍然偏低,速度不够,升限、加速性、爬升率不够高,武器系统和机载设备相对简单,因而作战能力仍有很大不足之处。为此,20 世纪 50 年代后期各国开始发展第二代超声速战斗机,强调所谓“高空高速”,升限可达 20 000 m 以上,最大速度超过两倍声速。第二代超声速战斗机出现于 50 年代末和 60 年代初。代表机型包括美国麦克唐纳公司 F-4“鬼怪”式;英国“闪电”式;法国的“幻影”Ⅲ和“幻影”F1;苏联的米格-21(见图 4-16)。



图 4-16 苏联米格-21 战斗机

米格-21 战斗机是苏联米高扬设计局(原来的米高扬-格列维奇设计局,创始人米高扬和格列维奇,见图 4-17)于 20 世纪 50 年代初期研制的一种单发轻型超声速战斗机。1953 年开始设计,1955 年原型机试飞,1958 年开始装备部队。

米格-21 的特点是质量轻、机动性好、爬升快、跨声速和超声速操纵性好。它设计紧凑,气动外形良好,采用切尖三角形中单翼,有两度下反角,其机身截面近似圆形,为半硬壳式结构,后掠尾翼为悬臂式全金属结构,并采用机头进气道,多激波进气锥。起落架为前三点式结构,液压收放。



图 4-17 米格创始人米高扬(右)和格列维奇(左)

该机在使用和生产过程中不断进行改进改型,共有 20 多种型号投入批量生产,改进侧重加大航程、增强武器威力以及改进执行全天候作战和其他任务的能力。米格-21 是一种设计很成功的战斗机,被大量使用,总生产量在 5 000 架以上。生产数量位于同类战斗机的前茅,据估计至今还有上千架飞机仍在使用。

米格-21 战斗机自问世曾先后参加越南、南亚、中东和阿富汗战争及其他上千次空战,战功卓著,不愧是米高扬设计局的杰作,第二代超声速战斗机的典型机种。

中国在引进米格-21 后进行了大量的改进,使其性能有较大提升,并在米格-21 基础上研制了“歼 7”和自行研制了“歼 8”等。

9. F-14(第三代战斗机)——最优秀的变后掠翼战斗机

进入 20 世纪 70 年代,各主要发达国家开始研制第三代超声速战斗机。美国第一种第三代战斗机应属 F-14 重型舰载战斗机,如图 4-18 所示。它是美国海军的主力舰载战斗机,曾是美国海军高度保密的机种,现在被用途广泛、价格低廉的 F/A-18 战斗机替代。



图 4-18 变后掠翼战斗机

F-14 是美国诺斯罗普·格鲁门公司为美国海军研制的双座超声速舰载多用途重型战斗机,主要任务是护航、舰队防空以及遮断和近距空中支援,用于取代美海军的 F-4 战斗机。该机于 1967 年底开始研制,1970 年 12 月 21 日原型机首飞,1972 年 5 月交付使用。在 1969—1992 年之间,先后生产了 710 架,1992 年停产。

该机采用 NASA 在 20 世纪 60 年代后期提出的双发双垂尾变后掠翼气动布局,机翼的后掠角可以在 $20^{\circ}\sim 68^{\circ}$ 范围内自动调节,具有很好的低速和高速性能——大大提高了短距起飞和降落能力,适于舰载作战。全金属半硬壳式机身,采用先进的结构形式,广泛采用钛合金,部分采用复合材料。装有复杂的电子设备,比如“机载雷达能自动锁定 24 个空中目标,并对其中威胁最大的 6 个目标发起攻击”等,由此也导致单机价格昂贵。

F-14 战斗机(见图 4-19),最初被称为 F10F,绰号“美洲虎”,由于它的技术水平和性能指标比以往的舰载战斗机高得多,因而它中断了舰载飞机以 F×F 编号的传统,改为与陆上飞机相同的编号方式。而它广为流传的另一个绰号“雄猫”的来历则很有意思:由于它的研制得到了海军人士汤姆·康纳利的大力支持,所以被戏称为“汤姆的猫”。没想到这个名字很快得到各方认可,竟成了它的正式绰号。汤姆是美国男士的名字,又有雄的意思,译成中文便成为“雄猫”了。



图 4-19 F-14 用于舰载

10. F-15(第三代战斗机)——最佳制空战斗机

第三代超声速战斗机出现于 20 世纪 70 年代中期。在这一代战斗机研制中,根据越南战争的经验,设计思想发生了重大变化,由强调“高空高速”转变为高机动性。突出强调高机动性、多用途、可对地攻击等。美国称这样的战斗机是“空中优势战斗机”,它也因此成了第三代超声速战斗机的代名词。为保证有较高的机动性,气动设计上的主要措施是翼身融合体、鸭式机翼、边条翼和前缘襟翼等,并大量应用主动控制技术。

F-15“鹰”(Eagle)是美国麦道公司(McDonnell Douglas Corp.)研制的双发重型超声速制空战斗机,主要用于夺取战区制空权,是美国空军的主力战机,如图 4-20 所示。F-15 的首架原型机于 1972 年 7 月开始试飞,1974 年 11 月开始交付部队。为使 F-15 具备对地攻击能力,80 年代麦道公司还研制了 F-15E 对地攻击战斗机。

F-15 采用正常双垂尾式布局,双发上单翼布局,机翼平面形状呈切角三角形。机体结构为大量钛合金和复合材料,翼根下部机身两侧为二元多波系可调进气道,双余度的高权限的增稳控制系统,外加机械备份。该机主要的设计主要是突出空战格斗能力,具有推重比大、翼载小、机动性好等特点,该机装备有良好的机载电子设备,特别适用于近距格斗和超视距导弹攻击。

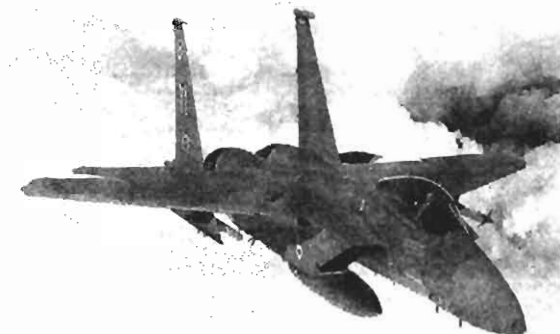


图 4-20 美国 F-15 战斗机

F-15 在设计时的目标是在高空以高速度拦截入侵领空的假想敌——米格-25 战斗机。然而,迄今 F-15 从未与米格-25 交过手。它问世不久,即在中东地区的局部战争中大显神威,不过最出风头的战斗还是 1991 年海湾战争的空中作战。在“沙漠风暴”行动中,F-15 歼击机共击落伊各型飞机 34 架,占全部被击落敌机的 87%,而自己无一受损。由于 F-15 的出色战绩,许多专家曾把它看做第三代喷气战斗机中的最佳制空战斗机。

美中不足的是 F-15 歼击机的价格实在太昂贵,1987 年单机造价高达 3 910 万美元,即便是美国富甲一方,也难以大批量采购。截至 1997 年,麦道公司共生产各型战斗机 1 358 架。除美国外,日本、以色列和沙特阿拉伯等国家也装备了这种飞机。

1983 年夏天,以色列空军的一架 F-15 战斗机在一次模拟空战格斗训练中与另一架战机发生碰撞,右边机翼被整个撞掉。但飞行员没有选择弹射逃生,而是最后紧急着陆成功,飞行员安然无恙,如图 4-21 所示。

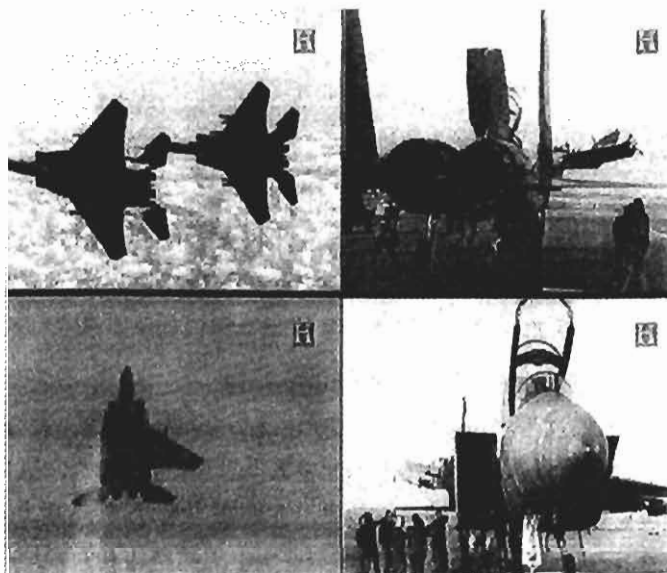


图 4-21 单翼着陆的奇迹

11. F-16(第三代战斗机)——血与火洗礼下的隼

F-16 是美国通用动力公司研制的低成本、单座轻型战斗机,如图 4-22 所示,原型机于 1974 年 2 月首飞成功,第 1 种量产型于 1979 年 1 月进入现役。几经改进,前后有 11 种型种。截至 1996 年已生产了 3 500 架以上,装备了 17 个国家的空军和海军。



图 4-22 美国 F-16

F-16 单价为 2 000 万美元,仅为 F-15 的一半,但其总体性能并不比 F-15 差多少,除了载弹量等个别指标低于 F-15 外,因研制晚于 F-15,其他的指标甚至要优于 F-15。

F-16 在设计制造之初,采用了不少新的技术。这些新的技术主要有边条翼、前缘机动襟翼、翼身融合体、高过载座舱、放宽静稳定性以及使用复合材料等。F-16 飞机的座舱采用气泡式座舱盖,飞行员的视界很宽。

实战表明,F-16 飞机的空战性能极佳。问世不久,美国就把约 40 架 F-16A 式战斗机卖给了其中东盟友以色列。素以英勇善战著称的以军飞行员很快就将这种飞机的性能发挥得非常出色,以两次远程奔袭作战使 F-16 名扬四海。

1979 年 10 月,时任以色列总理的贝京下令以色列国防军总参谋部制定一套行动计划,使用 8 架 F-16 作为攻击主力,6 架 F-15 作为空中掩护,长途奔袭一举摧毁伊拉克的“塔穆兹 1 号”核反应堆,震惊世界。

第三代超声速战斗机的电子系统、火力控制系统和武器系统都有了极大的改善,出现了具有中远距攻击能力的空空导弹以及发射后不管能力和超视距全向攻击能力的导弹。代表机种除了美国的 F-14“雄猫”、F-15“鹰”、F-16“战隼”外;还有苏联的米格-29“支点”、苏-27“侧卫”;法国的“幻影”2000 等。

12. 幻影 2000(第三代战斗机)——法兰西的三角剑

“幻影”2000 是法国达索公司研制的第三代超声速战斗机,如图 4-23 所示。它的研制计划始于 1975 年 12 月,原型机于 1978 年 3 月 10 日首次试飞,生产型于 1983 年开始交付使用。它继承了达索公司研制无尾三角翼战斗机的传统,阻力小,结构质量轻,刚性好,装油量大。另外,它广泛采用了先进技术,包括电传操纵系统、主动控制技术,复合材料用量大。它可执行防

空、截击、空战、攻击、支援和侦察等任务,是目前法国的主力战斗机。



图 4-23 法国“幻影”2000

13. 苏-27(第三代战斗机)——繁荣昌盛的“侧卫”家族

苏-27 是苏联苏霍伊设计局研制的全天候重型制空战斗机,如图 4-24 所示。北约组织给予的绰号是“侧卫”。1969 年开始研制,1977 年 5 月 20 日原型机首次试飞,1981 年 4 月生产型首次试飞,1984 年投入使用。研制中突出飞机的机动性与武器下射能力,采用高推重比、低翼载设计。因此,苏-27 机动性能十分优秀,加速性能和爬升性能超过美国同类飞机,特别是“普加乔夫眼镜蛇”动作使得 F-15、F-16 望尘莫及。苏-27 携弹量很大,能有效对低空目标进行远距截击和进行超视距空战,同时兼有对地攻击能力。

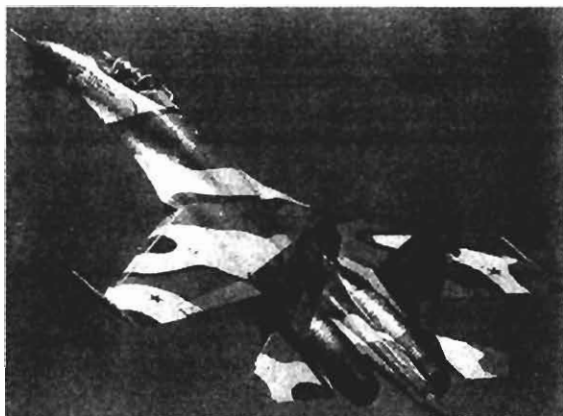


图 4-24 苏-27

苏-27 采用翼身融合体布局,腹部进气道。巡航和高速飞行时,由外段机翼产生升力;机动飞行和大迎角飞行时,边条可提供很大的涡升力。

苏联秘密研制许久的苏-27 型战机第一次被曝光源于著名的苏-27 切割事件(见图 4-25)。1987 年 9 月 13 日,挪威空军的 P-3B 反潜飞机飞入巴伦支海上空进行侦查,一架苏-27 对它进行了拦截。两次警告拦截无效后。苏-27 慢慢地接近,然后飞行员故意地突然加速

从下方掠过,它的垂尾尖端撞上了 P-3B 右侧外侧引擎的螺旋桨叶片,并把它切下 11 cm 长的一条,强大的惯性下碎片被甩出去击穿了 P-3B 机身,导致 P-3B 机舱内失压。

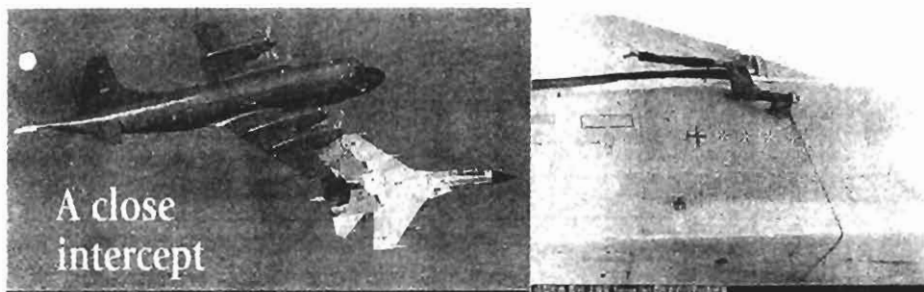


图 4-25 苏-27 切割 P-3B

14. 米格-29(第三代战斗机)——“支点”难支

米格-29 是由苏联米高扬设计局研制的第三代战斗机,既可执行制空和截击任务,也可实施对地攻击。北约组织给予的绰号是“支点”。米格-29(见图 4-26)的研制始于 20 世纪 70 年代初,设计任务书明确要求它在近距作战和超视距作战性能上优于 F-16 和 F/A-18 战斗机。1974 年开始详细设计,1977 年 10 月 6 日原型机首次试飞,1982 年投入批生产,1983 年投入使用。



图 4-26 米格-29

为对抗美国的第三代战斗机,米格-29 设计的重点是高亚声速机动性、加速性和爬升性,因而在气动设计上与以往的米格战斗机有很大不同。机翼装有由计算机控制的全翼展前缘缝翼,提高了低速飞行的机动性,同时大量采用复合材料。米格-29 在综合作战能力方面丝毫不亚于美国的 F-15、F-16 及 F-14 等第三代战斗机。而且米格-29 能做的著名的“眼镜蛇”动作(见图 4-27),目前欧美所有战斗机中只有 F-16 在不挂带任何武器和副油箱的前提下,才能勉强完成。

由于苏联时期军方对设计局的要求分工不同,“米格”长期设计野战前线战斗机,苏霍伊设计局负责国土防空战斗机和中远程对地支援作战飞机的设计。米格的前线战斗

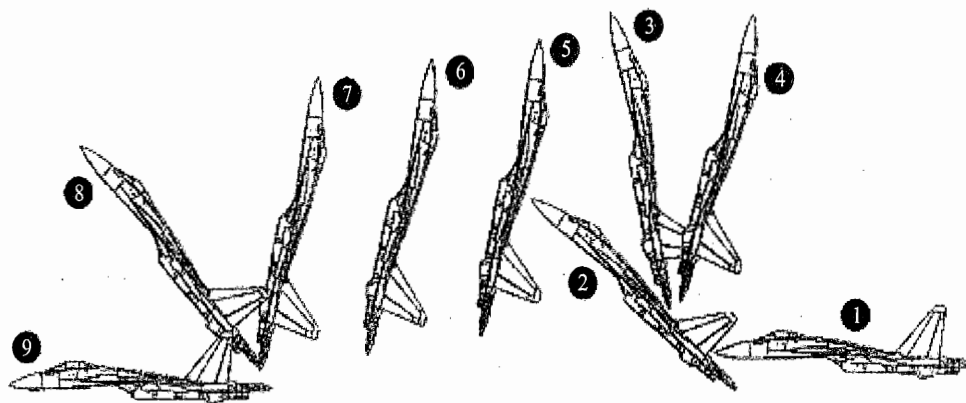


图 4-27 米格-29“眼镜蛇”机动

机一般以条件较差的前线机场为基地,执行中近短程空优作战任务,兼顾对地支援。因此米格战斗机相比起同时期的苏霍伊战斗机型号,一般轻而小,因此航程短,火控武器系统相对落后一些。由于总体规划的限制,米格-29的整体性能和作战能力仍无法与苏-27相比,尤其是作战半径小、火控武器系统较差,给米格-29未来的发展埋下了屡受挫折的伏笔。

米格-29除供苏联军队使用外,还先后向十多个国家出口。在海湾战争和科索沃战争中,米格-29用于实战,但由于数量上过少,并没有给敌军造成太大威胁。尽管米格-29战斗机在海湾战争中曾被美国的F-15、F-16战斗机击落,然而,这并不能说明米格-29战斗机的性能不好,主要是伊拉克的飞行员素质不高。米格-29战斗机仍是当今世界上最好的战斗机之一。

15. 歼-10(第三代战斗机)——“猛龙”出世

歼-10(见图4-28)的项目验证研究从20世纪80年代开始,当时由成都飞机公司和第611飞机设计所基于流产的歼-9型战斗机进行设计。原歼-9项目是为设计一种速度达到 $2.5Ma$ 、带鸭翼的三角翼空防型战斗机,其作战目标是苏联的米格-29和苏-27。最初的计划要求,后来发生了重大变化,于是1988年重新将这款新型战斗机的设计定位在一种采用新技术的中型多用途战斗机上,以替换中国空军庞大的歼-6、歼-7和强-5机队,并有效应对当时同类型的西方战斗机。

歼-10的飞行测试于2003年12月全面完成,并获得了生产许可证。首批50架歼-10A可能已经开始生产。

歼-10采用大三角翼加鸭翼布局,并应用了翼身融合技术,采用的活动翼面技术:外翼前缘为机动襟翼,固定内翼在全动鸭翼的配合下产生绝佳的气动性能。常规飞机的水平尾翼位置被三角翼后缘的四块活动副翼所占据。翼尖部分没有设置用于轻型空空导弹的挂架。



图 4-28 中国歼-10

歼-10 为放宽静稳度设计,并采用四余度电传飞行控制系统。这是中国战斗机首次采用这种当前最先进的飞行控制系统。中国空军使用一架经过特殊改制的歼-8Ⅱ技术验证机测试经过重新设计的电传飞控系统,这表明歼-10 的电传飞控系统是中国自主研发的产物。

16. F-22(第四代战斗机)——四代中的王者

第三代战斗机是当前的主力,但仍有缺点,包括不具备隐身能力,不能实现超声速巡航,超机动性能不高,短距起落性能差,作战半径仍然偏小,可维护性差等。第四代战斗机就是针对这些缺点提出研制的新一代战斗机。20 世纪 80 年代,人们提出了第四代战斗机的概念,其典型的特性是:飞行高度超过 21 000 m,为避开威胁甚至能飞到 30 000 m 高度;具有超声速巡航能力;比目前战斗机具有更高的机动性;作战半径达到 2 000 km;有较长的亚声速飞行时间并能迅速增速到超声速;能携带高超声速空空导弹和空地导弹等先进的作战武器。

第四代超声速战斗机的典型型号有美国的 F-22(见图 4-29)和 F-35、法国的“阵风”、欧洲合作研制的“欧洲战斗机”、瑞典的 JAS. 39 和俄罗斯的 I-42 和苏-37 等。根据目前几种第四代飞机的性能,只有 F-22 全部具备。因而像“阵风”、“欧洲战斗机”、JAS. 39 和苏-37 战斗机有时被称为三代半超声速战斗机。

F-22 战斗机是为了取代 F-15 战斗机而研制的第四代空中优势战斗机。它采用了相对常规的外形设计,综合平衡了隐身性能、超声速巡航性能、敏捷性和维护性。飞机气动部件包括机翼、水平尾翼和两个垂直尾翼。它的气动隐身设计原则是:翼身融合体布局,边条、机翼、尾翼和垂尾的前缘相互平行,后缘相互平行,使雷达反射信号只向几乎垂直与侧面的方向反射,避开了正前方和正后方;两个垂直尾翼向外倾斜,避免侧向发生镜面反射;采用可变弯度的自适应机翼前缘,可降低常规襟翼、副翼等的雷达波反射截面积;发动机进气口呈平行四边形,向侧下倾斜,气流通过较长的进气道进入发动机,这些措施都是为了降低雷达反射截面积。

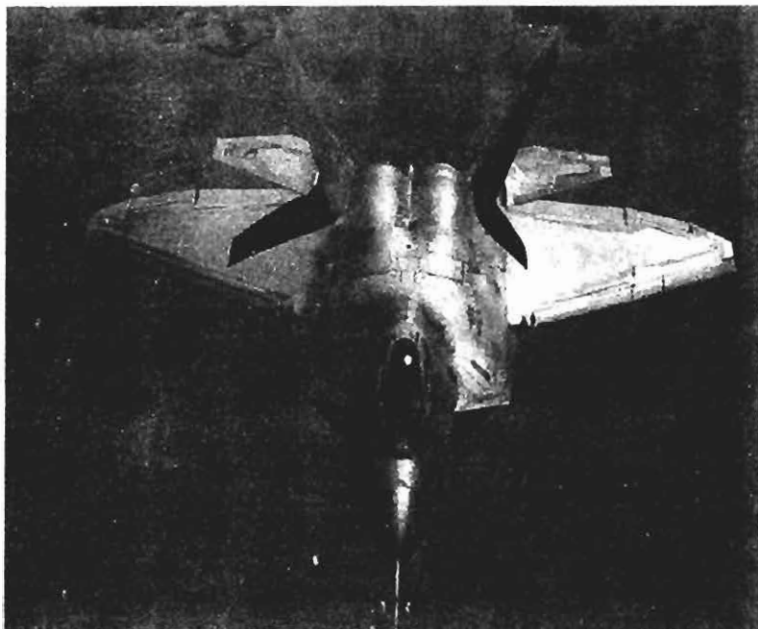


图 4-29 美国 F-22

与 F-117A 周身涂满很重的雷达吸波涂层的做法不同, F-22 将雷达吸波材料只用在机翼和尾翼边缘以及进气道内腔等处, 这样可降低飞机的质量。由于这些技术措施的采用, 使 F-22 具有良好的隐身性能, 气动特性也能够达到设计要求, 比 F-15 的多项战术性能指标高出很多。由于在隐身性能与气动特性上取得折中, 其隐身特性不如 F-117A, 雷达反射截面积约 0.5 m^2 。

F-22 战斗机能在 1.5 Ma 的速度下巡航 30 min 并能实施机动, 这是全新的能力, 可大大提高作战效能。它的机动性和敏捷性大大超过第三代, 如水平加速度是 F-14 和 F-15 的三倍; 推重比比 F-15 大 35.5%; 最大迎角由 F-16 的 25° 一跃提高到 60° , 作战半径也比第三代大大提高。

F-22 还十分强调所谓作战适用性, 它包括可用性、兼用性、运输性、互用性、可靠性、出勤率、维修性、保障性、安全性、测试性、环境适应性等, 也就是飞机在外场使用的满意程度。这方面性能 F-22 普遍比 F-15 高出一倍。F-22 战斗机经过五年的改进和试制, 已于 1997 年 9 月 7 日进行了首次试飞, 目前已经正式服役。

17. (四代战斗机) F-35——“世界战斗机”

美国的 F-35(见图 4-30)有“世界战斗机”之称, 与 F-22 同属第四代战斗机。20 世纪 90 年代, 美军提出“通用低成本轻型战斗机”和“联合先进攻击技术”的新战机理念。1996 年 11 月, 美国国防部选定洛克希德·马丁公司和波音公司为潜在承包商。

在这场竞争中,波音公司推出的 X-32(见图 4-31)在设计上偏重对地攻击。洛克希德·马丁公司推出了 X-35 时,一改喷气式战斗机长距离滑行的弱点,短距/垂直起降能力大大提高。同时,洛·马公司利用研制 F-22 等战机的经验,来降低成本提高性能和可靠性,使 X-35 战斗机不仅成本低、性能好,而且可靠性高。最终,美国国防部选中 X-35,并将其定名为 F-35,用于代替 A-10、F-16、F/A-18、AV-8B 等战机。F-35 将主要由洛克希德·马丁公司与诺斯罗普·格鲁曼公司联合研制。另外,世界上还有 8 个国家参与合作。



图 4-30 F-35



图 4-31 X-32

2006 年 2 月 17 日,第一架 F-35 装备完成下线。F-35 的 3 种型号分别为:常规起降型、短距起飞/垂直着陆型和舰载型。作为第四代战斗机,F-35 具有隐身性能好、武器精度高、作战半径大等特点。F-35 战斗机具有全天时、全天候地攻击陆海空任何目标的能力,将成为美军以对地攻击为主的多用途战斗机,在未来的战场上,将与 F-22“猛禽”战斗机联手,形成类似 F-15 与 F-16 的高低搭配。

4.2.2 轰炸机

轰炸机是通过炸弹、鱼雷或导弹等破坏地面或海上目标的军用飞机。轰炸机按照载弹量分为轻型(3~5 t)、中型(5~10 t)和重型(10 t 以上)轰炸机;按照航程分为近程(3 000 km 以下)、中程(3 000~8 000 km)和远程(8 000 km 以上)轰炸机。轰炸机最早出现在第一次世界大战期间,由侦察机改装而成,只能携带少量炸弹。由于都是木质结构,速度、航程和载弹量等都很小,一战结束时轰炸机的速度还不到 200 km/h,载弹量仅 1 t。第二次世界大战中,轰炸机有了新的发展,装有 4 台发动机的重型轰炸机成为主流,例如美国的 B-29 轰炸机可载弹 9 t。

在 20 世纪 50 年代中期,高亚声速轰炸机开始服役,主要型号有美国的 B-52,苏联的米亚-4 和图-20,以及英国的三“V”轰炸机。50 年代末到 60 年代初,美国和苏联分别开始研制超声速战略轰炸机,其中包括美国的 B-58、B-70 轰炸机和苏联的图-22 轰炸机。60 年代末和 70 年代初,美苏大力推进低空突防变后掠翼战略轰炸机的研制工作,主要型号有美国的 B-1 和苏联的图-26“逆火”和图-160“海盗旗”。

截至目前,世界最高水平的战略轰炸机是美国 B-2。B-2 具有良好的隐身性能,主要用于执行突防任务、摧毁敌方纵深目标,可携带核武器、巡航导弹、近距攻击导弹和制导炸弹等,攻击力和摧毁力极强。

1. B-29——二战最优秀的战略轰炸机

B-29“超级堡垒”(见图 4-32),是波音公司研制的著名战略轰炸机,它参考了 B-17“空中堡垒”的设计,于 1938 年进行了改进。当 1940 年进行招标时,波音公司已在设计上准备就绪。1940 年 8 月 24 日,陆军订购了 3 架 XB-29 原型机。1942 年 9 月 21 日,首架 XB-29 在波音机场进行了首飞。1943 年秋,第一架生产型 B-29 交付,1944 年 6 月 5 日首次参战。B-29 一共生产了 3 970 架。



图 4-32 “超级堡垒”B-29

B-29 采用了特殊的翼型和富勒襟翼,可达到相当高的翼载荷。它的武器系统包括 1 门机炮,10 挺机枪,载弹量 9.07 t,航程高达 6 598 km。它在第二次世界大战末期实施对德国和日本战略轰炸中发挥了巨大作用。

最负盛名的是,它于 1945 年 8 月 6 日和 9 日,分别在日本的广岛和长崎投下了两颗原子弹,加速了日本法西斯的投降。

2. B-2——隐身的“幽灵”

B-2 是美国诺斯罗普·格鲁门公司研制的战略突防隐身轰炸机,如图 4-33 所示。主要作战任务是利用优异的隐身性能,突破敌方的防空系统,对战略目标实施核轰炸或常规轰炸。目前,B-2 只有 B-2A 一种型别。



图 4-33 “幽灵”B-2

1975年,美国国防部所属的“先进计划局”出台了一个代号为“哈维”的项目,落实到空军,就派生出XST计划。1979年,美国国会和国防部正式批准了研制隐形轰炸机的计划。1981年10月美国空军航空系统司令部将研制合同授予诺斯罗普公司,1983年修改计划使其成为一种可进行低空突防的隐身轰炸机,首架原型机1988年11月出厂,1989年7月开始试飞,1993年形成初始作战能力。B-2总计划费用为450亿美元,平均每架飞机计划费用为22.5亿美元,是世界上迄今为止最昂贵的飞机。目前,美国共有包括1架原型机的21架B-2轰炸机。

B-2轰炸机最大特点是优异的隐形功能,飞机结构大量采用先进的复合材料以及蜂窝状雷达吸波结构、锯齿状雷达散射结构,机体表面涂有雷达吸波材料,使其雷达和红外可探测性大大降低,雷达反射截面积仅为B-52飞机的1/1 000。B-2也因此获得“幽灵”的绰号。

1999年5月7日晚,一架B-2轰炸机向中国驻南使馆投掷了5枚JDAM精确制导炸弹,造成3名中国同胞死亡、多人受伤和馆舍被毁。

3. 图-95——令人敬畏的“北极熊”

图-95是苏联图波列夫飞机设计局为苏联空军研制的远程战略轰炸机,如图4-34所示。1951年开始研制,1954年第一架原型机首次试飞,批生产型于1956年开始交付使用。早期型共生产了300多架,除用作战略轰炸机之外,还被用来执行电子侦察、照相侦察、海上巡逻反潜和通信中继等任务。



图4-34 “北极熊”图-95

该机是一种4发涡桨式亚声速轰炸机,采用圆形截面的细长机身。大展弦比后掠机翼和单垂尾的总体布局。4台大功率的HK-12B型涡桨发动机分装于两侧翼下的短舱内,发动机驱动两个AB-60H型反转可逆桨距螺旋桨,螺旋桨直径5.6 m。飞机的最大起飞质量185 t,最大机内装油74 t,最大载弹量25 t;最大飞行速度910 km/h,实用升限15 000 m,航程12 000~14 000 km。

现在俄罗斯大约有150架图-95M/K/MC仍在服役,与40架图-160变后掠翼超声速远程轰炸机和220多架图-22M中远程超声速轰炸机一起,共同组成俄罗斯的战略轰炸机部队。

4. 图-160——海盗旗飘扬

图-160 是苏联图波列夫设计局研制的四发变后掠超声速远程战略轰炸机,如图 4-35 所示。该机是在 20 世纪 70 年代初图-22M 首次试飞后开始研制的,原型机于 1981 年 12 月 19 日首飞,1987 年 5 月开始进入部队服役,1988 年形成初始作战能力。该机采用变后掠布局,机翼位置较低,采用翼身融合体技术与机身相连,圆形细长机身,4 台发动机两两并列安装在翼身连接处的下部,采用电传操纵系统进行飞行控制,四名机组人员前后并列,每人都有单独的弹射座椅。



图 4-35 远程战略轰炸机图-160

图-160 的作战方式以高空亚声速巡航、低空高亚声速或高空超声速突防为主,在高空可发射具有火力圈外攻击能力的巡航导弹,进行防空压制时,可以发射短距攻击导弹,此外,该机还可以低空突防,用核炸弹或核导弹攻击重要目标。截至 1992 年底停产时,该机共交付 40 架。据说图-160 作为火箭载机与“纤夫”飞航式火箭组合可以把轻型卫星送入地球轨道。目前,俄罗斯有 15 架图-160 轰炸机,计划将它们服役到 2030 年。

4.2.3 攻击机

攻击机又名强击机,专门从低空和超低空对地面或水面中小目标进行攻击的军用飞机。它直接用于支援地面部队作战,摧毁敌方的防御工事、弹库、舰船、雷达、交通枢纽等军事目标。

最早的攻击机是由德国容克斯公司研制的容克 JI 型飞机,它也是世界上第一架全金属结构飞机,于 1915 年 12 月 5 日首次试飞。后来容克斯公司又发展了更先进的 CLI-IV 型攻击机,在低空近距离攻击上,显示了良好的性能和作战效果。第二次世界大战前夕,德国使用容克-87 俯冲轰炸机攻击敌军总队和坦克,直接支援地面部队作战。后来这种飞机增设了装甲,配备了大口径机炮,专门用于反坦克作战。苏联在第二次世界大战中,广泛使用了伊尔-2 攻击机,被誉为“空中坦克”,在支援部队方面起到了很大作用。

第二次世界大战后,攻击机又有了新的进步。20 世纪 60 年代后,虽然由于战斗轰炸机的发展,取代了一部分攻击机的作用,但仍出现了多种有代表性并在实战中显示了独特作用的攻击机。例如,越南战争中美军使用的 A-10 攻击机,阿富汗战争中使用的苏-25 攻击机。1960 年,

我国成功研制出“强5”攻击机,载弹量可达2 t。现代攻击机的飞行速度并不快,更强调超低空突防和攻击能力。一些攻击机已具备垂直和短距离起落能力,如俄罗斯的雅克-36和英国的“鹞”式。

1. 伊尔-2——来自空中的死神

伊尔-2(见图4-36)是伊留申设计局设计的强击机,于1938年设计,1939年生产。它在苏德战争中成为使用最广泛的军用机之一,在配合苏联陆军部队作战方面起了很大作用。它的产量也许是全世界军用飞机中最多的,战争期间一共生产了36 136架。它的改型伊尔-10也生产了4 966架,总产量达到41 000架。



图4-36 伊尔-2强击机

德军称伊尔-2为“黑色死神”。对于德国的坦克,伊尔-2强击机是极其有效的攻击性武器。它的装甲很厚,有很强的生存能力,武器火力很猛,因此也被誉为“飞行坦克”。伊尔-2的总重接近6 000 kg,装甲占700 kg,为易损部分提供坚强的保护。它的最大飞行速度为420 km/h。军械包括两门23 mm机炮,3挺机枪,4枚火箭弹,600 kg炸弹。伊尔-2从战争一开始就投入战斗,大出德国军方的意外,因为德国还没有同类型的作战飞机。

1943年夏季,在库尔斯克会战中,伊尔-2发挥了巨大的作用,曾在2个多小时内击毁敌坦克270多辆。

2. A-10——最丑却最有效的攻击机

A-10绰号“雷电”(见图4-37),是美国费尔柴尔德公司研制的空中支援攻击机,1966年,根据越南战争的教训,美军提出了研制新型单座近距支援攻击机,1972年5月10日,第一架A-10原型机首飞,1975年10月21日,A-10生产型首飞,并于1965年开始交付使用,到1984年停产时共生产了713架(其中30架N/AWA-10)。1991年有120架A-10参加了海湾战争,表现出色,赢得了“坦克杀手”的美称。

A-10采用中等厚度的大弯度平直下单翼。机翼翼尖下垂,据称可增大航程8%。机翼为全金属三梁结构。全金属半硬壳式铝合金结构机身,钛装甲总重为550 kg。机身腹部装甲厚50 mm,可承受苏制23 mm高射炮弹的打击。全金属悬臂式结构尾翼,水平尾翼为等弦长,双垂尾装于平尾端部。前三点单轮可收放式起落架,主起落架采用宽胎面低压轮胎,有防滑刹



图 4-37 雷电 A-10

车装置。A-10 拥有坚固的驾驶员座舱装甲,呈浴缸状的钛合金装甲包裹住了整个座舱的下半部,这使飞行员在地面火力中飞行的安全系数大大增加。座舱玻璃也具有相当的防弹能力。A-10 攻击机的两个发动机由于分布得相距较远,减少了同时被防空火力击中而使飞机完全失去动力的机会。垂尾设计成分离得较远的两个小翼面,也是基于相同的理由。

但是,A-10 速度慢,自卫能力弱,只有在掌握制空权的情况下才能较好地执行任务。

A-10 的设计可以说是另类而优秀,不少飞行员在开始看到这种类似二战飞机的落后设计时就觉得他长相太丑,因而取了个“疣猪”的绰号,但是实战中 A-10 证明了自己是最丑却最有效的攻击机,更被美国评为最佳设计的十种武器之一。

3. “鹞”式——可以倒退与悬停的飞机

“鹞”式飞机(见图 4-38)是英国前霍克·西德利公司(现已并入英国航宇公司)研制的第一种实用型固定翼垂直起降飞机,其主要任务是近距空中支援和战术侦察。



图 4-38 “鹞”式翼垂直起降飞机

该机最初是为英国皇家空军研制,主要设计目标是进行低空对地攻击,但也可以用于空战,原型机于 1966 年 8 月 31 日首次试飞,第一架生产型飞机于 1967 年 12 月 28 日试飞。

“鹞”式飞机之所以能垂直起降,主要是因为它有一个与众不同的“心脏”,它是一台装有 4 个转向喷口、可旋转 $0^{\circ} \sim 98.5^{\circ}$ 的“飞马”型涡轮风扇发动机(见图 4-39)。它可以通过改变发动机喷口喷气方向,来提供飞机矢量动力。飞机垂直起降时,喷口转到朝下方向,发动机向下喷气,形成 4 根强劲有力的气柱,使飞机能垂直起降;正常挡飞行时,喷口转向后方,发动机向

后排气,为飞机提供向前的动力。机翼翼尖、机尾和机头均装有喷气反作用喷嘴,用于控制飞机的姿态和改进飞机的失速性能。因为有了特别的“心脏”,“鹞”式飞机除了具有不依赖机场、可以分散隐蔽的特点外,还可以在空作低速机动、原地转弯、倒退及空中悬停等一般歼击机望之兴叹的“特技”飞行运作。

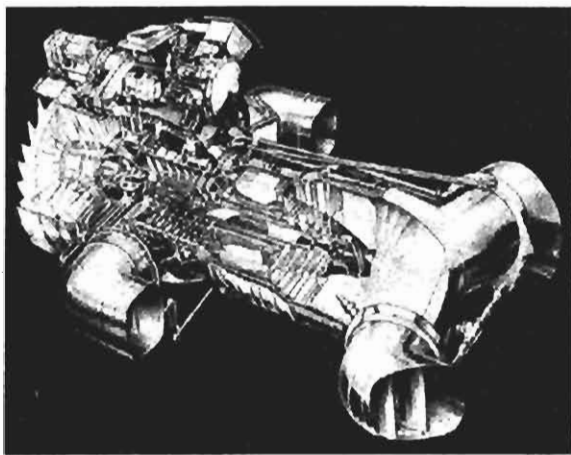


图 4-39 “飞鸟”型涡轮风扇发动机

“鹞”式飞机虽说基本性能相当不错。但鱼与熊掌不可兼得,有优点就有缺点,它的最大缺点是垂直起飞时航程、活动半径和载量弹都太小。如它载弹 1 360 kg,垂直起飞时,作战半径仅有 92 km。

鉴于“鹞”式飞机独特的短距起降功能,英国皇家海军认为把它改型为舰载飞机非常合适,海军舰载型被称为“海鹞”,“海鹞”的最大变化是加高了座舱。“海鹞”式飞机在英阿马岛战争期间曾大显身手,在整个马岛战争中,“海鹞”式飞机战斗出动达 1 500 多架次,空战成绩更是惊人,23 : 0!

美国也与英国合作在“鹞”的基础上生产了 AV-8 型攻击机,在美国海军陆战队服役。

4. “超军旗”——英国海军心中永远的痛

“超军旗”是法国达索·布雷盖公司研制的单座单发轻型舰载攻击机,如图 4-40 所示。该机于 20 世纪 60 年代开始研制,原型机是在标准的“军旗”IV-M 飞机上改装的,第 1 架原型机于 1974 年 10 月首飞,1978 年 6 月开始交付,于 1979 年 1 月装备“克莱蒙梭”航空母舰开始服役。后来“福熙”号航母和“戴高乐”号核动力航母也先后装备了“超军旗”。



图 4-40 “超军旗”舰载攻击机

“超军旗”气动布局的改进之处主要在于采用了改进的机翼和加装了增升装置,机翼为悬臂式中单翼。全金属双梁承扭翼盒结构和机械加工整体壁板受力蒙皮。在航空母舰上停放时,翼尖可向上折叠。副翼为插入式,由不可逆复式液压系统操纵,有人工感觉装置。机翼上表面装扰流片,前缘襟翼亦由液压系统操纵。机身采用全金属半硬壳式结构,按面积律缩腰。全动平尾和方向舵均由复式液压系统操纵。

1981年起,法国向阿根廷出售14架“超军旗”,但因1982年马岛战争爆发,只交付了5架。阿根廷空军在英军全面海空封锁面前毫不畏惧,多次出海顽强作战,获得了一系列重大战果。其中,“超军旗”式飞机通过发射“飞鱼”导弹击沉英军“谢菲尔德”号驱逐舰的战例被认为是现代空海战中的经典。

5. F-117——“夜鹰”折翼巴尔干

F117(见图4-41)由洛克西德著名的“臭鼬工厂”研制,它是一种高亚声速飞机。设计始于20世纪70年代末期。1981年6月15日预生产型飞机在绝对保证秘密的情况下试飞成功,1982年8月23日向美国空军交付了第一架飞机,F-117A服役后一直处于保密之中,直到1988年11月10日,空军才首次公布了该机的照片,1989年4月F-117A在内华达州的内利斯空军基地公开面世。



图4-41 隐身战斗轰炸机F117

F117外形奇特,整架飞机几乎全由直线构成。就是这种奇特的多平面多角体外型,保证了飞机的隐身性能,比如,一般雷达的探测角多与飞机轴平面成 30° 左右,而F117表面的倾角多大于 30° ,可以使雷达波偏转出去。设计师还把F117机身表面和转折处设计成使反射波集中于水平面内的几个窄波束,使两波束之间的微弱信号与背景噪声难以区别。机翼和尾翼都采用了没有曲线的菱形翼型,这在战斗机设计中是前所未有的。F117的进气口为网状格栅隐蔽式,栅条的安装方向由上到下,间隔1.5 cm,能屏蔽10 cm或更长的雷达波。由于格栅在起飞等时候会使进入进气口的气流产生压降,因而设计了辅助进气口,在起飞和降落时打开。尾喷口为开缝式,保证其在红外频谱上的隐形特性。所有舱门和接缝都采用锯齿形,且锯齿边缘与窄波束方向垂直,使其反射波不会形成另外的波束。所有的这些设计,使F117在飞行时的

雷达反射面积比一个飞行员头盔还小。

在理论上,F117 能在设防区域的任何高度飞行,而不必进行地形跟随低空飞行来躲避敌方雷达,因此它比普通飞机更适合于攻击地面目标。

F-117 有许多缺点,这主要是设计时以隐身性能为首要考虑而造成的。例如速度慢,机动能力差,这主要是因为机身结构、布局为照顾隐身需要,气动性能不佳,飞行不稳定,保养及维修费用也相当昂贵,发动机则推力小,并且无加力。尽管如此,但作为世界上第一种隐身战斗轰炸机,已经“名垂青史”了。

F117 的首次实战在巴拿马,而海湾战争更使它名声大噪。据报道,F117 在沙漠风暴期间执行危险任务共 1 271 次,而无一受损。整个战争期间,F117 承担了攻击目标总数的 40%,炮弹命中率 80%~85%。在北约对南联盟发起的空袭行动中,F117 也作为主力参战。1999 年 3 月 27 日,美国对米洛舍维奇领导的南斯拉夫联盟共和国进行野蛮轰炸期间,一架 F-117 隐形攻击机被装备处于绝对劣势的南联盟防空军击落。这是 F-117 第一次被击落,打破了隐形战斗机不可战胜的神话,如图 4-42 所示。2006 年 10 月 29 日,F-117 战机全部退出现役。



图 4-42 被击落的 F-117

4.3 民航客机

与战斗机的划代标准不同,干线客机的分代基本上与飞行速度无关,而是与发动机性能、载重与航程、经济性以及年代有关。目前,喷气式客机已历经五代,粗略地说大约每 10 年出现新的一代。

与战斗机的更新换代不同,新一代喷气式客机是弥补前一代的不足,而不是完全取代它。因此,目前除了第一代喷气式客机之外,第二代、第三代、第四代和第五代同时都在使用,各自在远近不同、繁忙程度不同的航线上发挥着作用。

4.3.1 第一代喷气式客机——“彗星”

第一代喷气式客机是 20 世纪 50 年代投入使用的,机型有英国的“彗星”号(见图 4-43)、法国的“快帆”、美国的波音-707、道格拉斯公司的 DC-8 以及苏联图波列夫设计局研制的图-104 等。这一代的主要特征是采用涡轮喷气式发动机、后掠翼,与活塞式客机相比大大提高了巡航速度和客运量,使民航运营效率大为提高。从气动设计上看,这一代飞机采用了大展弦比后掠翼,层流平顶翼型,机翼前后缘往往带有大面积襟翼。发动机一般都安装在机身外。为降低发动机与机翼气流的干扰,发动机的安装位置往往十分重要。波音-707 和 DC-8 采用了后来成为大型客机标准模式的翼吊发动机短舱形式。由于广泛采用涡轮喷气式发动机,第一代喷气式客机油耗率高,噪声大。其巡航速度较高,机翼升阻比特性较好。

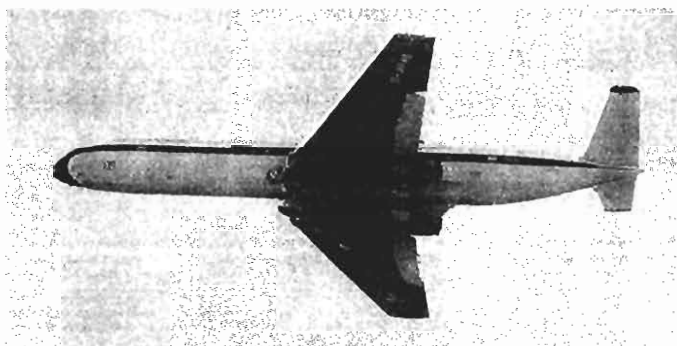


图 4-43 第一代喷气式客机——“彗星”

英国是最早发明喷气式发动机的国家之一,一度领先于世界。二战结束后,英国人将喷气技术用于民用机,从而研制出世界上第一种喷气式客机——“彗星”号。

20 世纪 40 年代初,战争还在继续,英国建立了一个布拉巴宗委员会,研究英国在战后应当发展什么样的旅客机,其中的规划之一就是研制三发动机喷气式客机。1946 年,英国的德·哈维兰公司开始设计这种飞机,并命名为“彗星”号。1949 年 7 月 27 日,原型机进行首次试飞,成为世界上第一种喷气式客机。1952 年 5 月 2 日,“彗星”号客机正式投入航线运营。“彗星”号最引人注目的特点有两个,一是速度快,可达 788 km/h,这是当时任何客机无法相比的;二是采用密封式座舱,可在更高处飞行,平稳性和舒适性也是前所未有的。由于这些特点,一时间各大航空公司纷纷订购“彗星”号飞机。于是“彗星”号又进行了改进,增加了乘客数和航程。但是,在 1952 年和 1953 年“彗星”号接连发生了 3 次飞行事故。后来调查研究显示,长时间飞行引发了飞机结构疲劳,从而开始了航空界对疲劳问题的重视和研究,为后来飞机研制解决疲劳问题打下了基础。德·哈维兰公司也对“彗星”号飞机进行了重新设计和试验,制造出新的改进机型。

4.3.2 第二代喷气式客机——图-154

第二代喷气式客机是20世纪60年代投入使用的,代表机型包括美国的波音-727、波音-737和道格拉斯DC-9(MD-80系列);英国原德·哈维兰公司的“三叉戟”;苏联的图-154(见图4-44)等。主要技术特点是采用新的翼型和低涵道比涡轮风扇发动机,降低了耗油率,提高了经济性。在气动设计上基本确立了悬臂式下单翼布局,注重低阻力亚声速翼型的研究和使用,主要采用尖峰翼型;注重各部件气动干扰,襟翼等增升装置多采用多段式开缝翼,同时为整机减重,复合材料开始大量使用。



图4-44 图-154M

第二代客机的尺寸往往比第一代小,载客量也少,主要用于中短程航线上,两代相互补充。它的经济性有较大改善。目前,第二代客机的改型仍是世界范围内中短程航线上的主力机型。

图-154为苏联图波列夫设计局研制的三发飞机中程客机,1971年基本型开始交付使用。图-154的基本生产型,可载客量167人。图-154A为发展型,安装推力更大的NK-8-2U涡轮风扇发动机,改进了设备和系统,提高了飞行性能和可靠性,降低了维护要求。1973年下半年开始试飞,1975年正式投入航班飞行。图-154B为改进型。改善了飞行横向操纵性,增加了最大起飞质量。机身后气密隔框后移,增加客舱长度,载客量达180人。1977年开始批量生产。图-154S为货运型。1982年秋提出该方案。在B型的基础上进行了改进。在图-154B生产开始后,于1980年提出最新改进型图-154M。最初称为图-164,对水平尾翼重新设计,尾部中央发动机进气口扩大,原位于中央发动机下的辅助动力装置移至机身尾椎内。换装索洛维耶夫D-30KU涡轮风扇发动机。但该型号飞机改进后也增加了飞机空重,不但抵消飞行性能改善而增加的商务载重,而且还低于原来的图-154型号。1984年12月首次交付苏联民航使用。

4.3.3 第三代喷气式客机——波音-747

第三代喷气式客机于20世纪70年代投入使用,代表机型包括美国的波音-747、道格拉

斯 DC-10、洛克希德公司 L-1011；欧洲空中客车公司的 A300 和苏联的伊尔-86 等。第三代喷气客机是针对世界客运量的飞速增长而研制的宽体客机。其机身直径可达 5.5~6.6 m，是第二代以前所谓“窄体”客机的 1.5 倍；起飞质量最大可达 300 t 以上，载客量远程可达 400 人以上，近程则超过 600 人。就外形尺寸而言，宽体客机体积比窄体客机增加不多，但翼面积和机身直径的大幅度增加，因而载质量、载客量、载油量和航程有明显提高。

第三代客机在技术上也有较大改善。动力装置开始采用推力更大、耗油率更低的高涵道比涡扇式发动机，噪声和振动水平则大大下降。乘客的舒适性和航空公司的收益因此大大改善。

波音-747 飞机是波音公司生产的四发(动机)远程宽机身运输机，是一种研制与销售都很成功的宽机身客机。它曾是世界上载客量最大、航程最远的干线客机。随着空客 A380 投入运营，它的载客量降为第二名。1965 年 8 月开始研制，1969 年 2 月原型机试飞，1970 年 1 月首架 747 交付给泛美航空公司投入航线运营，开创了宽体客机航线服务的新纪元。它的双层客舱及独特外形成为最易辨认的亚声速民航客机。自波音-747 飞机投入运营以来，一直垄断着大型运输机的市场。1990 年 5 月起，除 747-400 型外(见图 4-45)，其他型号均已停产。波音-747 一经问世，便赢得了全世界乘客的青睐。747-400 延续了 747 家族的传奇，集先进技术于一体，是世界上最先进、燃油效率最高的飞机。在气动性能方面有了许多重要的改进，其中包括：增加翼梢小翼以减少阻力、采用全新的航空电子设备和驾驶舱、安装最新的机载娱乐系统。



图 4-45 波音 747-400

美国总统专机“空军”1 号由 B747-200B 改装而成，共生产两架，空军代号为 VC-25。

4.3.4 第四代喷气式客机——A320

第四代喷气式客机研制始于 20 世纪 70 年代，80 年代投入使用。当时国际上出现了石油危机，因而这一代飞机特别强调降低运营成本，提高经济性。主要机型有波音-757、波音-767、欧洲的 A310、A320(见图 4-46)和苏联的伊尔-96、图-204 等。这一代客机的载客量一般是 200 人左右，主要用于中短程航线。研制时大量利用了以往机型的成果甚至大部件。

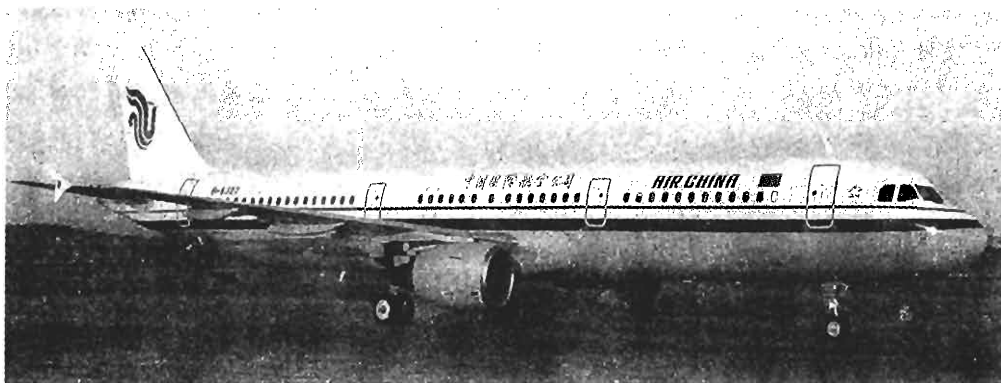


图 4-46 A320

第四代喷气式客机属于半宽体客机,强调的是进一步改善经济性。在发动机上采用了更先进的高涵道比涡扇发动机,耗油率又有降低。由于发动机性能的提高,发动机安装台数普遍改为两台,不像过去的几代采用三台或四台。在气动设计上,除了精心设计机翼形状、襟翼装置外,最大的特点是采用了新的“超临界”翼型。所谓超临界机翼是一种上表面比较平坦,下表面鼓起,后缘部分有下弯的机翼。其巡航速度有所提高,升阻比特性优于“尖峰”翼型。另外,安装翼梢小翼也成了新型第四代客机的特点。同时,随着技术的进步,采用了先进的电子系统,包括电传操纵系统,改善了驾驶特性。

A320 系列是欧洲空中客车工业公司研制的双发中短程 150 座级客机。包括 A318、A319、A320 及 A321 四种客机,这四种客机拥有相同的基本座舱配置,飞行员只要接受相同的飞行训练,就可驾驶以上四种不同的客机。这种共通性设计也降低了维修的成本及备用航材的库存。A320 是一种真正的创新的飞机,为单过道飞机建立了一个新的标准,A320 由于较宽的客舱给乘客提供了更大的舒适性,因而可采用更宽的座椅和更宽敞的客舱空间,它比其竞争者飞得更远、更快,因而具有更好的使用经济性。接着在此基础上又发展了较大型和较小型,即 186 座的 A321 和 124 座的 A319、107 座的 A318。

1994 年 5 月,波音公司购买一架二手 A320 飞机陈列在西雅图以此来激发波音员工,这可能也是空客公司的最大荣幸。

4.3.5 第五代喷气式客机——波音 - 777

第五代喷气式客机于 20 世纪 90 年代投入使用,主要型号有美国波音 - 777、麦道 MD-11、欧洲 A330、A340 和俄罗斯的图 - 96 等。这一代飞机在设计上除增加载客量、提高适应性外,继续探索降低油耗,提高经济性。采用的技术措施有:安装耗油率更低、排污更小、噪声更低、涵道比更高、推力更大、维护性更好的涡扇发动机;加大复合材料的用量;进一步加大展弦比或加装翼梢小翼提高气动效率,采用超临界翼型或高效亚声速翼型。

波音-777是第五代客机中的代表机型,目前市场销路很好,包括中国在内的许多国家都购买了这种飞机。1990年10月29日波音-777项目正式启动,1994年6月12日第1架波音-777首次试飞。波音-777是业界技术最先进的飞机,采用三级客舱布局时可搭载301至368名乘客。777-200的最大航程为5210海里(9649 km),777-200LR(远程型)的最大航程为8865海里(16417 km)。

777是当时世界上最大的双发喷气飞机,目前共有5种型号:777-200、777-200ER(延程型)、更大的777-300(见图4-47),以及正在研制的两款远程机型777-200LR和777-300ER。1992年,波音-777的客舱设计获得美国工业设计师协会的“工业设计优秀奖”,这是该协会第一次为飞机内饰授奖。



图4-47 波音777-300

1995年5月30日,777飞机成为航空史上第一种在服役之初,就获得美国联邦航空局批准作180 min双发延程飞行(ETOPS)的飞机。1998年5月4日,777-300成为航空史上第一种在同一天获得型号认证,和180 min双发延程飞行许可的飞机。

4.3.6 空客与波音的泰坦战争——A380

空中客车A380(见图4-48)是空中客车公司的最新巨型客机,也是全球载客量最高的客机。A380为双层四引擎客机,采用最高密度座位安排时可承载850名乘客,在典型三舱等配置(头等—商务—经济舱)下也可承载555名乘客。该型号的样板飞机于2004年中首次亮相,至2005年1月18日,空中客车于图卢兹厂房为首架A380举行出厂典礼,2005年4月27日首飞成功,并于同年的11月11日,首次跨洲试飞抵达亚洲的新加坡。于2006年正式付运予买家,现时全球有十多家航空公司订购A380。A380在投入服务后,将打破波音747统领35年的纪录,成为世上载客量最大的民用飞机,不过载质量最大的民用飞机仍是苏制的An-225梦想式运输机。



图 4-48 A380 在 2005 年 4 月 27 日首飞成功

4.3.7 超声速客机——“协和”

“协和”(见图 4-49)是原英国飞机公司(现并入英国航宇公司)和法国航宇公司联合研制的四发远程超声速客机。1956—1961 年期间,英、法两国分别单独进行超声速客机的初步研究。1961 年两国决定合作,平均分摊研制费用。1962 年 11 月,两国政府经过协商,签订共同研制两架原型机的合同,正式命名飞机为“协和”。

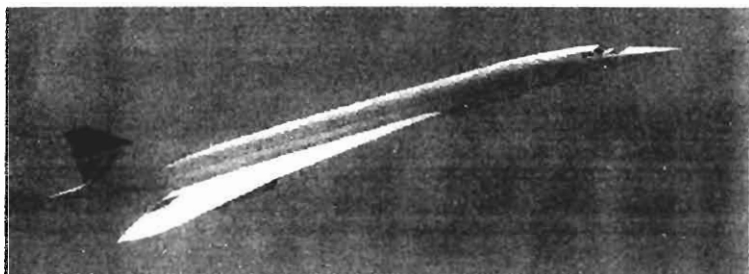


图 4-49 “协和”飞机

但由于“协和”耗油率过高,航程不足,只能勉强飞越大西洋,载客量偏小,使用成本大大高于亚声速客机,致使英、法两国航空公司在“协和”的运营上每年亏损 4 000 万~5 000 万美元,依靠两国政府补贴才能维持其飞行。另一严重缺陷是噪声水平超过美国 FAR36 民航机噪声水平标准,美国政府不允许“协和”在其本土着陆,致使美国和其他国家的民航公司纷纷取消订货。最后,这项耗资 32 亿美元的超声速客机研制计划宣告失败,“协和”只生产 20 架(包括英、法各两架样机),于 1979 年停产。现在法国航空公司和英国航空公司各在运营 7 架。

2000 年 7 月 25 日,法航的一架“协和”客机在从巴黎戴高乐机场起飞后随即起火爆炸,造成机毁人亡。此后,协和客机辉煌不再,英、法国航空公司于 2003 年 4 月共同做出让“协和”客机退役的决定。法国航空公司的“协和”客机于 2003 年 5 月 31 日全部退役,英国航空公司的“协和”客机于 2003 年 10 月 24 日全部退役。

4.4 直升机

4.4.1 单旋翼尾桨直升机

最常见的直升机类型,一个水平旋翼负责提供飞机升力,尾部一个小型垂直螺旋桨负责抵消旋翼的反作用力。代表型号有:苏联米里设计局研制的米-4、米-8、米-26 运输直升机,法国国营航宇工业公司研制的“海豚”轻中型多用途直升机和 SA321“超黄蜂”多用途中型直升机,英法合作生产的“山猫”双发多用途直升机以及美国贝尔公司研制的贝尔 47 轻型直升机、S-70 双发单桨战斗突击运输直升机和麦道公司研制的 AH-64“阿帕奇”武装直升机(见图 4-50)、RAH-66“科曼奇”(世界上第一种隐身直升机)等。



图 4-50 AH-64“阿帕奇”

AH-64“阿帕奇”直升机是美国最先进的具有全天候、昼夜作战能力的武装直升机,由美国原休斯直升机公司研制。在第一次海湾战争中空袭前,8 架“阿帕奇”攻击直升机摧毁了伊拉克西部两个地面雷达站,从而为空袭部队提供了安全走廊,保证了空袭成功。其后,AH-64“阿帕奇”直升机又以单机摧毁 23 辆坦克的纪录载入史册。

AH-64 直升机于 1975 年开始研制,主要用于反坦克作战。与其他直升机相比,“阿帕奇”的突出特点是:第一,火力强,它以反坦克导弹为主要武器,另外还有机炮和火箭等;第二,装甲防护和弹伤容限及适坠性能好;第三,飞行速度快;第四,作战半径大,可达 200 km 左右;第五,机载电子及火控设备齐全,具有较高的全天候作战能力和较完善的火控、通信、导航及夜视系统;第六,具有“一机多用”能力。

4.4.2 单旋翼无尾桨直升机

一个水平旋翼负责提供飞机升力,并从尾部吹出空气,用附壁效应产生的推力抵消旋翼的反作用力。代表型号有美国麦道公司生产的 MD-500/530 直升机。

MD 600N 是波音直升机公司在 MD 520N(见图 4-51)的基础上研制的单发轻型直升机。1994 年 11 月 8 日开始研制,原型机于 1994 年 11 月 22 日首飞。MD 600N 于 1997 年 5 月 15 日取得型号合格证,1997 年 6 月 6 日开始交付使用。



图 4-51 单旋翼无尾桨直升机 MD 520N

MD 600N 主要用于海滨巡逻、公务运输、医疗救护、空中摄影、旅游、执法等;也可用于武装侦察及执行其他军事任务。

旋翼系统采用 6 片桨叶全铰接式旋翼。桨叶用快卸销连接到层压钢片构成的桨毂上,以便折叠。每片桨叶由铝挤压大梁和整块铝蒙皮热胶接而成,桨叶可折叠。机身类似于 MD 520N 的机身,加长了 1.68 m。尾部装置类似于 MD 520N,采用无尾桨旋翼系统。

4.4.3 纵列式双旋翼直升机

两个旋翼前后纵向排列,旋转方向相反,多见于大型运输直升机。代表型号有美国波音公司制造的 CH-47“支奴干”运输直升机,如图 4-52 所示。

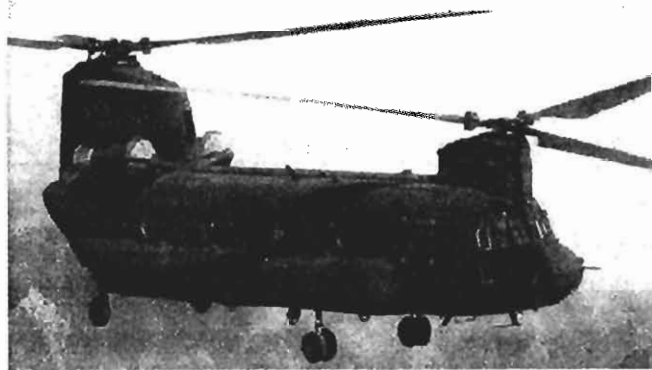


图 4-52 纵列式双旋翼直升机 CH-47“支奴干”

波音-114/414 是美国波音直升机公司研制的双旋翼纵列式全天候中型运输直升机,美国陆军编号 CH-47 和 MH-47“支奴干”。CH-47 是根据美国陆军的全天候中型运输直升机要求设计的,可以在恶劣的高原高温条件下完成运输任务。

CH-47“支奴干”直升机于 1956 年开始研制,当时,美陆军部宣布要以新一代涡轮轴发动机直升机取代它的活塞式发动机运输直升机。美国陆军于 1959 年 6 月与波音直升机公司签订了一项初步合同,制造 5 架 YCH-47A。1961 年 4 月 28 日,第一架 YCH-47A 总装完成。1961 年 9 月 21 日进行了首次悬停飞行。

旋翼系统采用两副纵列反向旋转的 3 片桨叶旋翼由协调轴驱动,以保证每一台发动机都能驱动两副旋翼。机身为正方形截面半硬壳式结构,驾驶舱、机舱、后机身和旋翼塔基本上为金属结构。机身为等截面,下半部分为水密隔舱,能在水上起降;机身后部有货运跳板和舱门。能执行各种战斗与支援任务,包括运送部队、火炮装置和战场补给。

4.4.4 共轴式双旋翼直升机

两个旋翼上下排列在同一个轴上,并且没有尾桨,优点是稳定性好,但技术复杂,因而较为少见。代表型号有苏联卡莫夫设计局研制的卡-50 武装直升机(见图 4-53)。



图 4-53 卡-50 武装直升机

卡-50 是苏联卡莫夫设计局(现俄罗斯卡莫夫直升机科学技术联合体)研制的双发新型共轴反转旋翼武装直升机。

卡-50 是世界上第一种单座近距支援武装直升机。卡-50 不是空战直升机,而是一种用于压制敌方地面部分火力的突击武装直升机。除能完成反坦克任务外,还可用来执行反舰/反潜、搜索和救援及电子侦察等任务。

由于采用共轴反转旋翼布局,不再需要尾桨,从而省去了尾桨和一整套尾桨传动和操纵装置,大大提高了卡-50 的战斗生存性。卡-50 驾驶舱采用承载的双层钢装甲结构,可保护驾驶员不受 100 m 外 23 mm 炮火的伤害。装 K-37-800 零—零弹射座椅和旋翼抛投系统,驾驶员通过火箭式弹射器从驾驶舱中弹出,驾驶员也可选择紧急投抛侧门和设备,从侧门逃出驾驶舱,从而大大提高了驾驶员生存力。驾驶员座椅安装在复合材料蜂窝/铝合金构架上,硬着陆时可以减震。

4.4.5 侧旋翼直升机(双旋翼直升机)

侧旋翼直升机又称为倾斜旋翼直升机,结合了固定翼飞机和直升机两者特点的混合技术直升机。起飞时采用水平并置的双旋翼,飞行中将旋翼向前旋转 90° 变成两个真正的螺旋桨,按照普通固定翼飞机的模式飞行。这样做的好处是可以减小飞行阻力,提高飞行速度,最高可以超过 600 km/h ,同时省油,提高航程,缺点是结构复杂,故障率高,因而极为少见。代表型号有美国贝尔公司和波音公司联合制造的V-22运输直升机。

V-22“鱼鹰”是由美国贝尔直升机公司与波音公司联合研制的双发倾转旋翼机,见图4-54所示。首架原型机于1988年5月出厂,1989年3月首飞,同年9月又进行了从直升机飞行方式转换成定翼机飞行方式的首飞。1991年底开始装备美国海军陆战队和美国空军,主要用于运载士兵和特种作战。



图4-54 V-22“鱼鹰”

V-22的实用升限约 $8\,000\text{ m}$,作战距离大于 $1\,850\text{ km}$,机上设有空中受油装置,空中加油后可加大作战距离。机体结构大部分采用新型复合材料,两个旋转螺旋桨各有3片桨叶,两副旋翼反向旋转并且可折叠。V-22的最大特点是由前飞状态转换到倾斜或悬停状。V-22的固定机翼为悬臂式上单翼,等剖面翼型,略微前掠,并可转动 90° 放置,以减少停放空间。由于采用这种结构,V-22与一般的直升机相比有着速度高、航程远的显著优点。

V-22机载武器可根据执行任务的性质进行选择。通常在货舱内装有若干挺 7.62 mm 或 12.7 mm 机枪,在机身的头部下方安装旋转式炮架,机身两侧安装鱼雷和导弹挂架。

V-22的主要型别有四种: MV-22A,美国海军基本运输型,用于强攻登陆支援,可载24名全副武装的士兵; CV-22A,美国空军远程特殊作战型,用于特种作战部队; HV-22A,美国海军战斗搜索、救援型,还可用于电子战和舰队支援; SV-22A,美海军反潜型,航空母舰、巡洋舰、驱逐舰均可搭载。

4.5 无人机与其他特种飞机

4.5.1 X-1——第一架突破音障的火箭飞机

飞机的飞行速度在声速附近时,会有一股强大的阻力,使飞机产生强烈的振荡,它可能消耗发动机全部功率的 $3/4$,致使速度下降。当飞机超过声速时,这些阻力便会大大衰减,因此,

声速便成为飞行速度的一种障碍,俗称为音障。在研制超声速飞机方面,美国走在了最前面。1943 年底,美国研究了进行一项超声速飞机特别计划的可行性。1944 年初,超声速试验机计划正式出炉,选择了当时发展较快的火箭发动机。这项计划最初确定的型号是 MX-324,由诺斯罗普公司研制,飞机长仅 4.3 m,翼展 11 m。1944 年 7 月 5 日,MX-324 进行了首次试飞,飞行速度曾达到 888 km/h。但由于它太小,不久就被放弃了。

1945 年 1 月,美国开始研制更先进的火箭试验飞机。这就是 X-1 火箭飞机。1946 年 1 月 19 日,第一架 X-1 首次进行了空投自由滑翔试验。10 月 7 日,第二架 X-1 进行了自由滑翔试验。12 月 8 日,由飞行员古德林驾驶,X-1 进行了首次动力飞行试验,其速度达到 880 km/h。



图 4-55 X-1

1947 年 10 月 14 日,由著名试飞员耶格尔(见图 4-56)驾驶,X-1 首次成功地进行了超声速飞行。在空投后,耶格尔启动发动机加速,它从 10 km 高空很快爬升到 12.4 km。在这个高度上,它的水平飞行速度超过声速,达到 1 078 km/h,约为声速的 1.015 倍。

人类终于首次在水平飞行中超过了声速,长期困扰科学家和工程师的音障难关得以突破。这是一项具有历史意义的伟大成就,标志着航空超声速新时代的开始。



图 4-56 耶格尔

4.5.2 侦察机

侦察机(reconnaissance aircraft)是专门用于从空中获取情报的军用飞机,现代战争中的主要侦察工具之一。按遂行任务范围,分为战略侦察机和战术侦察机。战略侦察机一般具有航程远和高空、高速飞行性能,用以获取战略情报,多是专门设计的。战术侦察机具有低空、高速飞行性能,用以获取战役战术情报,通常用歼击机改装而成。

1. SR-71——3 倍声速的怪鸟

SR-71,绰号“黑鸟”,是洛克希德·马丁公司研制的高空战略侦察机,如图 4-47 所示。SR-71 侦察机于 1963 年 2 月开始研制,1964 年 12 月开始试飞,1966 年 1 月交付使用。



图 4-57 SR-71“黑鸟”高空战略侦察机

SR-71 机体质量的 93% 为钛合金,其气动外形为三角翼、双垂尾,发动机布置在机翼上,是世界上第一种突破热障的飞机。该机具有“双三”的能力。所谓“双三”是指飞行高度达到 30 000 m 以上,最大速度达到 3 倍声速以上。因此,SR-71 比现有绝大多数战斗机和防空导弹都要飞得高、飞得快,对他国的战略侦察如入无人之境,没有被击落的纪录。由于 SR-71 的飞行高度和速度都超出人体可承受的范围,飞行员必须穿着全密封的飞行服。

由于维护费用过高,SR-71 曾在 20 世纪 80 年代末退役,但在海湾战争中部分 SR-71 曾重新服役。

2. EP-3E 电子侦察机

EP-3E(白羊座 ARIES)电子侦察机是洛克希德·马丁公司研制的 P-3C(猎户)海上巡逻机的改进型,目前仍是美军的现役信号情报侦察机,如图 4-58 所示。白羊座 ARIES 是 airborne reconnaissance integrated electronics suite 的缩写,意为空中侦察综合电子套件。EP-3E(ARIES) I 是美国海军为了取代原有的洛克希德·马丁公司制造的 EC-121(Constellation)电子侦察机,将 10 架 P-3A 和 2 架 P-3B 反潜巡逻装上电子侦察设备改装而成的。其中侦察设备装在后段机上、下突出的整流罩内,前机身下方装有一个圆盘型雷达天线整流罩。

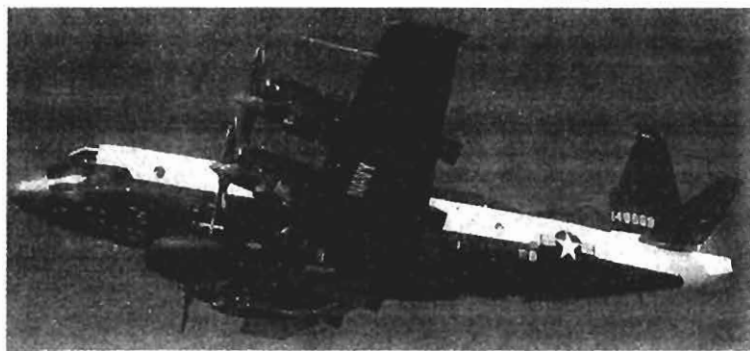


图 4-58 EP-3E“白羊”电子侦察机

美 EP-3E 电子侦察机主要任务是独自或与其他飞机一起在国际空域执行飞行任务,为飞行方队的司令官提供有关敌方军事力量战术态势的实时信息。在公海海域为己方人员提供相关情报,机组人员可以通过对情报数据的分析,确定侦察区域的战术环境,并将相关信息尽快传送到上级领导机关,以便各级决策者可以针对关键性的进展情况做出决策。

2001 年 4 月 1 日上午,一架从日本冲绳美军基地起飞的 EP-3E 电子侦察机抵近我国海南岛东南海域上空进行侦察活动,担负战备值班任务的王伟奉命驾机升空实施跟踪监视。美机违反飞行规则,将王伟驾驶的飞机撞毁。王伟按照长机的命令跳伞,经军地全力搜救未果,已壮烈牺牲。这架美国 EP-3E 军用电子侦察机则紧急迫降在我国的海南陵水军用机场,机上 11 人被扣留,并于 4 月 11 日获释,飞机经拆解后于 7 月 3 日由一架安-24 飞机运走。

4.5.3 预警机

预警飞机是集预警、指挥、控制、通信等多种功能于一体的综合信息系统,是现代战争中的重要装备。世界上第一种预警飞机是美国海军 1958 年装备的 E1B 舰载预警飞机。40 多年来,预警飞机有了长足的发展,美国、苏联等国先后研制生产了 20 余种型号、数百架预警飞机,除装备本国部队,还大量出口到世界上许多国家和地区。最出名的预警飞机有美国的 E-3A、E-2C 和俄罗斯的 A-50。在历次局部战争中,预警飞机都起到了重要作用。

E-3“望楼”预警飞机是一种具有下视能力的全天候远程空中预警和控制飞机,如图 4-59 所示,它不仅可搜索监视水上、陆地和空中目标,而且可以指挥引导己方飞机作战。1963 年美国空军防空司令部和战术空军司令部提出对空中预警和控制系统的要求,1966 年分别与波音公司等公司签订了飞机和雷达系统的研制合同,试验机编号为 EC-137D。随后又以波音 707 为基础制造了 3 架原型机,这就是 E-3 的前身。1975 年 E-3 的第一架原型机试飞,1977 年第一架生产型交付使用。1978 年 5 月已生产 8 架飞机,初步形成作战能力。



图 4-59 E-3“望楼”预警机

E-3 机载设备可分成搜索雷达、敌我识别器、数据处理、通信、导航与导引、数据显示与控

制等6个部分。在9 000 m高度上作值勤巡航时,E-3A能以不同雷达工作方式,有效地探测半径370 km范围内的高空与低空空目标和水上目标,并能通过舰艇和车辆上的应答器获取乙方部队展开情况。系统目标处理容量大、抗干扰能力强,能同时处理4~600个不同目标。

4.5.4 空中加油机

空中加油机用于在空中对飞行中的飞机补充燃油的飞机。空中加油的目的是增大飞机的航程和续航时间。空中加油技术起源于第一次世界大战后美国的一种航空竞技活动。1949年,英国和美国分别研制出实用的空中加油装置。苏联也研制出类似插头锥套式的装置。空中加油机多由运输机或轰炸机改装而成。

美国麦道公司(现已并入波音公司)在其研制的DC-10三发中远程运输机的基础上为美国空军发展的KC-10A空中加油机,是当今世界上功能最全、加油能力最强的空中加油机,如图4-60所示。该机原型机1980年7月12日首飞,同年10月30日完成首次空中加油试验,次年3月17日正式交付美国空军。美国空军共采购了60架KC-10A,1988年11月29日交付完毕。除用于空中加油外,还可用作战略运输机使用,可以在给战斗机加油的同时给海外部署基地运送士兵和所需物资。

KC-10A的空中加油系统采用全新设计,操作人员通过数字式电传操纵系统来控制机尾的加油系统。通过伸缩套管,燃油以最高为每分钟4 180 L的速率传输到受油飞机中去;通过锥形管嘴,最大加油速率是1 786 L/min。配有自动加装燃油阻尼系统和独立燃油断接系统,提高了空中加油的安全性和便利性。此外,KC-10A还可以通过KC-135或其他KC-10A对其加油来增加运输航程。

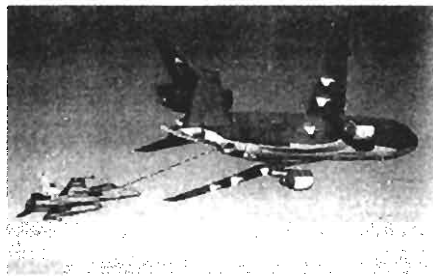


图4-60 KC-10A空中加油机

4.5.5 无人机

所谓无人机,它是动力驱动,能够自主飞行,可重复使用的飞机。无人机比较轻巧,简单,小的才10 g,当然也有11 t重的无人机。无人机可以分为军用和民用两大类无人机。在军用无人机中间又可以分为无人侦察机、无人战斗机、靶机、微型无人机和无人直升机。

无人机最早可追溯到1935年,希特勒为了发动第二次世界大战,命令空军开展对火箭的研究,主要目的是打击敌方。后来随着各种更先进的飞机和导弹的出现,无人机开始作为靶机使用。在越南战争期间,有人军用侦察机应该说得到了广泛的应用,特别是像美国的U-2侦察机,SR-71等有人侦察机,但是在此期间,U-2侦察机在越南、苏联和我国的上空接连被击落下来,损失惨重,而且美国人在外交上也很被动。于是美国人就提出来了要研制无人侦察机。这样就可以减少人员的伤亡。于是美国人首先把火蜂靶机改装成无人驾驶侦察机,把它

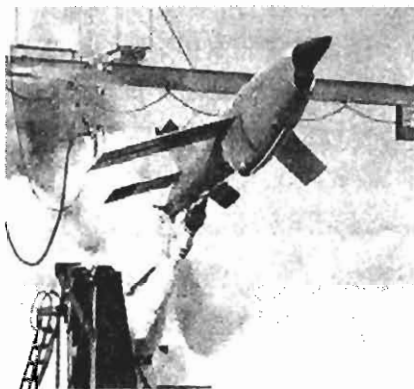


图 4-61 第一架无人侦察机 Ryan

称为 Ryan147,如图 4-61 所示。它的机长是 8.8 m,翼展 3.93 m,起飞质量 1 430 kg,最大的平飞速度 612 m/s,高度达到 18 000 m。

无人侦察机按续航时间和航程的长短,可分为 4 大类型:长航时无人侦察机、中程无人侦察机、短程无人侦察机和近程无人侦察机。

长航时无人侦察机是一种飞行时间长,能昼夜持续进行空中侦察、监视的无人驾驶飞机。长航时无人侦察机又可分为高空型和中空型两种类型;高空型长航时无人侦察机通常飞行高度在 18 000 m 以上,续航时间大于 24 h;中空型长航时无人侦察机一般飞行高度为几千米,续航时间大多不小于 12 h。由于这类无人机的飞行时间特别长,因而常称其为“大气层人造卫星”。目前,高空型长航时无人侦察机已成为无人战略侦察机的主要机型,是世界各国无人机发展的重点。长航时无人侦察机的代表机型主要有美国的“狩猎者”(与以色列联合研制)、“蚊式 750”(蒂尔 I)、“捕食者”(蒂尔 II)、“全球鹰”(蒂尔 II+,见图 4-62)、“暗星”(蒂尔 III-),以色列的“突击队员”、“探索者”以及“苍鹭”等。

中程无人侦察机是一种活动半径在 700~1 000 km 范围内的无人侦察机。它可以实施可见光照相侦察、红外线和电视摄像侦察,能实时传输图像。这种无人侦察机主要用于海军、海军陆战队和空军的军以上部队在攻击目标前的大面积快速侦察和在攻击后进行战果评估。中程无人侦察的代表机型主要有美国的 D-21、324 型“金龟子”和 350 型无人机等。

短程无人侦察机是一种活动半径在 150~350 km 范围的无人侦察机。这类无人侦察机多数为小型无人机。最大尺寸在 3~5 m 范围,全机质量小于 200 kg。在作战时,适用于陆军的军、师级和海军陆战队的旅级部队进行战场侦察监视、目标搜索与定位以及战果评估等。其代表机型主要有“瞄准手”、“不死鸟”、“玛尔特”、“猛犬”、“侦察兵”(见图 4-63)、“先锋”以及“沙漠鹰”(见图 4-64)等。



图 4-62 全球鹰



图 4-63 侦察兵



图 4-64 沙漠鹰

近程无人侦察机是一种活动半径在几千米至几十千米范围的微型无人侦察机。这类无人机飞行速度小,最大尺寸为2~4 m,多数飞机全重小于100 kg,有些飞机质量小于20 kg。它适用于陆军和海军陆战队的旅或营级部队以及小型舰艇进行战地侦察监视和指挥。

未来无人侦察机将在以下4个方面得到大的发展:高空、高速、隐身(包括小型化)和长航时。在未来的战争中,长航时无人侦察机,特别是高空长航时无人侦察机将成为侦察卫星的重要补充与增强手段,从而列入“侦察卫星——载人飞船——预警机——战略导弹——长航时无人机”防卫作战大系统的一个环节,成为未来战场获取战略情报的重要手段之一。

4.6 航天器

4.6.1 人造地球卫星

环绕地球在空间轨道上运行(至少一圈)的无人航天器,简称人造卫星,如图4-65所示。人造卫星是发射数量最多、用途最广、发展最快的航天器,其发射数量约占航天器发射总数的90%以上。1957年10月4日苏联发射了世界上第一颗人造地球卫星。完整的卫星工程系统通常由人造卫星、运载器、航天器发射场、航天控制和数据采集网以及用户台(站、网)组成。人造卫星和用户台(站、网)组成卫星应用系统,如卫星通信系统、卫星导航系统和卫星空间探测系统等。

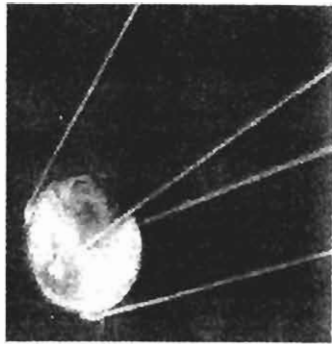


图4-65 人造卫星

人造卫星按运行轨道区分为低轨道卫星、中高轨道卫星、地球同步卫星、地球静止卫星、太阳同步卫星、大椭圆轨道卫星和极轨道卫星(见人造地球卫星运行轨道)。人们更多的是按用途把人造卫星分为科学卫星、应用卫星和技术试验卫星。

4.6.2 宇宙飞船

载人飞船又称宇宙飞船,是一种运送航天员到达太空并安全返回的一次性使用的航天器。它能基本保证航天员在太空短期生活并进行一定的工作。运行时间一般是数天到半个月,一般乘2~3名航天员。

世界上第一艘载人飞船是“东方”1号宇宙飞船。它由两个舱组成,上面的是密封载人舱,又称航天员座舱。这是一个直径为2.3 m的球体。舱内设有保障航天员生活的供水、供气

降落伞回收系统和应急救生用的弹射座椅系统。另一个舱是设备舱,长 3.1 m,直径为 2.58 m。设备舱内有使载人舱脱离飞行轨道而返回地面的制动火箭系统、供应电能的电池、储气的气瓶、喷嘴等系统。“东方”1 号宇宙飞船总质量约为 4 700 kg。它和运载火箭都是一次性的,只能执行一次任务。如图 4-66、图 4-67 所示。



图 4-66 “东方”1 号宇宙飞船



图 4-67 航天员座舱和设备舱

4.6.3 航天飞机

航天飞机是一种垂直起飞、水平降落的载人航天器,它以火箭发动机为动力发射到太空,能在轨道上运行,且可以往返于地球表面和近地轨道之间,可部分重复使用的航天器。它由轨道器、固体燃料助推火箭和外储箱 3 大部分组成。固体燃料助推火箭共两枚,发射时与轨道器的 3 台主发动机同时点火,当航天飞机上升到 50 km 高空时,两枚助推火箭停止工作并与轨道器分离。外储箱是个巨大壳体、内装供轨道器主发动机用的推进剂,在航天飞机进入地球轨道之前主发动机熄火,外储箱与轨道器分离,进入大气层烧毁,外储箱是航天飞机组件中唯一不能回收的部分。航天飞机的轨道器是载人的部分,有宽大的机舱,并根据航天任务的需要分成若干个“房间”。有一个大的货舱,可容纳大型设备。轨道器中可乘载职业航天员乘员。其舱内大气为氮氧混合气体。航天飞机在太空轨道完成飞行任务后,轨道器下降返航,像一架滑翔机那样在预定跑道上水平着陆。轨道器可重复使用。

虽然世界上有许多国家都陆续进行过航天飞机的开发,但只有美国与苏联实际成功发射并回收过这种交通工具,如美国的“亚特兰蒂斯号”航天飞机(见图 4-68)和苏联“暴风雪”航天飞机(见图 4-69)。但由于苏联瓦解,相关的设备由哈萨克接收后,受限于没有足够经费维持运作使得整个太空计划停摆,因此目前全世界仅有美国的航天飞机机队可以实际使用并执行任务。



图 4-68 “亚特兰蒂斯”号航天飞机



图 4-69 苏联“暴风雪”航天飞机

4.6.4 空间站

空间站是一种在近地轨道长时间运行,可供多名航天员在其中生活工作和巡访的载人航天器。小型的空间站可一次发射完成,较大型的可分批发射组件,在太空中组装成为整体,空间站不再返回地球。空间站中有人能够生活的一切设施。

其结构特点是体积比较大,在轨道飞行时间较长,有多种功能,能开展的太空科研项目也多而广。空间站的基本组成是以一个载人生活舱为主体,再加上有不同用途的舱段,如工作实验舱、科学仪器舱等。空间站外部必须装有太阳能电池板 and 对接舱口,以保证站内电能供应和实现与其他航天器的对接。

美国于1973年5月14日发射了第一个成功的试验性航天站——“太空实验室”,该航天站在1973年5月25日至1974年2月8日先后有3批乘员组进入,共载人飞行171天。最著名的空间站应当数苏联的“和平”号空间站(见图4-70),它是人类首个可长期居住的空间研究中心,同时也是首个“第三代”空间站,经过数年由多个模块在轨道上组装而成。2000年底,“和平”空间站部件老化且缺乏维修经费,最终于2001年3月23日坠入地球大气层,碎片落入南太平洋海域中。“和平”号的研究任务今后由国际空间站(MKC,见图4-71)所取代。



图 4-70 苏联的“和平”号空间站

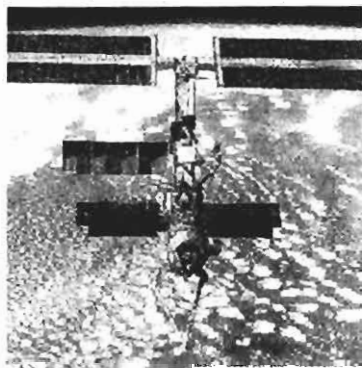


图 4-71 国际空间站

4.6.5 运载火箭

运载火箭是由多级火箭组成的航天运输工具,其用途为把人造地球卫星、载人飞船、空间站和空间探测器等有效载荷送入预定轨道。运载火箭是在导弹的基础上发展的,一般由2~4级组成。每一级都包括箭体结构、推进系统和飞行控制系统。末级有仪器舱,内装制导与控制系统、遥测系统和发射场安全系统。级与级之间靠级间段连接。有效载荷装在仪器舱的上面,外面有整流罩。

许多运载火箭的第一级外围捆绑有助推火箭,又称零级火箭。助推火箭可以是固体或液体火箭,其数量根据运载能力的需要来选择。推进剂大都采用液体双组元推进剂。第一、二级多用液氧和煤油或四氧化二氮和混肼为推进剂,末级火箭采用高能的液氧和液氢推进剂。制导系统大都用自主式全惯性制导系统。在专门的发射中心(见航天器发射场)发射。技术指标包括运载能力、入轨精度、火箭对不同质量的有效载荷的适应能力和可靠性。

目前常用的运载火箭按其所用的推进剂来分,可分为固体火箭、液体火箭和固液混合型火箭3种类型。如我国的“长征”3号运载火箭是一种三级液体火箭;“长征”1号运载火箭则是一种固液混合型的三级火箭,其第一级、第二级是液体火箭,第三级是固体火箭;美国的“飞马座”运载火箭则是一种三级固体火箭。

第 5 章 飞机结构与构造

飞机是一个庞大而复杂的、驶离地面的飞行器系统,是人类制造的最复杂的高技术产品之一。本章是以飞机为内容,所讲的“飞机结构与构造”不包括动力装置和机载设备,只是飞机机体结构即飞机结构。

5.1 飞机结构的基本组成及其功用

飞机的基本组成部分有飞机的机体、操纵系统、动力装置和机载设备等。飞机的机体由大量的零件组成。一架飞机所含的零部件及技术参数达 10^7 量级,而一辆汽车为 10^4 量级,一台金属切削机床为 10^3 量级。如:美国的波音-747 大型客机,每架零件数量多达 600 万个;生产一架乘坐 19 人以下的小型客机,飞机的零部件也要多达 10 万件,需要生产图纸 5 万多标准张,所需的原材料和锻铸件数千项。

5.1.1 飞机结构的主要组成部分

飞机自诞生以来,结构形式虽然在不断变化,但到目前为止,除了极少数特殊形式的飞机之外,大多数飞机结构通常由机翼(包括襟翼、缝翼和副翼)、尾翼、机身和起落架组成,如图 5-1 苏-30MK 战斗/攻击机所示。机翼和尾翼同属翼型面结构形式,其基本构造形式类似。机身可归为筒形结构。

5.1.2 飞机结构的功用

1. 机翼

机翼是飞机的主要气动面,是主要的承受气动载荷部件。其主要功用是产生升力,以支持飞机在空中飞行,还起一定的稳定和操纵作用。如当机翼具有上反角时,可为飞机提供一定的横侧稳定性。

通常在机翼的后缘布置有横向操纵用的副翼、扰流片等附翼,目前在机翼的前、后缘越来越多地装有各种形式的襟翼、缝翼等增升装置,以提高飞机的起降或机动性能。

机翼上常安装有起落架、发动机等其他部件。现代歼击机和歼击轰炸机往往在机翼下布置多种外挂,如副油箱和导弹、炸弹等军械设备。机翼的内部空间常用来收藏主起落架或其他部分结构和贮放燃油。特别是客机,为了保证乘客安全,很多飞机不在机身内贮存燃油,而全部贮放在机翼内。为了最大限度地利用机翼容积,同时减轻质量,现代飞机的机翼油箱大多采用利用机翼结构构成的整体油箱。此外机翼内常安装有操纵系统和一些小型设备和附件。如图 5-2 所示为南昌飞机制造公司研制的单座、双发动机超声速的强击机。左右各 1 门 22 mm

机炮,有 12 个外挂点,可挂各种导弹、火箭和炸弹等。

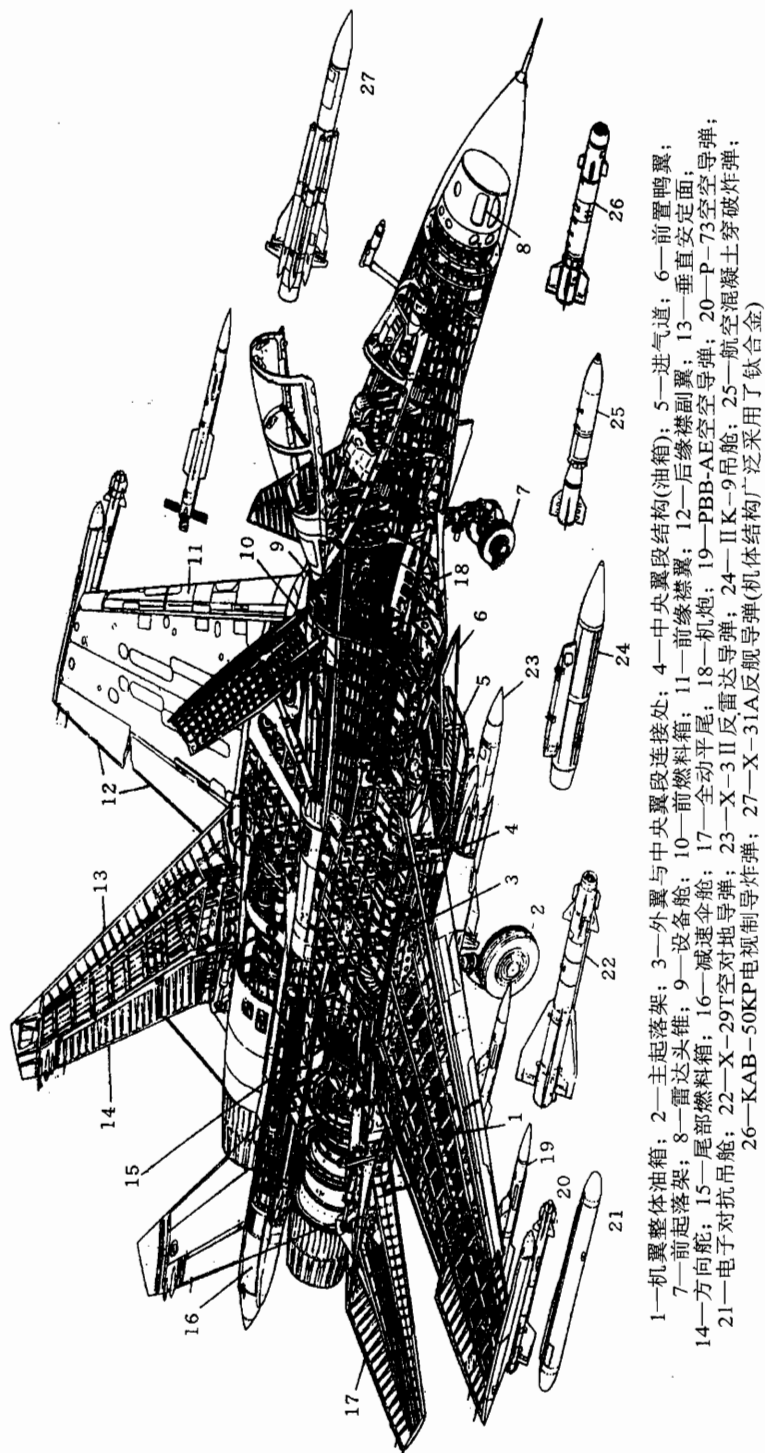


图5-1 苏-30MK战斗/攻击机

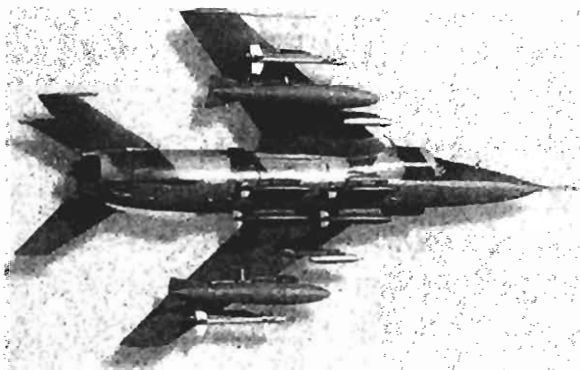


图 5-2 “强 5”飞机的外挂

2. 尾 翼

尾翼的主要功用是用来保证飞机的纵向和航向的平衡与稳定性,以及实施对飞机的纵向(俯仰)和航向的操纵。一般飞机的尾翼由水平尾翼(简称平尾)和垂直尾翼(简称垂尾)两部分组成(见图 5-3)。

正常式平尾(如低速飞机、亚声速飞机)包括水平安定面和升降舵。为了改善跨声速和超声速飞机在高速飞行中的纵向操纵性,在这类飞机上大多采用全动水平尾翼。垂尾一般由垂直安定面和方向舵组成。现代不少超声速战斗机,为增加垂尾面积以加强方向静稳定性,采用双垂尾布置,如苏-27(见图 5-4),米格-25, F-15, F-18 等飞机。还有一些飞机采用无平尾(见图 5-5)或前置鸭翼、V 形尾翼等。



图 5-3 一般飞机尾翼的组成



图 5-4 苏-27 双垂尾的布置



图 5-5 “协和”飞机无平尾的布置

3. 机 身

机身是飞机的一个重要部件,主要用于装载和传力。它的主要功用如下:

- ① 安置空勤人员、乘客,装载燃油、武器、设备和货物等(见图 5-6);

② 把机翼、尾翼、起落架及发动机连接在一起,形成一架完整的飞机。这些部件通过固定在机身上的接头,把作用在各部件上的载荷都传到机身上,和机身上的其他载荷一起达到全机受力平衡,因此可以说机身是整架飞机的受力基础。

从空气动力学角度看,机身并不是必要的。如果机翼很大,能将所有设备和乘员都装入其内,则可取消机身,这样的飞机称为飞翼,如美国诺斯罗普·格鲁门公司研制的 B-2 战略突防隐身轰炸机就是一种采用了翼身融合的无尾飞翼(见图 5-7)。但目前大多数飞机上,机身依然是机体的主要组成部分。

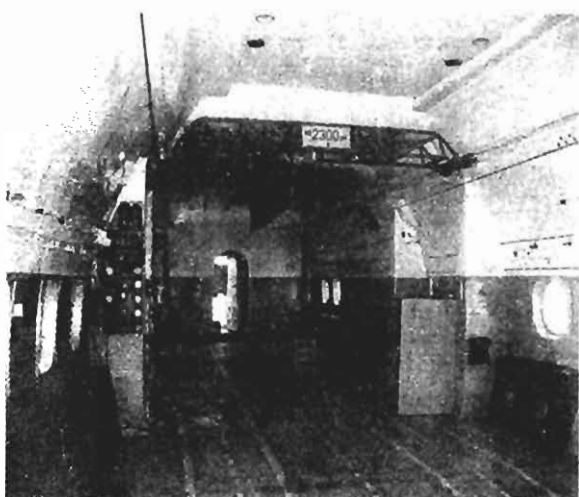


图 5-6 “运 8”飞机机舱



图 5-7 B-2 隐身轰炸机

5.2 飞机结构的基本要求

5.2.1 飞机的战术技术和使用技术要求

飞机按其功用可分为军用飞机和民用飞机两大类。军用飞机的功用主要是完成空中拦截、侦察、轰炸、攻击、预警、反潜、电子干扰以及军事运输、空降等任务。民用飞机是指非军事用途的飞机,包括商业用的旅客机、货机等运输机。

为了完成各种不同的任务,对不同的飞机就有不同的技术要求。对于军用飞机称为战术技术要求;对于民用飞机则称为使用技术要求。

5.2.2 空气动力要求和设计一体化要求

当飞机结构与气动外形有关时,飞机结构应具有良好的空气动力外形以及必要的准确度

和表面质量。飞机的气动外形主要是根据飞机性能要求和飞行品质(操纵性、稳定性等)要求决定的。如果飞机结构达不到必要的气动要求,将会导致飞行阻力增加,升力降低,飞行性能和飞行品质变坏。

随着现代飞机飞行速度、升限和航程的不断增加,为了提高军用飞机的生存力和战斗力,各国正努力发展低可见度的隐身技术,提出了飞机设计向综合性和一体化的发展,对飞机结构提出了新的要求。如图5-8所示F-117A因隐身要求,其机翼下表面与机身上表面均为许多小平面对应的三棱锥面,并采用了不设任何外挂架的埋入式布局,提出了隐身—结构一体化的要求。苏-30MK所采取的翼—身融合技术,要求机翼、机身圆滑过渡融合为一体,并要求机身沿轴向的形状符合面积律规律,大大改善了飞机的气动性能,但增加了结构的复杂性。

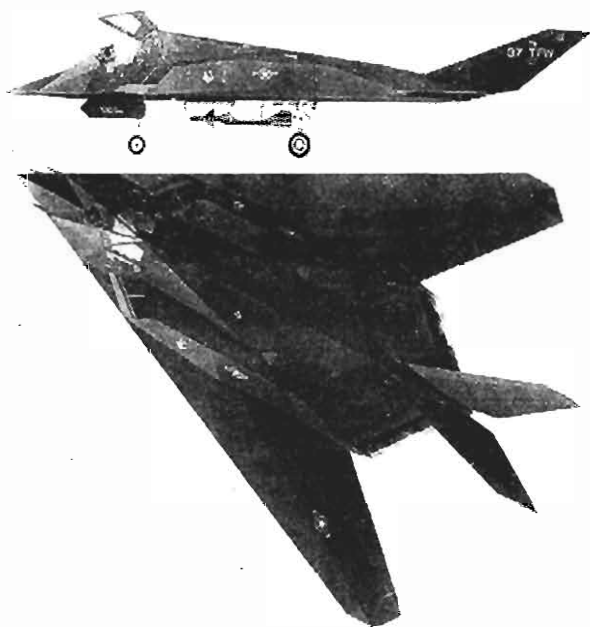


图5-8 F-117 隐身飞机

5.2.3 结构完整性要求

所谓结构完整性是指关系到飞机安全使用、使用费用和功能的机体结构的强度、刚度、损伤容限及耐久性(或疲劳安全寿命)等飞机所要求的结构特性的总称。

强度是指飞机结构在承受外载荷时抵抗破坏的能力。刚度是指结构在外载荷作用下,抵抗变形的能力。强度不够,会引起结构破坏。刚度不足,不仅会产生过大变形,破坏气动外形,而且在一定的飞行速度下会发生很危险的振动现象。

5.2.4 最小质量要求

飞机结构质量的要求,相对于其他地面工程设计来说,有其特殊的意义。在满足飞机的空气动力要求和结构完整性的前提下,应使结构的质量尽可能轻,即达到最小质量要求。因为结构质量的增加,在总质量不变的情况下,就意味着有效载荷的减小,或飞行性能的降低。合理的结构布局是减轻结构质量最主要的环节。

减轻结构质量是飞机设计和制造人员的重要使命,也是飞机型号研制成败的关键。世界上所有飞机设计和制造部门都有一个共同的口号,即“为减轻飞机的每一克质量而奋斗”。

5.2.5 使用维修要求

飞机的各部分(包括主要结构和装在飞机内的电子设备、燃油系统等各个重要设备、系统),须分别按规定的周期检查、维护和修理。良好的维修性可以提高飞机在使用中的安全性和保障性,并可以有效地降低保障使用成本。对军用飞机,尽量缩短每飞行小时的维修时间和再次出动的时间,还可保证飞机及时处于临战状态,提高战备完好性。

5.2.6 工艺要求

要求飞机结构有良好的工艺性,便于加工、装配。这些需结合产品的数量、机种、需要的迫切性与加工条件等综合考虑。对于复合材料等新材料,还应对材料、结构的制作和结构修理的工艺性予以重视。

5.2.7 经济性要求

过去主要是指生产和使用成本。近年来提出了全寿命周期费用(LCC)概念(也称全寿命成本)。全寿命周期费用主要是指飞机的概念设计、方案论证、全面研制、生产以及使用与保障5个阶段直到退役或报废期间所付出的一切费用之和。其中生产费用与使用、保障费用约占全寿命周期费用的85%左右。而减少生产费用最根本的是结构设计的合理性;影响使用和保障费用的关键是可靠性和维护性,也与结构设计直接有关。

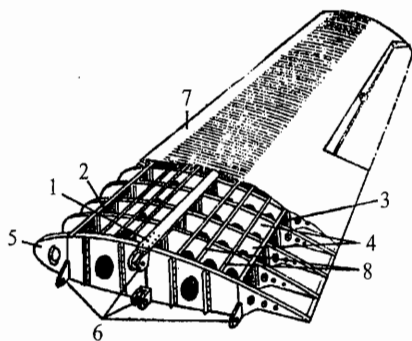
下面分别介绍飞机机翼、尾翼、机身和起落架的基本构造。

5.3 机翼受力构件的基本构造

机翼结构的受力构件主要为蒙皮和骨架结构(见图5-9)。骨架结构中,纵向构件有翼梁、长桁、纵墙(腹板);横向构件有翼肋(普通翼肋和加强翼肋)。

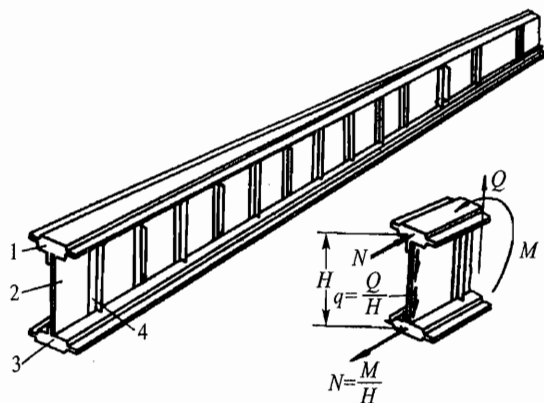
5.3.1 翼梁

翼梁一般由梁的腹板和缘条(或称凸缘)组成(见图 5-10)。翼梁大多根部与机身固接。



1—翼梁;2—前纵墙;3—后纵墙;4—普通翼肋;
5—加强翼肋;6—对接接头;7—硬铝蒙皮;8—长桁

图 5-9 机翼的典型结构构件



1—上缘条;2—腹板;
3—下缘条;4—支柱

图 5-10 翼梁

翼梁常用的剖面形状如图 5-11 所示。翼梁的结构形式可分为腹板式和构架式。现代飞机机翼普遍应用腹板式梁,它构造简单,受力特性好,同时可作为整体油箱的一块隔板。构架式梁则零件多、制造复杂,没有或只有很少的超静定性,安全性低,又不能构成整体油箱,现已很少采用[见图 5-12(b)]。

腹板式梁又分铆接组合式[见图 5-12(a)]和整体式[见图 5-12(c)]两种。

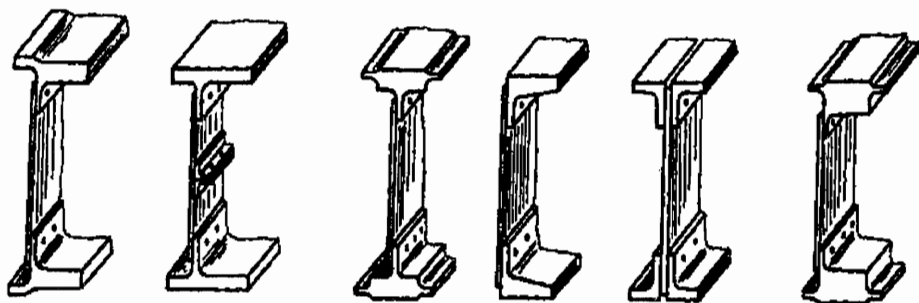
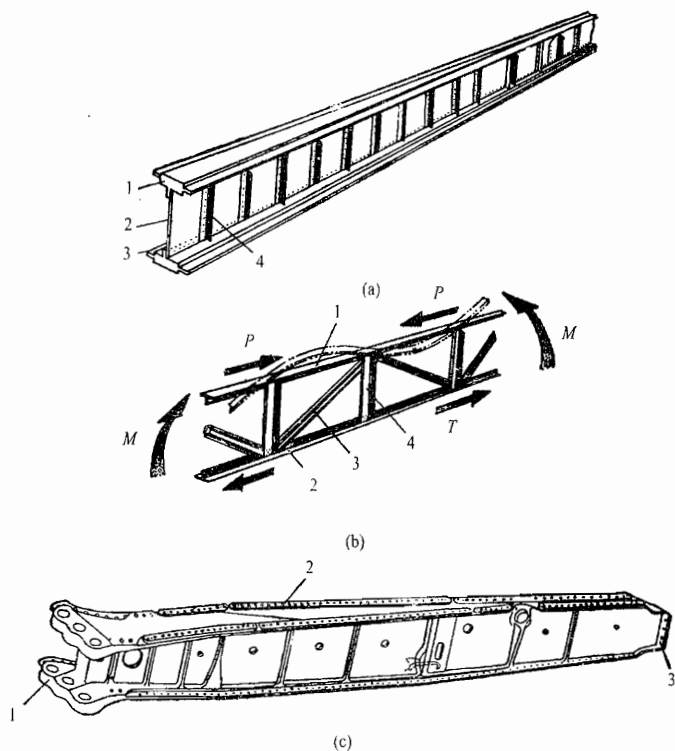


图 5-11 梁的典型剖面



- (a) 腹板(组合)式翼梁: 1—上缘条; 2—腹板; 3—下缘条; 4—支柱;
 (b) 构架式翼梁: 1—上缘条; 2—下缘条; 3—斜支柱; 4—直支柱;
 (c) 整体翼梁: 1—机翼与机身接头的耳片; 2—铆修垫板; 3—固定座

图 5-12 梁的结构形式

5.3.2 长桁

长桁(也称桁条)是与蒙皮和翼肋相连的构件,其上作用有气动载荷。在现代机翼中它一般都参与机翼的总体受力,承受机翼弯矩引起的部分轴向力,是纵向骨架中的重要受力构件之一。除上述承力作用外,长桁还承受蒙皮的局部气动力并传给翼肋,对蒙皮提供支持,提高蒙皮的失稳临界应力。各种长桁如图 5-13 所示。

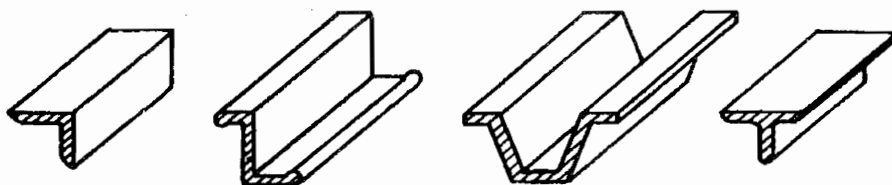
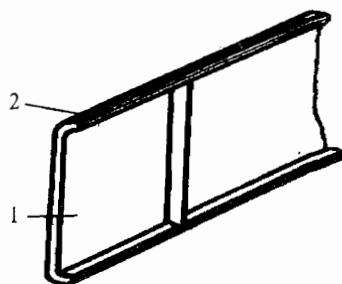


图 5-13 各种长桁

5.3.3 纵 墙

纵墙(包括腹板)是纵向骨架构件之一。纵墙与翼梁的区别在于其凸缘很薄,或者没有凸缘,只有腹板。墙与腹板一般都不能承受弯矩,但与蒙皮组成封闭盒段以承受机翼的扭矩。后墙则还有封闭机翼内部容积的作用(见图 5-14)。



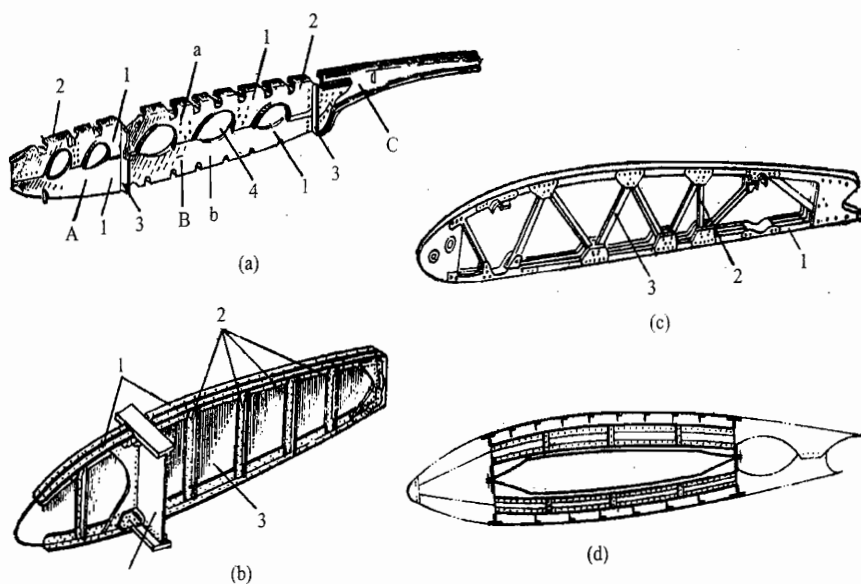
1—腹板;2—弱缘条

图 5-14 纵 墙

5.3.4 翼 肋

翼肋分普通肋和加强肋。其构造形式可分为腹板式、构架式、围框式和整体式等几种(见图 5-15)。

普通肋一般不参加机翼的总体受力,主要用来承受局部气动载荷和维持机翼剖面所需的形状。



(a)腹板式翼肋:1—腹板;2—周缘弯边;3—与翼肋腹板连接的部分;4—减轻孔;

A—前段;B—中段;C—后段;a—上部分;b—下部分

(b)带支柱的腹板式加强肋:1—缘条;2—支柱;3—腹板;4—翼梁

(c)构架式加强肋:1—缘条;2—直支柱;3—斜支柱

(d)围框式翼肋

图 5-15 翼肋构造形

加强肋除了具有普通肋有的作用外,另外主要用于承受其他部件传来的集中载荷或由于结构不连续(如大开口处)引起的附加载荷。它一般由较强的腹板、缘条组成。

由此可见,在机翼传力中翼肋通常是个很关键的构件。

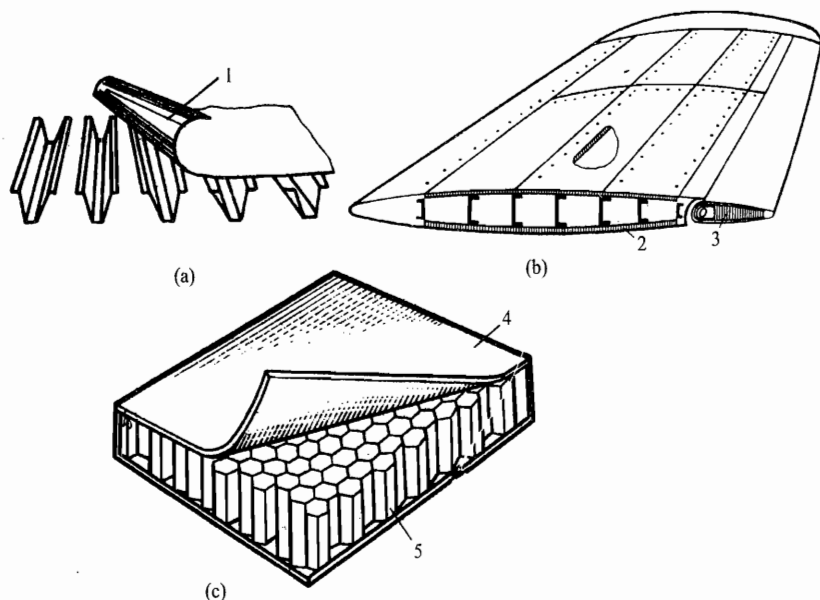
5.3.5 蒙 皮

蒙皮是覆盖在骨架外的受力构件,直接功用是形成流线型的机翼外表面。为了使机翼的阻力尽量小,蒙皮应力求光滑,减小它在飞行中的凹凸变形。从受力看,气动载荷直接作用在蒙皮上,因此蒙皮受有垂直于其表面的局部气动载荷。此外蒙皮还参与机翼的总体受力——它和翼梁或翼墙组合在一起,形成封闭的盒式薄壁结构承受机翼的扭矩;当蒙皮较厚时,它与长桁、翼梁缘条在一起组成壁板,承受机翼弯矩引起的剪切力。

早期的或低速小型飞机用布(麻、棉)作为蒙皮,此时的蒙皮只能承受部分有限的气动载荷,不参加整体受力。目前飞机常见的蒙皮有金属蒙皮、复合材料层压蒙皮、夹层蒙皮(见图 5-16)和整体壁板(见图 5-17,典型剖面形状见图 5-18)等。

现代飞机的蒙皮广泛使用硬铝(下表面蒙皮)、超硬铝;有些 Ma 约为 2.5 的高超声速飞机使用钛合金;有些 Ma 约为 3 的飞机使用不锈钢蒙皮。夹层蒙皮由上、下两块面板和中间芯材组成,芯材有蜂窝夹芯、泡沫塑料、波纹板等。复合材料蒙皮(或壁板)由于其特殊的优异性能,被广泛地用于第四代战斗机和近些年来设计的飞机的翼面结构上。

蒙皮与长桁、翼梁缘条连接在一起,组合成壁板(也称加筋板)。翼肋和梁、墙一起向壁板提供横向支持。壁板有铆接组合式壁板和整体壁板两种典型形式。



(a) 型材支持的金属蒙皮; (b) 夹层结构机翼; (c) 蜂窝夹层壁板

1—金属蒙皮; 2—夹层机翼壁板; 3—全高度夹层结构操纵面; 4—面板; 5—蜂窝

图 5-16 机翼的蒙皮

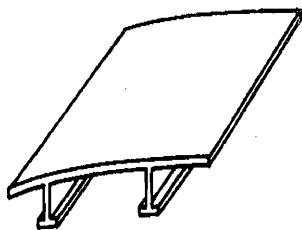


图 5-17 整体壁板

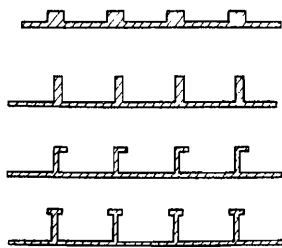
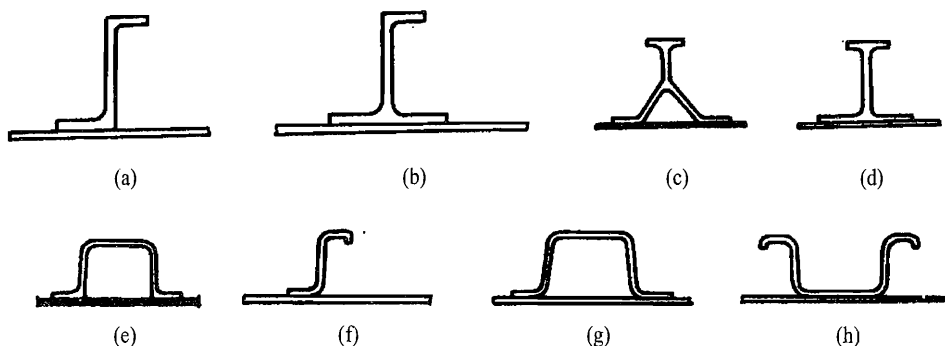


图 5-18 整体壁板的典型剖面

1. 铆接组合式壁板

蒙皮与长桁、翼梁缘条通过铆接连接在一起,组合成壁板。蒙皮与长桁连接在一起组合成壁板的典型形式如图 5-19 所示。



(a)~(e) — 挤压桁条; (f)~(h) — 板弯桁

图 5-19 典型的承力蒙皮壁板

2. 整体壁板

整体壁板是将长桁、缘条和蒙皮作为一个整体而形成的板状。这是一种质量轻、强度高的构件。蒙皮和加强筋由整块材料加工而成,常见的剖面形状如图 5-17 所示。对承受大载荷的长度大的整体壁板,最普遍采用的是挤压成形或机械加工的整体构件,此外也可用化学铣切、精密铸造等方法制作。

当飞机飞行速度进一步提高时,机翼上载荷增大,机翼厚度更趋变薄。此时宜采用整体壁板结构,不宜采用铆接组合式壁板结构。研究表明:若加厚蒙皮则增重多,而增多长桁将增加工艺困难,且因铆接导致的表面质量问题会使阻力增大。因此出现了整体壁板,它在现代高速薄翼飞机上,特别是机翼结构整体油箱区,得到了广泛应用。整体壁板与铆接组合式壁板相比有如下优点:结构上便于按等强度合理分布材料,通过加工使壁板沿展向取得最佳的变厚度分布。结构的总体和局部刚度好,蒙皮不易失稳,改善了气动特性。同时由于减少了铆钉数量,机翼表面更加光滑,提高了气动外形准确度;减少了装配工作量,减小了钉孔的应力集中以及它对壁板截面积的削弱。这样既减轻了紧固件的质量,又可改善疲劳性能,并减少了密封材料的用量,对整体油箱设计提供了有利因

素。采用整体壁板一般可使机翼壁板的质量降低10%~15%,有资料介绍对薄机翼甚至可达20%。其缺点是装配中可能会引起由拉伸或其他一些原因产生的残余应力,易引起应力腐蚀。

5.4 机翼结构的基本构造形式

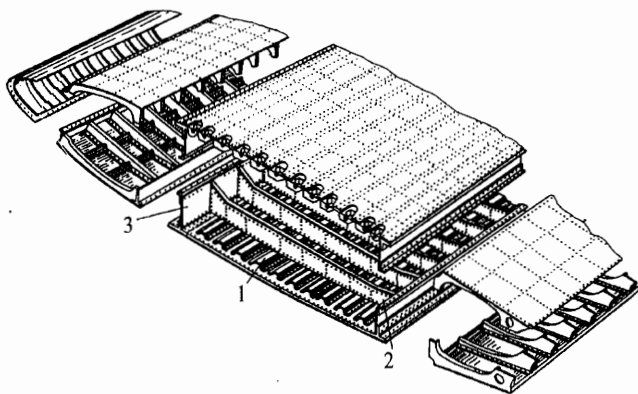
此种形式的分类是按结构中起主要作用的受力构件的组织形式不同来分,有薄蒙皮梁式、多梁单块式、多墙(多梁)式和混合式等。

5.4.1 薄蒙皮梁式

主要的构造特点是蒙皮很薄,常用轻质铝合金制作,纵向翼梁很强(有单梁、双梁或多梁等布置);纵向长桁较少且弱,梁缘条的剖面与长桁相比要大得多,在布置有一根纵梁的同时还要布置一根以上的纵墙。该形式的机翼通常不作为一个整体,而是分成左、右两个机翼,用几个梁、墙根部传递集中载荷的对接接头与机身连接。薄蒙皮梁式翼面结构常用于早期的低速飞机或现代农用飞机、运动飞机中,这些飞机的翼面结构高度较大,梁作为唯一传递总体弯矩的构件,在截面高度较大处布置较强的梁,从效率上看还是适宜的。

5.4.2 多梁单块式

从构造上看,蒙皮较厚,与长桁、翼梁缘条组成可受轴力的壁板承受总体弯矩;纵向长桁布置较密,长桁截面积与梁的横截面比较接近或略小;梁或墙与壁板形成封闭的盒段,增强了翼面结构的抗扭刚度。为充分发挥多梁单块式机翼的受力特性,左、右机翼最好连成整体贯穿机身。有时为使用、维修的方便,可在展向布置有设计分离面,分离面处采用沿翼盒边缘分散连接的形式将全机翼连成一体(见图5-20),然后整个机翼另通过几个接头与机身相连。

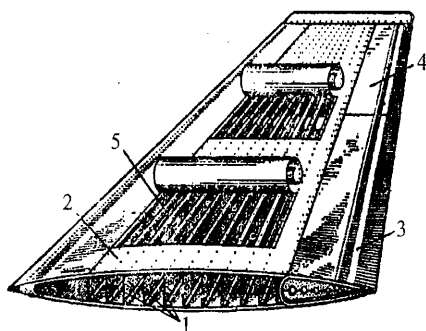


1—长桁;2—翼肋;3—墙或梁的腹

图5-20 多梁单块式机翼

5.4.3 多墙厚蒙皮式

多墙厚蒙皮式有时称为多梁厚蒙皮式,以下统简称为多墙式,这类机翼布置了较多的纵墙(一般多于5个);蒙皮厚(可从几毫米到十几毫米);无长桁;有少肋、多肋两种,但结合受集中力的需要,至少每侧机翼上要布置3~5个加强翼肋(见图5-21)。当左、右机翼连成整体时,与机身的连接与多梁单块式类似。但有的与薄蒙皮梁式类似,分成左右机翼,在机身侧边与之相连。此时往往由多墙式过渡到多梁式,用少于墙数量的几个梁的根部集中对接接头在根部与机身相连,如图5-22所示。



1—纵墙;2—蒙皮;3—襟翼;4—副翼;5—纵墙的缘条

图 5-21 多墙式机翼

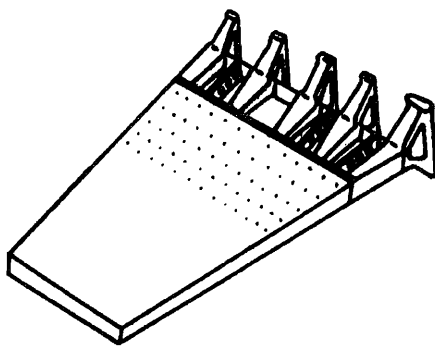


图 5-22 F-104 机翼根部构造

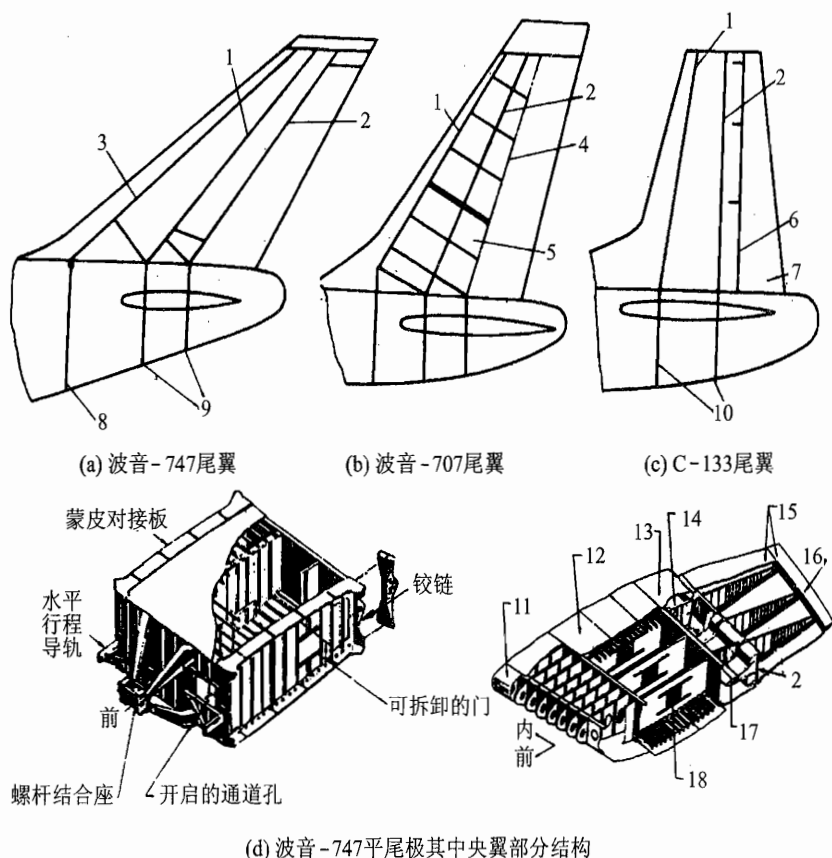
副翼、襟翼等各类附翼的基本构造与机翼类似,在此不再重复。

5.5 尾翼结构的基本构造形式

一般飞机的尾翼由水平尾翼(简称平尾)和垂直尾翼(简称垂尾)两部分组成。平尾和垂尾一般由安定面和操纵面构成。现代许多飞机的平尾采用了全动平尾的结构形式。

5.5.1 安定面和操纵面结构的基本构造形式

安定面的结构和机翼基本相同。现代速度较高的飞机一般采用双梁(多梁)、壁板、多肋的单块式结构。使用多梁是为了增大强度,提高防颤特性,波音-747、波音-767的水平安定面和垂直安定面都是双梁加一辅助前梁(前梁)的结构。现代的高速运输机还有采用由数根梁、密排翼肋和变厚度蒙皮组成的结构,其翼面不用桁条,这种形式的制造成本低、抗扭刚度高,尤其对防颤有较好的效果,波音-707、波音-727的水平安定面就是采用此种结构。舵面一般悬挂于后梁上,因此安定面通常将后梁设计成主梁,且在悬挂接头处布置有加强肋。安定面和操纵面的典型构造如图5-23所示。



- 1—安定面前梁;2—安定面后梁;3—墙;4—方向舵铰链线;5—方向舵平衡板;
6—舵面梁;7—方向舵;8—次强框;9—强框;10—加强框;11—可拆前缘;
12—壁板;13—铝蜂窝;14—铰链肋;15—玻纤蜂窝;16—可更换的后缘;
17—配重;18—检查口

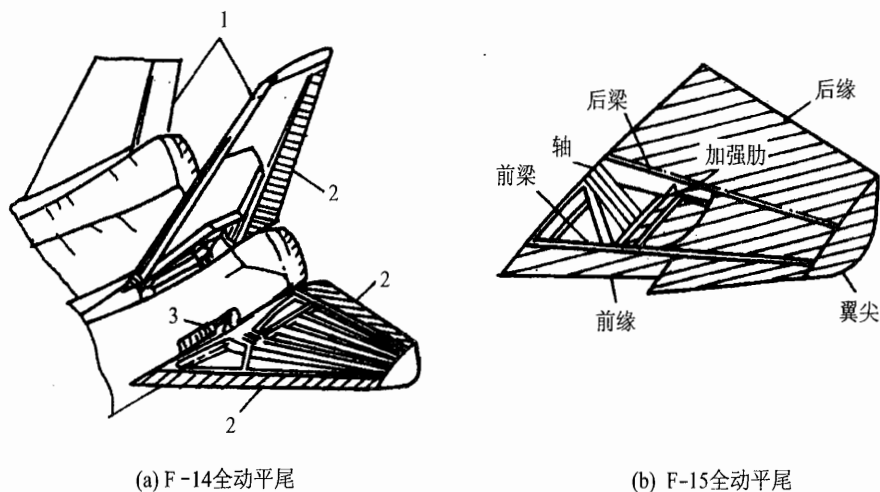
图 5-23 安定面的结构布置与对接加强框的布置

5.5.2 全动平尾结构的基本构造形式

飞机超声速飞行时,因激波后的扰动不能前传,舵面偏转后不能像亚声速流中那样同时改变安定面的压力分布,共同提供操纵力或平衡力,因此尾翼效能下降;然而飞机的纵向稳定性却因机翼压力中心后移而大大增加,二者之间产生了矛盾。为了提高尾翼的效能采用了全动平尾。全动平尾是将整个平尾作为操纵面绕某一轴转动。

基本构造形式有单块式(无梁)、多梁式[见图 5-24(a)]、双梁式[图 5-24(b)]构造,其前、后缘则采用全高度蜂窝或组合式蜂窝结构,F-14、F-15、F-16 全动平尾的蒙皮均采用了复合材料。

双梁式的构造形式在转动平尾上用得较多,因其气动载荷较容易由梁结构传递到转轴上,同时,在制造工艺上也更为有利。



1—垂直尾翼;2—全高度蜂窝;3—制动器

图 5-24 全动平尾部分典型构造

5.6 机身受力构件的基本构造

现代飞机的机身结构是由纵向元件(沿机身纵轴方向)——长桁、桁梁和垂直于机身纵轴的横向元件——隔框以及蒙皮组合而成。机身结构各元件的功用与机翼结构中的长桁、翼肋、蒙皮的功用基本相同。

5.6.1 隔 框

作为横向元件的隔框分为普通框和加强框。普通框主要用于维持机身的截面形状,承受蒙皮的局部载荷。一般沿机身周边空气压力为对称分布,此时空气动力在框上自身平衡,不再传到机身其他结构。普通框一般都为环形框,如图 5-25 所示。

加强框(见图 5-26)主要功用是将装载的质量力和其他部件(如机翼、尾翼等)上的载荷,经连接接头传递到机身结构上,将集中力加以分散,然后以剪流的形式将力传给机身蒙皮。

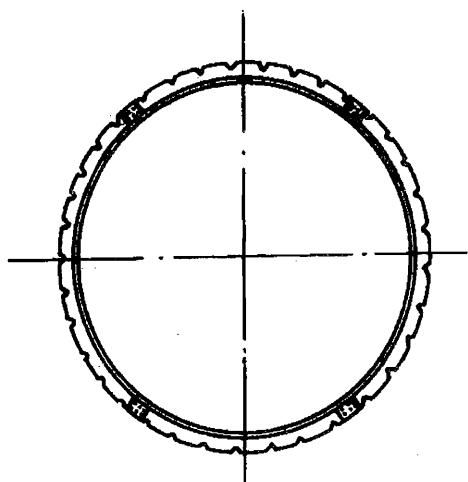


图 5-25 普通框构造

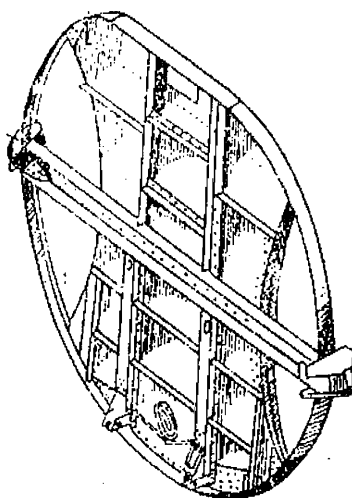
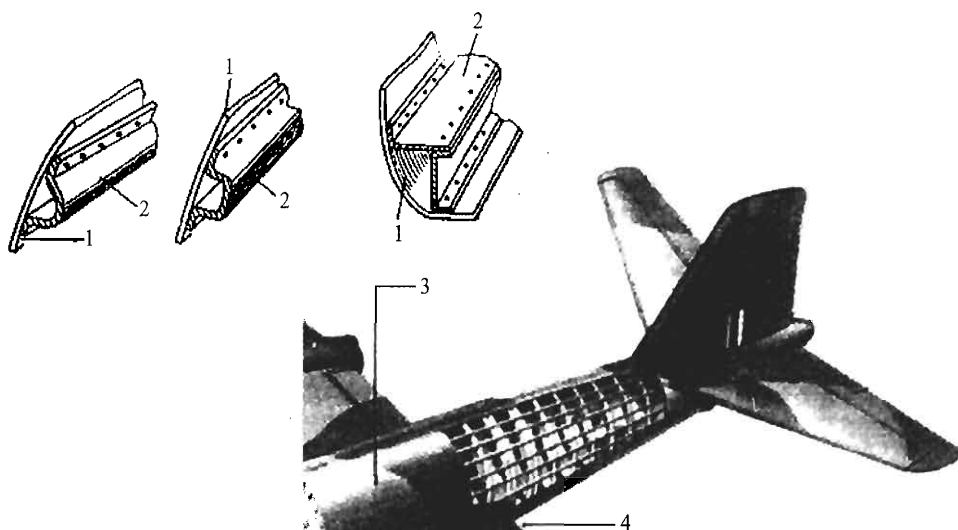


图 5-26 加强框构造

5.6.2 长桁与桁梁

长桁作为机身结构的纵向构件,在桁条式机身中主要用来承受机身弯曲引起的轴向力。另外长桁对蒙皮有支持作用,它提高了蒙皮的受压、受剪失稳临界应力;其次它承受部分作用在机身蒙皮上的气动力并传给隔框,与机翼的长桁相似。桁梁的作用与长桁相似,只是截面积比长桁大,长桁与桁梁如图 5-27 所示。



1,3—蒙皮;2,4—长桁

图 5-27 长桁与桁梁

5.6.3 蒙 皮

机身蒙皮(见图 5-28)在构造上的功用是构成机身的气动外形,并保持表面光滑,所以它承受局部空气动力,在增压密封座舱部位的蒙皮将承受内压载荷,蒙皮将其传递给机身骨架。

蒙皮在机身总体受载中起着很重要的作用。它承受垂直和水平两个平面内的剪力和扭矩;同时它和长桁等一起组成壁板承受垂直和水平两个平面内弯矩引起的轴力。

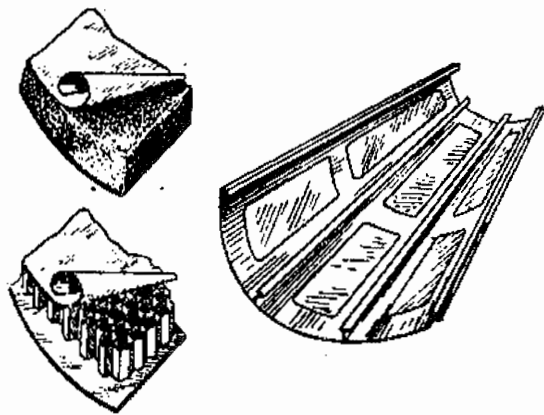


图 5-28 机身蒙皮

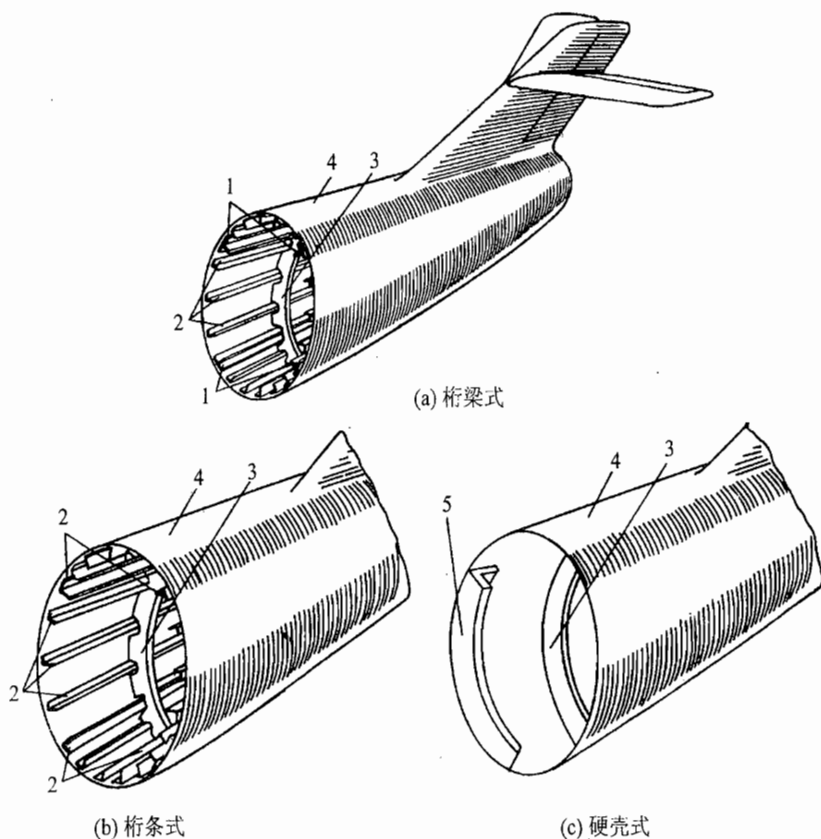
5.7 机身结构的基本构造形式

根据蒙皮参加承受弯矩的程度不同,机身可分为桁梁式、桁条式和硬壳式 3 种构造形式。

5.7.1 桁梁式

桁梁式机身[见图 5-29(a)]结构特点是有几根桁梁,桁梁的截面积很大。在这类机身结构上长桁的数量较少而且较弱,甚至长桁可以不连续,蒙皮较薄。这种结构的机身,由弯曲引起的拉、压轴向力主要由桁梁承受,蒙皮和长桁承受很小部分的轴向力。剪力则全部由蒙皮承受。普通框的作用是维持机身外形,支持纵向构件,加强框除维持外形外,主要承受集中载荷,如机翼、尾翼和机身连接的接头等都安排有加强框。

从桁梁式机身的受力特点可以看出,在桁梁之间布置大开口不会显著降低机身的抗弯强度和刚度。虽然因大开口会减小结构的抗剪强度和刚度而必须补强,但相对桁条式和硬壳式结构的机身来说,同样的开口,桁梁式的机身补强引起的重量增加较少。因此这种形式的机身便于开较大的舱口。



1—桁梁;2—桁条;3—普通隔框;4—蒙皮;5—加强隔框

图 5-29 机身构造形式

5.7.2 桁条式

桁条式机身[图 5-29(b)]的特点是没有桁梁,长桁较密、较强;蒙皮较厚。此时弯曲引起的拉、伸轴向力将由许多桁条与较厚的蒙皮组成的壁板来承受;剪力仍全部由蒙皮承受。普通框和加强框的作用与桁梁式机身相同。从其受力特点可以看出,蒙皮上不宜开大口。但与桁梁式相比,它的弯、扭刚度(尤其是扭转刚度)比桁梁式大。由于蒙皮较厚,在空气动力的作用下,蒙皮的局部变形也小,有利于改善气动性能。

5.7.3 硬壳式

硬壳式机身[图 5-29(c)]结构是由蒙皮与少数隔框组成。其特点是没有纵向构件,蒙皮较厚。由蒙皮承受机身总体弯、剪、扭引起的全部轴向力和剪力。普通框和加强框用于维持机身截面形状,支持蒙皮和承受、扩散框平面内的集中力。

这种机身的优点是结构简单,气动外形光滑,内部空间可全部利用。但因为机身的相对载荷较小,而且机身不可避免要大开口,会使蒙皮材料利用率不高,因开口补强增重较大。所以这种形式的机身实际上用得很少,只在机身结构中某些气动载荷较大、要求蒙皮局部刚度较大的部位,如机身头部、机头罩、尾锥等处有采用。

5.8 起落架

5.8.1 飞机起落装置的类型

现代飞机大部分在陆上起飞、着陆;也有在水上或航空母舰上起飞、降落。在陆上起飞着陆时通常使用带机轮的起落架。当在雪地上使用时常采用雪橇。为了使飞机同时也能在无雪的地面上使用(如在异地起飞或降落时),装雪橇的飞机常同时装有机轮,视需求可将雪橇和机轮中的某一种装置放下使用。

有些飞机也可在陆上(如有些现代无人驾驶飞机)或在航空母舰上(舰载飞机)弹射起飞。舰载飞机在航空母舰上降落时一般须使用拦阻装置,如拦阻网或拦阻缆等,强制飞机停止运动。

水上飞机有船身式和浮筒式两种。船身式水上飞机没有专门的起落装置,飞机的起飞和降落、飘浮和锚泊均由机身上的船身来承担。浮筒式水上飞机的起落装置则是连接在机身和机翼下方、用胶布制作后充气的浮筒。

本节主要介绍常用的采用机轮起落架的有关问题。

5.8.2 起落架的功用

起落架是供飞机起飞、着陆时在地面上滑跑、滑行和移动、停放用的。它是飞机的主要部件之一,其工作性能的好坏以及可靠性直接影响飞机的使用和安全。飞机上安装起落架要达到两个目的:一是吸收并耗散飞机与地面的冲击能量和飞机水平动能;二是保证飞机能够自如而又稳定地完成在地面上的各种动作。总之,飞机的起落架应保证飞机滑行、起飞和着陆的安全以及良好的操纵性、稳定性。

5.8.3 起落架的组成

现代飞机的起落架不单纯只是一个结构,而且是一种相当复杂的机械装置。如图 5-30、图 5-31 所示。

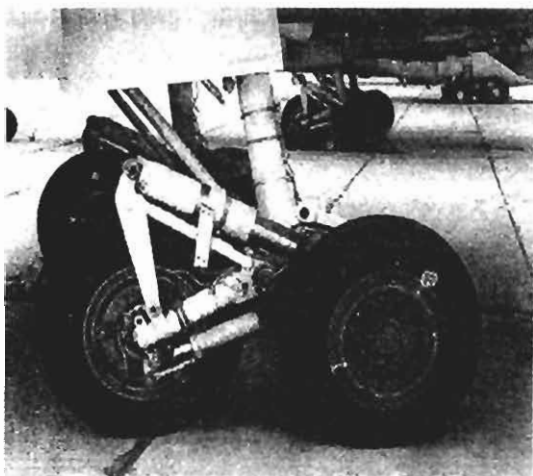


图 5-30 主起落架

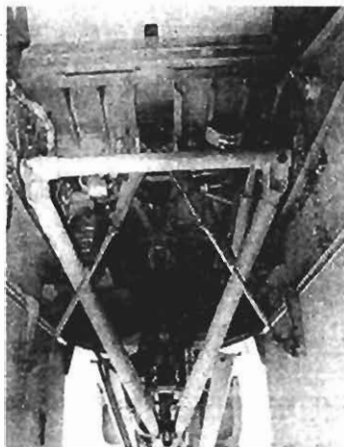


图 5-31 前起落架

起落架包括缓冲系统、受力支柱(有时两者合二为一)、撑杆、机轮、刹车装置和防滑控制系统、收放机构、电气系统、液压系统和其他一些系统和装置。因此起落架结构比飞机其他结构要涉及更多的工程,是一门跨学科的综合技术。它包括飞机结构、机构和多种系统的设计、制造技术。这里主要介绍起落架的基本要求、载荷及其构造,阐述减震系统的工作原理及其基本组成。

5.8.4 起落架的配置形式

起落架按机轮支点数目和位置来分,一般有以下 3 种形式。

1. 后三点式

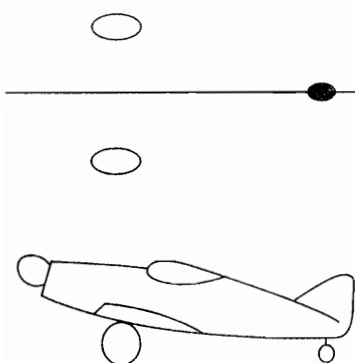


图 5-32 后三点式

后三点式(见图 5-32):两个支点(主轮)对称地布置在飞机重心前面,第三个支点(尾轮)位于飞机的尾部。

它的优点如下:

① 与前轮相比,尾部起落架受载小,结构简单,质量较轻,又短又小,容易布置和收藏。

② 着陆滑跑时迎角大,可利用较大的阻力来进行减速,缩短滑跑距离。

其缺点如下:

① 在大速度滑跑时,遇到前方或强烈制动,容易发生倒立(俗称“拿大顶”)。因此不能与高效率的刹车装置配合使用,从而

而导致着陆滑跑距离增加。

② 起飞、着陆操纵困难,滑行稳定性差。

③ 在停机、起落滑跑时,机身仰起,因而向下的视线不好。

对于小型低速装有活塞式发动机的飞机一般采用后三点式起落架。随着飞机速度的增

大,为保证飞机的着陆安全,现代高速飞机广泛采用前三点式的起落架。

如图 5-33 为初教 5 飞机,其起落架的配置形式为典型的后三点式。



图 5-33 初教 5 的后三点式起落架配置形式

2. 前三点式

前三点式(见图 5-34):两个支点(主轮)对称地布置在飞机重心后面,第三个支点(前轮)位于飞机机身的前部。

其优点如下:

- ① 飞机着陆容易操纵,在地面运动的方向稳定性好。
- ② 飞机着陆时可猛烈刹车而不至使飞机发生倒立,从而可采用高效率刹车装置以大大缩短着陆滑跑距离,这对高速飞机很有利。

③ 飞机的纵轴线接近水平位置,因此乘员较舒适,驾驶员的前方视界好。飞机滑跑阻力小,起飞加速快。可避免喷气发动机的喷流烧坏机场跑道。

其缺点如下:

- ① 前起落架承受的载荷较大,尺寸大,结构复杂,质量也较大,因而起飞时飞机抬头难一些。
- ② 前起落架有时布置较困难。在飞机(特别是战斗机)头部常装有雷达、电气、无线电设备和武器,特别在飞机头部装有发动机时,则前起落架的布置和收藏就更困难些。
- ③ 前轮在高速滑跑中还会出现摆动现象,因此需要有防止摆动的措施,使前起落架结构复杂。

图 5-35 为 F-117 飞机,其起落架的配置形式为典型的前三点式。

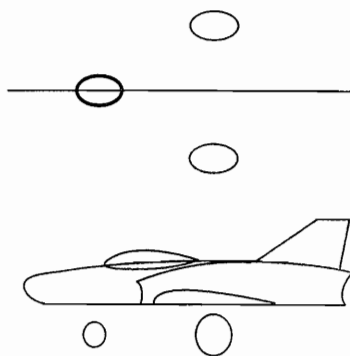


图 5-34 前三点式



图 5-35 F-117 飞机的前三点式起落架配置形式

3. 自行车式

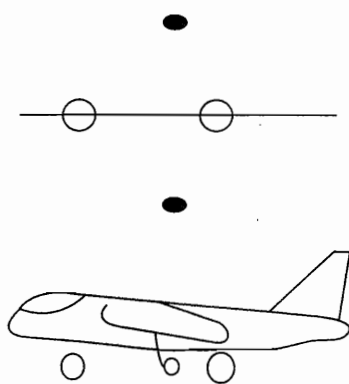


图 5-36 自行车式

自行车式(见图 5-36):两个机轮(前、主起落架)分别安置在机身下飞机重心前后,并收藏在机身内。为防止飞机在滑行和停放时倾斜,另有两个辅助轮对称地装在机翼下面(通常是在翼尖处)。

这种起落架的配置形式常用于机翼较薄,而难于收入起落架的飞机上;也有用于上单翼的轰炸机上,以便减小起落架的长度。这种形式基本上具备前三点式的优点,但由于前起落架比前三点式更靠近重心,因此要承担约 40% 的总载荷,起飞时抬头困难,有时要安装自动增大起飞迎角的装置,如采用起飞滑跑时前起落架支柱伸长或后起落架支柱

缩短的方法来增加迎角。此外,因其不能采用左、右轮刹车阻力不同的方式来帮助飞机转弯,因此要在前轮上装转弯机构,使结构复杂,质量增加。为使前、主起落架都收藏在机身内,所需的开口一般会使结构增重较多(与其他形式比)。因而这种形式仅在个别飞机上使用,如英国的“鹞”式垂直—短距起落战斗机,如图 5-37 所示。



图 5-37 “鹞”式飞机的自行车式起落架配置形式

5.8.5 起落架的结构形式和特点

起落架(机轮起落架)的结构主要由受力支柱、缓冲器(当支柱和缓冲器合成一个构件时则称为缓冲支柱)、扭力臂或摇臂、机轮和刹车装置等主要构件组成。常用的结构形式有构架式起落架、支柱式起落架和摇臂式起落架 3 种。

1. 构架式起落架

这种起落架(见图 5-38)的受力支柱和缓冲器合为缓冲支柱,既承受飞机重力,又起缓冲作用。承力构件中的缓冲支柱及其他杆件(如撑杆),都是互相铰接的,它的机轮通过承力构件与机身和机翼相连(与机身的加强隔框或机翼加强翼肋通过连接接头相连)。当机轮与地面撞击时,只承受拉伸或压缩的轴向力,不承受弯矩,因此构造较简单,质量也较轻。但这种起落架的

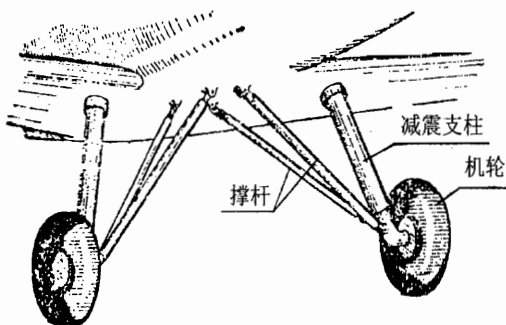


图 5-38 构架式起落架

外廓尺寸大,很难收入飞机内部,都是固定不能收放的。因此,构架式起落架主要用于轻型低速飞机,对于现代高速飞机来说,因难以收放,已不再采用。

2. 支柱式起落架

这类起落架的支柱就是由外筒和活塞杆套接起来的缓冲支柱,机轮直接装在支柱下端,支柱上端固定在机体骨架上(图 5-39)。支柱套筒起落架分单支柱套筒式和双支柱套筒式。双支柱套筒式起落架的质量和体积较大,而且两个缓冲支柱的动作很难做到完全一致,因此目前已很少采用。

单支柱套筒式起落架又可分为张臂式和撑杆式两种。图 5-39 所示为张臂式起落架,它的支柱就像一根一端固定在机体骨架上的张臂梁。为了减小起落架支柱的受力,很多飞机上采用了撑杆式起落架(见图 5-40)。这种起落架的支柱相当于一根双支点外伸梁,由于斜撑杆的支持作用,支柱所承受的侧向弯矩可大大减小。斜撑杆往往还作为起落架的收放连杆,或者斜撑杆本身就是受放作动筒。扭力臂的作用是制止缓冲支柱的外筒和内部活塞杆的相对运动而影响机轮的滑跑方向。

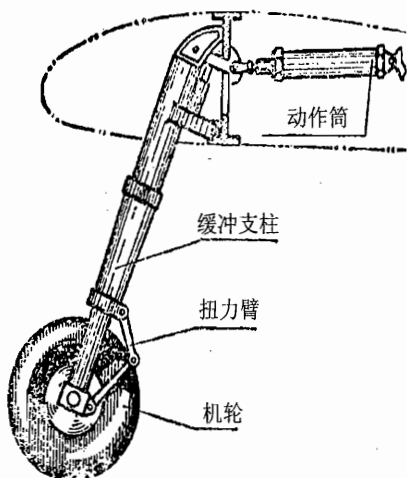


图 5-39 张臂式起落架

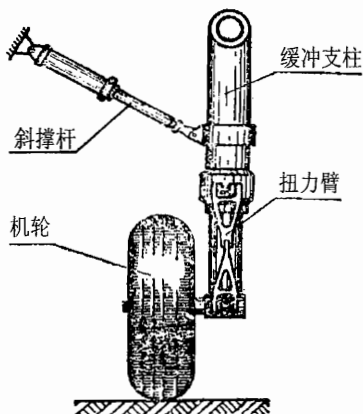


图 5-40 撑杆式起落架

这种结构形式起落架的特点如下：

① 结构紧凑，质量较轻，起落架收藏容易。因此这种起落架长期以来得到了广泛的应用。

② 在飞机着陆和滑行过程中，这种起落架承受水平撞击时，起落架上的载荷通常是不通过支柱轴线的，在这种载荷作用下，要承受较大弯矩，缓冲支柱不能很好地起缓冲作用。

③ 缓冲支柱要承受较大弯矩，使活塞杆和支柱外筒接触的地方产生较大的摩擦力。这样，不仅缓冲支柱的密封装置容易磨损，而且它的工作性能也要受到很大影响。由于它的密封性较差，缓冲器内部灌充的气体压力将受到限制，因而缓冲器行程较大，整个支柱较长，质量增加。

因此这种形式的起落架常用于起落架较长、使用跑道路面较好、前方撞击较小的飞机上，并更多地的主起落架上采用。

3. 摇臂式起落架

这种起落架的机轮不同缓冲支柱直接相连，而是通过一个摇臂悬挂在承力支柱和缓冲器下面，所以称为摇臂式。它有两种形式，一是缓冲器与承力支柱分开的摇臂式起落架(见图 5-41)，这种形式大多用作主起落架；另一种是缓冲器与承力支柱合二为一的摇臂式起落架(见图 5-42)，它往往用作前三点式飞机的前起落架。

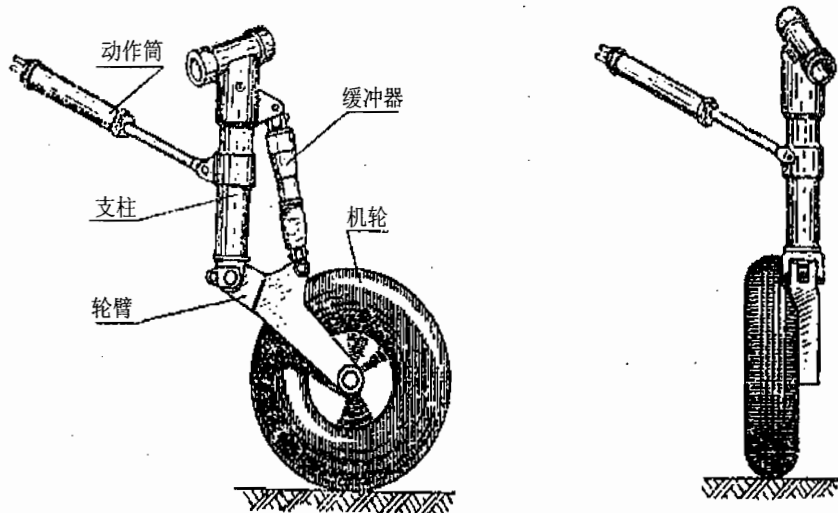


图 5-41 摇臂式起落架(一)

摇臂式起落架的特点如下：

① 摇臂式起落架不仅对垂直撞击，而且对前方撞击(如在不平的跑道上颠簸)和刹车等均有不同的缓冲能力。机轮可随摇臂前支点上、下移动，提高了在不平道面上的适应性，减小了过载，改善了起落架的受力性能。

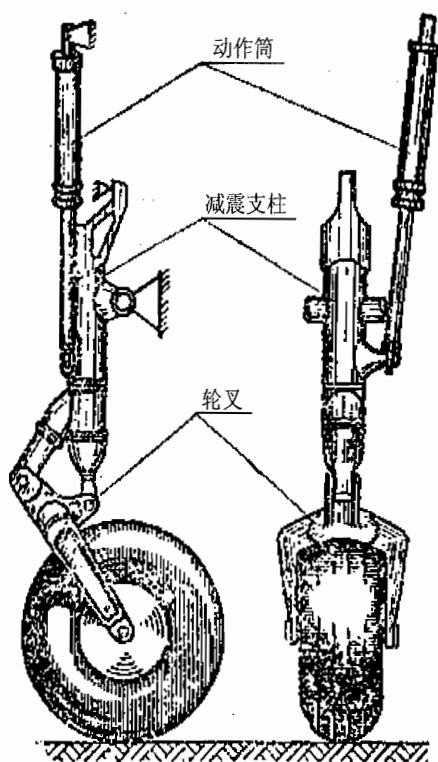


图 5-42 摇臂式起落架(二)

② 缓冲器只承受轴向力,不承受弯矩,改善了受力性能,因而密封性较好,可提高缓冲器内部的充气压力,这样缓冲器吸收同样能量时其行程较小,缓冲器尺寸可做得比较小,与前面的形式相比,起落架的整个高度可以减小。

③ 由于摇臂受力大且复杂,交点多,协调关系也多,因此它的构造和工艺均较复杂,一般比较重。起落架前后方向的尺寸也将有所增大。

这种形式适用于起落架高度较小、着陆速度较大或使用跑道较差的飞机上,尤其是在飞机前起落架上用得较多。

第6章 飞行器动力

6.1 概 述

飞行器发动机的主要功用是为飞行器提供推进动力或支持力,是飞行器的“心脏”。自从飞机问世以来的几十年中,发动机得到了迅速的发展,从活塞式发动机,到涡轮喷气式发动机,到可以在外太空工作的火箭发动机等,已经形成了一个种类繁多,用途各不相同的大家族。飞行器发动机常见的分类原则有两种:按空气是否参加发动机工作和发动机产生推进动力的原理,分类见图6-1。

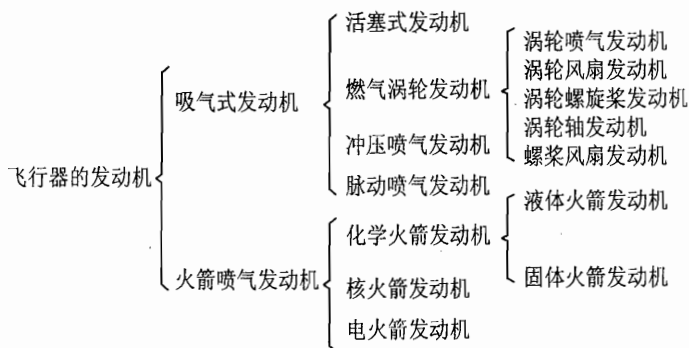


图6-1 飞行器发动机分类

按发动机是否需空气参加工作,飞行器发动机可分为两类:

吸空气发动机简称吸气式发动机,它必须吸进空气作为燃料的氧化剂(助燃剂),所以不能到稠密大气层之外的空间工作,只能作为航空器的发动机。一般所说的航空发动机即指这类发动机。如根据吸气式发动机工作原理的不同,吸气式发动机又分为活塞式发动机、燃气涡轮发动机、冲压喷气式发动机和脉动喷气式发动机等。

火箭喷气式发动机是一种不依赖空气工作的发动机,航天器由于需要飞到大气层外,所以必须安装这种发动机。它也可用作航空器的助推动力。按形成喷气流动能的能源不同,火箭发动机又分为化学火箭发动机、电火箭发动机和核火箭发动机等。

按产生推进动力的原理不同,飞行器的发动机又可分为直接反作用力发动机、间接反作用力发动机两类。

直接反作用力发动机是利用向后喷射高速气流,产生向前的反作用力来推进飞行器。直接反作用力发动机又称喷气式发动机,这类发动机有涡轮喷气发动机、冲压喷气式发动机、脉

动喷气式发动机、火箭喷气式发动机等。

间接反作用力发动机是由发动机带动飞机的螺旋桨、直升机的旋翼旋转对空气做功,使空气加速向后(向下)流动时,空气对螺旋桨(旋翼)产生反作用力来推进飞行器。这类发动机有活塞式发动机、涡轮螺旋桨发动机、涡轮轴发动机、涡轮螺旋桨风扇发动机等。而涡轮风扇发动机则既有直接反作用力,也有间接反作用力,但常将其划归直接反作用力发动机一类,所以也称其为涡轮风扇喷气发动机。

6.2 航空活塞发动机

航空活塞式发动机是利用汽油与空气混合,在密闭的容器(汽缸)内燃烧,膨胀做功的机械。活塞式发动机必须带动螺旋桨,由螺旋桨产生推(拉)力。所以,作为飞机的动力装置时,发动机与螺旋桨是不能分割的。

6.2.1 活塞式发动机的主要组成

活塞式发动机主要由汽缸、活塞、连杆、曲轴、气门机构、螺旋桨减速器和机匣等组成。

汽缸是混合气(汽油和空气)进行燃烧的地方,其内容纳活塞作往复运动。汽缸顶上装有点燃混合气的电火花塞(俗称电嘴),以及进、排气门。发动机工作时汽缸温度很高,所以汽缸外壁上有许多散热片,用以扩大散热面积。汽缸在发动机壳体(机匣)上的排列形式多为星形或V形。常见的星形发动机有5、7、9、14、18或24汽缸不等。在单缸容积相同的情况下,汽缸数目越多发动机功率越大。活塞承受燃气压力在汽缸内作往复运动,并通过连杆将这种运动转变成曲轴的旋转运动。连杆用来连接活塞和曲轴。曲轴是发动机输出功率的部件。曲轴转动时,通过减速器带动螺旋桨转动而产生拉力。除此而外,曲轴还要带动一些附件(如各种油泵、发电机等)。气门机构用来控制进气门、排气门定时打开和关闭。活塞发动机结构原理示意如图6-2所示。

6.2.2 活塞式发动机的工作原理

活塞顶部在曲轴旋转中心最远的位置称为上死点,最近的位置称为下死点,从上死点到下死点的距离称为活塞冲程。活塞式航空发动机大多是四冲程发动机,即一个汽缸完成一个工作循环,活塞在汽缸内要经过4个冲程,依次是进气冲程、压缩冲程、膨胀冲程和排气冲程。

发动机开始工作时,首先进入“进气冲程”,汽缸头上的进气门打开,排气门关闭,活塞从上死点向下滑动到下死点为止,汽缸内的容积逐渐增大,气压降低——低于外面的大气压。于是新鲜的汽油和空气的混合气体,通过打开的进气门被吸入汽缸内。混合气体中汽油和空气的比例,一般是1:15,即燃烧1 kg的汽油需要15 kg的空气。

进气冲程完毕后,开始了第二冲程,即“压缩冲程”。这时曲轴靠惯性作用继续旋转,把活

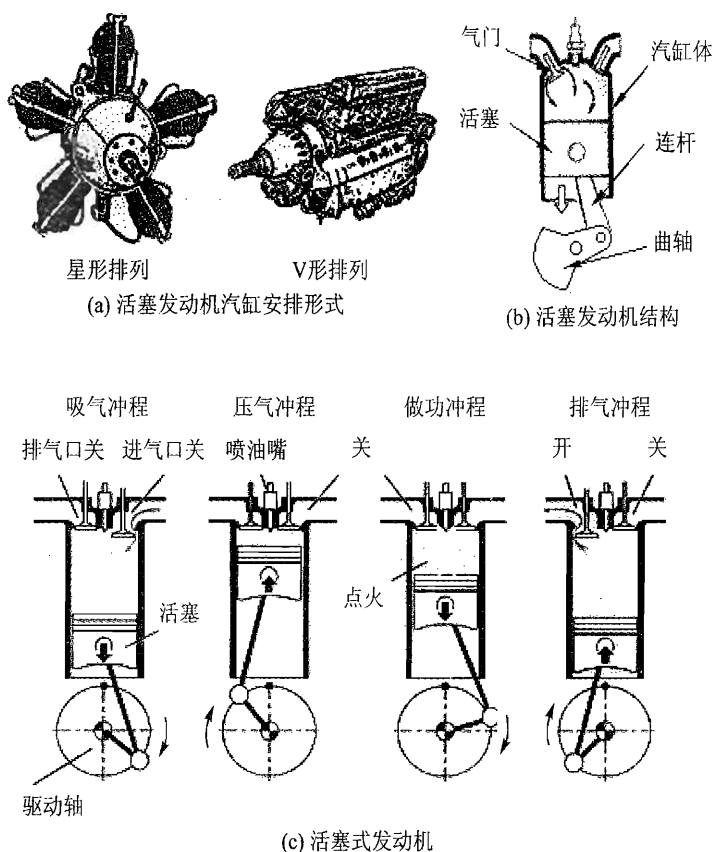


图 6-2 活塞发动机结构原理示意

塞由下死点向上推动。这时进气门也同排气门一样严密关闭。汽缸内容积逐渐减少,混合气体受到活塞的强烈压缩。当活塞运动到上死点时,混合气体被压缩在上死点和汽缸头之间的小空间内。这个小空间称为“燃烧室”。这时混合气体的压强加到 10 个大气压。温度也增加到 400°C 左右。压缩是为了更好地利用汽油燃烧时产生的热量,使限制在燃烧室这个小空间里的混合气体的压强大大提高,以便增加它燃烧后的做功能力。

当活塞处于下死点时,汽缸内的容积最大,在上死点时容积最小(后者也是燃烧室的容积)。混合气体被压缩的程度,可以用这两个容积的比值来衡量。这个比值称为“压缩比”。活塞航空发动机的压缩比大约是 $5\sim 8$,压缩比越大,气体被压缩得越厉害,发动机产生的功率也就越大。

压缩冲程之后是“工作冲程”,也是第三个冲程。在压缩冲程快结束,活塞接近上死点时,汽缸头上的火花塞通过高压电产生了电火花,将混合气体点燃,燃烧时间很短,大约 0.015 s ;但是速度很快,大约达到 30 m/s 。气体猛烈膨胀,压强急剧增高,可达 $60\sim 75$ 个大气压,燃烧气体的温度到 $2\,000\sim 2\,500^{\circ}\text{C}$ 。燃烧时,局部温度可能达到三四千度,燃气加到活塞上的冲击力可达 15 t 。活塞在燃气的强大压力作用下,向下死点迅速运动,推动连杆也往下跑,连杆便带动曲轴转起来了。

这个冲程是使发动机能够工作而获得动力的唯一冲程。其余三个冲程都是为这个冲程做准备的。

第四个冲程是“排气冲程”。工作冲程结束后,由于惯性,曲轴继续旋转,使活塞由下死点向上运动。这时进气门仍旧关闭,而排气门大开,燃烧后的废气便通过排气门向外排出。当活塞到达上死点时,绝大部分的废气已被排出。然后排气门关闭,进气门打开,活塞又由上死点下行,开始了新的一次循环。

从进气冲程吸入新鲜混合气体起,到排气冲程排出废气止,汽油的热能通过燃烧转化为推动活塞运动的机械能,带动螺旋桨旋转而做功,这一总的过程称为一个“循环”。这是一种周而复始的运动。由于其中包含着热能到机械能的转化,所以又称为“热循环”。

活塞航空发动机要完成四冲程工作,除了上述汽缸、活塞、连杆、曲轴等构件外,还需要一些其他必要的装置和构件。

6.2.3 活塞式航空发动机的辅助工作系统

发动机除主要部件外,还需有若干辅助系统与之配合才能工作。主要有进气系统(为了改善高空性能,在进气系统内常装有增压器,其功用是增大进气压力)、燃油系统、点火系统(主要包括高电压磁电机、输电线、火花塞)、启动系统(一般为电动启动机)、散热系统和润滑系统等,如图6-3所示。

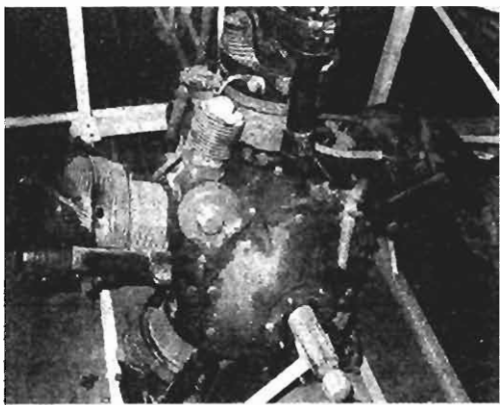


图6-3 50号活塞发动机(中国制造的第一台航空发动机,装备中国制造的第一架飞机雅克-18)

6.3 航空燃气涡轮发动机

6.3.1 涡轮喷气发动机

在第二次世界大战(二战)以前,所有的飞机都采用活塞式发动机作为飞机的动力。

到了 20 世纪 30 年代末,尤其是在二战中,由于战争的需要,飞机的性能得到了迅猛的发展,飞行速度达到 $700\sim 800\text{ km/h}$,高度达到了 $10\,000\text{ m}$ 以上,但人们突然发现,螺旋桨飞机似乎达到了极限,尽管工程师们将发动机的功率越提越高,从 $1\,000\text{ kW}$ 到 $2\,000\text{ kW}$ 甚至 $3\,000\text{ kW}$,但飞机的速度仍没有明显的提高,发动机明显感到“有劲使不上”。

问题就出在螺旋桨上,当飞机的速度达到 800 km/h ,由于螺旋桨始终在高速旋转,桨尖部分实际上已接近了声速,这种跨声速流场的直接后果就是螺旋桨的效率急剧下降,推力下降,同时,由于螺旋桨的迎风面积较大,带来的阻力也较大,而且,随着飞行高度的上升,大气变稀薄,活塞式发动机的功率也会急剧下降。这几个因素合在一起,决定了活塞式发动机+螺旋桨的推进模式已经走到了尽头,要想进一步提高飞行性能,必须采用全新的推进模式,喷气发动机应运而生。

喷气推进的原理大家并不陌生,根据牛顿第三定律,作用在物体上的力都有大小相等方向相反的反作用力。喷气发动机在工作时,从前端吸入大量的空气,燃烧后高速喷出,在此过程中,发动机向气体施加力,使之向后加速,气体也给发动机一个反作用力,推动飞机前进。

早在 1913 年,法国工程师雷恩·洛兰就获得了一项喷气发动机的专利,但这是一种冲压式喷气发动机,在当时的低速下根本无法工作,而且也缺乏所需的高温耐热材料。1930 年,弗兰克·惠特尔取得了他使用燃气涡轮发动机的第一个专利,但直到 11 年后,他的发动机才完成其首次飞行,惠特尔的这种发动机形成了现代涡轮喷气发动机的基础。

1. 现代涡轮喷气发动机的结构原理

现代涡轮喷气发动机的结构由进气道、压气机、燃烧室、涡轮和尾喷管组成,战斗机的涡轮和尾喷管间还有加力燃烧室。涡轮喷气发动机属于热机的一种,因此遵循热机的做功原则:在高压下输入能量,低压下释放能量。因此,从产生输出能量的原理上讲,喷气式发动机和活塞式发动机是相同的,都需要有进气、加压、燃烧和排气这 4 个阶段,不同的是,在活塞式发动机中这 4 个阶段是分次依次进行的,但在喷气发动机中则是连续进行的,气体依次流经喷气发动机的各个部分,对应着活塞式发动机的 4 个工作位置。

空气首先进入的是发动机的进气道。进气道后的压气机是专门用来提高气流的压力的,空气流过压气机时,压气机工作叶片对气流做功,使气流的压力,温度升高。在亚声速时,压气机是气流增压的主要部件。压气机后面是燃烧室,向高压气体喷油燃烧,加入能量,得到高温高压的高能燃气。

从燃烧室流出的高温高压燃气,流过同压气机装在同一条轴上的涡轮。燃气的部分内能在涡轮中膨胀转化为机械能,带动压气机旋转,在涡轮喷气发动机中,气流在涡轮中膨胀所做的功正好等于压气机压缩空气所消耗的功以及传动附件克服摩擦所需的功。经过燃烧后,涡轮前的燃气能量大大增加,因而在涡轮中的膨胀比远小于压气机中的压缩比,涡轮出口处的压力和温度都比压气机进口高很多,发动机的推力就是这一部分燃气的能量而来的。

从涡轮中流出的高温高压燃气,在尾喷管中继续膨胀,以高速沿发动机轴向从喷口向后排

出。这一速度比气流进入发动机的速度大得多,使发动机获得了反作用的推力。涡喷发动机结构原理如图 6-4 所示。

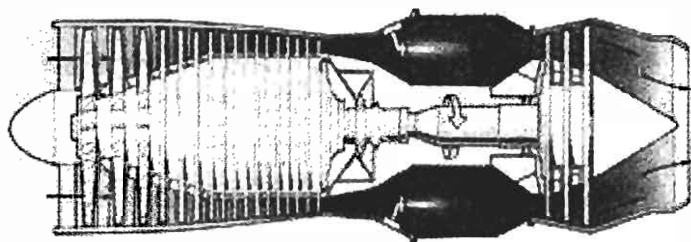


图 6-4 涡喷发动机结构原理示意

一般来讲,当气流从燃烧室出来时的温度越高,输入的能量就越大,发动机的推力也就越大。但是,由于涡轮材料等的限制,目前只能达到 1 800 K 左右,现代战斗机有时需要短时间增加推力,就在涡轮后再加上一个加力燃烧室喷入燃油,让未充分燃烧的燃气与喷入的燃油混合再次燃烧,由于加力燃烧室内无旋转部件,温度可达 2 000 K,可使发动机的推力增加至 1.5 倍左右。其缺点就是油耗急剧加大,同时过高的温度也影响发动机的寿命,因此发动机开加力一般是有时限的,低空不过十几秒,多用于起飞或战斗时,在高空则可开较长的时间。图 6-5 所示为加力涡喷发动机结构原理示意。

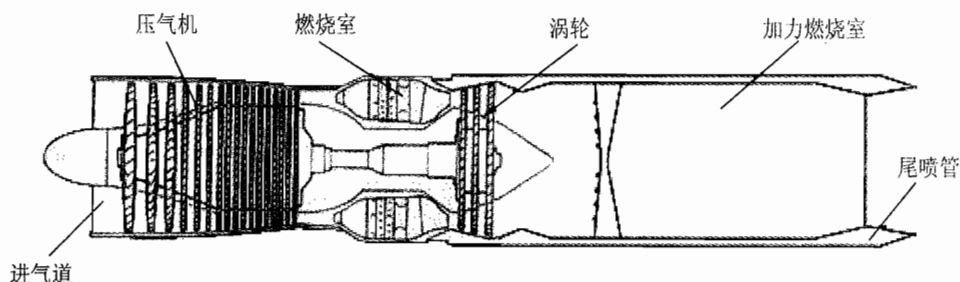


图 6-5 加力涡喷发动机结构原理示意

喷气发动机尽管在低速时油耗要大于活塞式发动机,但其优异的高速性能使其迅速取代了后者,成为航空发动机的主流。

随着航空燃气涡轮技术的进步,人们在涡轮喷气发动机的基础上,又发展了涡轮风扇发动机、涡轮螺旋桨发动机、涡轮轴发动机和螺旋桨风扇发动机等。

2. 威派尔系列涡喷发动机

1948 年初,英国与澳大利亚政府决定合作研制一种靶机,用以发展远程导弹,并决定由当时的阿姆斯特朗·西德利公司研制该靶机的一次性使用动力,即威派尔涡喷发动机。1951 年首台威派尔开始运转。

威派尔发动机的发展历史悠久,从一种威派尔编号为 A. S. V. 1(推力 466 daN, 1 daN = 10 N),发展成威派尔 600 系列,推力提高到 1 670~1 781 daN。

威派尔发动机开始是为无人靶机设计的一次性使用的发动机。虽然后来已发展成长寿命的军用、民用航空发动机,但在后来的改型中仍保留了短寿命发动机的特点:结构简单、零件数目少、质量轻、循环参数低,中、后轴承采用了非循环全耗式滑油系统。

目前,威派尔 600 系列以前的各型威派尔发动机已不再生产。

威派尔 600 系列(见图 6-5)是由罗尔斯·罗伊斯公司与意大利菲亚特公司合作发展的,菲亚特公司负责燃烧室、涡轮轴、尾喷管,罗尔斯·罗伊斯公司负责其余部件。装机对象为 MB. 339A 教练机(JPATS),HS-125-600 公务机,BH-600 公务机,G-4/4M 教练/攻击机等。威派尔 633 为加力型,采用双角形火焰稳定器、热射流点火和闭环喷管控制。威派尔 680 是威派尔的最新改型,推力比威派尔 632(非加力型)大 15%,主要改进是加大了发动机进口面积和涡轮转速并修改了叶片的角度。

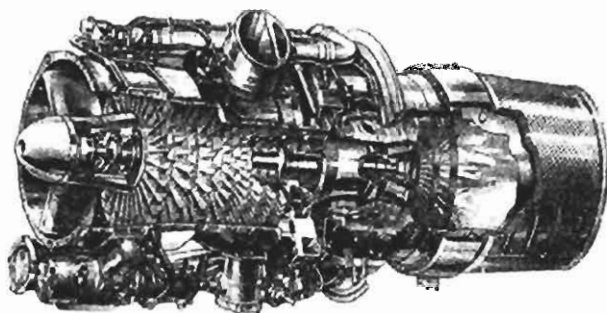


图 6-6 威派尔 600 系列涡喷发动机

6.3.2 涡轮螺旋桨发动机

1. 涡轮螺旋桨发动机的结构原理

自从惠特尔发明了第一台涡轮喷气发动机以后,涡轮喷气发动机很快便以其强大的动力、优异的高速性能取代了活塞式发动机,成为战斗机的首选动力装置,并开始在其他飞机中开始得到应用。

但是,随着喷气技术的发展,涡轮喷气发动机的缺点也越来越突出,即在低速下耗油量大,效率较低,使飞机的航程变得很短。尽管这对于执行防空任务的高速战斗机还并不十分严重,但若用在对经济性有严格要求的亚声速民用运输机上却是不可接受的。

为了提高效率,人们自然又把目光转到活塞发动机用的螺旋桨上,把涡喷发动机改成轴功输出,外接螺旋桨推进,便形成了涡轮螺旋桨发动机,简称涡桨发动机(结构原理见图 6-7)。涡轮螺旋桨发动机由螺旋桨和燃气发生器组成,螺旋桨由涡轮带动。由于螺旋桨的直径较大,转速要远比涡轮低,只有大约 1 000 r/min,为使涡轮和螺旋桨都工作在正常的范围内,需要在它们之间安装一个减速器,将涡轮转速降至 1/10 左右后,才可驱动螺旋桨。这种减速器的负荷重,结构复杂,制造成本高,它的质量一般相当于压气机和涡轮的总重,作为发动机整体的一

个部件,减速器在设计、制造和试验中占有相当重要的地位。

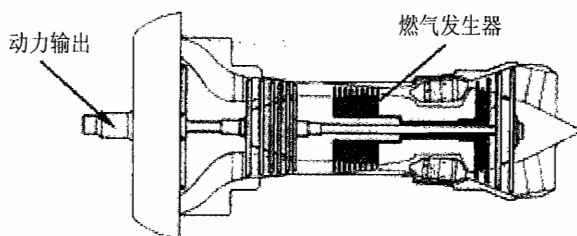


图 6-7 涡轮螺旋桨发动机结构原理示意

同活塞式发动机+螺旋桨相比,涡轮螺旋桨发动机有很多优点。首先,它的功率大,功重比(功率/重量)也大,最大功率可超过 10 000 马力,功重比为 4 以上;而活塞式发动机最大不过三四千马力,功重比 2 左右。其次,由于减少了运动部件,尤其是没有做往复运动的活塞,涡轮螺旋桨发动机运转稳定性好,噪声小,工作寿命长,维修费用也较低。而且,由于核心部分采用燃气发生器,涡轮螺旋桨发动机的适用高度和速度范围都要比活塞式发动机高很多。在耗油率方面,二者相差不多,但涡轮螺旋桨发动机所使用的煤油要比活塞式发动机的汽油便宜。

但受到螺旋桨效率的影响,它的适用速度不能太高,一般要小于 900 km/h。目前在中低速飞机或对低速性能有严格要求的巡逻、反潜或灭火等类型飞机中的到广泛应用。

2. PW100 (PT7A) 涡轮螺旋桨发动机

1976 年普拉特·惠特尼加拿大公司开始该发动机(见图 6-8)的预先研制和验证机设计,1979 年正式开始研制,当时编号为 PT7A。1980 年 PT7A 燃气发生器开始试验,1981 年重新编号为 PW100。装机对象为福克 50-200,ATR-77.210,“喷气流”61Y-7-200A,Do328S。



图 6-8 PW100(PT7A)涡轮螺旋桨发动机

PW100 是在燃油价格上涨年代,为满足用户要求,在不影响发动机性能又能大幅度降低发动机耗油率的指导思想下设计的,因此其耗油率比当时使用中的 PT6A 的低 15% 以上。为提高可靠性、耐久性与维护性,采取的主要措施是:制订了 PW100 的设计准则,如所有盘的低循环疲劳寿命为 30 000 次循环,规定转子叶片寿命值;采用单元体结构设计原则,每个部件都可在外场更换,所有主要旋转件可用孔探仪检查,所有附件可很方便地安装在发动机上。

结构上,采用两级串列离心式压气机,每级由单级涡轮驱动,其效率超过 80%;回流环形

燃烧室设计利用了 PT6 和 JT15D 发动机的研究成果,污染排放物少;涡轮与减速齿轮箱成一体,这不仅提高了强度和使压气机具有较好的进口条件,还简化了工艺。PW100 采用了状态监控措施,可及时发现故障,保证飞行安全。

PW115 是 PW100 系的第一个型别,减速器输出转速为 1 300 r/min。装头几架 EMB-120。PW127/127A/127B/127C/127D/127E 是 PW100 系的最新改型,具有最好的热天与高原工作特性。输出转速为 1 200 r/min。装备福克 50-200 等飞机。

6.3.3 涡轮风扇发动机

1. 涡轮风扇发动机的结构原理

涡桨发动机低速效率高,但在高亚声速和超声速飞行时,桨尖会出现超声速失速,效率急剧下降。那么,如何才能同时满足高效率 and 高速飞行要求? 答案就是采用涡轮风扇发动机。这种发动机在涡轮喷气发动机的的基础上增加了几级涡轮,并由这些涡轮带动一排或几排风扇(风扇可以理解为安装在气流通道中直径缩小的螺旋桨),风扇后的气流分为两部分,一部分进入压气机(内涵道),另一部分则不经过燃烧,直接排到空气中(外涵道)。由于涡轮风扇发动机一部分的燃气能量被用来带动前端的风扇,因此降低了排气速度,提高了推进效率,而且,风扇比螺旋桨相比,不易出现叶尖超声失速,能满足高亚声速和超声速飞行的需要。

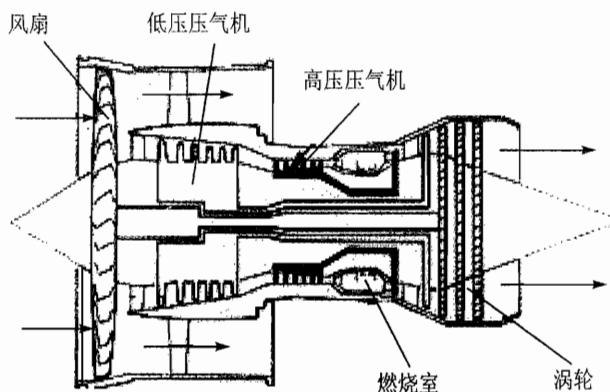


图 6-9 涡轮风扇发动机结构原理示意

目前航空用涡轮风扇发动机主要分两类,即不加力式涡轮风扇发动机和加力式涡轮风扇发动机。前者主要用于高亚声速运输机,后者主要用于歼击机,由于用途不同,这两类发动机的结构参数也大不相同。

不加力式涡轮风扇发动机不仅涡轮前温度较高,而且风扇直径较大,涵道比可达 8 以上,这种发动机的经济性优于涡轮喷气发动机,而可用飞行速度又比活塞式发动机高,在现代大型干线客机、军用运输机等最大速度为 M 0.9 左右的飞机中得到广泛的应用。根据热机的原理,当发动机的功率一定时,参加推进的工质越多,所获得的推力就越大,不加力式涡轮风扇发

动机由于风扇直径大,空气流量就大,因而推力也较大。同时由于排气速度较低,这种发动机的噪声也较小。

在结构上,通常将喷气发动机的压气机、燃烧室和涡轮称为核心发动机或燃气发生器。当空气流经涡轮风扇发动机的前端风扇后,分为两个部分:一部分气流进入燃气发生器,称为内涵道;另一部分从燃气发生器的外围通过,称为外涵道,如图 6-9 所示。外涵道与内涵道的流量之比,称为涵道比,也称流量比。

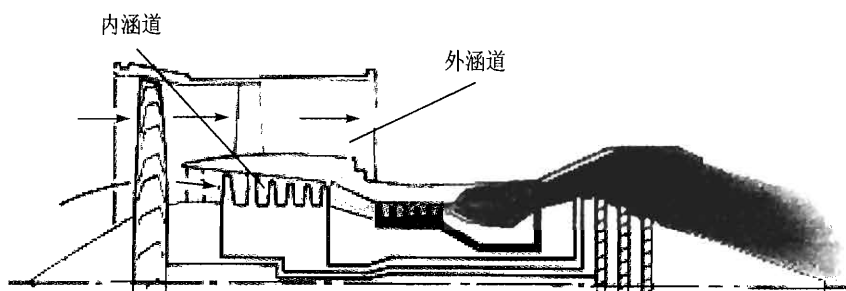


图 6-10 涡轮发动机内外涵道

在飞机巡航中是不开加力的,这时它相当于一台不加力式涡轮风扇发动机,但为了追求高的推重比和减小阻力,这种发动机的涵道比一般在 1.0 以下。在高速飞行时,发动机的加力打开,外涵道的空气和涡轮后的燃气一同进入加力燃烧室喷油后再次燃烧,使推力可大幅度增加,甚至超过了加力式涡轮喷气发动机,而且随着速度的增加,这种发动机的加力比还会上升,并且耗油率有所下降。加力式涡轮风扇发动机(见图 6-10)由于具有这种低速时较油耗低,开加力时推重比大的特点,目前已在新一代歼击机上得到广泛应用。

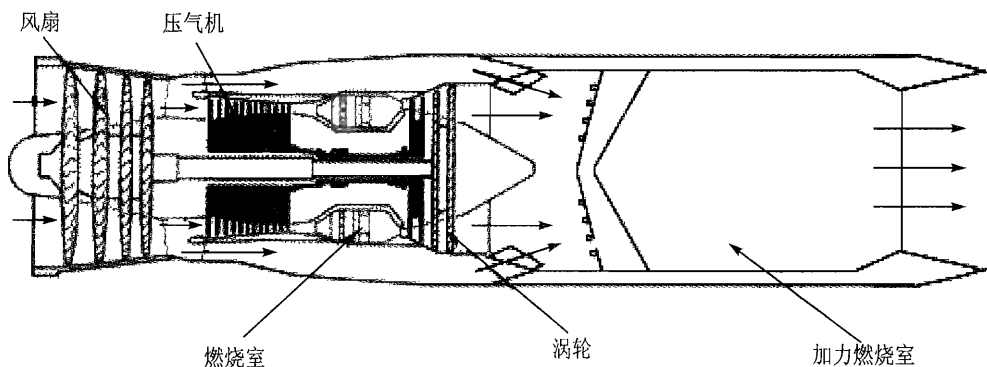


图 6-11 带加力的涡轮风扇发动机结构原理示意

2. AJI-31Φ 加力式涡轮风扇发动机

AJI-31Φ 加力式涡轮风扇发动机生产厂商为俄罗斯留里卡“土星”科研生产联合体,装机对象为苏-27 歼击机。不带加力的 AJI-31Φ 曾用于“暴风雪”(БУРАН)航天飞机在大气层中试飞时的动力装置(机上装 6 台)。改进型还用于苏-35 等飞机上。如图 6-12 所示。

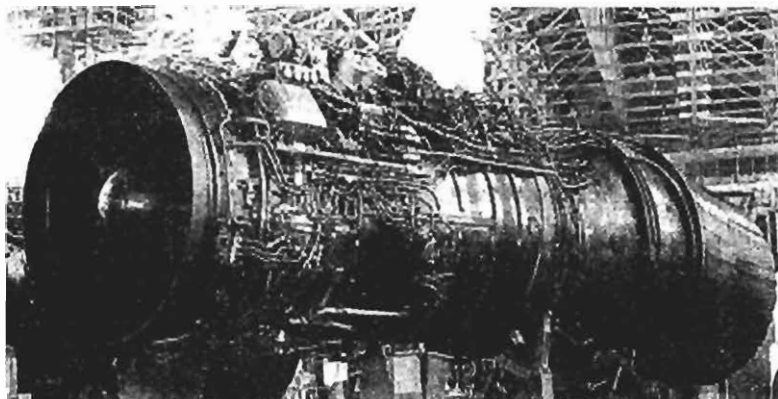


图 6-12 AJI-31Φ 加力式涡轮风扇发动机

AJI-31Φ 为留里卡设计局在 1976—1985 年间研制的加力式涡轮风扇发动机。在研制中曾遇到极大的困难。一是超重。起初,发动机有 4 级风扇、12 级高压压气机、2 级高压涡轮和 2 级低压涡轮共 20 个级。结果发动机超重,达 1 600 kg,而推力仅 11 000 daN,不得不进行大改。改后的方案,风扇仍为 4 级,但高压压气机减为 9 级,高低压涡轮各为 1 级,总级数降到 15 级,于 1976 年将质量降到 1 520 kg,但故障很多。为排除故障质量又有增加,约增加了 10%,后来采用每减重 1 kg 奖励 5 个月工资的办法,减轻了 70 kg,实现了原定的质量目标。二是涡轮效率比设计值低 4%,后来决定接受这个现实。但为了达到性能,只好将涡轮进口温度由 1 350 ℃ 提高到 1 392 ℃。结果涡轮叶片裂纹,为此改进了冷却流路,流路十分复杂,采用了旋流冷却,用了新的工艺和好的材料,表面加钴、镍、铬、铝涂层。为此曾撤换过 5 名领导。在 1976—1985 年期间,共解决了 685 个难题。AJI-31Φ 设计中共获得 128 项专利,使用 51 台发动机,总运转 22 900 h,其中台架试车 16 625 h,试飞 6 275 h。AJI-31Φ 还有改进型,其中包括带有矢量喷管的改进型。

3. F119 加力涡轮风扇发动机

F119 加力涡轮风扇发动机生产厂商为美国普拉特·惠特尼公司,装机对象为 F-22。是普·惠公司为美国第四代战斗机研制的先进双转子加力式涡轮风扇发动机,如图 6-13 所示,其设计目标是:不加力超声速巡航能力、非常规机动和短距起落能力、隐身能力(即低的红外和雷达信号特征)、寿命期费用降低至少 25%、零件数量减少 40%~60%、推重比提高 20%、耐久性提高两倍、零件寿命延长 50%。在 20 世纪 80 年代初确定的循环参数范围是:涵道比 0.2~0.3;总增压比 23~27;涡轮进口温度 1 649~1 760 ℃;节流比 1.10~1.15。

1983 年 9 月,美国空军同时授予普·惠公司和通用电气公司金额各 2 亿美元,为期 50 个月的验证机合同。普·惠公司的 PW5000 是一种强调应用成熟技术的常规设计;而通用电气公司的 GE37 则是一种新颖的变循环发动机,其涵道比可在 0~0.25 之间变化。后来,这两种验证机分别编号为 YF119 和 YF120,并于 1986 年 10 月和 1987 年 5 月开始地面试验。经过

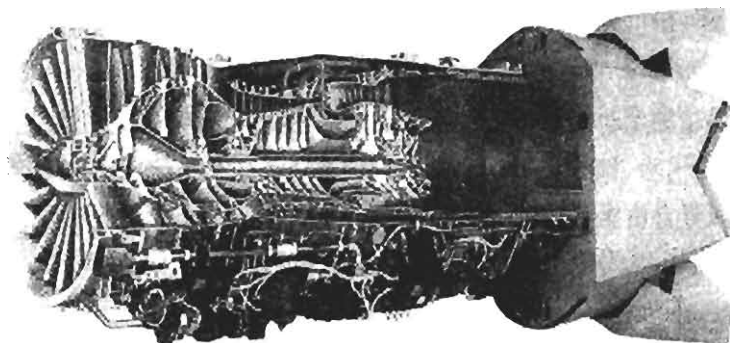


图 6-13 F119 加力涡轮风扇发动机

广泛的地面试验和安装在 YF-22 和 YF-23 上的初步飞行试验后,1991 年 4 月,F-22/F119 组合被选中。据美军方有关人士谈到选择 F119 的原因时说,F120 技术复杂,尚未经实际验证,因而研制风险较大,而且变循环设计也增加了结构和控制系统的复杂性和质量,因而维修比较困难,寿命期费用较高。在选择时,风险和费用是主要考虑,技术先进性没有起到关键作用。在此之前,F119 已积累多于 3 000 h 的地面试验,其中 1 500 h 带二元矢量喷管试验。

在 F119 上采用的新技术主要有:三维黏性叶轮机设计方法、整体叶盘结构、高紊流度强旋流主燃烧室头部、浮壁燃烧室结构、高低压涡轮转向相反、整体式加力燃烧室设计、二元矢量喷管和第三代双余度 FADEC。此外,还采用了耐温 $1\,070\sim 1\,100\text{ }^{\circ}\text{C}$ 的第三代单晶涡轮叶片材料、双性能热处理涡轮盘、阻燃钛合金 Alloy C、高温树脂基材料外涵机匣以及用陶瓷基复合材料或碳-碳材料的一些静止结构。在研制中,注意了性能与可靠性、耐久性和维修性之间的恰当平衡。与 F100-PW-220 相比,F119 的外场可更换件拆卸率、返修率、提前换发率、维修工时、平均维修间隔时间和空中停车率分别改进 50%、74%、33%、63%、62% 和 29%。新的四阶段研制程序和综合产品研制方法保证发动机研制结束时即具有良好的可靠性、耐久性和维修性并能顺利转入批量生产。在研制中,为满足提高推力的要求而增大风扇直径,还遇到了风扇效率低、耗油率高和低压涡轮应力大的问题。

6.3.4 涡轮轴发动机

在带有压气机的涡轮发动机这一类型中,涡轮轴发动机出现得较晚,但已在直升机和垂直/短距起落飞机上得到了广泛的应用。

涡轮轴发动机于 1951 年 12 月开始装在直升机上,作为第一次飞行。那时它属于涡轮螺旋桨发动机,并没有自成体系。以后随着直升机在军事和国民经济上使用越来越普遍,涡轮轴发动机才获得独立的地位。

1. 涡轮轴发动机的结构原理

在工作和构造上,涡轮轴发动机同涡轮螺旋桨发动机很相近。它们都是由涡轮风扇发动

机的原理演变而来,只不过后者将风扇变成了螺旋桨,而前者将风扇变成了直升机的旋翼。除此之外,涡轮轴发动机也有自己的特点:它一般装有自由涡轮(即不带动压气机,专为输出功率用的涡轮),而且主要用在直升机和垂直/短距起落飞机上。

在构造上,涡轮轴发动机也有进气道、压气机、燃烧室和尾喷管等燃气发生器基本构造,但它一般都装有自由涡轮,如图 6-14 所示,前面的是两级普通涡轮,它带动压气机,维持发动机工作,后面的两级是自由涡轮,燃气在其中做功,通过传动轴专门用来带动直升机的旋翼旋转,使它升空飞行。此外,从涡轮流出来的燃气,经过尾喷管喷出,可产生一定的推力,由于喷速不大,这种推力很小,如折合为功率,大约仅占总功率的 1/10 左右。有时喷速过小,甚至不产生什么推力。为了合理地安排直升机的结构,涡轮轴发动机的喷口,可以向上、向下或向两侧,不像涡轮喷气发动机那样只能向后。这有利于直升机设计时的总体安排。

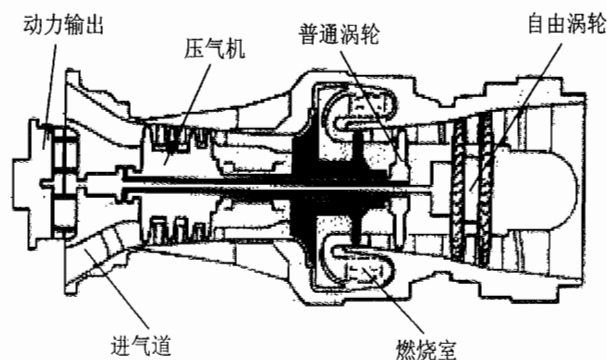


图 6-14 涡轮轴发动机结构原理示意

涡轮轴发动机用于直升机,与旋翼配合,构成了直升机的动力装置。按照涡轮风扇发动机的理论,从理论上讲,旋翼的直径愈大愈好。同样的核心发动机,产生同样的循环功率,所配合的旋翼直径愈大,则在旋翼上所产生的升力愈大。事实上,由于在能量转换过程中有损失,旋翼也不可能制成无限大,所以,旋翼的直径是有限制的。一般说,通过旋翼的空气流量是通过涡轮轴发动机的空气流量的 500~1 000 倍。

同涡轮轴发动机和直升机常用的另一种动力装置——活塞发动机采相比,涡轮轴发动机的功率重量比要大得多,在 2.5 以上。而且就发动机所产生的功率来说,涡轮轴发动机也大得多,目前使用中的涡轮轴发动机所产生的功率,最高可达 6 000 马力甚至 10 000 马力(1 马力 = 735 W),活塞发动则相差很远。在经济性上,涡轮轴发动机的耗油率略高于最好的活塞式发动机,但它所用的航空煤油要比前者所用的汽油便宜,这在一定程度上得到了弥补。当然,涡轮轴发动机也有其不足之处。它制造比较困难,制造成本也较高。特别是由于旋翼的转速更低,它需要比涡轮螺旋桨发动机更重更大的减速齿轮系统,有时它的质量竟占发动机总质量一半以上。

涡轮轴发动机还广泛应用于坦克、舰船和地面燃气发电领域。

2. T700/CT7 涡轮轴发动机

T700/CT7 涡轮轴发动机生产厂商为美国通用电气公司航空发动机集团, 装机对象为 T700-GE-700, UH-60 系列, AH-64 系列, SH-60 系列, S-70B-2, T700/T6A, EH-101, T700/T6E, NH90 等。如图 6-15 所示。



图 6-15 T700/CT7 涡轮轴发动机

1967 年美国陆军为“通用战术运输机系统”(UTTAS)招标一种新的涡轴发动机, 通用电气公司与普拉特·惠特尼公司分别以 GE12 和 ST9 先进技术验证机参加投标, 1971 年 GE12 中选。通用电气公司将 GE12 做些小的改进, 并加上整体式进口粒子分离器后, 改名为 T700, 并于 1972 年正式开始 T700 的研制。1973 年 T700 首次台架试验, 1974 年首飞, 1978 年投产。T700/CT7 发动机最初是为美国陆军 UH-60A“黑鹰”直升机设计的。其要求是以最小的维护费用, 在多种环境条件下, 保证发动机的泼辣性、安全性和可靠性。美国陆军为其先进攻击直升机“阿帕奇”AH-64 和“黑鹰”UH-60L 选用了新型发动机 T701 和 T701C。民机型 CT7-2 为“贝尔”直升机 214ST 和“黑鹰”改型 S-70 提供动力。T700/CT7 发动机在可靠性和维修性方面有很大的突破, 超过同等发动机。1978 年服役以来, 经历了战争、恶劣环境以及高要求的客运收入的考验, 总累积 4 000 万飞行小时。目前, T700/CT7 系列的最新型 CT7-8 和 T700/T6E 应用了最新技术, 提高耐久性和维修性设计。

T700 的进气装置与粒子分离器设计成一体, 这种整体结构在世界上是第一次采用。该分离器可分离 85%~95% 的沙粒与灰尘, 不仅简化了压气机结构, 提高了可靠性, 而且降低了维修费用, 保证在野战条件下使用。

T700 采用了单元体设计, 大大减少了零部件数目, 与通用电气公司早期的 T58-16 发动机相比, 零部件数只为 T58-16 的 68%。T700 的压气机叶片比 T58 的少得多, 级数减少了 40%, 而增压比几乎为 T58 的两倍。T700 采用了视情维修、状态监控与故障探测等措施, 无需定期维修与翻修, 发动机发生故障后只需更换单元体。外场维修只需用陆军航空机械工具包中的 10 件工具就能完成。4 个单元体的更换时间: 冷端需 81 min, 控制系统与附件单元体需 21 min, 热端部件需 56 min, 自由涡轮需 33 min。T700 的设计寿命为 5 000 h, 包括 750 h 的 100% 起飞功率。

CT7-2 是 T700 的民用型。1977 年 6 月取得美国 FAA 适航证,以后又取得英国 CAA 与意大利 RAI 适航证。

6.3.5 螺旋桨风扇发动机

螺旋桨风扇发动机是一种介于涡轮风扇发动机和涡轮螺旋桨发动机之间的一种发动机形式,其目标是将前者的高速性能和后者的经济性结合起来。

1. 螺旋桨风扇发动机的结构原理

螺旋桨风扇发动机由燃气发生器和一副螺旋桨—风扇(桨扇)组成。桨扇由涡轮驱动,无涵道外壳,装有减速器,从这些来看它有一点像螺旋桨;但是它的直径比普通螺旋桨小,叶片数目也多(一般有 6~8 叶),叶片又薄又宽,而且前缘后掠,这些又有些类似于风扇叶片。其结构原理如图 6-16 所示。

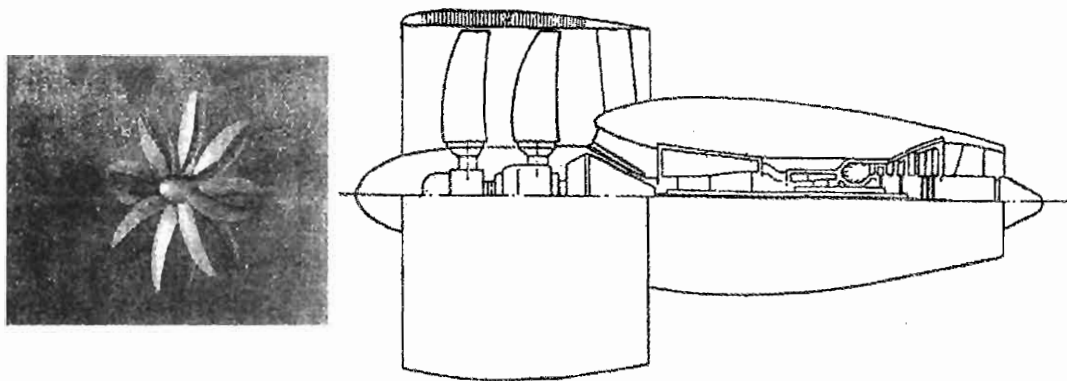


图 6-16 桨扇发动机结构原理示意

根据涡轮风扇发动机的原理,在飞行速度不变的情况下,涵道比越高,推进效率就越高,因此现代新型不加力涡轮风扇发动机的涵道比越来越大,已经接近了结构所能承受的极限;而去掉了涵道的涡轮螺旋桨发动机尽管效率较高,但由于螺旋桨的速度限制无法应用于 $M 0.8 \sim 0.95$ 的现代高亚声速大型宽体客机,螺旋桨风扇发动机的概念则应运而生。

由于无涵道外壳,螺旋桨风扇发动机的涵道比可以很大,达到 100,这是涡轮风扇发动机所望尘莫及的,将其应用于飞机上,可将高空巡航耗油率较目前高涵道比轮风扇发动机降低 15% 左右。

同涡轮螺旋桨发动机相比,螺旋桨风扇发动机的可用速度又高很多,这是由它们叶片形状不同所决定的。普通螺旋桨叶片的叶型厚度大以保证强度,弯度大以保证升力系数,从剖面来看,这种叶型实际上就是典型的低速飞机的机翼剖面形状,它在低速情况下效率很高,但一旦接近声速,效率就急剧下降,因此装有涡轮螺旋桨发动机的飞机速度限制在 $M 0.6 \sim 0.65$ 左右;而螺旋桨—风扇的既宽且薄、前缘尖锐并带有后掠的叶型则类似于超声速机翼的剖面形

状,这种叶型的跨声速性能就要好得多,在飞行速度为 $M 0.8$ 时仍有良好的推进效率,是目前新型发动机中最有希望的一种。

当然,螺旋桨发动机也有其缺点,由于转速较高,产生的振动和噪声也较大,这对舒适性有严格要求的客机来讲是一个难题。另外,暴露在空气中的螺旋桨—风扇的气动设计也是目前研究的难点所在。

2. HK-93 桨扇发动机

HK-93 桨扇发动机生产厂商为俄罗斯国营萨马拉“劳动”科研生产联合体,装机对象为伊尔-96M 和图-204 旅客机。HK-93 是当今世界上最大的一种桨扇发动机。其三转子齿轮传动对转涵道桨扇方案是在中央航空流体力学研究院、中央航空发动机研究院和一些飞机设计局的参与下,对燃油效率、起飞推力级和发动机在飞机上的布局等进行了大量的研究基础上提出来的。

发动机参数研究开始于 1985 年,研究表明,两级对转涵道桨扇的推进效率比开式桨扇和单级高涵道比涡扇发动机高出 7%。1988 年开始初步设计,1989 年 12 月,第一台发动机(包括燃气发生器和桨扇)投入试验。此时已积累近 600 h 的高压转子和燃气发生器运转试验。至 1991 年 8 月 1 日共积累 1 300 h 部件和整机试验,1993 年又达到 2 500 h。飞行试验计划于 1994 年在伊尔-76 飞机上装一台 HK-93 发动机开始进行。发动机的定型后批生产计划于 1997 年开始。

HK-93 发动机的研制吸取了该设计局以前的许多发动机的技术和经验,如 HK-12 涡桨发动机的大功率减速器。NK-321 加力涡扇发动机的风扇传动方案、HK-62 开式桨扇、HK-63 涵道桨扇和 HK-110 开式桨扇验证机及其 AB-90 型桨叶的经验。

为了达到排气污染和噪声标准,在研制中进行了大量试验。该联合体在 1987—1992 年对燃烧室进行了 920 次试验,采用双区多喷嘴燃烧室方案,1994 年 HK-93 的氧化氮排放量低压国际民航组织的标准 25%。在消声方面,采用适度的叶片切线速度和级压比、宽弦长马刀形叶片、大的叶片排间轴向距离和消声内衬等措施。试验结果表明这些措施是有效的。

6.4 冲压喷气发动机

冲压喷气发动机是一种利用迎面气流进入发动机后减速,使空气提高静压的一种空气喷气发动机。它通常由进气道(又称扩压器)、燃烧室、推进喷管 3 部分组成,如图 6-17 所示。冲压发动机没有压气机(也就不需要燃气涡轮),所以又称为不带压气机的空气喷气发动机。

这种发动机压缩空气的方法,是靠飞行器高速飞行时的相对气流进入发动机进气道中减速,将动能转变成压力能(例如进气速度为 3 倍声速时,理论上可使空气压力提高 37 倍)。冲压发动机的工作时,高速气流迎面向发动机吹来,在进气道内扩张减速,气压和温度升高后进入燃烧室与燃油(一般为煤油)混合燃烧,将温度提高到 $2\,000\sim 2\,200\text{ }^{\circ}\text{C}$ 甚至更高,高温燃气随后经推进喷管膨胀加速,由喷口高速排出而产生推力。冲压发动机的推力与进气速度有关,

如进气速度为 3 倍声速时,在地面产生的静推力可以超过 200 kN。

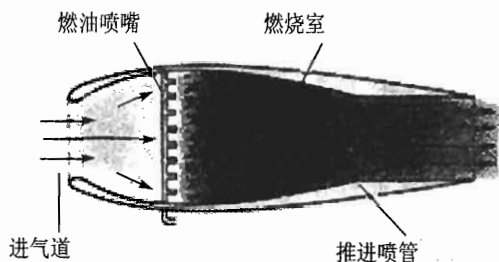


图 6-17 冲压发动机结构原理示意

冲压发动机的构造简单、质量轻、推重比大、成本低。但因没有压气机,不能在静止的条件下启动,所以不宜作为普通飞机的动力装置,而常与别的发动机配合使用,成为组合式动力装置。如冲压发动机与火箭发动机组合,冲压发动机与涡喷发动机或涡扇发动机组合等。安装组合式动力装置的飞行器,在起飞时开动火箭发动机、涡喷或涡扇发动机,待飞行速度足够使冲压发动机正常工作的时,再使用冲压发动机而关闭与之配合工作的发动机;在着陆阶段,当飞行器的飞行速度降低至冲压发动机不能正常工作时,又重新启动与之配合的发动机。如果冲压发动机作为飞行器的动力装置单独使用时,则这种飞行器必须由其他飞行器携带至空中并具有一定速度时,才能将冲压发动机启动后投放。冲压发动机或组合式冲压发动机一般用于导弹和超声速或亚声速靶机上。按应用范围划分,冲压发动机分为亚声速、超声速、高超声速 3 类。涡轮冲压组合喷气发动机结构原理如图 6-18 所示。

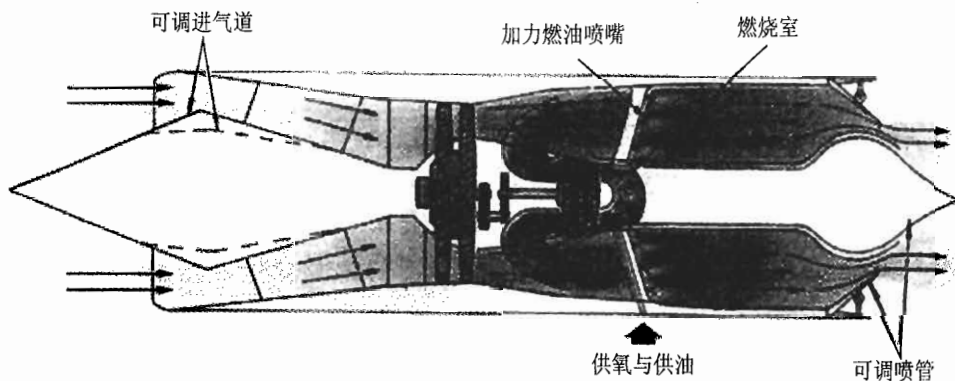


图 6-18 涡轮冲压组合喷气发动机结构原理示意

1. 亚声速冲压发动机

亚声速冲压发动机使用扩散形进气道和收敛形喷管,以航空煤油为燃料。飞行时增压比不超过 1.89,飞行马赫数小于 0.5 时一般不能正常工作。亚声速冲压发动机用在亚声速航空器上,如亚声速靶机。

2. 超声速冲压发动机

超声速冲压发动机采用超声速进气道(燃烧室入口为亚声速气流)和收敛形或收敛扩散形

喷管,用航空煤油或烃类燃料。超声速冲压发动机的推进速度为亚声速到5倍声速,用于超声速靶机和地对空导弹(一般与固体火箭发动机相配合)。

3. 高超声速冲压发动机

这种发动机燃烧在超声速下进行,使用碳氢燃料或液氢燃料,飞行马赫数高达5~16,目前高超声速冲压发动机正处于研制之中。由于超声速冲压发动机的燃烧室入口为亚声速气流,也有将前两类发动机统称为亚声速冲压发动机,而将第三种发动机称为超声速冲压发动机。

6.5 火箭发动机

火箭发动机是我国劳动人民首先创造出来的。早在唐代初年(约在7世纪)火药就出现了,南宋时代火药用来制造烟火,其中包括“起花”。大约在13世纪制成火箭。我国古代制造的火箭和起花所用的是黑色火药。它们的工作原理和现代的固体燃料火箭是一样的。

能源在火箭发动机内转化为工质(工作介质)的动能,形成高速射流排出而产生动力。火箭发动机依形成气流动能的能源种类分为化学火箭发动机、核火箭发动机和电火箭发动机。

化学火箭发动机是目前技术最成熟,应用最广泛的发动机。核火箭的原理样机已经研制成功。电火箭已经在空间推进领域有所应用。后两类发动机比冲远高于化学火箭。化学火箭发动机主要由燃烧室和喷管组成,化学推进剂既是能源也是工质,它在燃烧室内将化学能转化为热能,生成高温燃气经喷管膨胀加速,将热能转化为气流动能,以高速(1 500~5 000 m/s)从喷管排出,产生推力。化学火箭发动机按推进剂的物态又分为液体火箭发动机、固体火箭发动机和混合推进剂火箭发动机。液体火箭发动机使用常温液态的可贮存推进剂和低温下呈液态的低温推进剂,具有适应性强、能多次启动等特点,能满足不同运载火箭和航天器的要求。固体火箭发动机的推进剂采用分子中含有燃料和氧化剂的有机物胶状固溶体(双基推进剂)或几种推进剂组元的混合物(复合推进剂),直接装在燃烧室内,结构简单、使用方便、能长期贮存处于待发状态,适用于各种战略和战术导弹。混合推进剂火箭发动机极少使用。

同空气喷气发动机相比较,火箭发动机的最大特点是:它自身既带燃料,又带氧化剂,靠氧化剂来助燃,不需要从周围的大气层中汲取氧气。所以它不但能在大气层内,也可在大气层之外的宇宙真空中工作。这是任何空气喷气发动机都做不到的。目前发射的人造卫星、月球飞船以及各种宇宙飞行器所用的推进装置,都是火箭发动机。

现代火箭发动机主要分固体推进剂和液体推进剂发动机。所谓“推进剂”就是燃料(燃烧剂)加氧化剂的合称。

6.5.1 固体火箭发动机

固体火箭发动机为使用固体推进剂的化学火箭发动机。固体推进剂有聚氨酯、聚丁二烯、端羟基聚丁二烯和硝酸酯增塑聚醚等。

固体火箭发动机由药柱、燃烧室、喷管组件和点火装置等组成。药柱是由推进剂与少量添加剂制成的中空圆柱体(中空部分为燃烧面,其横截面形状有圆形、星形等)。药柱置于燃烧室(一般为发动机壳体)中。在推进剂燃烧时,燃烧室须承受 $2\,500\sim 3\,500\text{ }^{\circ}\text{C}$ 的高温和 $102\sim 214\text{ Pa}$ 的高压力,所以须用高强度合金钢、钛合金或复合材料制造,并在药柱与燃烧内壁间装备隔热衬。

点火装置用于点燃药柱,通常由电发火管和火药盒(装黑火药或烟火剂)组成。通电后由电热丝点燃黑火药,再由黑火药点火燃药柱。药柱燃烧完毕,发动机便停止工作。

喷管除使燃气膨胀加速产生推力外,为了控制推力方向,常与推力向量控制系统组成喷管组件。该系统能改变燃气喷射角度,从而实现推力方向的改变。

固体火箭发动机与液体火箭发动机相比较,具有结构简单,推进剂密度大,推进剂可以储存在燃烧室中常备待用和操纵方便可靠等优点。缺点是“比冲”小(也称比推力,是发动机推力与每秒消耗推进剂质量的比值,单位为秒)。固体火箭发动机比冲在 $250\sim 300\text{ s}$,工作时间短,加速度大导致推力不易控制,重复启动困难,从而不利于载人飞行。

固体火箭发动机主要用作火箭弹、导弹和探空火箭的发动机,以及航天器发射和飞机起飞的助推发动机。其结构原理及外形见图 6-19。

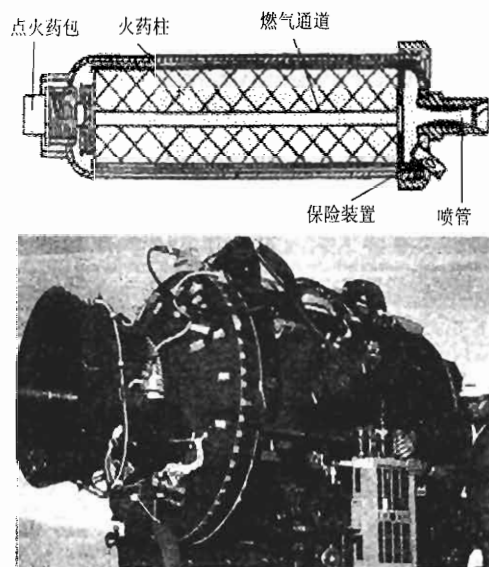


图 6-19 固体火箭发动机结构原理示意与外形图

6.5.2 液体火箭发动机

液体火箭发动机是指液体推进剂的化学火箭发动机。常用的液体氧化剂有液态氧、四氧化二氮等,燃烧剂有液氢、偏二甲肼和煤油等。氧化剂和燃烧剂必须储存在不同的储箱中。

液体火箭发动机一般由推力室、推进剂供应系统和发动机控制系统组成。

推力室是将液体推进剂的化学能转变成推进力的重要组件。它由推进剂喷嘴、燃烧室和

喷管组件等组成,见图6-20。推进剂通过喷注器注入燃烧室,经雾化,蒸发,混合和燃烧等过程生成燃烧产物,以高速(2 500~5 000 m/s)从喷管中冲出而产生推力。燃烧室内压力可达200个大气压(约200 MPa)、温度3 000~4 000 °C,故需要冷却。

推进剂供应系统的功用是按要求的流量和压力向燃烧室输送推进剂。按输送方式不同,有挤压式(气压式)和泵压式两类供应系统。挤压式供应系统是利用高压气体经减压器减压后(氧化剂、燃烧剂的流量是靠减压器调定的压力控制)进入氧化剂、燃烧剂贮箱,将其分别挤压到燃烧室中。挤压式供应系统只用于小推力发动机。大推力发动机则用泵压式供应系统,这种系统是用液压泵输送推进剂。

发动机控制系统的功用是对发动机的工作程序和工作参数进行调节和控制。工作程序包括发动机启动、工作和关机3个阶段,这一过程是按预定程序自动进行的。工作参数主要指推力大小、推进剂的混合比。

液体火箭发动机的优点是比冲高(250~500 s),推力范围大(单台推力在1克力~700吨力)、能反复启动、能控制推力大小、工作时间较长等。液体火箭发动机主要用作航天器发射、姿态修正与控制及轨道转移等。

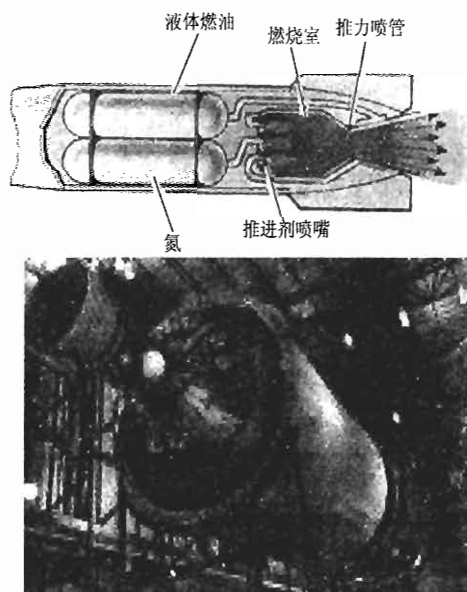


图6-20 液体火箭发动机结构原理示意与外形图

6.5.3 其他能源的火箭发动机

1. 电火箭发动机

电火箭发动机是利用电能加速工质,形成高速射流而产生推力的火箭发动机。与化学火箭发动机不同,这种发动机的能源和工质是分开的。电能由飞行器提供,一般由太阳能、核能

和化学能经转换装置得到。工质有氢、氮、氩、汞和氨等气体。

电火箭发动机由电源、电源交换器、电源调节器、工质供应系统和电推力器组成。电源和电源交换器供给电能；电源调节器的功用是按预定程序启动发动机，并不断调整电推力器的各种参数，使发动机始终处于规定的工作状态；工质供应系统则是贮存工质和输送工质；电推力器的作用是将电能转换成工质的动能，使其产生高速喷气流而产生推力。

按加速工质的方式不同，电火箭发动机有电热火箭发动机、静电火箭发动机和电磁火箭发动机的 3 种类型。电热火箭发动机利用电能加热（电阻加热或电弧加热）工质（氢、胺和肼等），使其气化；经喷管膨胀加速后，由喷口排出而产生推力。静电火箭发动机的工质（汞、铯和氪等）从贮箱输入电离室被电离成离子，然后在电极的静电场作用下加速成高速离子流而产生推力。电磁火箭发动机是利用电磁场加速被电离工质而产生射流，形成推力。电火箭发动机具有极高的比冲（700~2 500 s）、极长的寿命（可重复启动上万次、累计工作可达上万小时），但产生的推力小于 100 N。这种发动机仅适用于航天器的姿态控制、位置保持等。

2. 核火箭发动机

核火箭发动机用核燃料作能源，用液氢、液氦和液氮等作为工质。核火箭发动机由装在推力室中的核反应堆、冷却喷管、工质输送系统和控制系统等组成。在核反应堆中，核能转变成热能以加热工质，被加热的工质经喷管膨胀加速后，以 6 500~11 000 m/s 的速度从喷口排出而产生推力。核火箭发动机的比冲高（250~1 000 s）寿命长，但技术复杂，只适用于长期工作的航天器。这种发动机由于核辐射防护、排气污染、反应堆控制，以及高效热能交换器的设计等问题未能解决，至今仍处于试验之中。

此外，太阳加热式和光子火箭发动机尚处于理论探索阶段。

6.6 中国航空发动机的发展历程与主要型号

航空发动机被喻为战机的“心脏”，其性能好坏直接决定了飞机的飞行性能和载弹量。由于航空发动机长期在高温、高压、高转速和大负荷等严酷环境中工作，并对质量、体积和可靠性有严格的要求，因此最能体现一个国家的科研水平和工业能力。航空发动机的研制周期长、耗资的资金多、技术难度大、配套设施多，也最能体现一个国家的综合国力。目前国际上公认航空发动机研发周期要比战机平台的研发周期长 5~10 年。

目前世界上能制造战机的国家不在少数，而具有独立研发先进航空发动机的国家仅美、俄、英、法四国，中国随着 WS-10 研发成功，也跻身于该世界上最小的俱乐部中，但仍比以上四国落后 20 年。本节仅对我国航空发动机的研发历程做一简要回顾，从中可以感受到我国航空发动机工业从修理—仿制—改进改型—自行研制所走过的艰辛道路。

1. 涡喷-5 (WP-5) 系列

WP-5 仿制自 MG-17 的 BK-1Φ 发动机，适装机型为歼-5（仿制自 MG-17），1956 年

由沈阳航空发动机制造厂研制成功,如图 6-21、图 6-22 所示。1963 年西安航空发动机厂也介入 WP-5(甲)的生产,其后西安厂又改进出 WP-5 乙、WP-5 丙、WP-5 丁 3 种改型,分别用于 MG-15 比斯、MG-17 和歼教-5。

WP-5 性能:最大推力 25.5 kN,加力推力 32.5 kN,推重比 2~3。

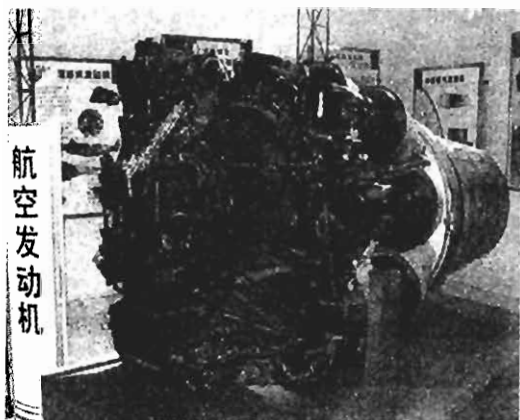


图 6-21 WP-5 发动机

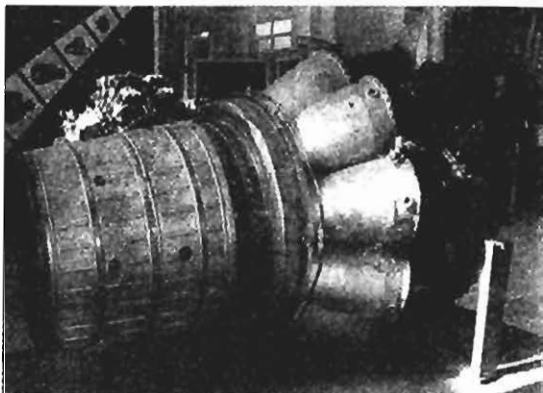


图 6-22 WP-5 发动机

WP-5 为离心式,单转子,带加力发动机。该型机为我国航空工业仿制的第一型发动机。其大直径的尺寸也造就了歼-5 粗短的机身。

2. 喷发-1A(PF-1A)

PF-1A 发动机是在 WP-5 为原型的基础上进行缩小设计,研制工作由沈阳航空发动机设计室(606 所前身)于 1957 年 7 月全面展开,1958 年 7 月装机试飞成功,结构剖视见图 6-23。适装机型歼教-1。后由于空军训练体制发生了变化,取消了歼教-1 项目,PF-1A 也随即下马。

PF-1A 性能:最大推力 16.5 kN、推重比 3.17、质量 530 kg。PF-1A 与当时主要现役发动机的性能比较,还是相当先进的。PF-1A 发动机为离心式,单转子,无加力发动机,为我国自行研制喷气发动机的首次尝试。只生产了五台,未投入批生产。

3. 涡喷-6(WP-6)系列

WP-6(见图 6-24)由沈阳航空发动机厂于 1958 年开始仿制,1961 年通过装机考核随后转入批生产,WP-6 仿制自 MG-19 的 ПД-9B 型发动机,适装机型为歼-6(仿制自 MG-19)。WP-6 甲为强-5 型号的配套发动机,因性能远比 WP-6 稳定,也用于歼-6,适装机型为强-5 I / I A / II / III / IV(M)、歼-6。成都航空发动机厂也于 1963 年介入 WP-6 的生产,并于 1969 年、1970 年改进出 WP-6A、WP-6B,分别作为强-5 乙(鱼雷机)和歼-12 项目的配套发动机,后因强-5 乙和歼-12 项目的下马,也同时中止了后续的发展(WP-6B 为 WP-6 系列中推力最大型)。

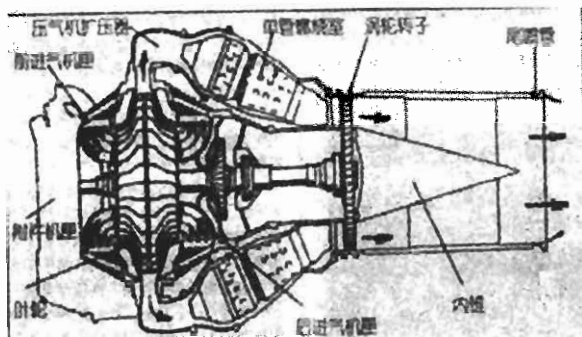


图 6-23 PF-1A 结构剖视图

WP-6 性能:最大推力 25.5 kN,加力推力 31.8 kN,质量 708 kg。

WP-6 甲性能:最大推力 29.4 kN,加力推力 36.8 kN,推重比 5.17。

WP-6 为我国首型超声速航空发动机。其压气机由离心式发展至轴流式,技术上是一次重大进步。1984 年沈航首次将我国独创的沙丘驻涡稳定性理论(北航高歌发明)成功应用于 WP-6 甲改进型,彻底解决了 ПД-9B 所固有的振荡燃烧现象。

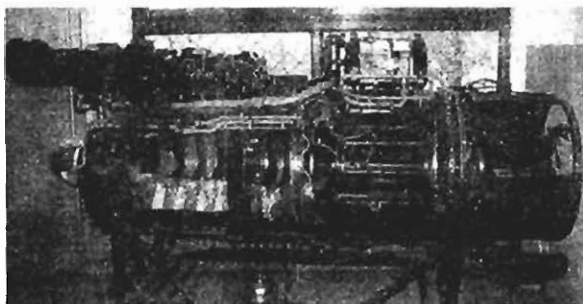


图 6-24 WP-6 为轴心式、单转子、加力发动机

因机载设备研发滞后而下马的强-5 乙鱼雷攻击机装 WP-6A 发动机,只生产了 6 架。指导思想滞后导致 J-12 胎死腹中,装配 WP-6B 发动机,只生产了两架。

4. 涡喷-8(WP-8)

WP-8 研发历程:WP-8 仿制自图-16 的 ПД-3M 发动机。1958 年由沈阳、哈尔滨、西安航空发动机厂联合研制,1963 年转自西安航空发动机厂独家研制,1967 年 1 月通过国家鉴定随后转入批生产。适装机型为轰-6(仿图-16)。

WP-8 性能:最大推力 93 kN、推重比 2.94、质量 3 100 kg。

因我国轰炸机无后续发展型,导致 H-6 数十年间长期服役,改进不断。该发动机研发时间早于 WP-7 但定型时间比 WP-7 晚了一年,导致发动机序号反而排在 WP-7 之后。WP-8 航空发动机,该型发动机耗油量极大,在空军中被戏称为“油老虎”(见图 6-25)。

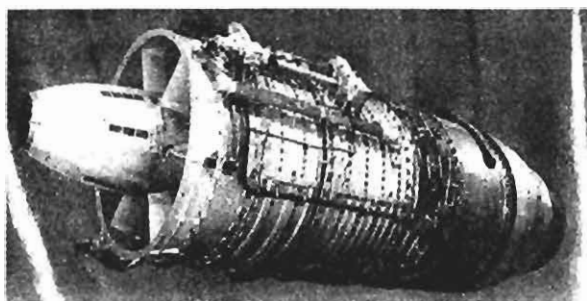


图 6-25 WP-8

5. 涡扇-5(W5-5)

WS-5 见图 6-26 发展历程:WS-5 为 606 所基于 WP-6 技术开展的首次涡扇研发尝试,为轰-5 改型项目配套发动机。1963 年研制计划全面展开,1970 年通过各项考核性能全面达标,1971 年装机进入地面滑跑试验。后因 H-6 项目进展顺利,空军取消了 H-5 改型计划,WS-5 无疾而终。

WS-5 性能:最大推力 35.3 kN(较 WP-6 大幅提高),耗油率下降 30%,H-5 航程可提高 30%。

WS-5 为我国首台涡扇发动机,首次采用了超、跨声速风扇设计,压气机可调叶片(防湍振)等先进技术。WS-5 令人惋惜,如当时装机升空,可使我国装备涡扇时间提前 30 年,航空界大佬们每每提及此事都耿耿于怀。

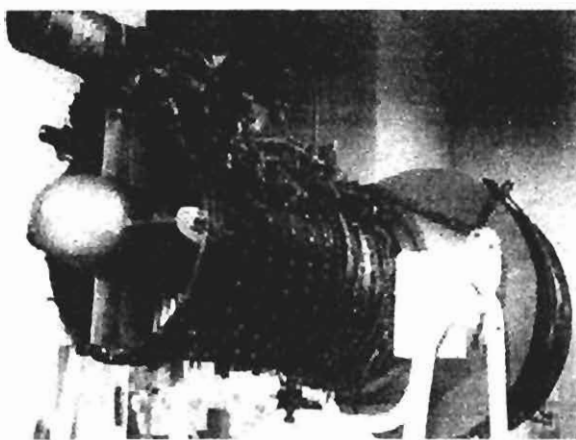


图 6-26 WS-5 为单转子、无加力后风扇发动机

6. 涡喷-7(WP-7)系列

WP-7 仿制自 MG-21F-13(歼-7 原型机)的 P-II F-300 发动机,由沈阳航空发动机设计研究所(606 所)于 1965 年开始仿制,1966 年 12 月通过国家鉴定并投入批生产,适装机型为歼-7/7I。WP-7 甲(又名 WP-7A,见图 6-27)是 WP-7 的改进型,由

606 所 1965 年稍后开始启动改型工作,1982 年通过鉴定并投入批生产,WP-7 甲为歼-8 项目的配套发动机。

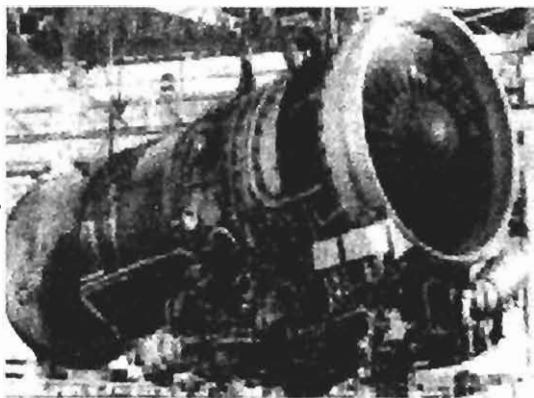


图 6-27 WP-7 甲为轴流式、双转子、带加力涡喷发动机

贵州航空发动机厂于 1968 年介入 WP-7 的生产,并于 1978 年改进出 WP-7 乙(WP-7B),用于歼-7 II/7A/7B/7BS。1979 年贵航在 WP-7 乙的基础上再次开展进一步的改型工作,改进出 WP-7 乙 B(WP-7BM,见图 6-28)型,1982 年完成鉴定并投入批生产,适装机型为歼-7M/7H/7P。

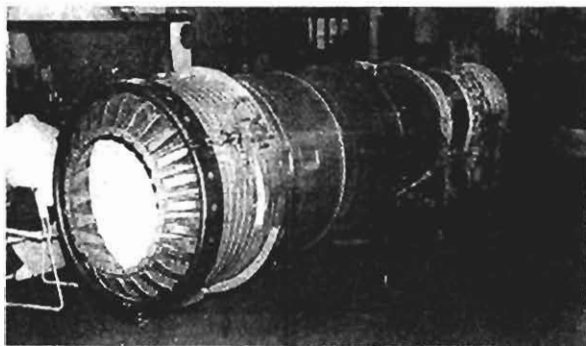


图 6-28 WP-7 乙 B:歼-7M 装备

WP-7 性能:最大推力 38.2 kN、加力推力 55.9 kN。

WP-7 甲性能:最大推力 48.9 kN,加力推力 58.8 kN,推重比 5.18(较 WP-7 推力提高 28%、耗油率降低 13%)。

WP-7 为我国首台两倍声速飞机用发动机,结构由单转子发展至双转子、并采用了国际上先进的气膜冷却、空芯气冷叶片(WP-7 甲)、加力燃烧室分区分压供油等项新技术,为今后发展更先进的军用航空发动机打下了坚实的基础。

7. 涡扇-6(WS-6)系列

WS-6(见图-29)发展历程:我国首台自行研制的大推力先进涡扇发动机,为强-6 项目

配套发动机,606所1964年10月开始研制,1981年WS-6全面达到性能设计指标。WS-6G为WS-6发展型,J-9项目配套发动机,606所于1980年开始改型,1982年首台WS-6G性能全面达到预期指标。随着强-6、J-9的落马,耗资1.2亿的WS-6再次无疾而终,留下遗憾。



图6-29 WS-6为双转子、内外涵加力涡扇发动机

WS-6性能:最大推力71.3 kN、加力推力129.9、推重比5.93、耗油率0.68 kg/kg·h。

WS-6G性能:最大推力83.9,加力推力138.2,推重比7.05。

WS-6性能与MK-202、M53相当,WS-6G要高于以上两型发动机,在WS-6研发捷报频传之际,空军却看上了MK-202,再次给民族航空发动机工业一记响亮的耳光。WS-6在研发过程中,研制出了15种新材料、8种新型附件、采用了17种新型加工工艺、建立了许多实验和配套设施,具有里程碑式的意义。其结构如图6-30所示。

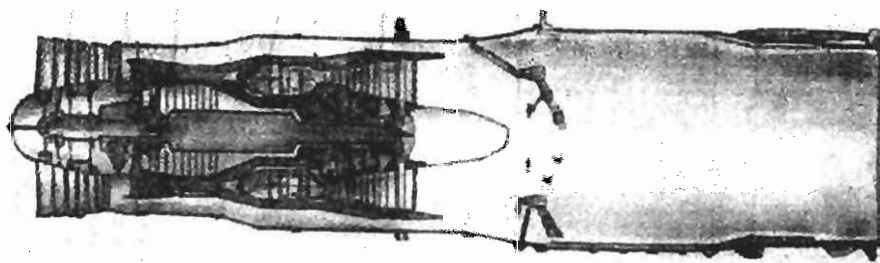


图6-30 WS-6结构图

8. 涡扇-9(WS-9)

WS-9(见图6-31)发展历程:仿制自英国“斯贝”MK-202,为歼轰-7项目配套发动机。研制工作1976在西安航空发动机制造厂全面展开,1980年国内组装型MK-202通过中英两国考核鉴定,2003年7月全面国产化型WS-9“秦岭”通过国家鉴定。适装机型“飞豹”FBC-1/1A。

WS-9性能:最大推力54.5 kN,加力推力91.2,推重比5.05,耗油率0.693 kg/kg·h。

客观地说MK-202在20世纪五六十年代是一型先进的涡扇发动机,其耗油率、可靠性和可维修性能相当出色,美国也曾引进该发动机制造权用于A-7。西安航发厂在研制过程中首次采用了钛合金热成型、精铸无余量空心叶片、数字式电子控制系统等项新技术。

9. 涡喷-13(WP-13)系列

WP-13型号沿革:WP-13仿制自MG-21MF的P-13-300发动机,由贵州航空发动机公司1978年开始研制,1984通过鉴定考核,适装机型歼-7Ⅲ,歼-8Ⅱ。随后贵航在“小步快跑”原则指导下开发出一系列改进型,性能稳步提升。WP-13A/13AⅡ(见图6-32)分别于1991年、1992年定型,用于J-8B。WP-13F/13FI(见图6-33)在WP-13AⅡ基础上的改

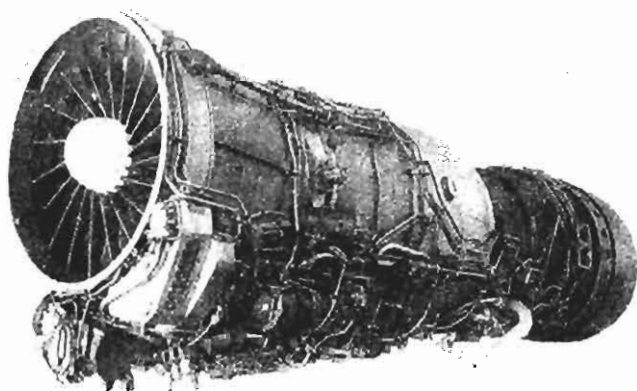


图 6-31 WS-9

进型,分别在 1993 年、1994 年定型,WP-13F 适装机型歼-7D/7E/7MG,WP-13FI 适装机型歼-7C/7PG。WP-13B 是 WP-13A II 大改型,性能是 WP-13 系列中最好的,1993 年开始研制 1996 年定型,适装机型 J-8M/C/D/H 等后续发展型。

WP-13 性能:最大推力 43.1 kN,加力推力 64.7 kN,推重比 5.77。



图 6-32 WP-13A II (J-8B 配套发动机)

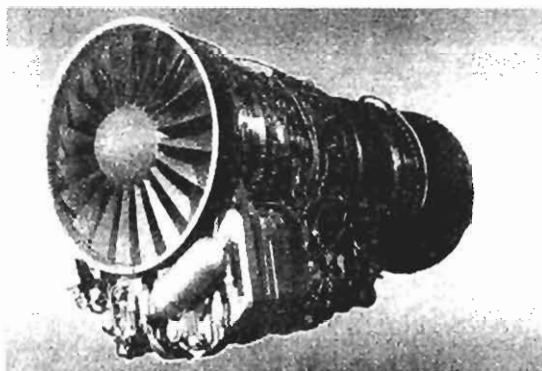


图 6-33 WP-13F 用于 J-7 系列的后续改型

WP-13B 性能较 WP-13 有大幅提高,为 J-8 后续发展型的标配。

此外,我国还有一型涡喷不大为人所知,即 WP-15,仿制自 MG-23MC 的 P-29-300 发动机,最大推力 81.3 kN、加力推力 122.5 kN、推重比 6.5,但未列装也无后续发展。

10. WP-14(昆仑)

WP-14 昆仑发动机是我国第一型严格按 GJB241-87 研发的、具有完全自主知识产权的先进涡喷发动机。1984 年立项,2002 年定型,由沈阳 606 所研发。昆仑历经改型昆仑 I—昆仑 II (见图 6-34)—昆仑 III,发动机日趋成熟、性能大幅提高。号称把涡喷做到涡扇的水平确非虚言。适装机型歼-7,歼-8。目前已装备 J-8 最新改型。

昆仑性能:最大推力 49 kN,加力推力 69.6 kN,推重比 6.4,耗油率 0.098 kg/N·h,翻修

时间 850 h, 总寿命 1 500 h。

昆仑 II 性能: 最大推力 53.9 kN, 加力推力 76.4 kN, 推重比 7, 耗油率 0.093 kg/N · h。

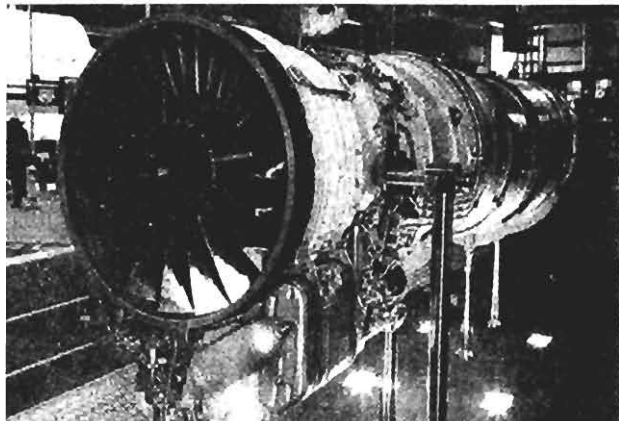


图 6-34 昆仑 II

11. 涡扇 - 10 (WS - 10)

20 世纪 80 年代初期, 中国航空研究院 606 所(中国航空工业集团公司沈阳发动机设计研究所)因 70 年代上马的歼 9、歼 13、强 6 和大型运输机等项目的纷纷下马, 与之配套的研发长达 20 年的涡扇 - 6 系列发动机也因无装配对象被迫下马, 令人扼腕, 而此时中国在航空动力方面与世界发达国家的差距拉到 20 年之上。面对中国航空界的严峻局面, 国家于 80 年代中期决定发展新一代大推力涡扇发动机, 这就是涡扇 10 系列发动机。依据装配对象的不同, 涡扇 - 10 系列有涡扇 - 10、涡扇 - 10A、涡扇 - 10B、涡扇 - 10C、涡扇 - 10D 等型号, 其中涡扇 - 10A 是专门为中国为赶超世界先进水平而上马的歼 10 配套的。中国为加快发展涡扇 - 10 系列发动机, 采取两条腿走路方针。一是引进国外成熟的核心机技术。中美关系改善的 80 年代, 中国从美国进口了与 F100 同级的航改陆用燃汽轮机, 这是涡扇 - 10A 核心机的重要技术来源之一; 二是自研改进。中国充分运用当时正在进行的高推预研部分成果(如 1992 年试车成功的 624 所中推核心机技术, 性能要求全面超过 F404), 对引进的核心机加以改进, 使核心机技术与美国原型机发生了较大变化, 性能大为增强。

涡扇 - 10/10A 是一种采用三级风扇, 九级整流, 一级高压, 一级低压共 12 级, 单级高效高功高低压涡轮, 即所谓的 3+9+1+1 结构结构的大推力高推重比低涵道比先进发动机。沈阳黎明公司在研制该发动机时成功地采用了跨声速风扇; 气冷高温叶片, 电子束焊整体风扇转子, 钛合金精铸中介机匣; 挤压油膜轴承, 刷式密封, 高能点火电嘴, 气芯式加力燃油泵, 带可变弯度的整流叶片, 收敛扩散随口, 高压机匣处理以及整机单元体设计等先进技术。涡扇 - 10A 的制造工艺与 F100、AL - 31F 相似, 十分先进, 外涵机匣利用中推部分先进技术采用高性能的聚酰亚树脂复合材料, 刷式密封, 机匣所用材料与美制 F414 相似, 电子束焊接整体涡轮叶盘, 超塑成形/扩散连接四层风扇导流叶片, 钛合金宽弦风扇空心叶片, 第三代镍基单晶高温合

金,短环燃烧室,收扩式喷口,全权限电子控制技术,结构完整性设计,发动机制造和设计十分先进,不亚于世界同时期先进水平。其中涡轮叶片采用定向凝固高温合金先进材料,无余量精铸和数控激光打孔等先进工艺,以及对流、前缘撞击加气膜“三合一”的多孔回流复合冷却先进技术,使涡轮叶片的冷却效果提高了两倍,而且耐 5 000 次热冲击试验无裂纹发生。涡扇-10 的涡轮叶片虽然是定向结晶的 DZ125,但采用了我国独创的低偏析技术,其综合性能可以和第一代的单晶高温合金媲美。

涡扇 10 的性能:空气流量 100 kg/sec,涡轮前温度为 1 700~1 750 K,涵道比 0.5,增压比 30,最大推力 73.5 kN,加力最大推力 110 kN。

由于运用了高推预研的先进成果,涡扇-10A 的三级低压压比甚至比 AL-31F 的四级低压部分还要高,九级高压,压比 12,效率 85%,总压比、效率、喘震余度高于 AL-31F,总压比与 F110 相似,达 30 以上,涡轮前温度为 1 747 K,全加力推力为 13 200 kg,质量比 AL-31F 要轻。相比之下,AL-31F 涡轮前温度只有 1 665 K,全加力推力 12 500 kg;F110 的涡轮前温度为 1 750 K,全加力推力为 13 227 kg。总体比较,涡扇-10A(见图 6-35)性能要远高于 AL-31F,与 F110 相似。其定型时间为 2003 年,服役时间为 2005 年。图 6-36 所示为歼-10 装备。

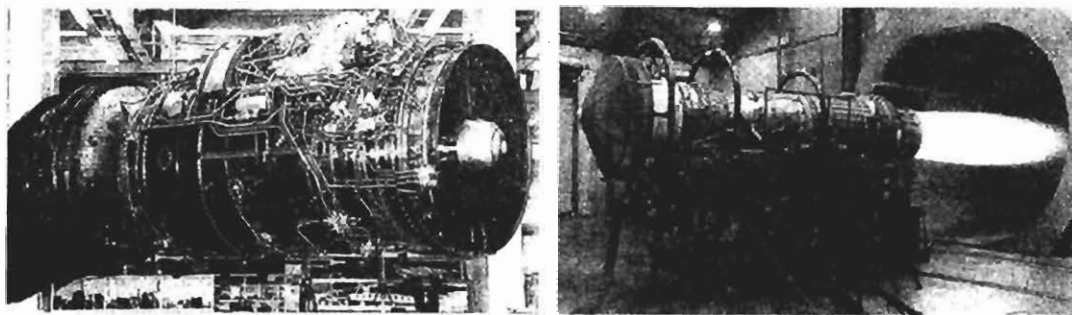


图 6-35 涡扇(WS)-10A 型涡扇发动机:歼-10 装备

12. 其他航空发动机

(1) AL-31FN



图 6-36 AL-31FN

由于 WS-10 研发的滞后,中国于早些时候委托俄罗斯萨乌特机器制造厂,在 AL-31F 的基础上改出 AL-31FN(见图 6-36),以便于 J-10 的适装。AL-31FN 缩小了尺寸并且把变速器下置,尺寸的变化包括由 AL-31F 的 4.99 m 缩短至 4.897 m,最大外部直径由 1.28 m 缩小至 1.14 m,质量由 1 570 kg 降至 1 547 kg,发动机功率仍保持 AL-31F 的 125.5 kN。

(2) WS-11

WS-11 是由哈尔滨航空发动机公司仿制自美国加

雷特公司的涡扇,这也是欧盟反讥美国也在向中国输出军用技术的一个原因,适装机型 K-8,如图 6-37 所示。

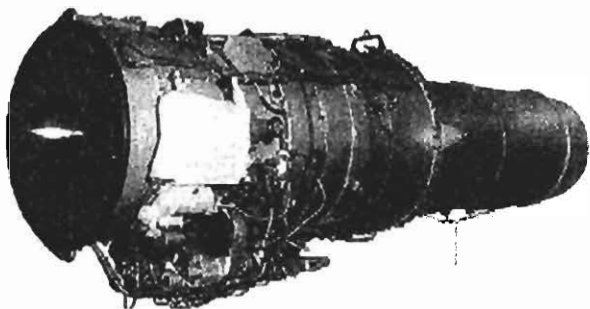


图 6-37 WS-11

(3) 活塞-5 发动机

活塞-5 发动机是南方动力机械公司根据苏联 AⅢ-62MP 发动机技术资料仿制的九缸星形气冷式活塞发动机,是中国制造的第一台航空发动机,装备中国制造的第一架飞机雅克-18 和运-5 飞机使用,如图 6-38 所示。1958 年 6 月试制成功,到 1986 年累计制造 2 600 多台。

(4) 涡喷-11

涡喷-11 是北京航空航天大学研制的小型涡喷发动机(见图 6-39),装备中国第一架高空无人驾驶侦察机(长虹-1,也叫无侦-5 无人机)。1965 年初开始设计,1969 年开始全面试制,第一台发动机于 1971 年 6 月开始试车,1980 年定型后转到南方航空动力机械公司生产。涡喷-11 在海平面最大静推力为 8.33 kN,增压比为 6.5。

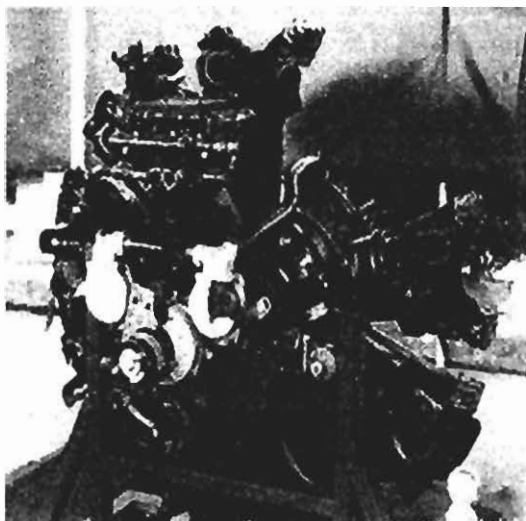


图 6-38 活塞-5

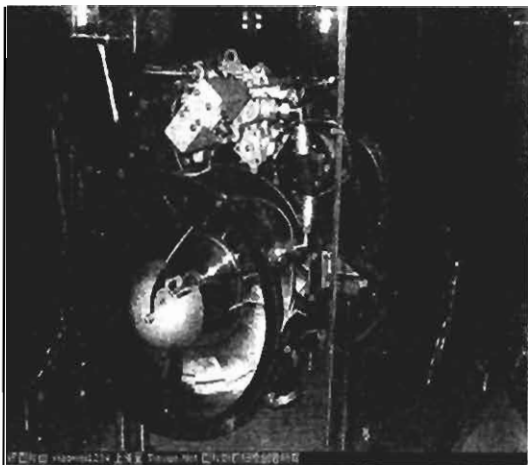


图 6-39 涡喷-11

(5) 涡桨-5(WJ-5)发动机

涡桨-5 发动机于 1966 年初在南方航空动力机械公司开始研制,1968 年转由哈尔滨东安发动机制造公司继续研制生产,1977 年设计定型,并开始小批生产。WJ-5(见图 6-40)发动机曾在国内航线试用,因为在高温、高原环境起飞功率下降,使用受到限制,于 1980 年停止生产。用于装备运-7 和水轰-5。

(6) 涡桨-6(WJ-6)发动机

WJ-6 发动机(见图 6-41)由南方航空动力机械公司于 1969 年 8 月开始研制,1970 年 9 月首次上台架运转,1973 年 4 月首次上天试飞。1976 年完成设计定型,装备运-8 飞机。

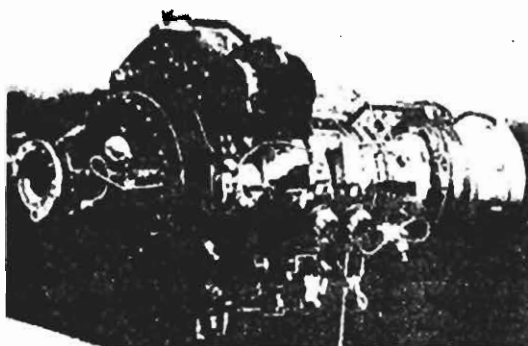


图 6-40 WJ-5



图 6-41 WJ-6

第 7 章 机载仪器与设备

7.1 航空仪表

航空仪表用于监控飞机的飞行、发动机以及其他飞机系统的工作情况。

飞机需要监控的参数可以分为 3 大类：飞机的各种运动参数、发动机系统的各项工作参数以及飞机上其他系统和设备的工作参数。

相应的，航空仪表也可以分为 3 大类：飞行仪表、发动机仪表和其他飞机系统仪表。这一节主要介绍飞行仪表和发动机仪表。

7.1.1 飞行仪表

飞行仪表用于测量飞机的各种运动参数，帮助飞行员了解飞机的运动状态。

图 7-1 为波音 - 737 飞机的驾驶舱，驾驶舱内的仪表板从空间布局上，自左向右可以分为 3 部分：正驾驶仪表板、中间仪表板和副驾驶仪表板。飞行仪表布置在正、副驾驶仪表板上。



图 7-1 飞机驾驶舱正、副驾驶仪表板

根据核心元件和工作原理的不同,飞行仪表可以分为大气数据仪表和陀螺仪表两大类。

1. 大气数据仪表

大气数据仪表主要用来测量飞机的飞行高度、速度和升降速度。这些飞行参数都与大气参数,特别是大气的全压和静压有着密切的联系,因此我们把测量这些飞行参数的仪表统称为大气数据仪表。

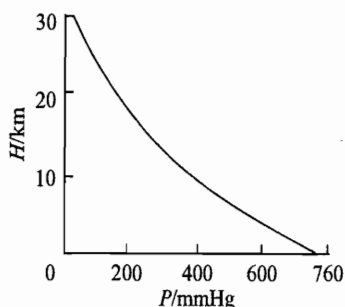


图 7-2 大气压力随高度的变化曲线

(1) 气压式高度表

气压式高度表是用来测量飞机的飞行高度。

图 7-2 是大气压力(静压) P 随高度 H 的变化曲线图。由图可知,大气压力(静压) P 与高度 H 存在着一一对应的关系,因此只要能够测出某一高度处的大气压力(静压),那么根据 P 与 H 的对应关系,就能够间接测出飞机的飞行高度。

气压式高度表就是通过感受大气压力(静压)来指示飞机飞行高度的仪表。

图 7-3 是气压式高度表的内部结构原理图,它主要由 3 部分组成:真空膜盒、传送机构和指示部分。

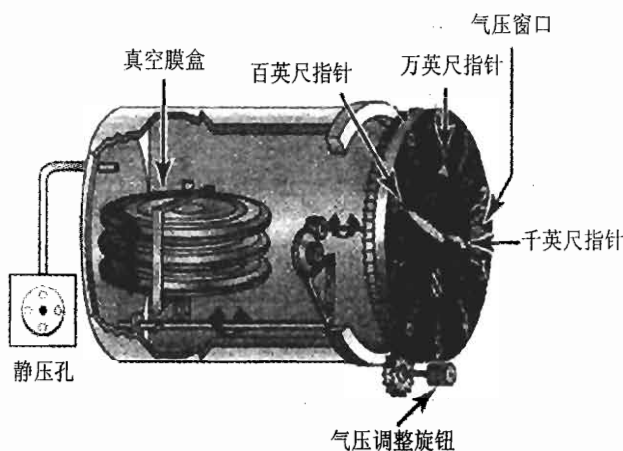


图 7-3 气压式高度表

真空膜盒是气压式高度表的敏感元件,它的内部抽成真空,外部与大气静压相通。当飞机高度发生变化的时候,大气静压就会随着高度的变化而变化,从而导致作用在真空膜盒上的压力发生变化,膜盒的变形量也就会发生变化,膜盒的变形量会通过传送机构驱动指针转动,指示出相应的高度值。

(2) 空速表

空速表是用来测量飞机相对于空气的运动速度(空速)。空速的大小取决于动压,而动压又等于全压与静压之差。空速表就是根据全压、静压和动压三者之间的关系,通过测量大气全压和静压,间接获得动压,然后根据空速与动压的对应关系计算出空速。

图7-4为空速表的内部结构原理图,它主要是由3部分组成:开口膜盒、拨杆传送机构和指示部分。

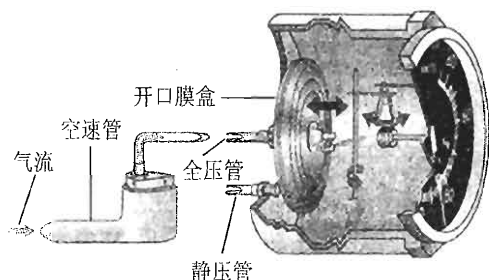


图7-4 空速表

开口膜盒是空速表的敏感元件,它的内部通全压,外部通静压,感受的就是全压与静压之差,也就是动压。

当飞机的空速发生变化的时候,动压就会随着发生变化,动压的变化会使开口膜盒的变形量发生变化。开口膜盒的变形量会通过拨杆传送机构传递给指针,驱动指针转动,指示出相应的空速值。

(3) 升降速度表

飞机的升降速度是指单位时间内飞机高度的变化量,用升降速度表测量。

我们知道,高度与静压存在一一对应的关系,高度发生变化,静压也会随着发生变化。静压变化的快慢(气压变化率)就可以表示高度变化的快慢,也就是升降速度的大小。升降速度表就是通过测量气压变化率来表示飞机的升降速度。

图7-5为升降速度表的内部结构原理图,它的内部结构与气压式高度表和空速表类似,也是由3部分组成的,包括:开口膜盒、传送机构和指示部分。

开口膜盒是升降速度表的敏感元件,它的内部通过一根内径较大的导管与静压相通,外部通过一根内径很小的毛细管与静压相通。

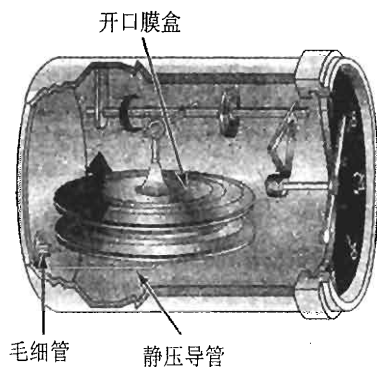


图7-5 升降速度表

当飞机的飞行高度发生变化的时候,外界大气的静压就会随高度发生变化。开口膜盒内部是通过一根内径较大的导管与静压相通,因此,膜盒内部压力能够迅速调整,与外界大气静压平衡;开口膜盒外部是通过一根内径很小的毛细管与静压相通,因此,膜盒外部压力调整速度就比较慢。当膜盒内部压力与外界静压平衡的时候,膜盒外部压力仍然处于调整的过程中,这样膜盒内外就会产生一个压力差,而且飞机飞行高度变化得越快,压力差就越大。在这个压力差的作用下,开口膜盒就发生变形,变形量通过传送机构传送给指针,驱动指针旋转,指示出相应的升降速度值。

2. 陀螺仪表

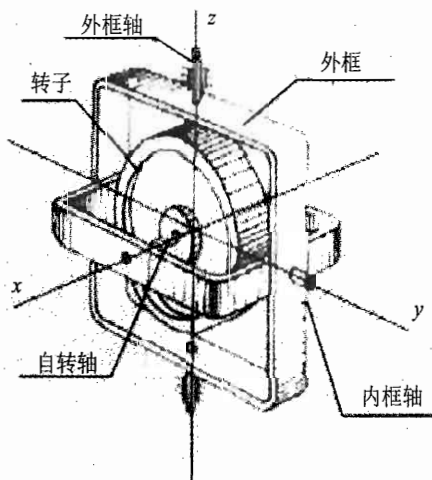
陀螺仪表是利用陀螺特性工作的仪表,飞机上的姿态仪表和航向仪表大多都属于陀螺仪表。

(1) 陀螺特性

图 7-6(a) 为一个玩具陀螺,图 7-6(b) 是飞机上使用的陀螺。由图可知,飞机上使用的陀螺与玩具陀螺相比,无论是结构还是功能都更加复杂。其中图 7-6(b) 所示的飞机陀螺主要是由转子、内框、外框和基座 4 部分组成。转子可以绕自转轴高速旋转,自转又连接在内框上,可以跟随内框一起绕内框轴旋转,内框轴连接在外框上,可以跟随外框一起绕外框轴旋转。



(a) 玩具陀螺



(b) 飞机陀螺

图 7-6 陀螺

陀螺特性主要有两个：进动性和稳定性。

陀螺的进动性是指陀螺总是绕着与外力矩矢量相垂直的方向转动。如果外力矩矢量与内框轴方向相同,那么陀螺将会绕外框轴转动;如果外力矩矢量与外框轴方向相同,那么陀螺将会绕内框轴转动。

陀螺的稳定性是指高速旋转的陀螺能够抵抗干扰力矩,保持其自转轴相对惯性空间方向稳定的特性,如图7-7所示。如果把高速旋转的陀螺拿起来,任意旋转它的基座,那么我们会发现,陀螺的自转轴在惯性空间的方向始终不变。

陀螺的进动性与稳定性是一对相互矛盾的特性,稳定性越好,进动性就越差;反之,稳定性越差,进动性就越好。

飞机上的姿态仪表和航向仪表就是利用陀螺的稳定性来工作的。

(2) 姿态仪表

姿态仪表是用来测量飞机的姿态角,包括俯仰角和倾斜角。最为常用的姿态仪表是陀螺地平仪,如图7-8所示。

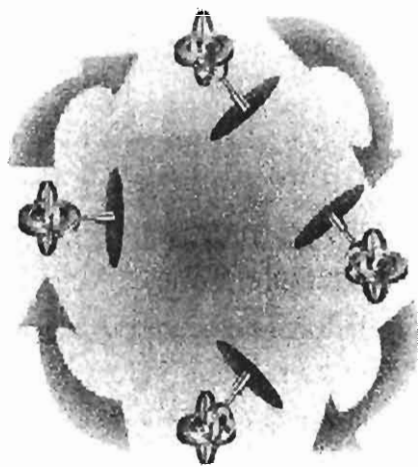


图7-7 陀螺的稳定性

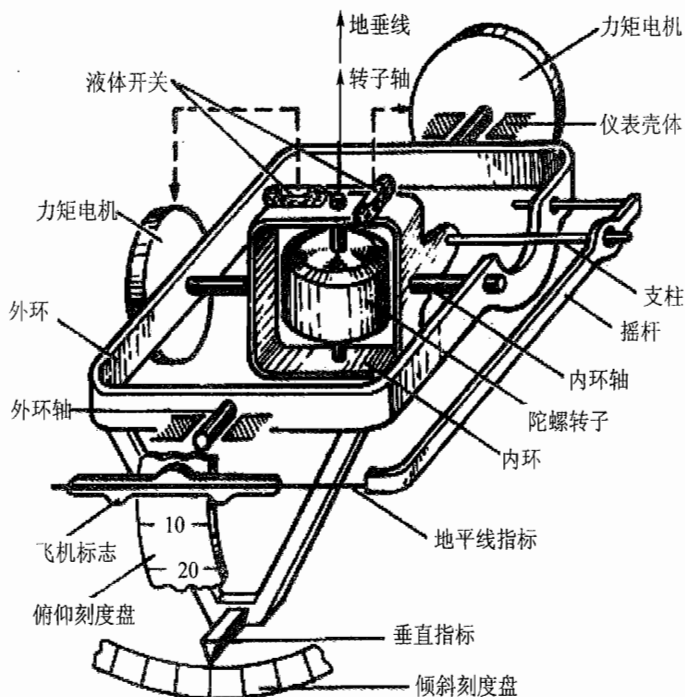


图7-8 陀螺地平仪

陀螺地平仪的种类有很多,结构也各不相同,但是它们的基本组成都包括4个部分:两自由度陀螺、地垂修正器、指示机构和控制机构,如图7-9所示。



图 7-9 陀螺地平仪的原理结构图

其中,两自由度陀螺和地垂修正器通过控制机构相互作用,测得飞机的俯仰角和倾斜角,再通过指示机构显示出来。

要测量飞机的俯仰角和倾斜角,前提条件就是必须准确测量出飞机所在位置的地垂线。所谓的地垂线就是从飞机所在位置向地球表面所做的垂线。

由于地球不是平的,而是一个椭球体,具有弧度,因此,飞机所在位置不同,地垂线也就不同,如图 7-10 所示。

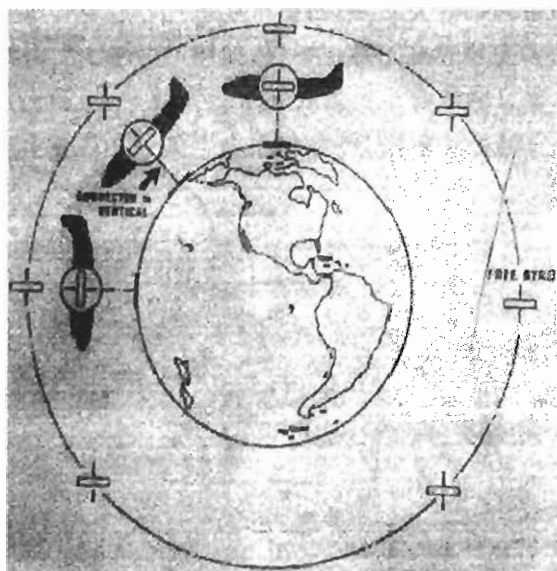


图 7-10 陀螺地平仪原理示意

测出了地垂线,就很容易获取地平线,有了地平线作为参照标准,我们才能测出俯仰角和倾斜角,因为这两个角度都是以地平线作为参照的。

那么应该如何测量飞机所在位置处的地垂线呢?陀螺地平仪是通过两自由度陀螺和地垂修正器共同作用来测量地垂线。

图 7-10 中的外环就是飞机在不同位置时两自由度陀螺自转轴的指向。高速旋转的陀螺具有稳定性,因此不管飞机飞到什么位置,陀螺自转轴的指向始终是不变的,这样就无法测出飞机所在位置处的地垂线。但是如果通过地垂修正器对两自由度陀螺进行修正,就可以使陀螺自转轴始终与地垂线保持一致。图 7-10 中的内环就是修正后的两自由度陀螺,随着飞机的飞行,自转轴的指向也会不断发生变化,始终与地垂线保持一致。

陀螺地平仪就是利用地垂修正器对两自由度陀螺进行修正,使其自转轴始终与地垂线保持一致,建立稳定的人工地平线,并根据飞机和陀螺的关系来测量飞机的俯仰角和倾斜角,如图7-11所示。

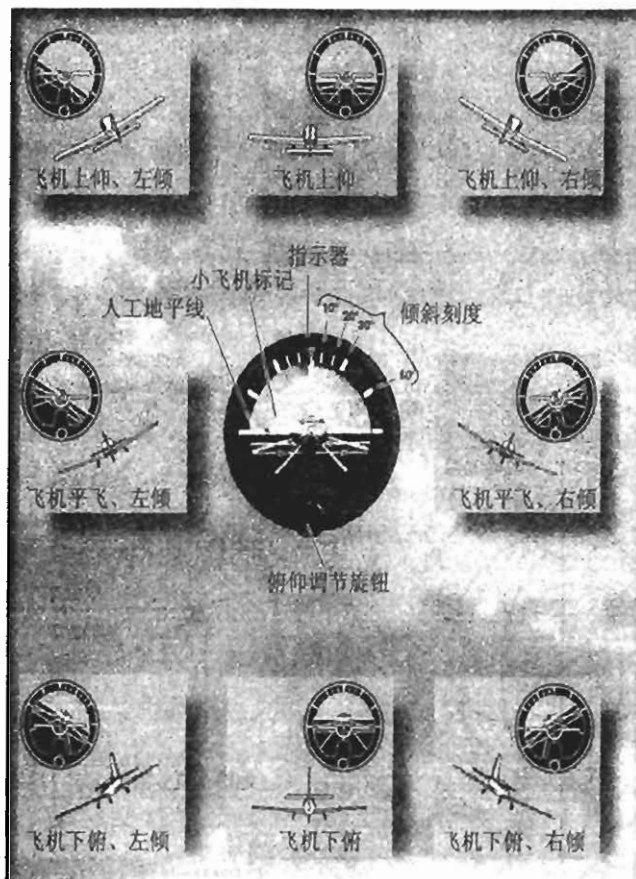


图7-11 陀螺地平仪指示飞机俯仰/倾斜姿态

(3) 航向仪表

航向仪表用来测量飞机的航向,而航向是飞机导航所需要的基本参数之一。

1) 航 向

航向是指以经线北端为起点,顺时针转到飞机纵轴所围成的角度。根据经线类型的不同,航向又可以分为真航向、磁航向和罗航向三类。如图7-12所示。

真航向是指从真经线北端(真北)顺时针转到飞机纵轴所围成的角度。磁航向是指从磁经线北端(磁北)顺时针转到飞机纵轴所围成的角度。磁经线是指地球磁场强度水平分量的方向线,如图7-13所示。

罗航向是指从罗经线北端顺时针转到飞机纵轴所围成的角度。罗经线是指飞机磁场水平分量与地磁水平分量的合成磁场的方向线。

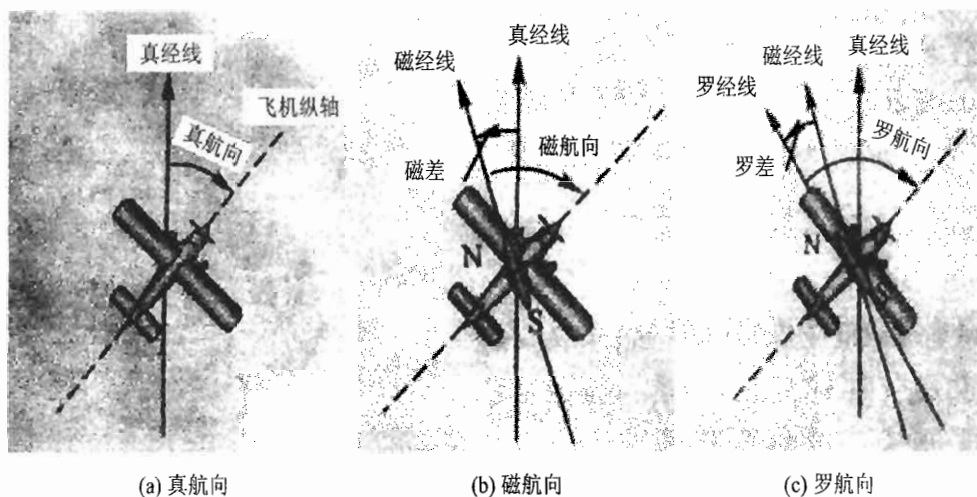


图 7-12 航 向

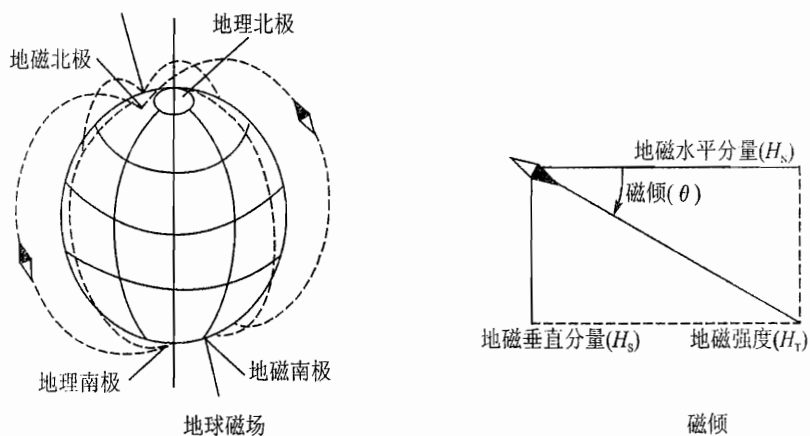


图 7-13 地球磁场及磁经线

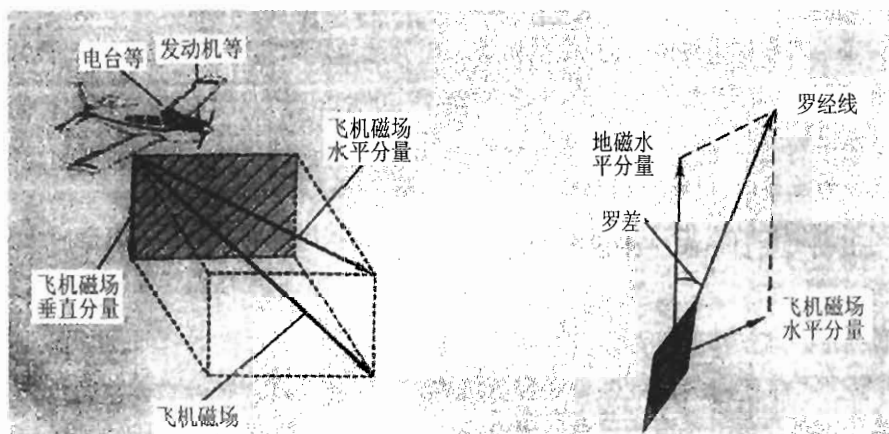


图 7-14 飞机磁场及罗经线

真航向、磁航向和罗航向三者之间存在如下关系：

$$\text{真航向} = \text{磁航向} + \text{磁差}$$

$$\text{磁航向} = \text{罗航向} + \text{罗差}$$

磁差是指磁经线偏离真经线的角度。罗差是指罗经线与地磁水平分量之间的夹角(见图7-13)。

2) 磁罗盘

航向仪表的种类有很多,比如磁罗盘、陀螺半罗盘、陀螺磁罗盘、罗盘系统等。这里主要介绍比较简单的一种航向仪表——磁罗盘。

磁罗盘主要是用来测量飞机的罗航向。我们知道:磁航向=罗航向+罗差,如果我们利用磁罗盘测出了罗航向,然后根据磁航向与罗航向的这个关系进行罗差修正,因此能够测出磁航向。

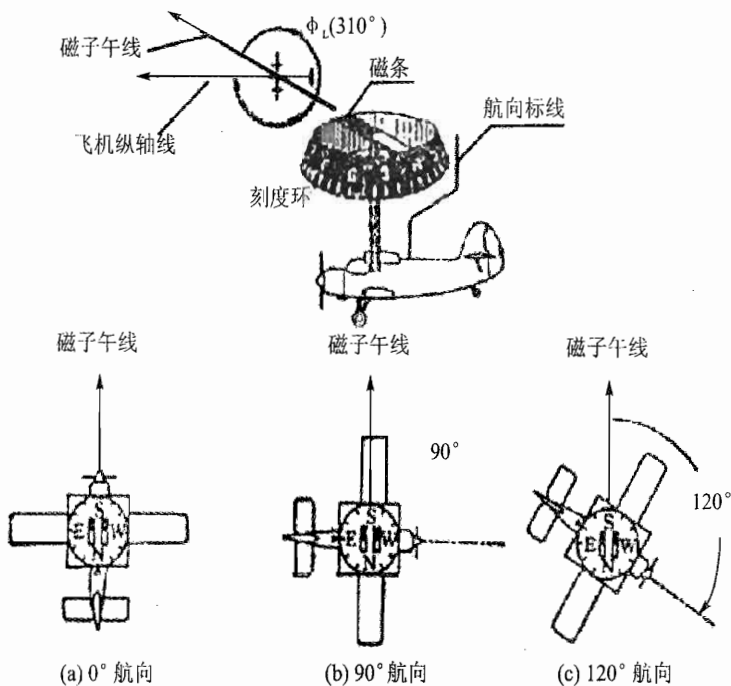


图 7-15 磁罗盘的基本原理

磁罗盘的基本原理是利用自由旋转的磁条跟踪罗经线的方向来指示飞机的罗航向,如图7-15所示。

自由旋转的磁条是磁罗盘的敏感元件,它能够在水平面内自由旋转。磁条上固定着一个环形刻度盘,刻度盘的 0° 刻度线与 180° 刻度线的连线与磁条方向保持一致。航向标线固定在表壳上,代表飞机纵轴。

飞机改变航向之后,磁条始终稳定在罗经线方向,表壳随飞机一起转动。因此,航向标线在刻度盘上所指的角就是飞机纵轴与罗经线在水平上的夹角,即罗航向。

磁罗盘主要是由罗牌、罗盘油、外壳、航向标线和罗差修正器 5 部分组成,如图 7-16 所示。

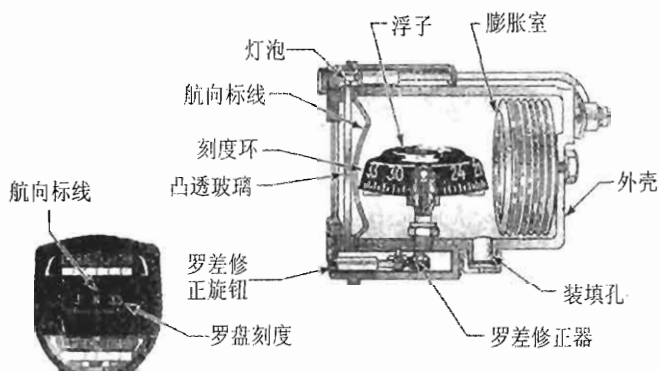


图 7-16 磁罗盘的结构

罗牌是罗盘的敏感部分,由磁条、轴尖、浮子和刻度环组成。整个罗牌可以在支撑它的轴承上自由转动,保证刻度盘的 0° 刻度线与 180° 刻度线的连线始终与罗经线方向一致。

罗盘油可以增加洛牌的运动阻尼,减小罗牌对轴承的压力,从而减小罗牌的摆动和摩擦。

罗差修正器能够地抵消飞机磁场的影响,从而减小罗差。

7.1.2 发动机仪表

发动机仪表位于中央仪表板上,其作用是测量并指示发动机的工作状态,并予以控制,如图 7-17 所示。要全面地了解发动机的工作状态,必须测量发动机工作时的各项相关参数及其变化,例如对于涡轮喷气式发动机,就要测定燃油压力、滑油压力、喷气温度、滑油温度、发动机转速和油量等。



图 7-17 飞机驾驶舱中央仪表板

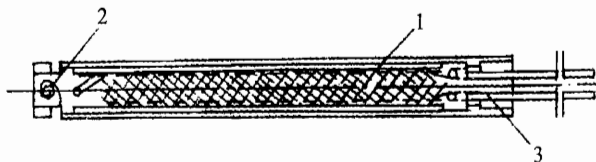
1. 温度测量

温度只能采取间接方法进行测量。一些物体的体积、尺寸、密度、导电率、导磁率等参数会随着温度的变化而变化,而且与温度之间存在确定的函数关系。通过测量这些参数就可以间接得到温度值。具有这种特性而被选作温度感受器的物体,通常称为感温元件。

下面我们介绍两种常用的感温传感器:电阻式温度传感器和热电偶式温度传感器。

(1) 电阻式温度传感器

金属导体的电阻会随着温度的升高而增大;半导体的电阻有的会随着温度的升高而增大,有的会随着温度的升高而减小。但是不管是金属的电阻,还是半导体的电阻,电阻值都与温度存在确定的函数关系,因此可以用来作为感温元件。用来作为感温元件的金属导体,我们称为热电阻;用来作为感温元件的半导体,我们称为热敏电阻。



1—铂热电阻丝;2—铆钉;3—银导线

图 7-18 电阻式温度传感器结构示意图

电阻式温度传感器的热电阻,通常由铂、铜和镍等电阻丝绕制而成。铂热电阻物理化学性能稳定,测温精度高,所以飞机上常用铂热电阻测温,测温范围为 $-200\sim+600\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。

当温度发生变化的时候,电阻式温度传感器的铂热电阻丝的电阻就会随着发生变化,根据温度与铂热电阻丝阻值的对应关系就可以测出相应的温度值。

(2) 热电偶式温度传感器

热电偶式温度传感器(见图 7-19)的感温元件是热电偶。

热电偶是将两种不同的金属导体两端连接在一起组成的闭合回路。两个接触点分别称为冷端和热端。当冷端和热端的温度不相同的时候,回路中就会产生热电动势,而且冷端和热端温度差别越大,回路中产生的热电动势就越大。

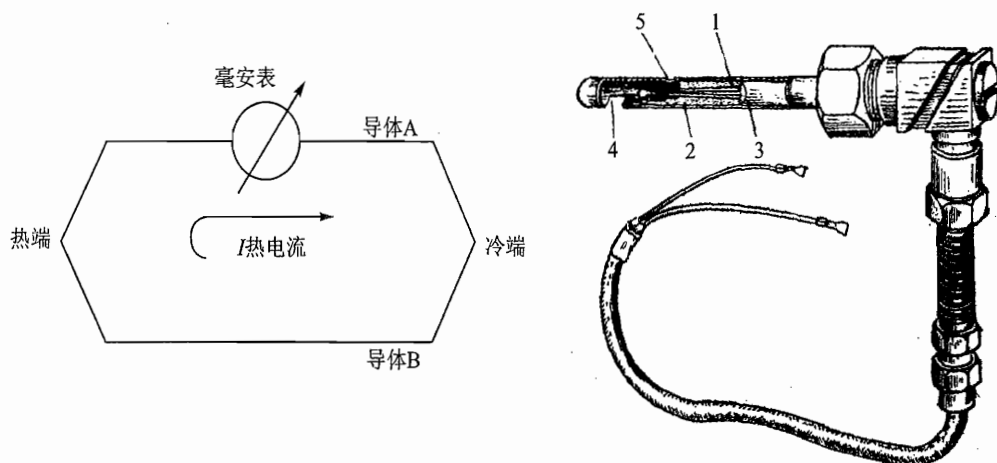
以冷端温度为基准,根据热端与冷端温度差和热电动势的对应关系,就可以测出热端相应的温度值。

2. 压力测量

在物理学中,流体介质垂直作用在单位面积上的力称为压强,在工程上称为压力。飞机上的燃油、滑油、氧气和冷气等的压力是通过压力表来进行测量和指示。下面介绍几种常用的压力表及其测量原理。

(1) 电位计式压力表

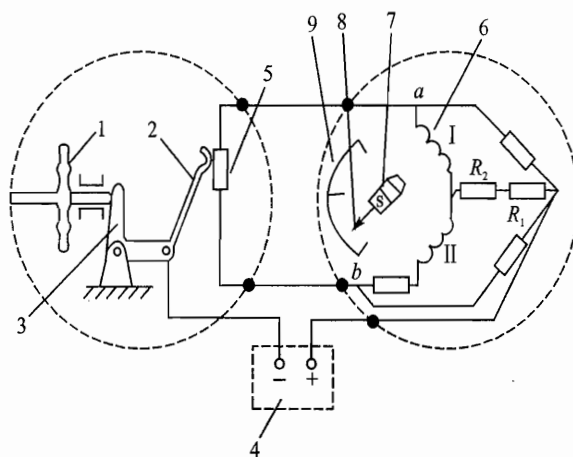
在各种压力表中,为了感受被测流体介质的压力,常用模片、膜盒、波纹管、包端管和振动筒等弹性元件作为压力敏感元件。



1—热电偶;2—瓷管;3—钢管;4—进气口;5—出气孔

图 7-19 热电偶式温度传感器

电位计式压力表主要是由压力敏感元件、传送放大机构和指示机构 3 部分组成,如图 7-20 所示。



1—真空膜盒;2—电刷;3—传送放大机构;4—电源;5—电位器;

6—线圈;7—活动磁铁;8—指针;9—刻度盘

图 7-20 电位计式压力表原理图

电位计式压力表采用真空膜盒组作为压力敏感元件来感受被测流体介质的绝对压力。真空膜盒内部被抽成真空,外部与被测流体介质相通。当被测流体介质的压力发生变化时,作用在真空膜盒外部的压力就会发生变化,真空膜盒就会产生相应的变形。

真空膜盒在感受压力之后产生的变形量很小,传送放大机构可以将真空膜盒的变形量放大,带动电刷在电位计上滑动。如果在电位计两端加上直流电源电压,那么从电刷与电源接地

端之间就能得到一个输入电压。也就是说,传送放大机构能够将真空膜盒的变形量放大,并转换成电压信号。该电压信号与被测压力之间呈一定的函数关系。

根据输出电压信号与被测压力之间的函数关系,指示机构就能指示出相应的压力值。

(2) 压阻式压力表

压阻式压力表采用单晶硅制成的整体模片作为压力敏感元件,如图 7-21 所示。

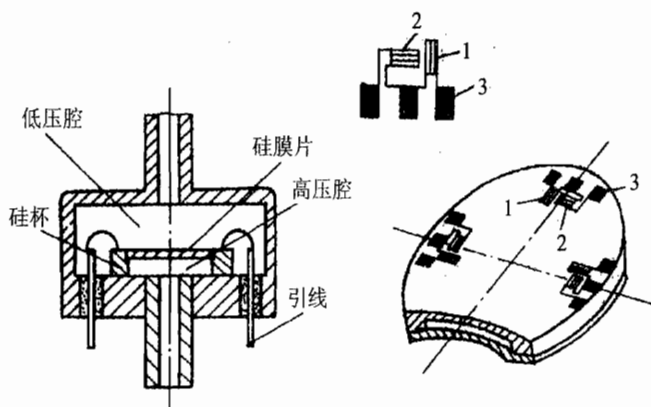


图 7-21 压阻式压力表原理图

在模片上通过微电子工艺制成 4 个电阻,并将这 4 个电阻接成电桥电路,在电桥对角线端加直流电压。

当硅模片感受到被测压力时就会发生变形,4 个电阻的阻值就会发生变化,这样就能得到与被测压力呈一定函数关系的输出电压。

电桥电路的输出电压比较小,一般都需要经过放大器放大之后才能符合需要。如果将放大器和 4 个电阻都集成在一块硅片上,就成为集成式压力传感器。

7.2 导航系统

导航指把飞机、导弹、宇宙飞行器和舰船等运动体从一个地方(如出发点)引导到目的地的过程。导航系统的主要用途就是引导飞机沿着预定航线飞到预定地点,并能随时给出飞机准确的即时位置。在军事上,导航系统还要配合其他系统完成武器投放、侦察、巡逻、反潜、预警和救援等任务。

早期的飞机主要依靠目视导航,飞行员可以依靠地面标注和航空地图来确定飞机的位置和方向,如图 7-22、图 7-23 所示。



图 7-22 地标

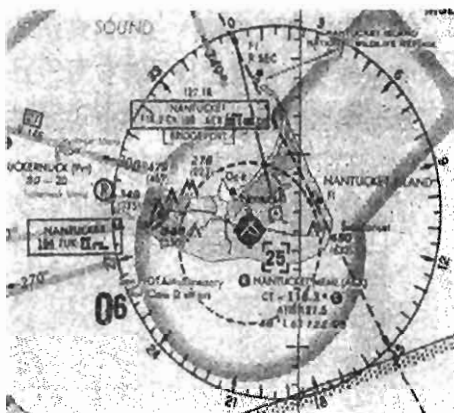


图 7-23 航图

从 20 世纪 20 年代开始发展仪表导航,依靠磁罗盘、时钟、空速表和人工推算,确定飞机即时位置,大型飞机上有一个专职人员负责领航,领航员根据仪表数据不断地计算,并对照航图来确定地理位置,使飞机能按正确的航线飞行。

30 年代出现了利用中波无线电台导航的无线电罗盘。

40 年代开始研制甚高频伏尔(VOR)导航系统和仪表着陆系统(ILS)。

50 年代惯性系统和多普勒雷达系统相继用于飞机导航。

作用距离达 2 000 km 的罗兰 C 无线导航系统于 60 年代初投入使用。为满足军事上的需要,以后又相继研制出作用距离达 10 000 km 的欧米茄超远程导航系统和近程战术空中导航系统“塔康”(TACAN)。

70 年代以后卫星导航系统问世,其中最著名的有美国的 GPS 和苏联的 GLONASS。

按照工作原理的不同,目前实际应用的飞机导航方法有以下几种:仪表导航、无线电导航、卫星导航、惯性导航、图像匹配导航、天文导航以及组合导航。下面介绍除了仪表导航外的其他导航方式。

7.2.1 无线电导航系统

无线电导航系统借助于无线电波的发射和接收,利用地面上设置的无线电导航台和飞机上的相应设备对飞机进行定位,测定飞机相对于导航台的方位、距离等参数,以确定飞机的位置、速度和航迹等导航参数。

无线电导航很少受气候条件的限制,作用距离远、精度高、设备简单可靠,所以是飞机导航的主要技术手段之一。尤其在夜间或复杂气象条件下,要保证飞机的安全着陆,无线电导航设备更是必不可少的导航工具。

无线电导航系统按所测定的导航参数可分为 5 类:

① 测向系统,如无线电罗盘和甚高频全向无线电信标(VOR)系统。

- ② 测距系统,如无线电高度表和测距设备(DME)。
- ③ 测距差系统,即双曲线无线电导航系统,如罗兰 C 和欧米茄导航系统。
- ④ 测角距系统,如战术空中导航(TACAN)和 VOR/DME 系统。
- ⑤ 测速系统,如多普勒雷达。

通常作用距离在 400 km 以内的为近距导航系统;达到数千千米的为远程导航系统;10 000 km 以上为超远程导航系统。

卫星导航和仪表着陆系统(ILS)亦属无线电导航系统。

1. 测向无线电导航系统

许多天线在发射或接收无线电波时,在不同方向上发射的电波强度或感应电动势各不相同,基于这一原理构成了各种测向无线电导航系统,其中在飞机上目前广泛应用的有自动测向器(ADF)和全向信标系统(VOR)。

(1) 自动测向器(ADF)与无方向信标(NDB)

无方向信标又称中波导航台,它能发射单一的无方向性中长波。

自动测向器是在飞机上用方向性天线接收来自无方向信标发射的无方向无线电波,有时候又称为无线电罗盘,作用距离通常在 300 km 左右。

自动测向器一般采用环状天线系统(测向原理见图 7-24)接收信号。在这一天线系统中,AA'和 BB'是两个相互垂直的环状天线,其中 AA'与机身纵轴一致,而 BB'垂直于机身纵轴线。当电波来向与 AA'所在平面平行时,AA'将得到最大的感应电动势,而 BB'的感应电动势为零,反之亦然。当电波来向与机身纵轴成一定角度 θ 的时候,AA'和 BB'的感应电动势分别与 $\cos \theta$ 和 $\sin \theta$ 成正比。由于飞机所处空域可接收到许多电台发出的电波,且环状天线感应的电动势极其微弱,所以还需要通过接收机(类似于普通的收音机)选择出其中一个电台,并对信号进行放大和频率变换。放大变换后的两个低频电动势分别加在测角器的线圈 aa'和 bb'上,这两个线圈上将会产生与 $\cos \theta$ 和 $\sin \theta$ 成正比的电流。线圈 aa'和 bb'通过电流后将分别产生磁场,合成磁场又会在动线圈 c 中感应出电动势,并通过伺服系统使动线圈 c 旋转,直到动线圈 c 上的感应电动势等于零时为止。此时伺服系统带动动线圈 c 转过的角度取决于电波来向与机身纵轴的夹角 θ ,因此与动线圈 c 相连的指针就能够指示出无方向信标与飞机的连线和飞机纵轴之间的角度,即无线电台航向角 θ 。

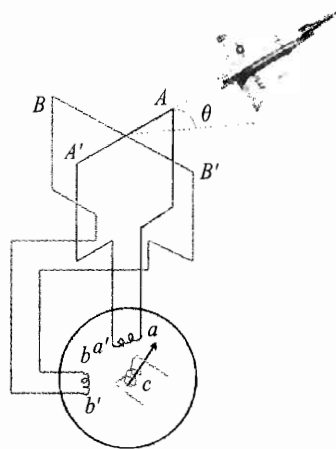


图 7-24 环状天线测向原理

中波导航台准确性低并且容易受到天气的影响,但它价格便宜,设备结实耐用,所以世界上很多中小型机场和发展中国家的多数机场还在使用它。我国广大的西部地区的机场也在使

用这种系统。

(2) 全向信标系统(VOR)

VOR 是一种近程甚高频测向导航系统。它由地面导航台向飞机提供以导航台所在点北向子午线为基准的飞机方位信息,以便航路上的飞机可以确定相对于导航台的方位;或者在空中给飞机提供一条“空中道路”,以引导飞机沿着预定航道飞行,如图 7-25 所示。

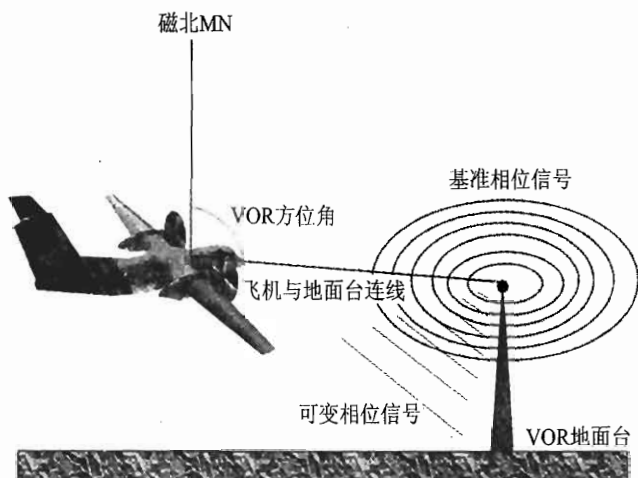


图 7-25 全向信标系统 VOR

VOR 地面导航台发射的电波幅度是变化的(称为调幅),幅度变化规律受到两个余弦信号的(称为调制信号)控制。一个称为基准相位信号,另一个称为可变相位信号。基准相位信号在所有方位上都在同一时间达到最大值,可变相位信号在正北方向与基准相位信号同时达到最大值(相位差为 0°),在其他方位,可变相位信号与基准相位信号的相位差与所在方位角一致。

飞机上的 VOR 接收机接收到地面导航台信号之后,测量出基准相位信号与可变相位信号之间的相位差,就可以确定出飞机在地面导航台的哪个方位上。

目前,VOR 是世界上应用最广的近程导航设备,其工作频段在 $108\sim 118\text{ MHz}$ 之间,各个导航台可使用其中某些指定的频率。工作在这一频段的电波以空间波方式传播,其传播方向不受气候、季节等影响,但其作用距离受视线距离限制,因此与飞机的飞行高度有关。通常 VOR 导航台的作用距离在 $64\sim 480\text{ km}$ 之间,它取决于飞机的飞行高度。

2. 测距无线电导航系统

无线电波以光速(约 $3\times 10^8\text{ m/s}$)直线传播,因此只要测量出飞机发射的无线电波往返于地面导航台所需要的时间,就可以确定出飞机到地面导航台的斜距。下面以无线电高度表为例,介绍这类导航设备的工作原理。

飞机向下发射无线电波,到达地面后会产生反射,反射的电波被飞机上相应的接收机接

收,测量出电波往返于飞机与地面之间所需要的时间,就可以确定出飞行高度。其原理与普通雷达相同,因此亦称雷达高度表。

与气压式高度表不同,无线电高度表能直接给出飞行器与地面之间真实高度的精确数值,而不需要知道当地地面的气压,因此在低空飞行和着陆阶段对保障飞行安全具有重要作用。

常用无线电高度表的工作原理可分为两类。其一,采用脉冲测时原理,飞机上发射宽度很窄的脉冲,经地面反射后被接收机接收,测量出从发射到接收之间的时间间隔 τ ,然后换算成高度: $h=0.5c\tau$ (c 为光速),它称为脉冲式高度表。

另一类称为调频式无线电高度表。它发射连续、等幅的无线电波,但其频率则随时间按某种规律变化。电波经地面反射后,由于时间上的延迟,接收到的信号的频率与发射的信号频率是不同的。根据两者之间的频率差和频率随时间的变化规律,即可确定电波的往返时间,然后可以确定出飞行高度。其精度可达 $\pm 0.3\text{ m}$ 或 1% 测量高度,测高原理如图7-26所示。

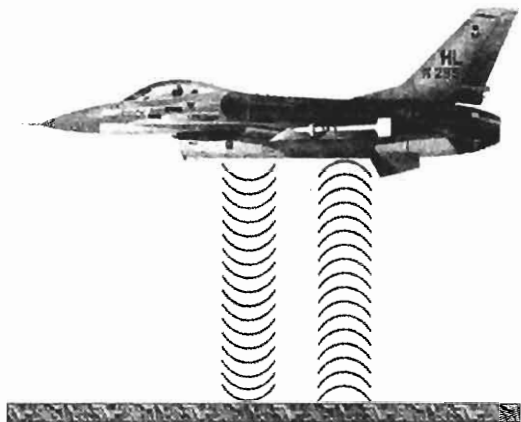


图7-26 无线电高度表的测高原理

3. 测距差无线电导航系统

上述无线电导航系统都是近程导航系统,而当飞机远距离飞行,例如越洋飞行时,不可能通过不断更换近距离的导航台完成导航定位任务,而需要远程导航设备提供导航定位服务。

远程导航系统采用测距差方式工作,如图7-27所示。A、B两地面导航台发射脉冲信号的时间间隔始终保持不变(脉冲时间同步),或者在发射电波的相位上保持一致(相位同步)。飞机C上接收A、B两导航台的信号,比较两导航台信号到达的时间差或者相位差,就可以换算出飞机到A、B的距离差,则飞机必定位于以A、B为焦点的一条双曲线上(该双曲线称为位置线)。如果再测定飞机到另外两个台的距离差(如A、D),就可以通过两条双曲线的交点,确定飞机的所在位置。因此,测距差无线电导航系统又称为双曲线导航系统。

双曲线导航,用户数量没有限制,机上设备简单、费用低,因此,在中、远程导航中得到了广泛应用。

欧米茄导航系统(ONS)是远程测距差系统中得到广泛应用的一个例子。该系统工作在

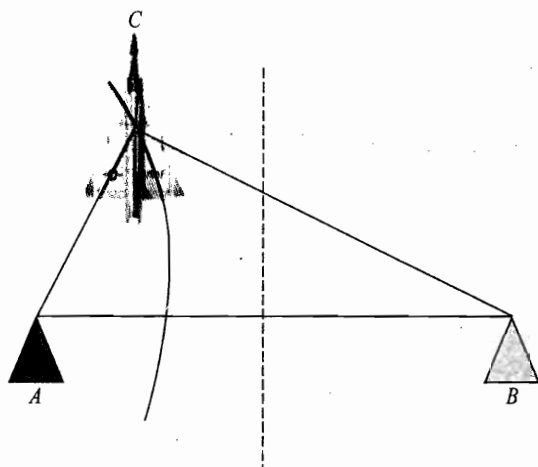


图 7-27 测距差系统的位置线

10~14 kHz 的甚低频波段,各导航台发射的电波在时间和相位上保持同步,飞机上的欧米茄系统接收机通过测量相位差确定飞机的位置。

由于系统在很低的频率状态下工作,在此频率上地球可看成为良导体,地波可传播到很远距离,通过在全球设置的 8 个导航台即可完成对全球范围内的导航。

欧米茄系统不仅用于飞机的导航,亦用于舰船和其他运载工具的导航定位,其定位精度一般在 1~2 nmile 左右。它还是目前唯一可在水下 20~30 m 处为潜艇导航定位的技术手段。

4. 测速无线电导航系统

在声学中我们知道,当发出声波的波动源与声波的接收者之间存在相对运动时,接收到的声波频率与发射的声波频率之间存在着差异。这一频率差称为多普勒(Doppler)频率,而这一效应称为多普勒效应。多普勒频率与发射频率的比值取决于相对运动的速度和波的传播速度。例如迎面开来的火车鸣笛时,听到的汽笛声调变尖,也就是频率变高;火车开走时,汽笛的声调变粗,也就是频率变低,这也是多普勒效应。

多普勒效应不仅存在于声波,也存在于其他波动,包括无线电波中。利用这一效应制成了称为多普勒雷达(Doppler radar)的测速无线电导航设备。

飞机上安装的多普勒雷达在 3~4 个方向的很窄范围内向下发射无线电波(称为 3 或 4 个波束),并接收地面反射回来的电波。接收机测量出不同方向的多普勒频率,通过计算机计算,可以给出飞机相对于地面的运动速度——地速的数值,及地速方向与飞机纵轴线的夹角——偏流角。通过其他导航设备如磁罗盘或惯导系统提供的航向基准,经过对时间的积分就可以不断推算出飞行器经过的航迹。

多普勒导航为自备式导航系统,不需要任何地面设备配合;适用于近程、中程、远程,甚至极区上空导航;无需网际协调;所测定的地速精确,可为火控系统和惯导系统提供速度基准;质量轻,体积小,维护容易,成本低;具有全天候导航能力;对运行姿态有一定的限制,剧烈机动飞

行时,雷达天线可能收不到地面或海面回波;海上飞行时,由于镜面效应和海流影响,性能有所下降。

7.2.2 其他导航系统

1. 卫星导航系统

前述的远程无线电导航系统(如欧米茄系统)由于其导航台设置在地面,为了保证其工作区域能覆盖全球,采用甚低频的地波传播。但相位的变化及测量受种种因素影响,波长很长时定位精度不够高。

人造卫星的出现,使导航台可设置在远离地面的高空,采用甚高频的空间波即可覆盖很大的空间区域,因此从20世纪60年代开始即出现了以子午仪系统和全球定位系统(GPS)为代表的卫星导航系统。

所谓卫星导航,就是借助机载无线电设备来测出飞机相对卫星的位置参数,计算飞机的相对位置。下面以广泛使用的GPS系统为例,介绍卫星导航系统的组成和导航定位的工作原理。

GPS是新一代无线电卫星导航系统。从20世纪70年代开始研制,至1993年底正式投入使用。它具有全天候、全球覆盖、精度高和用户容量不受限制等特点。使军用及民用导航手段和设备达到简单、有效。美国联邦航空局(FAA)计划以GPS作为单一的无线电导航系统,逐步淘汰已作为国际标准的近程导航系统VOR/DME。美国国防部计划用GPS取代罗兰C和TACAN。

GPS主要分为3部分:空间部分、地面监控部分和用户设备,如图7-28所示。

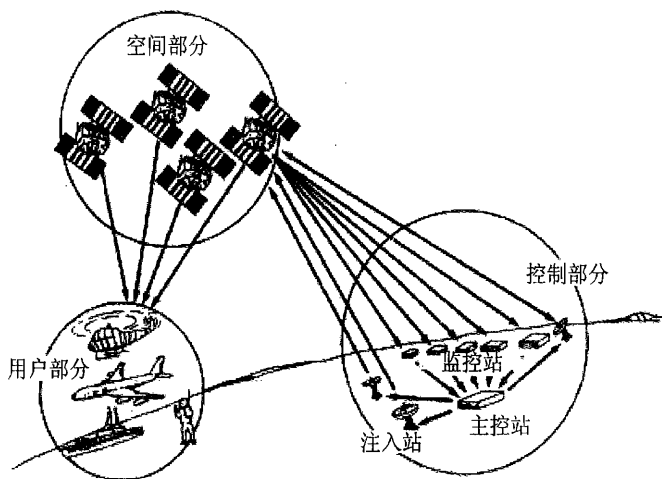


图 7-28 GPS 组成

空间部分在6个轨道平面上有24颗卫星,离地面20 198 nmile,轨道周期为12 h。卫星上的遥测发射机能够将卫星的各种数据发送至地面控制部分,如图7-29所示。

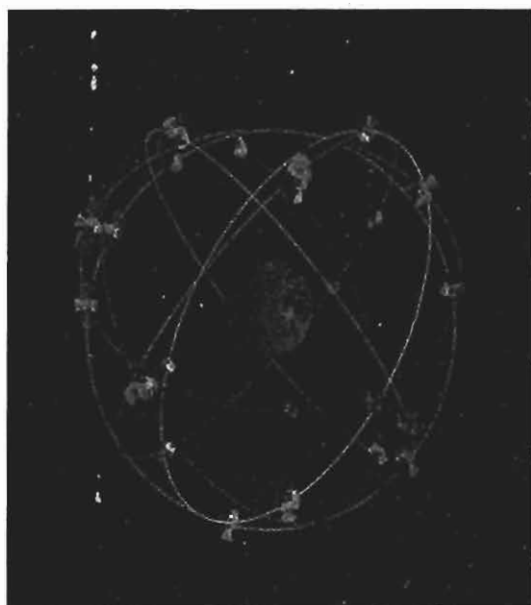


图 7-29 GPS 空间部分

GPS 的地面监控部分由一些地面设施组成,包括一个主控站,5 个监控站和 3 个注入站,用于卫星监测、跟踪、指挥和控制,向卫星存储信息、导航等,如图 7-30 所示。

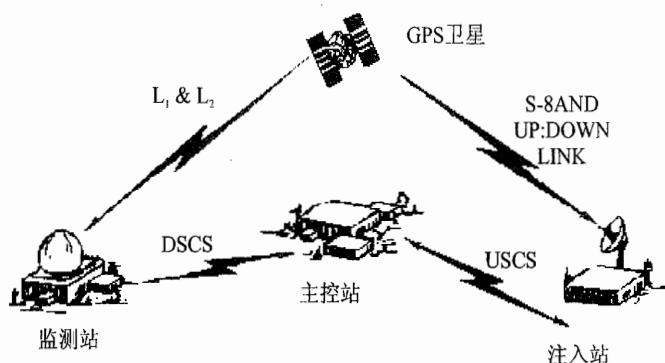


图 7-30 GPS 地面监控部分

主控站称为综合空间作业中心(CSOS),设在美国科罗拉多州。

5 个监控站分设在 CSOC、大西洋南部的阿森松岛、夏威夷、太平洋西部的夸贾林礁岛及印度洋的迪戈加西亚岛,分别配有跟踪卫星的接收机、原子钟和计算机等,把接收到的信息组合成适合于本系统的形式转发给主控站,然后由主控站对 GPS 实施全面的指挥控制,并对信息进行处理。

3 个注入站相隔距离很远,分别设在迪戈加西亚岛、阿森松岛和夸贾林礁岛,它们向卫星发送指令和数据,也接收卫星状态数据,然后转发给主控站。

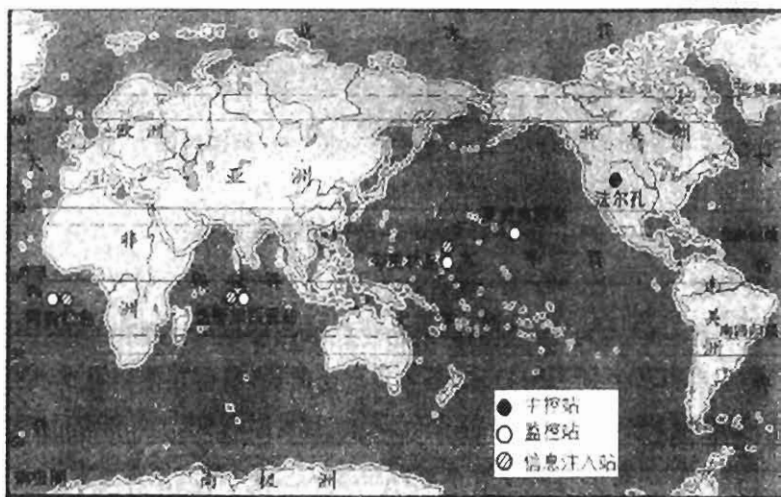


图 7-31 GPS 地面监控部分分布

用户设备根据用户的需要分为低动态、中等动态和高动态接收机,可同时或按顺序接收并处理 4 个卫星的信号。用户接收机中的处理器可把信号转换成时间、速度和位置三维信息,然后在读出器上显示。接收机被动式接收卫星信号,因而有利于隐蔽。

军用接收机可接收 GPS 系统的各种编码信号并进行解码,定位精度在 16 m 之内。据称单通道接收机在地面测试时水平精度可达 4~5 m,垂直为 5 m;民用接收机只能解出短的 C/A 码,精度也可达到 25 m 左右。

2. 惯性导航系统

根据牛顿第二定律,如果知道了一个物体运动轨迹中各点的加速度,就可以将加速度对时间进行积分得到它的速度,将速度对时间进行积分就可以得到它的运动距离,因而知道了飞机的起始点的坐标位置之后,对它的加速度进行两次积分就可以得到飞机在每一时刻的位置,即它的经度、纬度和高度。

以上就是惯性导航系统的基本原理。惯性导航就是通过测量飞机的加速度,经过运算处理来获得飞机当时的速度和位置(即时速度和位置)。飞机上的惯性导航设备除了能够提供飞机的即时速度和位置之外,还能提供飞机的俯仰、滚转和航向角等多种运动参数。惯性导航设备需要测量飞机的加速度,加速度测量值经电子积分器得到速度,再经积分器就能得到位移。

惯性导航系统通常由惯性测量装置、计算机和控制显示器 3 部分组成。惯性测量装置由 3 个加速度计和 3 个陀螺仪组成。3 个加速度计能够测出飞机 3 个轴上的线加速度,3 个陀螺仪能够测出飞机在 3 个轴上的角加速度;计算机根据加速度信息计算出飞机的速度和位置,并在显示器上显示。

惯性导航已成为现代导航工具,它广泛用于各类飞机、远程导弹、卫星运载火箭及舰艇。组成惯性导航的设备都安装在飞机上,工作时不依赖外界信息,也不向外辐射能量,是一种自

主性导航技术。

3. 天文导航系统

天文导航是通过观测天体来确定飞行器的位置和航向的一种导航技术。航空和航天的天文导航都是在航海天文导航的基础上发展起来的。航空天文导航跟踪的天体主要是亮度较强的恒星,航天中则要用到亮度较弱的恒星或其他天体。

目前有两种天文导航的方法:单星球导航法和双星球导航法。

4. 组合导航系统

随着航空技术的发展,人们对飞机的导航精度要求越来越高。现有的惯性导航、无线电导航、天文导航和卫星导航等不同导航技术,都各有自己的优点,但在使用上也都有弱点。

当希望利用上述的单独导航系统提高飞行器导航精度时,技术上和经济上都要付出很大的代价,有时甚至难以做到。因此,出现了把两种或两种以上独立的导航技术通过一定方式组合起来的组合导航技术。它充分发挥各分系统的优点,互相取长补短,使得组合后的系统能提供高精度的导航信息。由于两种以上导航技术方案的组合,还增加了飞行器导航系统的可靠性。

组合导航结构,目前多见于以惯性导航为主,辅之以其他导航手段,形成以下组合结构:惯性/多普勒导航系统;惯性/测向测距导航系统;惯性/欧米茄导航系统;惯性/天文导航系统;惯性/卫星导航系统;惯性/天文导航多普勒导航系统。

7.3 自动飞行控制系统

飞行控制系统(简称飞控系统)的作用是保证飞机的稳定性和操纵性,提高飞机飞行性能和完成任务的能力,增强飞行的安全性和减轻驾驶员的工作负担。

飞控系统分为人工飞行控制系统和自动飞行控制系统两大类。由驾驶员通过对驾驶杆和脚蹬的操纵实现控制任务的系统,称为人工飞行控制系统。不依赖于驾驶员操纵驾驶杆和脚蹬指令而自动完成控制任务的飞控系统,称为自动飞行控制系统。自动驾驶仪是最基本的自动飞行控制系统。

7.3.1 自动驾驶仪

自动驾驶仪操纵飞机的过程与驾驶员操纵飞机的程序是相似的。

现在以飞机等速直线飞行为例,说明驾驶员操纵飞机俯仰角运动的过程。

当飞机做等速直线飞行时,为了产生足够的升力,就需要使飞机以一个给定的俯仰角 θ_0 飞行。为了维持这个飞行状态,飞行员必须操纵升降舵偏转一个角度 δ_0 ,这样才能保证飞机纵向力和纵向力矩的平衡,如图 7-32 所示。

如果飞机受到某种干扰使飞机抬头,飞机俯仰角就会在原来 θ_0 的基础上出现一个 $+\Delta\theta$ 的俯仰角增量,此时的俯仰角 $\theta = \theta_0 + \Delta\theta$ 。



图 7-32 飞机等速水平直线飞行

驾驶员通过观察陀螺地平仪的指示就能知道飞机产生了抬头。为了维持原来俯仰角为 θ_0 的水平飞行状态,驾驶员应前推驾驶杆,使升降舵面后缘向下偏转 $+\Delta\delta_e$,舵面形成的附加空气动力,引起附加的低头力矩。飞机在附加低头力矩的作用下,就会恢复到原来 θ_0 角的位置。在俯仰角由 θ 逐渐恢复到 θ_0 的过程中,驾驶员也应该逐渐将驾驶杆拉回。

由上述可知,驾驶员在操纵飞机维持平直飞行状态的时候,要不断地查看陀螺地平仪的变化,依据它的变化,操纵驾驶杆,不断调整升降舵面。在飞机抬头的时候,驾驶员应前推驾驶杆,使升降舵后缘向下偏转,产生低头力矩,使飞机恢复到原来的飞行状态;反之,在飞机低头的时候,驾驶员应后拉驾驶杆,使升降舵后缘向上偏转,产生抬头力矩,从而使飞机恢复到原来的飞行状态。如图 7-33 所示为驾驶员驾驶飞机的过程。

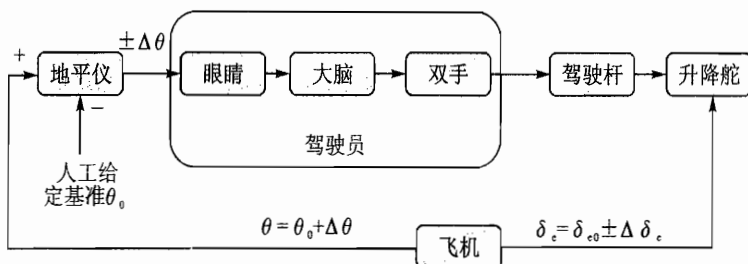


图 7-33 驾驶员驾驶飞机过程

以上说的是驾驶员稳定飞机平直飞行的过程。

当用自动驾驶仪代替驾驶员操纵飞机的时候,自动驾驶仪应该模仿驾驶员操纵飞机的过程,如图 7-34 所示。首先,自动驾驶仪应有一个能够敏感飞机俯仰角的装置(测量俯仰角的传感器),通过该传感器感知飞机的俯仰状态,代替驾驶员目视陀螺地平仪;该传感器输出与俯仰角成比例的电信号,该电信号在经过功率放大之后,可以驱动升降舵面的转动。

其次,舵面偏转角的大小应与飞机俯仰角的大小成一定比例,以代替驾驶员不断推拉驾驶杆,操纵升降舵面转动。

由此可见,自动驾驶仪能够稳定飞机的俯仰角运动,我们称其为自动驾驶仪工作于稳定工作状态。

如果驾驶员想改变原来俯仰角为 θ_0 的飞行状态,它需要推拉驾驶杆,操纵升降舵面偏转,

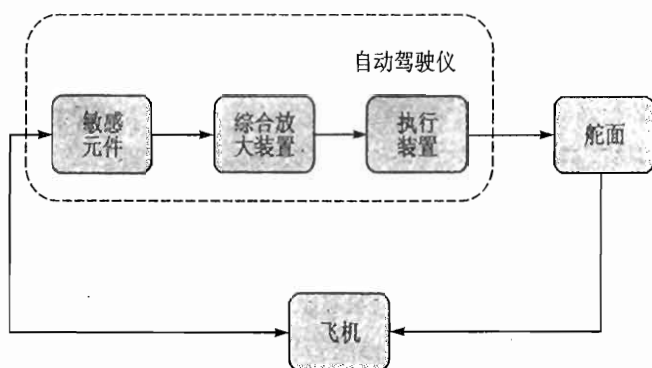


图 7-34 自动驾驶仪稳定飞机

迫使飞机低头或抬头,改变平直飞行高度。当飞机达到需要的飞行状态之后,再将驾驶杆收到原来平直飞机时的位置。

通过自动驾驶仪,同样可以改变飞机的飞行状态。此时,飞行员推拉驾驶杆由人工指令代替。人工指令通过操纵装置发出一指令电压,该指令电压通过综合放大装置,驱动舵机工作,操纵升降舵偏转,从而改变飞机的飞行状态,如图 7-35 所示。

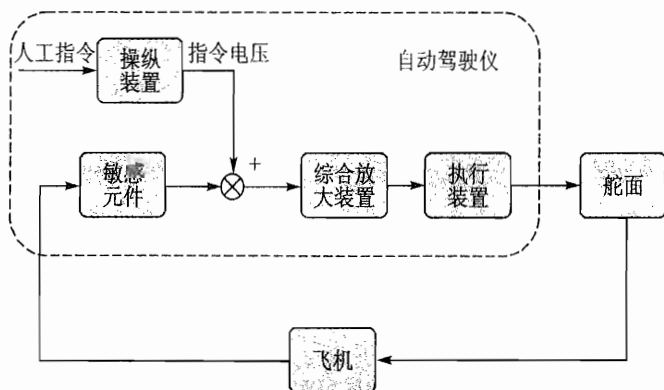


图 7-35 自动驾驶仪控制飞机

由此可见,自动驾驶仪能够控制飞机的俯仰角,从而改变飞行状态,我们称其为自动驾驶仪工作于控制工作状态。

由上述可知,自动驾驶仪由敏感元件(测量俯仰角的传感器)、综合放大装置(信号综合、功率放大)和执行装置(舵机)3部分组成。敏感元件用来取代人眼的功能,可以感受飞机的姿态和参数变化,并给出姿态发生变化的信号;综合放大装置用来取代人脑的功能,它能把敏感元件传来的信号放大,然后和给定值进行比较,再把差值变成命令信号输送给执行装置;执行装置用来取代人手的功能,又称为舵机,它能根据综合放大装置传来的命令信号操纵舵面偏转。

飞机在配备了自动驾驶仪之后,能大大减轻驾驶员的体力和脑力消耗,而且它还是实现复杂飞行控制系统的一个最基础的装置。

7.3.2 其他自动飞行控制系统

除了自动驾驶仪之外,自动飞行控制系统还包括自动油门杆系统、自动导航系统、自动进场系统、自动着陆系统和自动地形跟随/回避系统等。

1. 自动油门杆系统

自动油门杆系统是一种经常与自动驾驶仪配合使用的系统。它通过驱动油门杆改变发动机推力而对飞机的飞行速度(或马赫数)进行自动控制。

系统使用的传感器信息是大气数据计算机的飞行速度(或马赫数)信号。一般不具备独立的计算机,而是由自动驾驶仪计算机完成控制律计算。执行机构为油门杆作动器。

自动油门杆与自动驾驶仪配合工作,可以精确控制飞机的航迹、姿态及飞行速度。这对于飞机的自动进场/着陆、自动地形跟随/回避以及四维制导飞行,都起着非常重要的作用。

2. 自动导航系统

自动驾驶仪与导航系统交联,即构成自动导航系统。导航系统通过总线或其他装置(如飞行管理计算机)将飞机当前的位置和航向偏差信号送入自动驾驶仪计算机,由自动驾驶仪计算机形成并输出控制指令,将飞机的位置和航向调整到并保持在预先给定的航线上飞行。

3. 自动着陆系统

着陆是飞行器航行中的一个重要阶段。着陆时,飞行员必须在很短的时间内完成许多要求很高的操作,若仅靠目视着陆,为保证安全,飞行员需要在很远的距离上就能清晰地看到跑道。以民航飞机为例,要求在飞行高度不低于300 m时,水平能见度不小于4.8 km。

为了保证飞机能在夜间或不良气候条件下安全着陆,必须由无线电导航系统向飞行员提供飞机与正确的下滑航道之间偏离程度的高精度指示。常用的进场和着陆导引系统有仪表着陆系统、微波着陆系统和精密进场雷达/数据链导引系统等。

20世纪90年代以来,基于全球定位系统(GPS)的进场着陆导引技术发展迅速,将成为21世纪进场着陆导引系统的主流。

自动着陆系统利用导引信号将飞机控制到预定航道,并沿着航道下滑和着陆。

4. 自动地形跟随/回避系统

自动地形跟随/回避系统用于控制军用飞机在超低空(一般指相对高度100 m以下的空域)突破敌人防线的飞行,利用地形、地物造成的雷达盲区和杂波反射进行隐蔽,使敌人防空雷达很难发现。

使用自动驾驶仪和自动油门杆系统基本部件与地形探测和定位系统相交联,可用于实现自动地形跟随/回避功能。

常用的地形探测和定位系统是地形跟随和地物回避雷达。目前,一些先进的军用飞机已经采用惯性导航/全球定位系统的组合导航系统(INS/GPS)与三维数字地图相配合的自主定位系统作为自动地形跟随/回避系统的主信息源,以低可探测性的激光测距器等为辅助手段实

现超低空突防飞行,进一步提高了低空突防的隐蔽性。

自动控制飞机沿地形垂直剖面上空飞行的系统,称为自动地形跟随系统(见图 7-36)。自动地形跟随/回避系统则可以控制飞机按预定航线绕过山峰在“山沟”里飞行,飞行轨迹是三维的(见图 7-37),具有更好的隐蔽性。

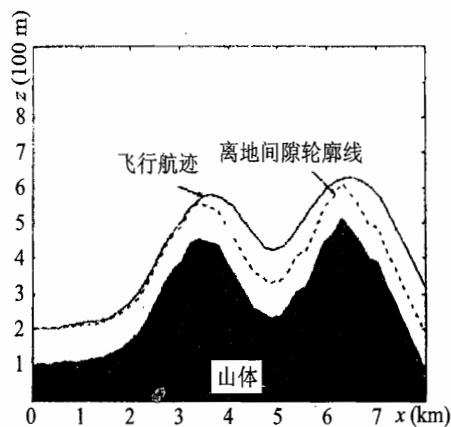


图 7-36 自动地形跟随飞行航迹

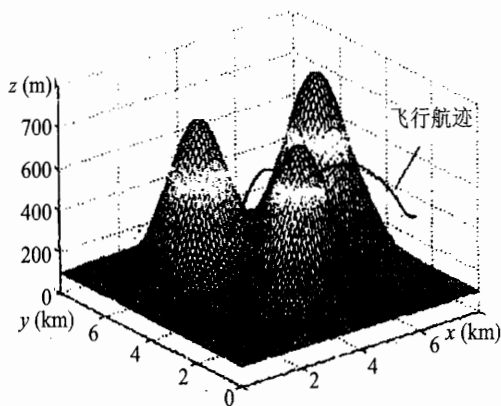


图 7-37 自动地形跟随/回避飞行航迹

7.4 其他机载设备

7.4.1 电气设备

飞机电气设备是由供电设备和各种用电设备组成。

1. 供电设备

供电设备的作用在于保证可靠地向用电设备,尤其是与飞行安全直接相关的重要设备提供符合要求的电能,它的可靠性要求比一般供电系统高得多,因此,常采用多种措施来保证。

飞机供电设备包括发电机、蓄电池和电源保护设备。

发电机是飞机的基本电源,通常靠飞机发动机或专用的内燃机带动,除向用电设备供电之外,还可以给蓄电池充电。

蓄电池是飞机的辅助电源,当发电机不向外供电时,蓄电池则代替发电机供电。

电源保护设备主要包括电压调节器、反流断路器、升压器和变流器等。电压调节器可以调节电压高低。发电机由发动机带动时,其转速会随发动机的转速而变化,使得输出的电压也随着变化。而电压太高会烧毁设备,太低又会导致供电不足。电压调节器可以解决这方面的问题,使电压稳定在一个选定的数值上。

2. 用电设备

现代飞机上的用电设备包括:飞行操纵系统、发动机控制系统、航空电子系统、电动机械、

生命保障系统、照明与信号系统、防冰加温系统和旅客生活服务系统等。

7.4.2 通信设备

现代飞机通信设备主要用以实现飞机与地面之间、飞机与飞机之间的相互联络,它还包括机内通话、广播以及驾驶舱内话音记录等。

飞机通信设备可以分为机内通话系统、无线电通信系统和飞机事故调查设备 3 部分,如图 7-38 所示。

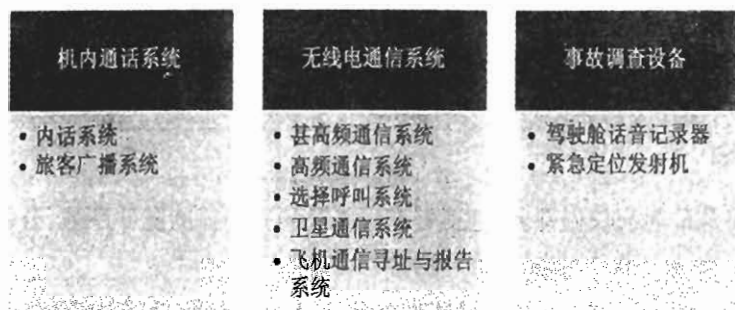


图 7-38 现代飞机通信系统组成

机内通话系统用于飞机内部的通话,包括内话系统和旅客广播系统。内话系统可以使驾驶舱与飞机其他部位之间建立通信联络。旅客广播系统用于驾驶员或乘务员向旅客播放通告。

无线电通信系统包括:甚高频通信系统、高频通信系统、选择呼叫系统、卫星通信系统和飞机通信寻址与报告系统。甚高频通信系统主要用于视线距离内与其他飞机或地面进行通信联络;高频通信系统的无线电波可以利用电离层的反射进行远距离通信;选择呼叫系统用于地面塔台通过高频或甚高频通信系统对指定飞机或一组飞机进行呼叫联系;卫星通信系统可以进行全球通信,还可以用于机上乘客的付费电话服务;飞机通信寻址与报告系统可以将飞行和维护数据信息在飞机和地面之间进行交换。

事故调查设备包括驾驶舱话音记录器和紧急定位发射机。驾驶舱话音记录器能够记录所有机组人员的通话信号,在意外事件发生之后,通过记录的信号可以进行事故原因的调查;紧急定位发射机可以帮助搜寻人员,确定失事飞机的位置。

7.4.3 雷达设备

雷达(radar)是无线电检测与定位(radio detection and ranging)的简称。其基本工作原理是通过天线在空间的一定方向上发射无线电波,无线电波会在不同介质表面向各个方向散射一部分电波能量,向雷达天线传播回来的那部分电波能量称为目标回波。雷达在接收到目标回波之后,检测出目标的空间位置,称为无源回答雷达(一次雷达)。如果目标在接收电波之后,主动向雷达发射电波以供检测,则称为有源雷达(二次雷达)。

以最简单的脉冲雷达为例,雷达主要由定时器、发射机、接收机、天线、馈电设备和终端设备组成,如图 7-39 所示。

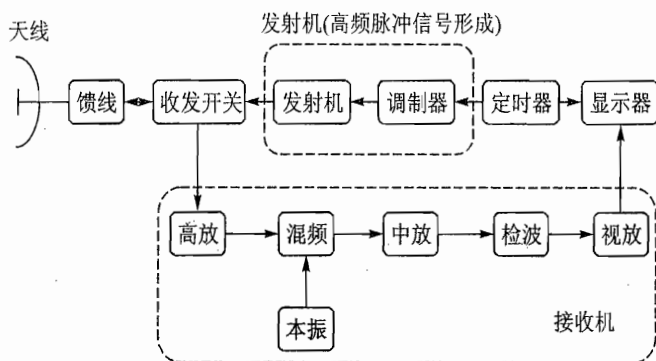


图 7-39 雷达基本组成示意

定时器是雷达的时间控制部分,它能够产生重复频率一定的脉冲序列,分别触发发射机和终端设备中的距离测量部分,目标回波则由接收机接收。

天线收发开关起隔离发射机和接收机的作用。在发射电波期间使天线与接收机断开,与发射机接通;而在发射机不发射信号的时间,则将天线与发射机断开,与接收机接通。这样电波收发可以共用一副天线。

第 8 章 航空新技术简介

光阴荏苒,岁月如梭。人类已经进入了发明飞机的第二个 100 年,在科技高速发展的今天,要预测未来 100 年飞机会发生哪些变化是十分困难的。但是,根据目前许多新技术的发展,对于将来二三十年内飞机发展的趋势,可以做一定的预测。如新的激光技术、微电子技术、新材料技术特别是复合材料技术、综合控制技术和新的加工成型技术等,这些新技术应用到航空领域,将使飞机的性能大大提高,甚至发生飞跃性的变化。

8.1 飞机设计新技术

8.1.1 新的气动外形设计方法

在新飞机的气动外形设计中,采用越来越多的新措施,以取得更加完善和高效率的气动外形。其中,先进主动流场控制技术已成为空气动力学发展中最具潜力的前沿技术,高级阶段的主动流场控制技术可以用来构筑“虚拟”的气动力控制面,对全机流场实现完全自如的控制。这就需要深入地开展对三位非定常、层流与湍流、附着与分离气流的物理机理的研究,并能对这些复杂流场的时间和空间变化实现数值模拟,并大力发展微米、纳米传感器和作动器技术。

当前和未来的一些主动流场控制技术主要包括:主动涡附面层分离控制;主动抑制层流控制;流体性作动器。

飞机外形一体化设计包括:将飞机设计、制造、使用维护和改进改型中遇到的问题进行统一考虑,实现设计/制造一体化。飞机一体化设计过程中并行工程的设计模式,网络技术,CAD/CAM/CAE/CAPP,以及丰富的航空技术储备是实现成功设计的重要因素。

8.1.2 短距起降或垂直起降与推力矢量技术

以美国联合攻击机(JSF)的备选机型 X-32 和 X-35 为例,它们除有一定隐身能力外,都有“短距起飞、垂直着陆”的能力。对于“垂直起降”技术,这是经历了几十年的风风雨雨发展之后,综合地应用到如今的 X-32(F-35)上面。F-35 是美国最新研制的单座单发战斗机,由洛克希德公司研制生产,1999 年首飞,被美国军方选中,该机将经过约 10 年的研制和发展计划,成为美国空军、海军陆战队、海军和英国皇家海军各自所需的战斗机。该机长 13.72 m,翼展 11 m,空重 10 000~11 000 kg,载油量 6 800~7 200 kg,最大载弹量 6 000~7 700 kg,最大起飞质量 22 500~23 000 kg,作战半径 1 100 km,动力装置是普拉特·惠特尼公司的 F119 -

PW-100 涡喷发动机。该机有空军型、海军型和陆战队型,其中 X-35B 战斗机是世界上第一架超声速垂直起降战斗机。

为了实现高的机动性,现在新机型都使用推力矢量技术,即通过偏转发动机喷流的方向,从而获得额外操纵力矩的技术。由于作用在飞机上的推力是一个有大小、有方向的量(称为矢量),而一般的飞机上,推力都顺飞机轴线朝前,方向并不能改变,所以为了强调这一技术中推力方向可变的特点,就将它称为推力矢量技术。

采用推力矢量技术的飞机,通过喷管偏转,利用发动机产生的推力,获得多余的控制力矩,实现飞机的姿态控制。其突出特点是控制力矩与发动机紧密相关,而不受飞机本身姿态的影响。因此,可以保证在飞机作低速、大迎角机动飞行而操纵舵面几近失效时利用推力矢量提供的额外操纵力矩来控制飞机机动。第四代战斗机要求飞机要具有过失速机动能力,即大迎角下的机动能力。推力矢量技术恰恰能提供这一能力,是实现第四代战斗机战术、技术要求的必然选择。

8.1.3 隐身技术

隐身技术的专业定义是:在飞机研制过程中设法降低其可探测性,使之不易被敌方发现、跟踪和攻击的专门技术,当前的研究重点是雷达隐身技术和红外隐身技术。简言之,隐身就是使敌方的各种探测系统(如雷达等)发现不了我方的飞机,无法实施拦截和攻击。早在第二次世界大战中,美国便开始使用隐身技术来减少飞机被敌方雷达发现的可能。

雷达是利用无线电波发现目标,并测定其位置的设备。由于无线电波具有恒速、定向传播的规律,因此,当雷达波碰到飞行目标(飞机、导弹等)时,一部分雷达波便会反射回来,根据反射雷达波的时间和方位便可以计算出飞行目标的位置。由此可见,飞机要想不被雷达发现,除了超低空飞行避开雷达波的探测范围外,就得想办法降低对雷达波的反射,使反射雷达波弱到敌人无法辨别的地步。衡量飞行器雷达回波强弱的物理量为雷达散射截面积(radar cross-section, RCS),是指飞机对雷达波的有效反射面积,雷达隐身的方法便是采用各种手段来减小飞机的 RCS。例如美国的 B-52 轰炸机的 RCS 大于 100 m^2 ,很容易被雷达发现,而与其同类的采用了隐身技术的轰炸机 B-2 的 RCS 约为 0.1 m^2 ,一般雷达很难探测到它。目前用来减小飞机 RCS 的主要途径有两种:一是改变飞机的外形和结构,二是采用吸收雷达波的涂敷材料和结构材料。为减小飞机 RCS 通常都采用内埋式武器舱,且可减少飞机的阻力。

8.2 航空发动机新技术

8.2.1 脉冲爆震发动机

脉冲爆震发动机是一种“新概念”发动机,根据热力学的爆震波理论,以汽油、液氢等为燃料,以液氧或外界空气为氧化剂,利用间隙式脉冲爆破燃烧产生推力。没有压气机、涡轮等旋

转部件,结构更简单,质量更轻,推重比更高(可达20以上),加工更容易。

它可分别以吸气式发动机或火箭发动机的方式工作,工作更灵活。可以在静止的状态启动,可在飞行马赫数0~10,飞行高度0~50 000 m的范围内使用,推力大小可根据需要进行调节。其耗油率低,工作稳定,可靠性好,使用寿命长。

8.2.2 多电发动机

多电发动机的产生及将来在飞机上的应用,将会是飞机的核心动力系统。20世纪90年代,美、英等国以主动磁浮轴承技术和整体启动/发电机技术为突破口开展了多电发动机研究,取得了很大进展。预计多电发动机在2010—2020年达到实用阶段。由于多电发动机技术可使发动机的结构和性能全面优化,因此,备受世界许多国家的关注。

多电发动机的主要优点为:除了为飞机飞行提供所需的推力,为机上所有用电系统提供电力外,还为发动机上的液压机械和气压系统驱动提供电力。由于采用磁浮轴承而无需润滑系统,与传统发动机相比,多电发动机不仅性能提高,而且具有维修性和可靠性好、使用和维护成本低、结构紧凑等许多优势。多电发动机将改善未来民用飞机的舒适性。电力系统取代传统的环境控制系统,将改善发动机的热力循环特性,增加客舱空气供应量和改善质量,同时可减少约1%的燃料消耗;装在风扇轴上的发电机可产生较大电力输出,满足飞机客舱舒适性和客舱设备的更多要求(如电话、计算机)。

从军用角度看,多电发动机技术能大幅度提高发动机的推重比,从而增大飞机的有效载荷。装在发动机轴上的整体启动/发电机能够产生几兆瓦的电功率,除为多电飞机提供电力外,还可用于生成激光或微波束,作为机载高能束武器的能源。同时,多电发动机技术可延长飞机的免维修使用周期和简化前线维修程序。此外,多电发动机可以满足未来无人机一体化电力系统要求,以使整体能力达到最优。

8.2.3 超燃冲压发动机

超燃冲压发动机是一种喷气式发动机,主要用在航空和航天方面。结构包括外壳、支板和内喷嘴与火花塞,其外壳包裹的内腔分成进气道、燃烧室和喷管3部分,进气道和燃烧室之间连接处较细,形成一个咽喉,其特点是在咽喉之前装有外喷嘴,使外喷嘴后部从进气道进入燃烧室的气体为空气和燃料混合的可燃混合气。具有结构简单、成本低和燃料燃烧效率高等特点,可以提高燃料与进入燃烧室的高速空气流混合效率。

超燃冲压发动机的应用背景是高超声速巡航导弹、高超声速飞机和空天飞机等。多年来,它的研究受到了美、俄、法等国的重视。目前,超燃冲压发动机技术已经开始进行飞行验证。21世纪,超燃冲压发动机技术将会得到较快的发展和实际应用,并且将会对未来的军事技术产生深远影响。

国外非常重视超声速燃烧技术的研究。因为一般冲压发动机在超过声速5倍时燃料的离解损失太大,性能急剧下降,而且温度、压力太高,结构的机械应力和热负荷都很严重。当飞行

速度超过 5 倍声速时,燃烧室的进口温度已超过了现代所有燃料的自燃温度,燃料开始离解。在这种状态下,燃烧室的各处流场已不再处于化学平衡状态,由于燃烧速度极快,混合气在燃烧室内停留的时间非常短,未燃的燃料被吹出机外,损失很大。

8.2.4 特种能源发动机

特种能源指太阳能、微波能等。太阳能火箭发动机是第三类迅速发展的非常规发动机,已进入试验使用阶段。工作原理很简单,一面(或两面)大型抛物面型镜面(反射器)和发动机相连,镜面可以绕自身轴线转动、采集阳光,不受发动机方向的限制,镜面收集到太阳能聚焦在热交换器,加热工质,产生推力。整个系统可以分成光学采集和发动机两个独立系统。也可以使聚焦的太阳能直接作用在工质上,免去中间的换热装置,这样,不但结构简单而且工质温度可以更高。除了进行太阳能火箭技术的研究之外,人们又研究直接用太阳能电池来驱动飞行器,美国在这方面走在世界的前面,已经研制了多个型号太阳能飞机进行长航时的飞行试验。

此外,人们也在进行其他能源来驱动飞行器的研究。自 20 世纪 60~70 年代发生能源危机以来,美国致力于研究微波能束,企盼制造出巨大的人造卫星,把太阳能转变为微波,传输给地面站,然后转换为其他能源。20 世纪 80 年代后期,加拿大政府提出了高空中继站的研究计划。这种中继站是一种无人驾驶飞机,以磁控管或微波发生器(类似于微波炉)从地面聚束微波供给飞行中的飞机。飞机机翼下面铺一层很薄的硅整流二极管阵列(感受器)接收能量,并把它转换为直流电源,供给电动机,驱动螺旋桨。1987 年夏季,加拿大首先试验了从地球上发射微波供给能源的轻型飞机。

以微波能供给飞机飞行,飞机上就不再需要装载燃料。这种中继站可覆盖半径 600 km 的地面。它可装设成高空雷达站,用于探测船舶的捕鱼作业和监视船舶,以免危险发生。

8.3 航空制造新技术

8.3.1 大型宽弦风扇叶片



大型宽弦风扇叶片是先进航空发动机典型部件之一,如图 8-1 所示,其发展过程与连接技术密不可分。第一代宽弦无凸台的风扇叶片为 RR 公司 20 世纪 80 年代研制成功的面板/蜂窝夹芯组成的,采用了钛合金钎焊技术。第二代宽弦无凸台风扇叶片为三层钛合金超塑成形/扩散连接(SPF/DB)叶片。第三代宽弦无凸台风扇叶片也是钛合金超塑成形/扩散连接(SPF/DB)。另外,第三代还有金属基复合材料(TiMMC)风扇叶片。

图 8-1 大型宽弦风扇叶片

目前,我国已能生产四层钛合金超塑成形/扩散连接(SPF/DB)

风扇导流叶片,并具备了研制大型宽弦风扇叶片的基础和能力。

8.3.2 整体叶盘结构

整体叶盘(Blisk)将叶片与轮盘制造(或焊接)成一体,如图8-2所示,无需加工榫头、榫槽,盘的轮缘径向高度及厚度和叶片原榫头部位尺寸可大大减少,减重效果显著(可减重50%,叶环结构 Bling 减重达100%);消除了榫齿根部缝隙中的逸流损失;避免了叶片和轮盘装配不当造成的微动磨损、裂纹以及锁片损坏带来的故障;零件数大大减少,有利于装配和平衡。可以说整体叶盘是第四代喷气发动机的典型新结构之一。整体叶环是第五代喷气发动机的典型新结构之一。

整体叶盘的坯料可以是整体的,通过数控铣削或利用电解加工的方法加工整体叶盘;也可以是分体式焊接结构。小的发动机中还有精铸的整体叶盘。

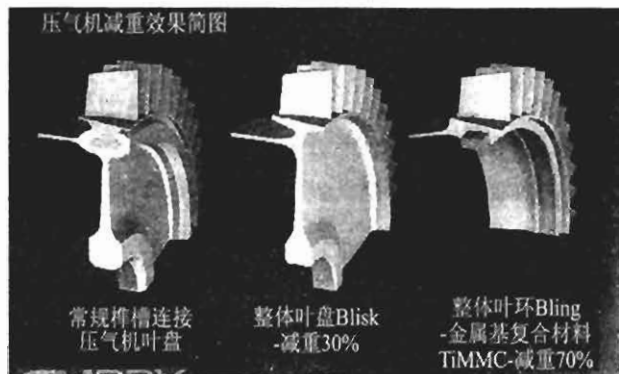


图 8-2 整体叶盘结构

8.3.3 航空新材料及其成型技术

新材料的应用,将使飞机性能产生飞跃,对于航空发动机更是如此。

具有我国独立知识产权的新一代航空航天用发动机材料——高温高性能高铌钛铝合金材料即将步入产业化阶段,这一技术将使我国航空航天发动机材料居世界领先水平。

北京科技大学新金属材料国家重点实验室经过20年的研究,发展了高温高性能高铌钛铝合金,它比先进国家现在使用的一般铌钛铝合金有更高的使用温度。高温高性能高铌钛铝合金可以替代高性能变形镍基高温合金,密度大约是镍基高温合金的一半,使部件有显著的减少质量的作用。

高铌钛铝合金的应用将开辟航空航天、舰船和汽车等重要领域的新发展,使现有装备得到突破性发展。

在飞机结构材料的使用上,将出现智能化的结构。随着微电子技术、精密传感器技术和复合材料技术的发展,飞机设计人员正研究把微型传感器、微处理器、光纤和压电材料等植入飞

机的复合材料蒙皮和承力结构中,使之能感受外界的声、温、压、电和磁等的变化,并随之做出反应。飞机的蒙皮和结构也将开始具有“智能”特点。

采用先进的智能结构和材料,加上智能化的控制系统,可使在空中飞行的飞机在不同速度、迎角状态下,根据指令或自动改变机翼的后掠角、平面形状、弯度、扭转度、弧度和翘曲度等,甚至还能自行构造翼尖小翼。这对改善飞机的机动性能、起降性能和安全性能具有不可估量的作用。

与此同时,钛合金由于其优良的综合性能在航空领域应用得越来越多,钛合金的焊接/连接技术也成为工业部门的研究热点。先进飞机的中后机身一般采用钛合金框,其制造工艺路线有 3 种:

- ① 整体锻造经数控加工制成;
- ② 小型锻件经焊接成整体结构,然后经数控加工制造;
- ③ 经铸件+热等静压+焊接连接+数控加工。

F-22 后机身钛合金整体框,采用大型模锻件,投影面积为 5.53 m^2 。由于我国的精密锻造技术与先进国家相比还较落后,航空产品大型结构件上还没有采用大型模锻件。目前均采用整体大锻件毛坯(最大投影面积约 0.6 m^2)经机械加工成形,然后分段焊接而成。

目前,新型的高强度、高韧性和高腐蚀抗力的改进型镍-钴低碳合金钢已开始在舰载飞机起落架上应用,最典型的材料是 AerMet100 和 AF100,此类材料除具有优异的综合力学性能外,还具有优良的疲劳性能和焊接性能,可替代现在使用的起落架结构材料 300M 和 4340 钢等。国内起落架受力构件材料主要采用 300M 和 30 CrMnSiNi_2A 超高强度钢,有的采用整体加工,有的采用焊接结构。大型构件的深孔加工和热处理变形控制以及超高强度钢的高效数控切削加工是国内起落架加工存在的主要问题。另外 AerMet100 钢尚未应用。

8.3.4 航空数字化制造技术

发达国家飞机制造公司一直十分重视数字化技术的工程应用。美国的波音-777、JSF、RAH-66、V-22、S-92 和北约的 NH90 等型号在设计、试验、制造和管理全面采用数字化技术,取得了巨大的效益。如美国波音公司 1990 年在波音-777 飞机研制中,全面采用数字化技术,实现了三维数字化定义,三维数字化预装配和并行工程,建立了全机的数字样机,取消了全尺寸实物样机,使工程设计水平和飞机研制效率得到了很大提高,制造成本降低 $30\% \sim 40\%$,产品开发周期缩短了 $40\% \sim 60\%$,用户交货期从 18 个月缩短到 12 个月。20 世纪最后几年,波音公司为了继续保住其在飞机制造业的霸主地位,筹巨资实施飞机定义和构型控制/制造资源管理企业信息系统,对企业结构和流程进行了大的调整,取得了极其重要的效果。波音公司的成功,展示了数字化设计制造的巨大潜力和优越性。

美国的 JSF 新一代联合攻击战斗机,融入了美国、英国、荷兰、丹麦、挪威、加拿大、意大利、新加坡、土耳其和以色列等几十个航空关联企业,这种联合是完全建立在网络化及数字化基础上的,开创了一个全新的数字化生产方式。该项目提出“从设计到飞行全面数字化”,真正

实现了异地协同设计制造。预期研制周期缩短一半,人员和工时减少 50%,工装比 F-22 减少一半,制造和装配成本降低 30%~40%。

波音和西科斯基公司使用了全任务仿真的方法对 RAH-66 直升机进行设计和验证,通过使用数字样机和多种仿真技术,花费 4 590 h 仿真测试时间,节省了 11 590 h 的飞行时间,节约经费总计 6.73 亿美元,使产品开发周期缩短了 55%,成本降低 50%,废品率减少 80%,数据错误减少 98%,同时使得所需的人力减到最少。

我国航空制造业自 20 世纪 70 年代开始用计算机进行飞机零件数控编程,80 年代初采用 CAD 描述飞机理论外形,开始迈出了数字化制造的步伐,经过近 30 年的发展,数字化技术在飞机设计、制造、管理等方面取得了突破性进展。近几年(3~4 年),随高新工程的进展和配套技改投入,计算机软、硬条件,数控加工设备都得到了空前改善,达到了相当规模。在一些飞机型号研制中已经全面采用了三维数字化设计,建立了三维数字样机,实现了工装数字化定义和预装配,实现了主要零件的数控加工,在产品数字仿真与试验、工艺数值模拟与仿真及技术基础等方面也开展了一些研究工作。对产品数据、制造过程也开始运用相应的数字化技术手段进行管理。

J-10、枭龙和 Z-10 都初步实现了产品的数字化定义,初步实现了模线样板协调向数字样机协调的过渡,在一定程度上采用了并行工程作业。

8.4 民航客机新技术

以空客 A380 飞机为例,今后的民航飞机将有大量的新技术应用其上。

随着全球第一架 A380 飞机于 2007 年 10 月在新加坡航空公司投入商业运营,人类远程空中旅行进入了一个新的时代。A380 是欧洲空中客车工业公司研制生产的四发远程 550 座级超大型宽体客机,是迄今为止投入运营的最先进、最宽敞、最环保的飞机,也是目前世界上唯一采用全机身长度双层客舱、四通道的民航客机。A380 飞机提供了至关重要的超大的载客能力,在典型三舱等配置(头等—商务—经济舱)下也可承载 525 名乘客,机舱内有足够的空间设立卧舱、商务中心、健身房、医疗中心、图书馆、餐厅和酒吧等设施,令乘客恍如置身豪华游轮。与现有最大机型相比,A380 飞机的载客量多出 40%,乘客也感觉更加舒适。A380 地板面积增加了 50%,使航空公司在各个级别客舱中都能提供无与伦比的舒适度。简单地说:A380 飞机提供了一种全新的飞行方式。如图 8-3 所示为 A380 商务舱。

A380 飞机拥有 380 多项专利技术,在气动性能、飞行控制、飞机系统和大量使用轻型复合材料(见图 8-4)等方面都取得了重大的技术创新与突破。A380 飞机有着更环保、更清洁、更宁静且更睿智的品质,不仅符合今天的噪声标准,并且比当今正在飞行的或者计划中即将推出的任何飞机产生的噪声都要小。A380 在起飞和降落时产生的噪声只是此前最大的民用飞机的一半。这为空中旅行和环保设立了新标准。

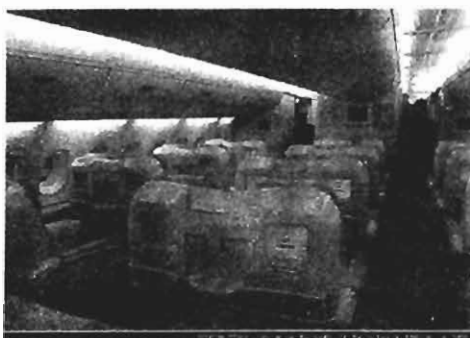


图 8-3 A380 商务舱

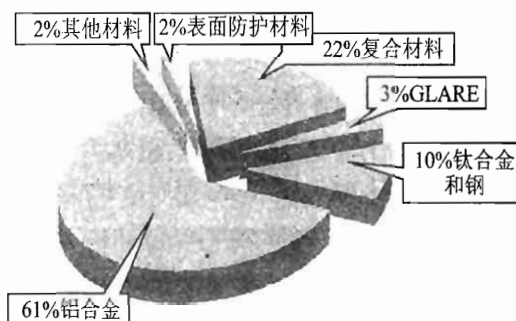


图 8-4 A380 上所采用的新材料

A380 飞机先进的材料与系统、现代化的气动技术与全新的发动机成就了其出色的经济性、良好的性能与运营的灵活性。与此前最大机型相比, A380 的座英里成本降低了 20%, 航程则高出 1 000 多海里。

A380 飞机具有无与伦比的燃油效率, 每座百千米油耗不足 3 L, 比一辆微型车的百千米油耗还低。A380 起飞和降落时所需跑道更短, 可以和绝大多数机场目前现有的基础设施兼容。

A380 是空中客车第一次大范围在大型民用运输机上应用复合材料的飞机。大约 25% 由复合材料制造, 其中 22% 为碳纤维增强塑料, 3% 为首次用于民用飞机的 GLARE 材料, 如图 8-5 所示。



图 8-5 A380 复合材料的主要应用

A380 飞机的大部件结构零件采用了新一代 CFRP 复合材料(碳纤维增强塑料)和先进的金属材料, 除了减重效果外, 还能提供更具优势的使用可靠性, 且维护和维修更简便。主要创新包括以下几个方面。

① 上机翼蒙皮采用了 GLARE 材料,如图 8-6 所示。

GLARE 蒙皮用于 A380 飞机的上机身蒙皮。采用 GLARE 工艺技术可以实现局部增强,并且厚度变化可以通过一次固化实现。这种制造方法相对于铝合金壁板来说可以增加机身宽度,从而减少了纵向壁板连接点。在机身上应用 GLARE 材料主要是由于其断裂机械性能好,能够显著提高抗裂纹增长能力。试验证明,在这种材料上的一条人造裂纹经过上千次的飞行起落后尺寸几乎没有扩大。

另一方面,玻璃纤维与铝合金相比弹性模量低,同样厚度下与普通铝合金 Al 2024 相比刚性小 15%。这便是在稳定性和抗弯能力要求高的结构零件中不选用 GLARE 材料的原因。GLARE 材料相比铝合金的另一个优点是抗腐蚀及防火能力强,为此空中客车公司开展了许多局部及全尺寸样件的试验,以验证这种新材料的性能。自从 1999 年 10 月以来,德国空军就在 A310 多用途飞机的机身上采用了 GLARE 材料,该设计通过了验证并且发布了相关的结构修理手册。在 A380-800 飞机蒙皮上应用了大约 500 m² 的 GLARE 材料。GLARE 材料的进一步应用还在研究中,有望替代尾翼前缘,从而改善鸟撞性能。

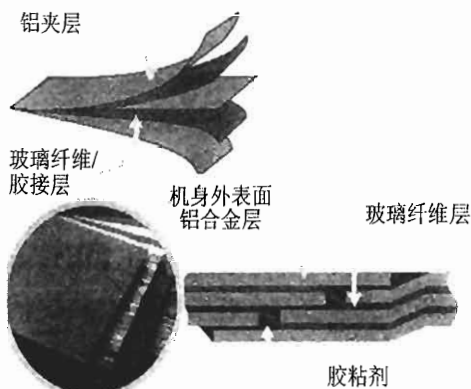


图 8-6 GLARE 材料



图 8-7 激光焊接技术和 6000 系列铝合金抗疲劳能力。

② 激光焊是空中客车公司在 A318 飞机上开发的用于机身下壁板制造工艺,如图 8-7 所示。该工艺在 A380 飞机上代替铆接首先应用于下机身壁板的桁条,从而使结构概念从组装结构过渡到整体结构,主要优势是摒弃了紧固件,从而消除了腐蚀和疲劳裂纹的主要来源。而且比传统的铆接法连接速度更快,每分钟可用激光束焊接 8 m 长的桁条。激光焊技术的发展还促进了可焊合金 Al 6056 和 Al 6013 的发展。用激光焊接的壁板已经过了压力试验并进行了单双曲度壁板的验证。结果证明该工艺能够减重、节约成本并可提高抗腐蚀、

③ 中央翼盒为碳纤维增强塑料(CFRP)。

A380 飞机是空中客车第一次将碳纤维增强塑料(CFRP)应用于中央翼盒的飞机,这种结构与铝合金相比减重 1.5 t。A380 上的中央翼盒重 8.8 t,其中 5.3 t 是复合材料。垂尾翼盒和方向舵、水平尾翼和升降舵也采用了统一的 CFRP 设计,上层机舱地板梁和密封隔框也由

CFRP 制成。

④ 采用了铝锂合金。

在主地板横梁上采用了先进的铝锂合金挤压件。

⑤ 采用了一种新型钛合金并且提高了钛相当于钢的比例。

在 A380 上第一次采用了新型钛合金 VST55531,用于 A380 飞机的机翼和挂架之间的连接件,这种新的钛合金能够提供良好的断裂韧性和高强度综合性能。在 A380 飞机上采用最广泛的钛合金是 Ti-6Al-4V,在 B 退火状态下最大的断裂韧性和最小的裂纹增长速度。

⑥ A380 质量减轻的另外一个原因是飞机液压系统增压的应用。在民用航空历史上, A380 首次使液压系统的压力增加到 30 MPa,而传统的压力为 20 MPa。压力的增加使需要的动力可以通过更小的管道和液压部件传输。部件、接口和管道尺寸减小不仅使飞机质量减轻了 1 t 左右。

⑦ A380 还采用了双飞行控制系统,其特色在于采用两种不同构型的四个独立的主飞行控制系统。其中两个系统采用传统的液压动作系统,另外两个则是带有用于操纵面的局部电—液动作器系统。这四套系统中的任何一套都可以用来对飞机进行控制,这使 A380 的飞行控制在系统独立性和裕度上达到了以往不论是民用还是军用飞机都未曾达到的新水平。

⑧ 通过深入研究、试飞以及大量的试验室和模拟器试验,工程师成功地将 A380 飞机重心后移大约 6%。重心的后移再结合增强的电传操纵系统,使垂直尾翼的面积减少约 40 m²,质量也随之减少,但仍能保持飞机在飞行中的稳定性。

空客由于开发、试验和应用了有关材料、工艺、系统和发动机等一系列创新技术,使 A380 净重减少到 240 t 左右,比采用此前的技术制造的近似尺寸的飞机要轻 10~15 t。

8.5 直升机新技术

我们不可能预见 100 年技术发展的前景,但大致可以预计 30 年直升机技术发展的概貌。新型先进直升机具有一体化、信息化、综合化和智能化的特征。直升机技术的发展必然要按照现代技术发展的规律和特点,围绕发展直升机面临的主要障碍,在以下学科领域重点予以关注。

8.5.1 直升机动力

直升机的推进技术对提高直升机的飞行性能,改善巡航经济性和降低对环境的影响具有重大作用。涡轴发动机采用提高总压比、增大涡轮进口温度、增加涵道比、改进风扇和短舱性能、降低噪声和污染、提高控制和附件系统的可靠性等技术措施而成为直升机的最主要的动力装置。

今后的发展主导技术将是继续发展新的、改进的材料及其加工技术;叶轮机技术和燃烧技

术的进展;计算流体力学在发动机设计程序上应用的改进,实现“传统设计”向“预测设计”的转变。涡轴发动机可望达到总压比从当前 20:1 提高到 2015 年的 30:1~40:1,涡轮进口温度从 1 315℃ 提高到 1 538℃,燃油消耗率降低 20%,功率质量比增大 26%。发动机的控制朝直升机飞行控制功能化和一体化方向发展,实现风扇/压气机喘振和失速的主动控制,燃烧室主动监视和控制,采用磁性轴承,主动噪声控制而出现一种全新的灵巧发动机。

发展复合材料预编织物压注成型的自动化系统,可以使新型复合材料减速器既达到破损安全要求又减轻了质量。研究光/电/磁传动系统是取代机械传动系统的新构型,可以大幅降低空机质量,并提高系统的可靠性。

8.5.2 直升机的材料与结构

材料与结构是直升机的支柱基础技术,它对直升机的安全和空机质量有决定性意义,从而影响到直升机的性能、采购费用和使用费用。

金属材料重点放在铝锂合金提高刚度、降低密度、提高结构寿命;提高铝基粉末冶金高温潜能以取代昂贵钛合金;提高钛合金超塑性成型以降低复杂曲面零件制造成本和减轻质量。

复合材料注重聚合基复合材料的组成结构和先进合成方法;金属基复合材料重点放在非连续增强金属基复合材料以简化制造过程;陶瓷基复合材料重点研究增加韧性,研制出柔性陶瓷基复合材料。复合材料结构的设计/制造一体化、先进制造工艺、无损检测技术和修补技术要有新的突破。

结构特别是复合材料结构的优化设计应具有先进结构解析方法,形成标准的结构设计计算分析软件;进行提高寿命预测方法和损伤容限设计的研究。自适应结构是具有重大潜在效应的直升机设计概念,研究埋入式传感器/处理机/致动器系统相结合的智能材料与机灵结构。研究自适应可变形的旋翼桨叶,外形可变的机身/发动机进气道融合体,嵌入式相控阵雷达天线与机身蒙皮的融合,机灵起落架,主动颤振抑制/载荷衰减系统等。智能结构用的“形状记忆”合金、压电材料、热敏复合材料等活性材料,有望主动控制内部噪声,降低结构动载,平抑各种可能发展成破坏性不稳定的气弹征兆,以及减小结构的振动。

8.5.3 航空电子与二次能源

直升机航空电子与固定翼机有很多是可以通用和借鉴的,但也有一些特殊问题。

研究发展直升机平台与机载系统设备(包括电子、武器和控制等)的综合一体化和集成化。机械综合电子系统从总线控制、传输系统向功能更多、速度更快、精度更高、适应性更强、可靠性更好的“宝石柱”和“宝石台”系统发展,并做到系统设备标准化、模块化、通用化,按照电子基本平台和电子任务平台的综合,解决好战术、任务、管理一体化集成技术。

采用单板全景仪表板和合成视景窗口宽视场显示、声控(语音控制)技术和集成技术,开发一种具有智能自动化特点的真正综合的驾驶舱,它既有空间定向能力又具有对直升机飞行、控

制参数、各系统的工作状态以及对外界环境的感知能力,以实现目标识别和任务/系统管理的高度自动化。

直升机在低能见度和恶劣气象条件下做贴地飞行时,障碍物的潜在危险显著增加,进一步改进传感器技术,并将这些信息与直升机飞行控制和平视显示器进行恰当耦合是解决直升机贴地飞行自动引导进而提高安全性的有效技术。

目前直升机的液压、电器和冷气系统的能源均来自主发动机,并使发动机的耗油率增加3%,而研究发展燃料电池技术、利用废弃能源发电、应用高温超导技术和光纤动力传递等二次能源技术可降低发动机耗油率。

8.5.4 直升机的制造技术

随着计算机技术和网络技术的快速发展,直升机设计研制采用“并行工程”和“计算机辅助设计与制造”一体化,工艺制造技术已经和产品设计开发密不可分。

传统的直升机工艺制造技术关键在于深入自主研究开发工艺加工机理、工艺参数、工艺流程、工艺监控监测以及控制工艺制造过程的自动化,形成有自主知识产权的先进工艺制造技术。推进工艺制造技术标准的不断升级,与国际先进的工艺制造标准接轨。

复合材料的制造技术要建立材料的各种基本关系曲线,以建立可靠的结构断裂机理模型;提高裂纹无损检测的灵敏度和可靠性,以及与结构方案论证/设计/制造过程的结合;开发复合材料寿命预测系统,特别是在高温环境条件下使用的预测试验技术。在高温、高压组合条件下金属基复合材料的成型技术;在真空条件下陶瓷基复合材料用化学气相沉淀的浸渍渗透法成型技术。

8.6 空空导弹新技术

8.6.1 远程推进与推力矢量控制技术

为了最大限度地打击敌人、保护自己,武器的作用距离显然越远越好。国外新型远程空空导弹的动力装置大都采用固体火箭冲压发动机,它有射程远、速度快等许多优点,由于冲压发动机利用空气中的氧作为氧化剂,因此它比固体火箭发动机的能量高得多,同样体积和质量的发动机,冲压发动机能够提供至少两倍于固体火箭发动机的射程。为了使固体冲压发动机达到工程实用程度,还需要解决一些关键技术,如导弹总体的一体化设计技术、高能贫氧推进剂的研制、燃气流量调节技术、补燃室气体流场组织与混燃技术等。

8.6.2 红外成像制导技术

红外成像导引头是一种有大量探测元,利用目标与背景之间的温度差经过数据信息处理

而成像的导引头。对新一代红外导弹而言,只有成像导引头才能大幅度增大导引头对目标的迎头作用距离,并具有良好的抗各种红外干扰的能力。采用红外成像制导技术,可为导弹提供更多的目标信息,更好地抑制背景干扰,提高识别概率和命中精度。成像制导方式可以直接获取目标外形或基本结构,能可靠地确认目标,并在不断接近目标过程中识别目标要害部位,给予致命打击。目前红外成像导引头在体制上,有凝视阵列成像和线列扫描成像,在波段上,有中波和长波。凝视阵列成像的优点是采用能瞬时观察景物的电扫,取消了扫描成像的一套摆动或旋转式反射镜对景物扫描的机构和电子处理设备,具有更高的目标截获分辨率和信噪比,以及较低的虚警率和质量体积。但缺点是阵列中探测器响应不均匀。而线列扫描成像则具有难度小、成本低的优点。

8.6.3 毫米波制导技术

毫米波是指相对大气传输较有利的 8 mm(35 GHz)和 3 mm(94 GHz)两个波段,它是介于电波与光学波段之间的特殊波段,具有光学的探测精度和电波的全天候工作特性,集两者之优点而克服两者的缺点。和微波相比,毫米波器件可以做得更小,因而体积和质量也更小,这特别适合战术武器的小型化。由于毫米波的波束窄,因而制导精度比微波高。更重要的是毫米波技术是目前抗干扰和反隐身的一种重要手段。毫米波接近光学波段,其电波很小绕射而接近直线传播,这就给干扰带来很大困难,干扰设备的波束只有直接对准被干扰的波束源才产生大的作用。由于毫米波的波束窄,只有几度角度的干扰波束是起不到干扰作用的,而且毫米波只能近程探测,干扰源也只有近程起作用,所以目前对毫米波尚无有效的干扰设备和方法。因此在主动雷达导引头上毫米波代替微波是发展趋势。

8.6.4 多模导引和复合制导技术

多模导引是指把多个波段或多种体制的末制导技术运用在同一个导引头的技术。复合制导是指导弹在飞行弹道的同一制导段或不同制导段(如中段或末段)采用两种以上制导方式(如自主制导、遥控和寻的制导)进行制导的技术。随着光、电干扰技术、隐身技术的迅速发展,未来战场环境将变得十分恶劣,单一频段或模式的制导武器将难于适应未来战争的需求,因而,多模导引、复合制导已成为空空导弹发展的重要方向。

多模导引可以充分发挥各频段或各制导体制的自身优势,互相弥补各自的不足,极大地提高作战效能和生存能力。以国内外目前重点发展的红外成像和主动毫米波寻的双模制导为例,它同时具有四项优势:全天时、全天候工作能力,抗多种电子干扰、光电干扰和反隐身目标的能力,复杂环境下识别目标能力,对目标精确定位能力等。

8.6.5 智能化信息处理技术

探测器和接收机为导弹提供了许多目标和环境的信息,而这些信息的利用率则取决于信

息处理技术。国外十分重视该项技术研究,目前信息处理新理论、新方法不断涌现,如神经网络及人工智能、基于知识的图像处理和识别技术等。目前信息处理发展重点是继续开展自动目标识别(ATR)和自动目标截获(ATA)技术,促进导弹武器智能化;继续开展多传感器集成和数据融合技术研究,提高导弹所获取信息的利用率;提高和改善导弹武器在低信噪比和复杂背景下的目标捕获能力、抗干扰能力及自动寻的能力。

8.6.6 高效定向引战技术

随着空空导弹攻击目标种类的增多和差异增大,对引战配合提出了越来越高的要求。为了提高导弹的单发杀伤概率,普遍采用制导引信一体化设计技术,充分利用导引头和惯性控制系统提供的信息,实现引信最佳可变延时,达到精确引炸,提高杀伤概率的目的。新的发展方向是发展定向引战系统,即引信具有识别目标方位甚至目标要害的能力,战斗部杀伤元素集中在目标方向。在质量不变的情况下,定向战斗部的杀伤威力比普通战斗部提高一倍以上。

8.6.7 导弹模块化与开放式设计技术

根据作战对象、气象条件、使用环境的差异,更换不同的导弹舱段,是空空导弹的又一发展方向,也即导弹的模块化技术。采用模块化技术,可以大大提高导弹的适应能力,满足不同任务的要求,同时又能避免研制中的重复,简化后勤保障,节省能源,也有利于导弹的批量生产和降低成本。可更换的舱段有:不同制导体制或工作波段的导引头,如红外成像导引头与主动雷达导引头和半主动雷达导引头的互换;不同射程的发动机;不同工作体制的引信;不同杀伤元素的战斗部等。开放式设计便于导弹的不断改进和升级。

8.6.8 保形外挂和高密度内挂条件下的发射技术

新一代战斗机要求空空导弹实现保形外挂和高密度内挂,以不影响载机的飞行性能和隐身特性,这两种悬挂方式均要求采用弹射发射方式。弹射发射必须解决载机在高速、大机动情况下成功发射导弹的难题。关键是解决在复杂气流和大机动过载作用下的机弹分离、导弹姿态控制和发射安全,实现“发现即发射”所必须解决的技术问题。

8.7 无人机技术

无人机的发展正突飞猛进,其作用正从侦察向对地攻击扩展,将来必然向空战扩展,已显示了广阔的发展空间和前景。无人机的发展必将使空战形式发生根本性的变革。

无人机未来的发展趋势如下:

① 向隐形、微型方向发展。为了面对不断增强的地面防空火力的威胁,提高自身生存能力,目前无人机正在向隐形化方向发展,许多先进的隐形技术被应用于新型无人机的研制发

展。2002年,美国波音公司在秘密研制10年之后,推出了新型隐形无人机“猎鸟”。该机具有极低的雷达反射截面,全新的隐形外观,优秀的隐形特性,达到了隐形目的。

② 向高空、长航时方向发展。续航时间短、飞行高度低的无人机,因侦察监视面积小,不能连续获取信息,往往会造成情报“盲区”,已不能适应现代战争的需要。因此,高空、长航时是未来无人机发展的必然趋势之一。美军在伊拉克战争中使用的中空长航时“全球鹰”无人机,其续航时间在42 h以上,最大飞行高度20 000 m,最大飞行距离26 000 km,巡航速度635 km/h,可从美国本土飞往全球任何地区进行战略和战役侦察。美国国防部先进项目局已与波音公司签订了无人机燃料电池动力系统开发合同,新的燃料电池动力系统能使无人机在空中连续飞行数周,而不是现在的数十小时。如图8-8所示为洛克希德·马丁公司设计的180 m宽的无人机。



图8-8 洛克希德·马丁公司设计的180 m宽的无人机

③ 向武器化方向发展。随着无人机技术和机载遥感技术,特别是精确制导武器技术的发展,无人机已成为精确制导武器的理想平台。对于主要用于侦察的无人机,出现了一种不同程度武器化的趋势,武器化已成为无人机发展的重要方向之一。目前,世界各国都把研制无人战斗机作为优先发展方向。美国在《2001财年国防授权法案》中提出:在未来10年内美国纵深打击作战飞机的1/3将是无人机。

目前全球约有无人机4.8万架,2010年将剧增至12万架。现在数万架无人机中大多属于战术侦察机,主要用于战场警戒、搜集情报、目标跟踪或毁损评估。随着时代进步,有人战斗机逐步退出天空,而无人机将主宰未来的天空。如图8-9、图8-10所示为“捕食者”无人机和X-45A无人机。

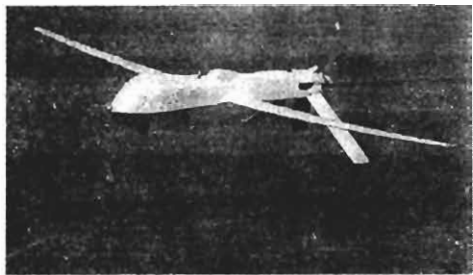


图8-9 “捕食者”无人机



图8-10 X-45A无人机

✚ 大场机

附录

附录 A 航空大事记

附录 A.1 世界航空大事记

1783 年 9 月 19 日,蒙哥尔费兄弟制成了世界上第一个热气球,气球升到了 520 m 高空,飞行了 8 min、3.2 km 后,气球和小动物安全着陆。

1783 年 11 月 21 日,法国的罗齐尔和达尔朗德乘蒙特哥菲兄弟发明的热气球第一次升上天空,开创了人类航空的新时代。

1783 年 12 月 1 日,法国的查尔斯和罗伯特首次乘氢气球升空。

1852 年 09 月 24 日,法国的季裴制成第一艘软式飞艇。

1900 年 07 月 2 日,德国的齐伯林“LZ-1 号”硬式飞艇首次在博登湖上空试飞成功。

1903 年 12 月 17 日,美国的莱特兄弟发明的带动力装置的飞机第一次试飞成功,在 59 s 内飞行了 260 m。

1910 年 3 月 28 日,法国费勃成功解决了水上飞机的起降问题,制成世界上第一架水上飞机。

1911 年 2 月 8 日,世界第一次运载航空邮件。法制“索默”双翼飞机携带 6 500 封信由印度的阿拉哈巴特到达 5 mi(约 8 km)的奈尼。

1919 年 8 月 25 日,第一条由英国伦敦到法国巴黎的定期国际民用航线通航,所用的 DH-16 双翼机可载 4 名旅客。

1929 年 8 月 8 日—8 月 29 日,德国的“齐伯林伯爵号”飞艇环球飞行成功,航程 31 400 km,历时 21 d 7 h 26 min。

1937 年 5 月 6 日,世界上最大的飞艇,德国的“兴登堡号”着火爆炸,36 人牺牲,从而导致了飞艇的衰落。

1939 年 8 月 27 日,世界上第一架喷气式飞机 He178 试飞成功。

1944 年 5 月 13 日,世界第一种火箭动力飞机——德国的 Me163 参战。

1945 年 8 月 6 日,美国的 B-29 轰炸机在广岛投下原子弹。

1947 年 10 月 14 日,世界上第一架超声速飞机 X-1 首次突破声速飞行,驾驶员为美国的查尔斯·耶格尔。

1949 年 2 月 26 日—3 月 2 日,第一次不着陆环球飞行成功,美国的盖莱合尔等人驾驶

B-50轰炸机历时 94 h 1 min; 航程 37 742 km, 途中进行了 4 次空中加油。

1973 年 12 月 6 日, 英国和法国联合研制的世界上第一架超声速旅客机“协和”客机的批产型试飞成功, 最大速度为 2 333 km/h。

1988 年 11 月 10 日, 世界第一种隐身军用飞机——美国洛克希德公司的 F-117 正式公开露面。

1989 年 7 月 17 日, 美国诺思罗普公司的 B-2 隐身轰炸机首飞。

1989 年, 美国在袭击巴拿马的行动中, 首次使用了 F-117A 隐形战斗机。

1991 年, 海湾战争中, 在地区战争首次大规模使用隐身飞机。

1999 年 3 月 1 日—3 月 21 日, 第一次不着陆气球环球飞行由瑞士探险家贝特朗·皮卡尔和英国的布赖恩·珍斯驾驶“布雷特林轨道器 3 号”气球完成。他们一共飞行了 19 d 21 h 55 min, 飞行距离为 42 810 km。

2003 年 10 月 23 日, 由英法两国合作研制的协和超声速飞机举行告别飞行, 英国航空公司最后一架飞往纽约的协和飞机当晚从希思罗机场起飞。

附录 A.2 中国航空大事记

1909 年 9 月 21 日, 中国人的第一架飞机——由冯如制造并驾驶在美国的奥克兰市郊区试飞成功。

1910 年 8 月, 清政府拨款委任留日归来的刘佐成、李宝淦在北京南苑修建厂棚制造飞机, 并利用南苑驻军操场修建了中国第一个机场。

1913 年 9 月, 中国第一所航空学校——北京南苑航空学校成立, 秦国镛任校长。

1920 年 4 月 24 日, 中国第一条民用航线——京沪航线京津段试飞成功, 于 5 月 8 日投入运营。

1929 年, 中国建立了第一条稳定运营的航线, 这是中国有定期航班的开端, 自此中国有了航空运输。

1950 年 6 月 19 日, 人民空军第一支航空兵部队——第 4 混成旅在南京成立, 聂凤智兼旅长。

1954 年 7 月 25 日, 南昌飞机厂试制雅克-18(初教-5)型教练机成功, 并通过国家鉴定。

1956 年 9 月 8 日, 沈阳飞机厂试制成功中国第一种喷气式歼击机米格-17Φ 型(歼-5), 并获批准批量生产。

1958 年 7 月, 中国自行设计制造的歼教-1 型喷气式教练机在沈阳首飞成功。

1959 年 9 月 30 日, 由沈阳飞机厂制造的米格-19(歼-6)歼击机首飞成功。

1964 年 4 月 11 日, 由株洲航空发动机厂试制的霹雳-1 型空空导弹定型并投入批生产。

1966 年 1 月 17 日, 国产歼-7 型飞机首次试飞成功并于 12 月 28 日定型投入批生产。

1979 年 12 月, 新中国自行研制的歼-8 型高空高速歼击机设计定型。翌年 12 月交付空军试用, 1981 年开始装备空军部队。

1980 年 9 月 26 日, 新中国自行设计研制的第一架大型喷气式客机“运 10”, 在上海大场机

场首飞上天,我国成为继美、苏、英、法之后第五个研制出 100 t 级飞机的国家。

1984 年 6 月 12 日,沈阳飞机公司试制的高性能歼击机歼-8Ⅱ型飞机由试飞员曲学仁驾驶首飞成功。

1988 年 12 月,中国自行设计研制的超声速全天候战斗轰炸机“飞豹”首飞成功。

1992 年 1 月 16 日,国产直-9 型直升机首飞成功。

1994 年,中国自行设计的直-11 型直升机首飞成功。

1998 年,中国新型喷气式战机“歼 10”完成试飞。

2003 年,上海航空科技工作者正在紧张研制我国新型涡扇支线飞机 ARJ21。

附录 B 航模制作实践——手掷模型滑翔机制作与试飞

一般认为不能飞行的,以某种飞机的实际尺寸按一定比例制作的模型称为飞机模型。能在空中飞行的模型为模型飞机,又称航空模型。

航空模型的种类有许多,按动力方式可分为:活塞发动机、喷气发动机、橡筋动力、电动动力模型飞机和无动力的模型滑翔机等;按控制方式分为:自由、线控、遥控和自主;按用途又分为:娱乐、比赛、科学研究实验、科普宣传、影视拍摄和军事等。在此遵照国际航空联合会的竞赛与分类标准将现代航空模型运动分为自由飞行、线操纵、无线电遥控、仿真和电动等五大类。此外,还有专门为创造某种纪录而设计制作的模型。

依托航空模型可以开展航空模型运动。目前世界锦标赛设有 30 个项目,隔年举行一次。航空模型还设有专门记录各项绝对成绩的纪录项目,目前国际航联共设 90 项航空模型世界纪录。

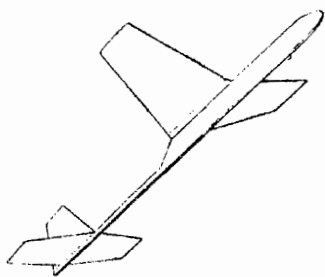


图 B-1 弹射模型飞机

航空模型运动的生命力在于它的趣味性和知识性,亲手制作的矫健雄鹰翱翔蓝天,往往会使青少年产生美好的遐想,同时航模设计制作和实验过程可以激励锻炼学生的创新意识和创新能力,使他们从兴趣爱好走向逐步树立热爱航空、勇于创新理想。参加这项活动还可以学到许多科技知识,培养既善于动脑又善于动手和克服困难勇于进取的优秀品质。

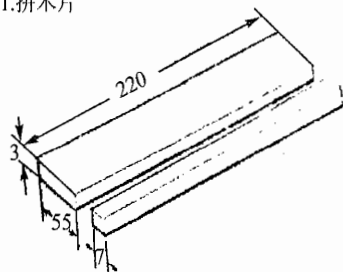
手掷(弹射)航空模型是最简单的航空模型(见图 B-1),属无动力自由飞行类,它利用手的投掷力(橡筋的弹力)把模型送上天,然后再转入自由滑翔。这种模型制作简单,不需要很大的场地,但它的基本原理和真飞机是相同的,适合科普活动和航模运动入门。

附录 B.1 弹射模型滑翔机的制作

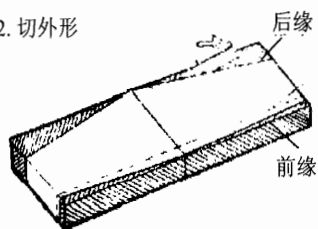
1. 机翼的制作

机翼是用来产生升力的,升力的大小与机翼形状,尤其是机翼翼型有很大的关系。因此,

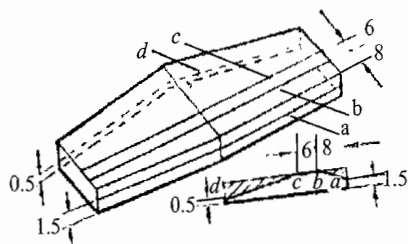
1. 拼木片



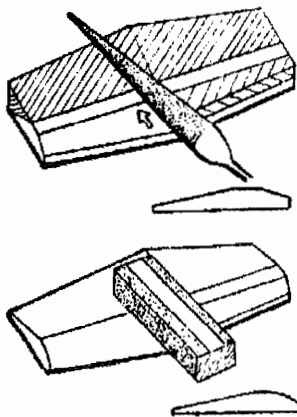
2. 切外形



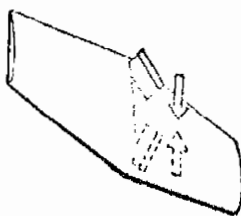
3. 划线



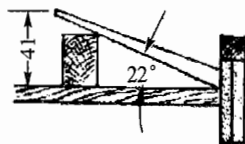
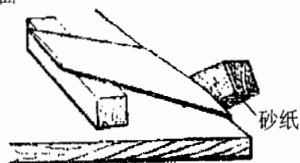
4. 铨翼型



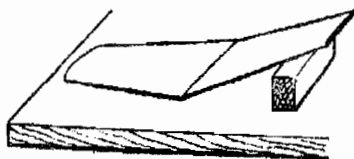
5. 切断



6. 磨断面



7. 上反角胶合



8. 成型



图 B-2 机翼的制作

拼木片的要领是拼缝两边都要平直,并保持与木片平面的垂直度。外形切好后可用细砂纸将四周磨平。拼缝应安排在靠机翼前缘。 a 、 b 、 c 、 d 4 条线是翼型的基准线,一定要按尺寸划准,并将上表面 ab 间及 cd 间的两个三角形部分锉去,就构成翼型的基本轮廓。再将前缘及上弧四个棱角磨去,表面磨光,即做成光滑的机翼翼型。接着,应该把机翼切成左机翼和右机翼两部分。只要按工作图画好中线,用刀片切断就可以了。注意刀片应从前后缘向中间划,否则要损坏前后缘。机翼断面要用砂纸磨出所要求的角度。最后把左、右机翼胶合起来。胶合时应使左、右机翼前后缘接缝处要完全吻合,否则会严重影响飞行性能。待胶干后机翼就成形了。

2. 尾翼的制作

尾翼制作时最重要的是注意木纹方向,尤其是垂直尾翼的木纹应与底边互相垂直。垂直尾翼及水平尾翼切下经打磨后,按照图 B-3 装配。

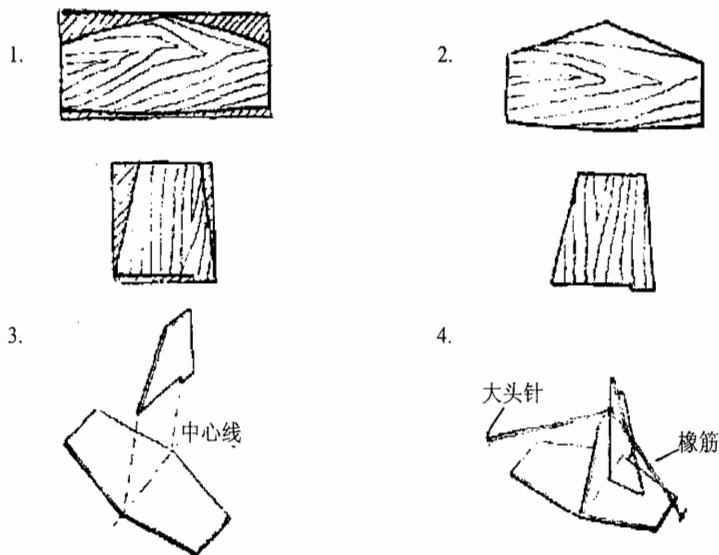


图 B-3 尾翼的制作

3. 机身的制作

做翼台的材料一定要选用上下两边平行的木条。做纵梁的木条上边必须保持直线。以为这三条直线决定了机翼及尾翼的安装角差值。为了适应弹射模型滑翔机高速上升又适与低速滑翔的两个阶段需求。机翼及尾翼的安装角差值必须为 0° , 否则就会产生“翻筋斗”或者坠地的现象。

外型切好后,为了牢固地安装机翼,应该在翼台上边开槽,开槽的方法是:先在中线上用刀片划一缝,再沿着翼台左右两边斜着划两条缝,然后将前端多余部分切断即可。如图 B-4 所示。

4. 总 装

第一步是尾翼与机身的结合,要求垂直尾翼与机身中线重合。检查方法是:眼睛沿着机身中线从机头向尾部看,应该只看见垂直尾翼的前缘。如图 B-5 所示。

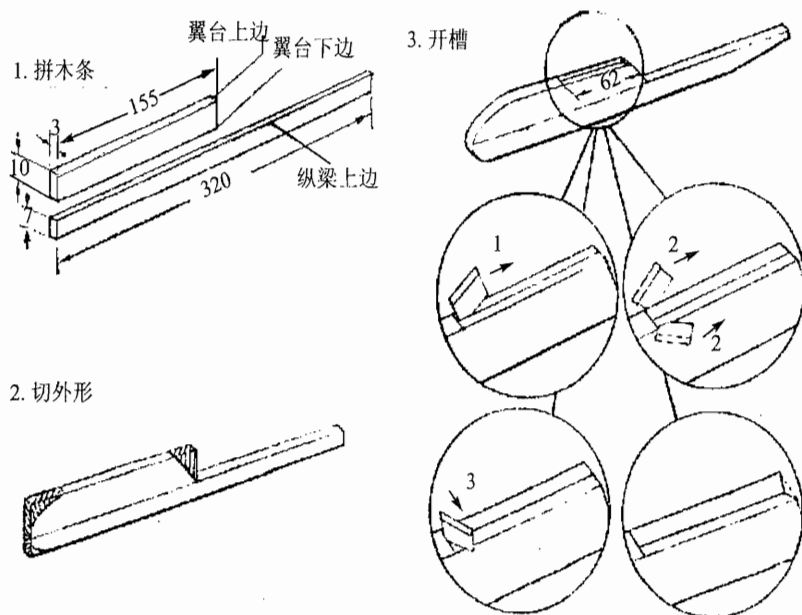


图 B-4 机身的制作

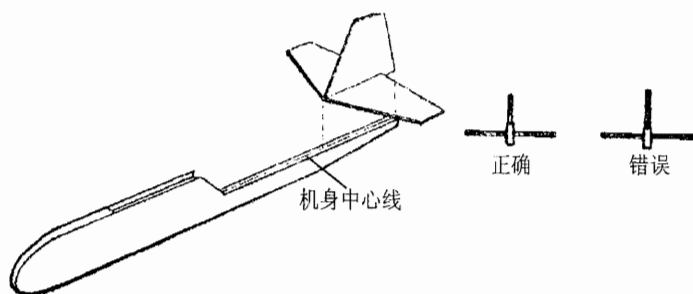


图 B-5 尾翼与机身的胶合

第二步是机翼与机身胶合(见图 B-6)。要求机翼上反角左右相等,机翼左右以驾驶员座位方向为标准,安装角相等。上反角检查方法第一种是测量法,使水平尾翼左右翼尖距桌面高度相等,再使机翼左右翼尖距桌面高度相等。第二种是观察法。沿机身中心线从机头向尾部看,并调整视线高低,使水平尾翼一个翼尖与同侧机翼相碰,此时水平尾翼另一个翼尖也应与另一侧机翼相碰,就说明机翼左右上反角才相等。

安装角检查是用观察法,在观察上反角的基础上,重新

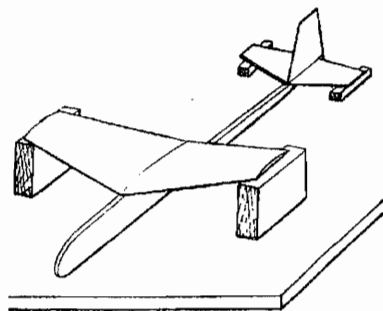


图 B-6 机翼与机身胶合

调整视线高低,当机翼下弧在某一处只看见一条线时,整个机翼下弧应只见均匀的一条线,这说明左右机翼安装角相等。如图 B-7 所示。

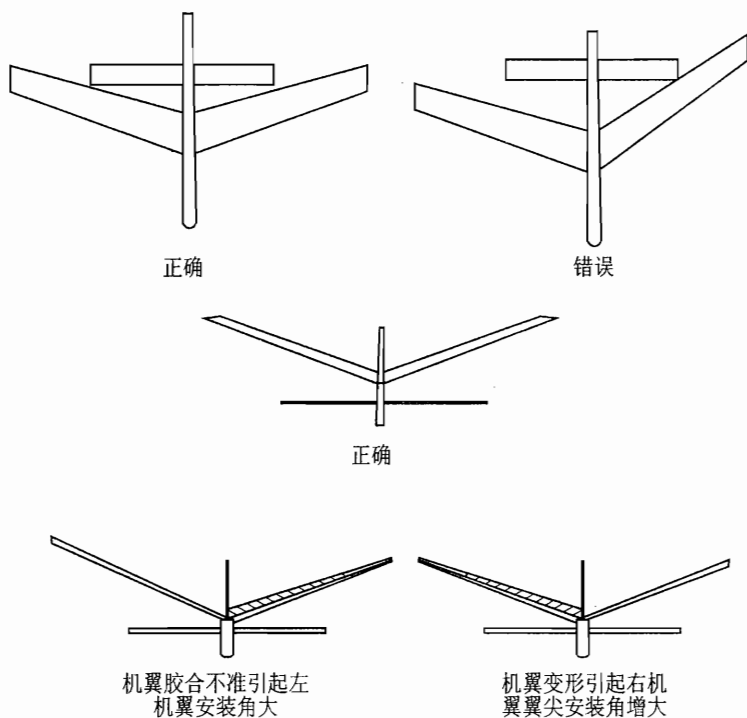


图 B-7 观察法

第三步是加强条及弹射钩的安装,加强条削成三角形,其中两边要正好与机翼与机身吻合,弹射钩的安装位置如图,装准装牢即可。如图 B-8 所示。

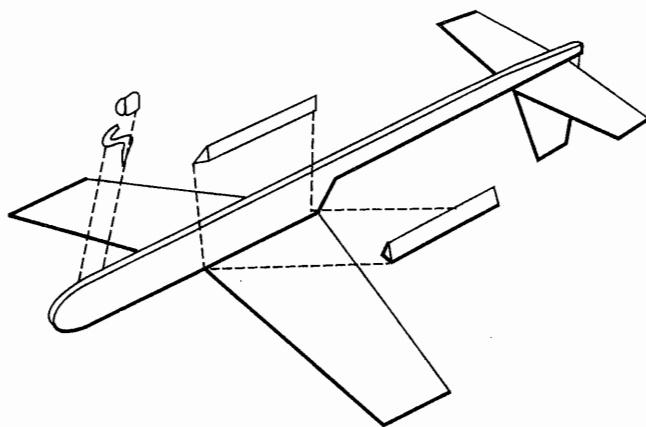


图 B-8 加强条与弹射钩的安装

5. 橡筋绳

橡筋不宜用得太粗,使用截面 1×4 的橡筋两条就可以了,也可用普通的橡筋圈代替。如

图 B-9 所示。

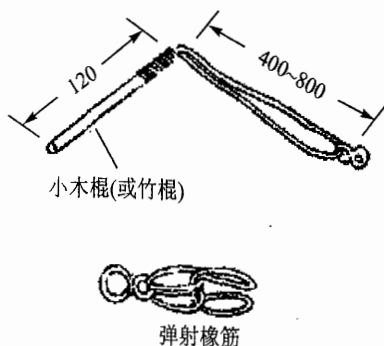


图 B-9 弹射橡筋

附录 B.2 弹射模型滑翔机的调整试飞

调整试飞与制作相比具有更重要的意义。因为即使模型做得很漂亮，可是不掌握飞行要领，还是不能飞好的。所以在正式飞行前需要有调整试飞，这项工作不简单，一定会遇到不少困难，飞机也许会摔掉几次。因此制作时一定要不怕困难，结合学习的飞行原理，联系实际，做好调整试飞工作。

1. 试飞前的检查

任何飞机试飞前一定要经过室内检查，因为总装好的一架模型飞机难免某些部分会不合标准，我们就在室内先检查一下。检查的项目是：重心位置、机翼和尾翼变形情况。重心位置检查方法见图 B-10，用笔尖顶（或者直接用手指）重心处，如头重或头轻可加减橡皮泥来调整。机翼尾翼扭曲情况的检查方法在前面总装时已讲过，这里就不多说了。

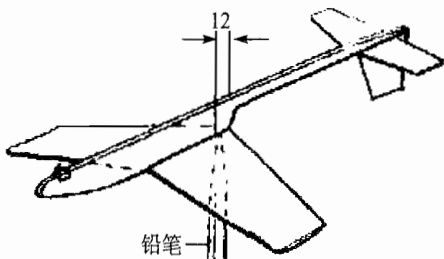


图 B-10 重心位置检查

2. 手掷试飞

手掷试飞的目的是初步观察及调整模型的力矩。

它的试飞方法是用右手拿着模型飞机重心位置，手举过头，机头稍微向下，对着风将飞机向前平行推出去，手掷滑翔的技巧：第一，手持部位要靠近模型的重心。第二，出手角应约和地平面成 10° ，接近于一般模型的滑翔角。几乎所有初学者都不自觉地向上传掷。出手角度太大时，模型前阶段爬升，然后会失速冲下来。第三，出手方向要保持直线，模型前后左右要保持平稳。多数初学者投掷过程中手臂绕肩走弧线。第四，出手速度要恰当，约等于模型的滑翔需用速度。同时要注意风速，一般都是迎风手掷，所以出手速度要相应减小。出手速度太大时，模型会先爬升然后失速下冲。出手速度太小时，模型将迅速低头下冲。手掷试飞过程中可能遇到的情况与原因分析见图 B-11。

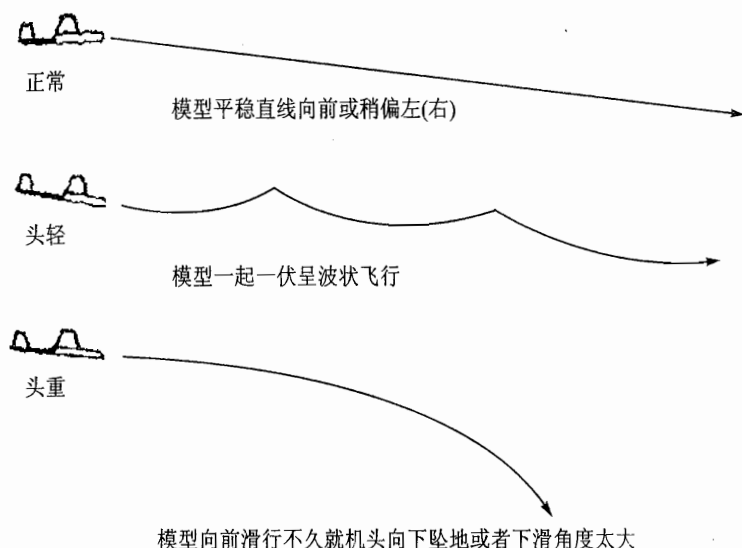


图 B-11 弹射模型手掷试飞

3. 试飞调整

试飞调整是挖掘模型性能的必不可少的步骤。

首先在模型头部用硬币、橡皮等进行配重,使整架飞机的重心位于图纸的重心位置,即距机翼前缘 33 mm 处。用胶水粘牢。随即进行手投试飞。投掷时候应使模型机身轴线和投出的方向指向一致。要用力适度,不大不小。根据飞机的飞行轨迹进行飞机重心的微调,达到最佳的飞行效果。

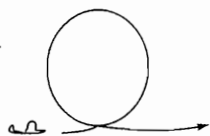
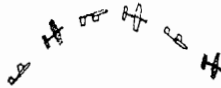


图 B-12 弹射姿势

经过手掷试飞的模型飞机,是否能在天上自由飞翔呢?还不能,还要经过最后的试飞调整。因为手掷试飞中不能暴露的问题可能会在高速上升阶段中暴露出来,比如模型弹射时的倾侧角度、弹射角度及风向等,这就得依靠弹射试飞的方法来确定。弹射姿势如图 B-12。

初次试飞应根据手掷试飞的情况来决定。比如,手掷试飞时模型是微微左转,那么弹射时模型应向右倾侧,因为模型刚弹出时速度很大,升力也很大,如不倾侧,升力迅速增加时会使模型在空中翻一个筋斗,使模型爬高能力大大损失。我们将模型向右倾斜,则升力可分解为一个向右的水平分力和一个向上的垂直分力。向上的垂直分力克服重力使模型上升,向右的水平分力克服模型本身的左转力矩而成为向心力,使模型能平稳地右盘旋上升。初次试飞一般是正对风起飞,同时橡筋绳应拉得少些,待调整后,再逐步增加橡筋的弹力。试飞中可能遇到的情况、产生原因及纠正方法见表 B-1。

表 B-1 试飞情况调整表(以右上升左盘旋为例)

飞行情况	产生原因	调整方法
出手后翻筋斗 	1. 右倾斜不够 2. 机翼安装角大于水平尾翼的安装角	1. 弹射时增加右倾角 2. 将水平尾翼尾部向上扳一些。或者拆下尾翼,纠正后重新胶合
直线上升,但迅速下降进波状飞行 	1. 右倾斜不够 2. 弹射时的力量不够	1. 弹射时增加右倾角 2. 增加弹射时的力量
	机翼与水平尾翼间有负的安装角,机翼安装角小与水平尾翼安装角	将水平尾翼尾部向上扳一些。或者拆下尾翼,纠正后重新胶合
螺旋下坠 	1. 左右机翼安装角严重不等 2. 垂直尾翼与机身中线不重合	将不正确的部分拆下来纠正后重新胶合上去
右急盘旋下坠 	起飞时向右倾斜太多	减少弹射起飞时向右倾斜的角度。或者可以使模型对着右侧风
成抛物线或直线上升垂直降下 正常盘旋上升,滑翔很久才进入左转弯 	盘旋半径太大	将垂直尾翼向左搬一点或者在模型起飞时使模型对着右侧风
向左急盘旋下降 	模型左转力矩太大	将垂直尾翼向右搬一点

除右上升左盘旋以外,上升方式还有多种,比如:翻半个筋斗在上升到最高点时做半个滚转后进入滑翔;右上升右滑翔(或左上升左滑翔);直线上升,然后自功进入滑翔。对这些方法,我们可以通过反复实践及基本理论分析来进行试验。

参考文献

- [1] 姜长英. 中国航空史[M]. 北京:清华大学出版社,2000.
- [2] 何庆芝. 航空航天概论[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,1997.
- [3] 王细洋. 航空概论[M]. 北京:航空工业出版社,2004.
- [4] 程昭武,等. 世界飞机一百年[M]. 北京:国防工业出版社,2002.
- [5] 航空百年活动组委会. 飞翔的文明[M]. 北京:航空工业出版社,2003.
- [6] 江东. 走进飞行先驱世界[M]. 北京:兵器工业出版社,1999.
- [7] 刘大响,陈光. 航空发动机——飞机的心脏[M]. 北京:航空工业出版社,2003.
- [8] 郝劲松. 活塞发动机飞机结构与系统[M]. 北京:兵器工业出版社,2007.
- [9] 姜燮生,等. 中国航空工业四十年[M]. 北京:航空工业出版社,1990.



北航

C1323786