

09904507

TJ765.2

01

通高等教育航天类规划教材

弹道导弹、运载火箭控制系统 设计与分析

中国航天工业总公司人事劳动教育局组织编写

徐延万 编著

Hk62/10



C0469127

宇航出版社

内 容 简 介

本书论述弹道导弹、运载火箭控制系统的方案设计、工程实现方面的基本原理、功能及工程设计基本方法,同时也介绍了系统的某些分析方法。

本书为飞行器控制、制导与仿真专业的研究生教材,也可供从事弹道导弹、运载火箭控制系统研究、设计的工程技术人员参考。

图书在版编目(CIP)数据

弹道导弹、运载火箭控制系统设计/徐延万编著.-北京:宇航出版社,1999.5
ISBN 7-80144-103-6

I. 弹… II. 徐… III. ①弹道导弹-控制系统-设计-研究生教育-教材 ②运载火箭-控制系统-设计-研究生教育-教材 IV. V 421

中国版本图书馆 CIP 数据核字(98)第 05466 号

宇航出版社出版发行

北京市和平里滨河路1号(100013)

发行部地址:北京阜成路8号(100830)

北京市梨园彩印厂印刷

新华书店经销

1999年5月第1版 1999年5月第1次印刷

开本:787×1092 1/16 印张:20.5 字数:510千字

印数:1—500册

定价:37.00元

中国航天工业总公司教材编审委员会名单

主 任	陈求发						
副主任	阚力强	郑仙兴	郭瑞霞				
委 员	薛成位	黄培康	韩锡礼	阮崇智	童 铠	穆 虹	
	万 达	刘家琦	贾世楼	郭铁良	姚洪庆	谢伟良	
	薛来宾	魏志敏	乔晓明	刘建华	刘以良	刘 杭	
秘书长	魏志敏(兼)						
副秘书长	刘 杭(兼)						

出版说明

按照国家教委关于高等教育教材工作分工原则,中国航天工业总公司负责组织全国高等教育航天类专业教材的规划、编审和出版。根据航天教育发展规划,为适应航天事业发展的需要和满足航天专业教学的要求,中国航天工业总公司教材编审委员会负责组织编审、出版“九五”期间航天专业教材,分成航天器、导弹、飞行力学、发动机、控制与制导、空间电子学六类。适应的专业范围为:飞行器系统工程、飞行器总体设计、飞行器结构与强度、飞行器动力工程、飞行器制造工程、飞行器控制与制导、飞行器发射技术与装置、飞行器环境与模拟工程、飞行力学、宇航光电工程、空间工程和卫星与卫星应用等。

编委会为航天专业教材制订的出版原则是:

1. 教材应保证思想性、科学性、先进性和启发性,注意理论联系实际。内容的深度与广度应有利于培养学生的自学能力、创造能力及解决实际问题的能力。

2. 技术专家长期从事航天科研工作,学校教师长期从事教学,他们各自都积累了丰富的经验。为使教材既有一定的理论水平,又能很好地联系实际,因此,要求教材的编审必须坚持技术专家与学校教师相结合的原则。

3. 这套教材除作为本科、研究生教材外,也可作为航天领域工程技术人员继续教育的教学参考书以及有关科技人员的参考书。

限于水平和经验,航天专业教材的编审出版工作肯定有不少缺点和不足之处,欢迎使用教材的单位、广大教师、同学和有关技术人员提出宝贵意见,以进一步提高航天类专业教材的质量。

中国航天工业总公司人事劳动教育局

1997年8月

前 言

控制系统是飞行器重要组成部分。就研制任务而言,控制系统包含导航、制导、姿态控制、飞行电子综合及测试发射控制分系统,涉及硬件、软件多门类学科专业技术和研究、设计、产品加工、试验等研制工作。本教材在有限篇幅内以弹道导弹与运载火箭控制系统研制为主线,着重论述方案设计、工程实现方面的基本原理、功能和概念,旨在使研究生能系统地了解控制系统功能、组成、工程设计要求和实现方法,为从事航天科研工作打下专业基础。

本书共分五章。书中以较多篇幅描述了飞行器的运动过程和特性。这是因为飞行动力学及弹道学是航天工程专业基础学科,从事航天控制系统研究、设计人员应把它作为基础知识加以了解;同时,飞行器的运动规律及其特性是制导、控制与仿真的研究对象,因此,对于控制对象性能的了解粗细、分析深浅程度,牵涉到设计控制系统的优劣。所以仔细了解、分析飞行器各状态的性能,不仅是必要的,而且是控制系统设计不可缺少的内容。另外,本书也以一定的篇幅介绍了硬件的功能、误差模型,可为分析制导精度、控制特性及选择硬件作参考。‘设计及工程实现’一章是以总结研制经验为基础并吸收某些新的设计情况编写的,有一定的实用性。全书编写注意了系统性、各章的衔接和覆盖控制系统专业内容。

制导、控制与仿真技术是比较成熟但又是不断发展的工程技术。随着计算机、人工智能、微电子技术、可靠性措施和新型结构材料的应用,弹道导弹及运载火箭控制系统将逐步发展为具有专家智能、性能优良、使用可靠、结构轻小,并将充分显示出它在航天工程中的地位和作用。但是,由于飞行任务复杂性增加和系统功能的扩大,设计控制系统的难度也随之增大。所以,控制系统的设计、试验技术也应随之革新。因教学时数有限,本教材未收入这方面更多内容。本书是飞行器控制、制导与仿真专业研究生通用教材,授课时可根据学生不同研究方向选择有关章节讲授。

在编写本书时,利用了一些同事的成果资料,在定稿前得到了薛成位、杨畅等专家认真审阅并提出许多宝贵意见。在此一并表示衷心的感谢!

作者水平有限,书中定有许多谬误之处,敬请读者批评指正。

作者

1998年5月

目 录

第1章 概论	1
1.1 控制系统任务与特点	1
1.1.1 控制系统的功用	1
1.1.2 控制系统定义	2
1.1.3 控制系统特点	3
1.2 弹道导弹、航天运载器控制系统发展概况	5
1.2.1 国外弹道导弹及航天运载器的发展简况	5
1.2.2 控制系统发展过程	7
1.3 我国弹(箭)控制系统的研制	14
1.3.1 早期的控制系统	14
1.3.2 中期的控制系统	17
1.3.3 后期的控制系统	20
1.4 控制系统软科学与试验技术	21
1.4.1 控制系统设计要点	21
1.4.2 科学计算	22
1.4.3 试验技术	22
1.5 控制系统前景展望	24
1.5.1 控制系统发展趋势	24
1.5.2 控制系统发展的重点	25
第2章 火箭飞行动力学及运动方程	29
2.1 坐标系及其相互关系	29
2.1.1 坐标系	29
2.1.2 飞行姿态的表示	32
2.1.3 坐标系变换	33
2.2 火箭运动方程	36
2.2.1 火箭质心运动方程、绕心运动方程	36
2.2.2 作用于火箭的力和力矩	41
2.2.3 弹性振动方程	52
2.2.4 受扰运动方程	56
2.3 飞行轨道	66
2.3.1 主动段轨道方程	67
2.3.2 自由段轨道方程	70
2.3.3 再入段轨道方程	78
2.3.4 空间轨道的几何形状和参数	81
2.4 落点计算	87
2.4.1 航程计算	87

2.4.2	落点偏差计算	92
2.4.3	落点散布度	96
第3章	控制系统功能与原理	100
3.1	控制系统组成及其作用	100
3.2	导航系统	102
3.2.1	飞行器姿态角测量	102
3.2.2	测速定位	115
3.3	制导系统	122
3.3.1	摄动制导	123
3.3.2	外干扰补偿制导	131
3.3.3	显式制导	137
3.3.4	复合制导	143
3.4	姿态控制系统	146
3.4.1	姿态控制系统的作用	146
3.4.2	姿态运动的状态方程和传递函数	150
3.4.3	连续式姿态控制系统	157
3.4.4	数字式姿态控制系统	160
3.4.5	姿态运动的稳定性分析	165
3.5	飞行控制电子综合系统	170
3.5.1	时序系统	170
3.5.2	电源配电系统	172
3.6	测试发射控制系统	174
3.6.1	组成和作用	174
3.6.2	控制系统的检查和测试	175
3.6.3	发射控制	185
第4章	控制系统硬件	188
4.1	敏感测量装置	188
4.1.1	陀螺仪	188
4.1.2	加速度计	208
4.1.3	陀螺稳定平台	211
4.1.4	捷联惯性测量组合	215
4.2	中间装置	220
4.2.1	变换放大器	220
4.2.2	弹(箭)载控制计算机	221
4.3	伺服作动器	223
4.3.1	舵机	224
4.3.2	伺服机构	225
第5章	控制系统设计及工程实现	228
5.1	控制系统的设计要求	228

5.1.1 弹(箭)对控制系统的效能要求	228
5.1.2 设计依据	232
5.1.3 研制阶段及任务内容	235
5.1.4 设计的基本方法	237
5.2 控制系统设计	240
5.2.1 制导系统方案选择与参数设计	240
5.2.2 姿态控制系统控制制式与参数设计	254
5.3 系统工程实现	275
5.3.1 系统综合	275
5.3.2 飞行控制系统功能结构编排	279
5.3.3 测试发射控制功能结构编排	287
5.4 控制系统软件编排	295
5.4.1 应用软件设计一般要求	295
5.4.2 飞行控制软件编排	295
5.4.3 测试发控软件编排	299
附录 A 欧拉角与方向余弦	302
附录 B 刚体运动的动力学方程	305
附录 C 射程偏导数、横向偏导数表示式	308
参考文献	314

第1章 概 论

1.1 控制系统任务与特点

1.1.1 控制系统的功用

弹道导弹、航天运载器是依靠液体推进剂或固体推进剂的火箭发动机产生推进力,在制导和控制作用下,把有效载荷送至规定目标、轨道的飞行器。导弹的有效载荷是弹头,航天运载器的有效载荷是卫星或其它空间装置。

弹道导弹由弹头(有效载荷)、弹体结构、动力装置、控制系统、遥测系统等组成。为了保证导弹发射和可靠使用,还需有地面支持设备。测试发射控制系统就是控制系统的地面支持系统,用以检测、监视和发射控制(见图1-1)。

弹道式飞行器的特点是动力装置(发动机)工作阶段结束即主推进力终止后,飞行器(或有效载荷)沿着自由抛物体轨道飞行。飞行轨道位于以主动段终点、目标点与地球中心三点构成的平面内。对于导弹,主动段终点的飞行参数决定了弹头按自由飞行弹道飞至目标的路线;对于运载火箭,主动段终点的飞行参数则决定了与运载火箭分离后的有效载荷进入空间的飞行轨道。在此,主动段的飞行性能对于保证有效载荷任务的实现起着主导的作用。

控制系统的主要任务是:控制飞行器的有效载荷投掷精度,保证弹头落点密集度或空间有效载荷入轨精度符合要求;对飞行器实施姿态控制,保证在各种条件下的飞行稳定性;在发射前对飞行器进行可靠、准确地检测和操纵发射。

主动段的飞行时间一般较短(战略导弹约2~6min,运载火箭约5~20min),但是飞行器却经受着内外干扰、多种环境条件的恶劣影响,因而往往偏离预计轨道和预计飞行状态。控制系统的作用就是消除或减小这些干扰和影响的后果,控制导弹(运载火箭)准确、可靠地完成飞行动作,最后飞到目标。为了保证弹(箭)接近预计轨道飞行并能准确交会目标(运载火箭有效载荷的交会目标可视为有效载荷进入空间轨道的入轨点),控制系统必须对飞行器进行轨道调节、姿态保持和控制、动作的有序控制,并提供符合事先规定的主动段终点飞行状态参数,使之当这些参数的组合值与事前规定值相等时,控制发动机关机或抛射有效载荷。

飞行器控制功能的实现涉及导航、姿态控制、制导和电子综合等方面,它们构成了飞行控

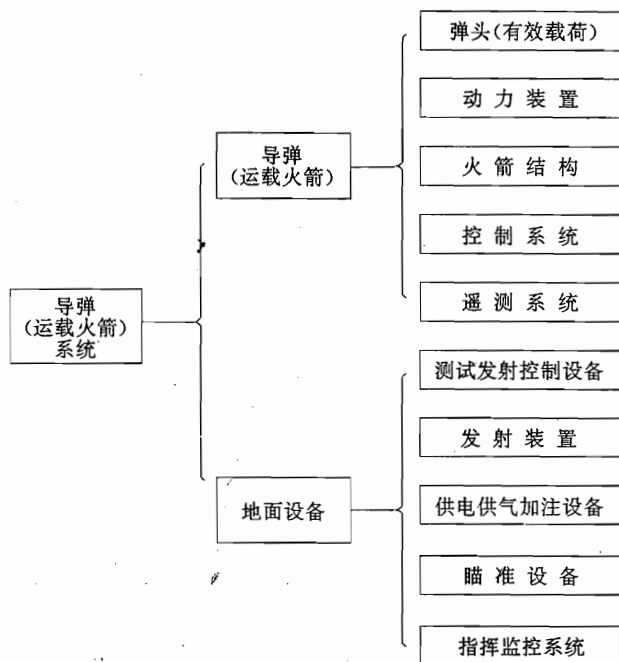


图1-1 液体弹道导弹、运载火箭系统组成

制系统^①的硬、软件内容。实现飞行控制系统功能可以采用自主式或组合式。自主式控制系统是敏感(测量)器件、控制装置在飞行器上,不需要飞行器以外的设备或测量参照信息主动配合,而依靠飞行控制系统自身来实现导航、制导和姿态控制等功能。惯性制导是一种自主式制导。组合式控制系统是利用飞行器上的惯性器件与无线电测量装置或星光跟踪器等相组合,获取导航信息,实现制导和控制。

控制系统不仅要完成飞行控制与制导任务,而且要执行对飞行器测试和发射控制的任务。所以,控制系统具有的功能除与飞行状态、任务要求有关外,还与飞行器发射方式有关。弹道导弹的发射方式有固定发射和机动发射两种类型。机动发射又有陆基机动(汽车或火车)发射、海基(潜艇、舰船)机动发射。不同发射方式有不同的测试发射控制要求,如固定发射方式的测试—发射控制设备在体积、重量、环境适应性等方面与装车机动方式相比,条件较优越、限制因素少。因此,控制系统的功能、使用性必须适应几种发射方式中某一种或几种的需要,保证测试发射控制任务的完成。

运载火箭控制系统的作用与弹道导弹基本相似,但在使用方面也有不同点,如贮存期、固定发射方式环境条件等。然而对于载人航天运载器,除要求控制系统应具备的一般功能之外,还在保障乘员飞行安全方面有特殊要求,主要是应具备高可靠性、安全性。

1.1.2 定义

依照航天工程研制任务和管理来划分,控制系统是飞行控制系统和测试发射控制系统的总称,它包括导航、制导、姿态控制、电子综合、检测和发射控制诸分系统(图1—2)。而将导航、制导、姿态控制及弹(箭)电子综合等系统称做飞行控制系统。

“导航”是确定飞行器在初始条件下和飞行中的状态参数。利用测量元件测量飞行器运动参数,以拾取的量测量~~直接~~直接或经过计算,把它们表示成一定坐标系中的角度、速度、位置等状态量,则

是导航过程。而由测量、传递、转换及计算等环节组成,并能给出飞行器初始状态和飞行状态量的系统是导航系统。

“制导”是选择使飞行器从某一飞行状态达到要求状态的机动规律。利用导航状态量,按照给定的制导律,生成制导指令,操纵飞行器推力矢量变化来控制质心运动,达到期望的终端条件时准确关闭发动机,保证弹头落点偏差小或空间有效载荷准确进入轨道。由导航状态量的处理、生成制导指令、控制发动机推力(推力终止、推力矢量控制)等环节组成的系统是制导系统。

惯性制导是利用惯性器件量测量,经过弹(箭)载计算机(或其它计算装置)解算生成制导指令,完成制导功能。由这些硬、软件构成的系统则为惯性制导系统。

组合制导是以惯性导航为基础,利用其它导航装置的量测量对惯性器件量测量进行校正、对比,经滤波处理形成误差小的组合状态量,用以产生制导指令,完成制导功能。由此二者构成

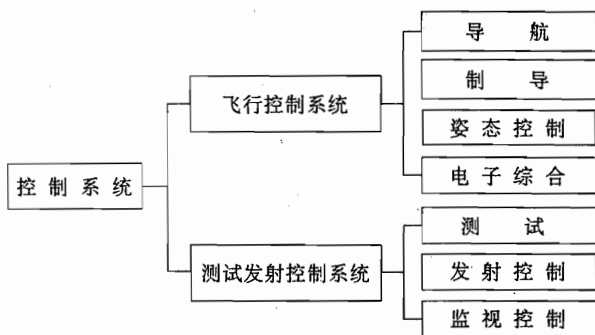


图1—2 控制系统的成框图

^① 本书的飞行控制系统指飞行器上的控制系统

的系统称为组合制导系统。

“姿态控制”是保证飞行器状态稳定和执行制导所要求的机动(姿态机动和质心机动)。利用姿态敏感器件量测量、导航状态量和导引信息,经过控制装置形成控制指令,操纵飞行器姿态运动,实现跟踪飞程序角、制导导引要求和克服多种干扰影响,保持飞行器运动稳定性,确保姿态角的偏差和质心坐标偏离程序指令值的容许控制精度。由敏感器件、控制装置与被控对象——飞行器构成的闭环就是姿态控制系统。姿态控制系统是控制与稳定飞行器绕质心的运动。

“电子综合(弹、箭系统综合)”是保证飞行控制系统功能实现的系统工程综合。对系统的测量装置、中间装置、执行机构和电源配电装置等的输入/输出信息、电路匹配、信息采集、传送和分配方式、动作时序与操纵(作动)关系及供电管理等进行软件与硬件的工程综合,保证飞行控制功能的工程实现。

“测试发射控制”是对飞行控制系统实行检测、状态与操作进程的监视、控制,操纵飞行器点火发射。由测试与发射控制两部分组成,具有在地面对飞行器进行检测、初始对准、状态监视和操纵发射等功能的硬、软件系统是测试发射控制系统。

1.1.3 特点

控制系统特点来自飞行器动力学特性、飞行性能及任务要求。

弹道式飞行器在主动段作弹道程序飞行。液体推进剂导弹、运载火箭多为垂直发射,垂直飞行时间一般为8~12s,然后按俯仰程序角或俯仰—偏航程序角作程序倾斜飞行,并且通过制导与控制将其约束在接近预定轨道面内。主动段飞行时间取决于射(航)程、动力装置类型及火箭结构形式,中程导弹一般是2~4min,远程及洲际导弹一般是3~6min,运载火箭一般是5~20min。固体导弹多采取筒式弹射发射,出筒后按弹道程序飞行,其飞行时间比液体推进剂导弹的短。虽然主动段飞行时间均较短,但是飞行环境恶劣,存在多种飞行状态和干扰。飞行控制系统在复杂环境及干扰作用下须完成多种功能及任务要求,因而控制系统具有一些特点:

1)导弹与运载火箭均是一次性使用的产品,要求有较高的可靠性。控制系统由于组成部件多,功能复杂,对其可靠性要求更高,因而控制装置和元器件必须具有低失效率。地面测试发射控制设备虽为可修复的系统,但飞行器发射过程中必须确保高可靠性,而导弹的测试一发控设备多为装车机动使用,所以测试发射控制系统、设备、元器件也必须高可靠性。

2)导弹,特别是地面机动发射的导弹,其运载能力一般较小,运载火箭为了增大运送有效载荷、航程能力,均要求减少弹(箭)“死重”。因此,弹(箭)上控制装置的体积、重量^①受到严格限制,必须轻量化。

3)交会目标点的精度是飞行器重要性能指标。为了保证导弹落点精度,当主动段不能满足要求时,应采用全程制导即主动段、被动段均有制导,或者采用主动段与弹道末段一再入段相结合的制导技术。采用全程制导的情况下,惯性制导需有较长的工作时间,但其精度要求则可降低。

4)利用三轴陀螺稳定平台^②测量飞行器姿态角,平台框架安装取向不同,由框架角(传感器)表示的姿态角的函数关系则不同。三轴平台框架安装取向可有六种形式,但对于弹道式飞

^① 用重量表示物体质量的轻重,以与品质的质量区别。

^② 亦称平台。

行器,因为在射面内需按程序角 φ_x 作俯仰转弯,且 φ_x 较大,所以实用的框架安装取向仅四种。

当捷联式控制系统采用两个自由陀螺仪测量飞行器三个姿态角时,也因 φ_x 存在,其框架安装取向有一定的限制。如果采取机电方式在陀螺仪外框架上实现 φ_x ,则垂直陀螺仪、水平陀螺仪可能的安装方式仅各有两种(图 1-3)。

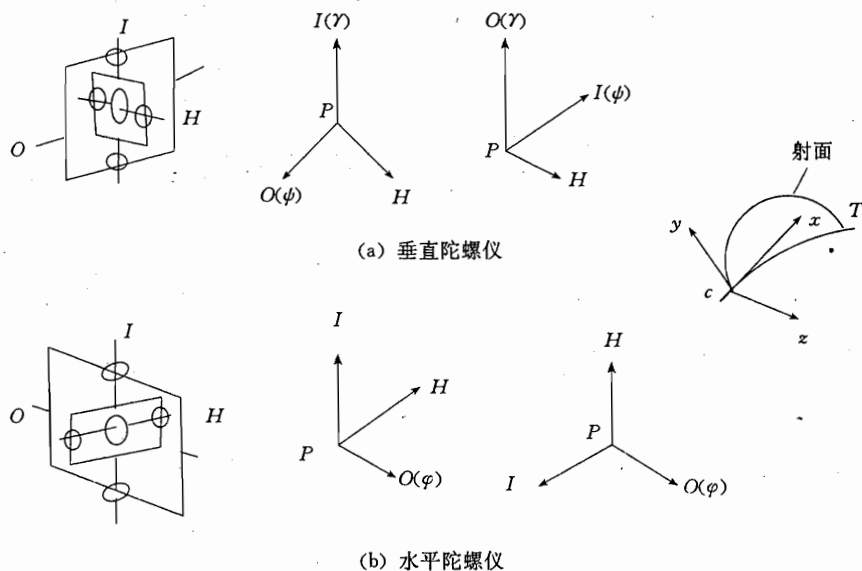


图 1-3 水平陀螺仪、垂直陀螺仪共同测量姿态角 φ, ψ, γ 的框架安装取向示意图

PH —陀螺转子矢量方向;

PI —陀螺内框轴指向;

PO —陀螺外框轴指向;

cxy —射面。

从图中看出,水平陀螺仪外框轴传感器测量俯仰角 φ ,垂直陀螺仪内、外框轴传感器测量偏航角 ψ 及滚动角 γ 。

5) 飞行器一般是相对各主轴的对称体,在飞行中有六自由度运动,实际运动状态偏离预计(标准)状态不大,因此,设计分析中可将质心运动轨迹分解为弹道平面内运动和垂直弹道平面内的横向运动的结果,由此产生的偏离目标点的导弹落点失准则分解为射面内的射程偏差、偏离射面的横向偏差(或称射向偏差)。同理,将绕质心运动^①分解为绕飞行器三个惯性主轴的角运动,因而姿态控制系统是三维控制,与之对应的有三个基本控制通道,分别对飞行器的俯仰轴、偏航轴、滚动轴进行控制和稳定。

6) 飞行器结构不可能完全刚性,飞行运动中存在壳体弹性变形,对于液体推进剂的大型弹(箭)还存在推进剂晃动。所以,飞行器是具有刚体、弹性体和晃动(对于液体推进剂的弹、箭)运动的动力学特性,姿态运动是刚体运动、弹性振动和晃动的综合结果。姿态控制的对象须视为进行刚体运动、弹性振动和晃动(液体推进剂的弹、箭)的飞行器,姿态控制系统保证飞行器在

① 绕质心运动也称做绕心运动。

干扰运动下的稳定。干扰运动是实际运动与标准运动之间广义坐标差别的运动。标准运动是飞行器壳体不变形,且其纵轴在每一时刻处于给定程序角相应的姿态位置。

飞行器运动的频谱很密,姿态控制系统的控制作用频段必须考虑飞行器动态特性来选取,满足飞行器运动的稳定性需要。

7)评定控制系统的精度和可靠性对于评价控制系统效能十分重要。但是,用以评定控制系统性能的弹(箭)飞行试验的次数有限,验前信息也有限,因此属于小概率事件或特小子样下的评定。由于控制系统特性变化和整机、元器件的失效以及控制对象受到的随机干扰的不定性,且系统的故障均是有限的孤立事件,为了简化分析,认为随机干扰、控制系统误差和失效均为正态分布。按照参数属于正态分布来鉴定制导精度、分析控制特性和可靠性。

1.2 弹道导弹、航天运载器控制系统发展概况

1.2.1 国外弹道导弹及航天运载器的发展简况

下面列举年表,简要看一下外国导弹(火箭)从研究到实际应用的过程。

1903年,俄国齐奥尔科夫斯基发表利用氢氧液体发动机火箭进入宇宙空间的文章,奠定了宇宙飞行的理论基础。

1926年3月16日,美国戈达德(R. H. Goddard)成功地发射了世界上第一枚液体火箭,射高100m。

1930年,美国成立“星际协会”(以后改称火箭协会)。

1932年,德国军械部正式开始政府性的火箭研究。冯·布劳恩博士为火箭研究的技术领导。

1933年,前苏联制成了第一枚液体火箭。

1936年,英国由A. D. Grow领导的军用火箭开发组织开始工作。

1938年,德国A-3火箭(V-2火箭的早期型号)飞行,飞行高度12km。

1942年7月,德国V-2(A-4)近程火箭首次飞行成功。火箭速度为5倍声速,高度85km。

1944年9月,德国V-2火箭投入使用,最大射程约320km,最大速度1600m/s。

1945年10月,美国西部航空团体(WAC)火箭首次试飞,飞行高度43.5km。

1946年4月,美国白沙 proving 靶场地面发射V-2火箭成功。

1953年8月,美国第一个导弹(“红石”)飞行成功,(射程320~480km)。

1954年6月,美国洲际导弹“宇宙神”开始研制。

1957年6月,“宇宙神”首次飞行失败,1957年12月17日第二次飞行试验成功。

1955年9月开始,美国空军、陆军、海军同时论证,研制弹道导弹,研制了多种型号导弹,见表1-1。

前苏联于1946~1949年仿制V-2导弹和改型,自行设计近程导弹P-2(射程590km)。

1950~1957年研制中远程导弹,以后相继研制远程、洲际导弹,见表1-2。

美苏两国在研制弹道导弹的同时,运用导弹的成果发展航天运载器。

1957年12月6日,美国第一次发射“先锋号”卫星失败。

1958年1月31日,美国第一颗人造地球卫星(“探险者一号”)发射成功。

1958年12月,美国发射世界上第一颗试验通讯卫星“斯科尔”,开始了卫星通讯试验阶段。1965年发射地球同步卫星“国际通讯卫星-1”,卫星通讯进入实用阶段。

1957年10月4日,前苏联首次发射人造地球卫星成功。

1961年4月12日,前苏联发射第一颗载人飞船“东方号”。

1969年7月16日,美国发射载人飞船“阿波罗”11号,2名宇航员登上月球。

1981年4月12日,美国航天飞机“哥伦比亚号”载人首次飞行。

表 1-1 美国研制和使用的弹道导弹名称及射程

导 弹	军 种		
	空 军	海 军	陆 军
近程导弹			红石 320~480km 潘兴 I 160~800km (固体推进剂)
中远程导弹	丘比特 C 2400~3500km 雷神 2400~3500km	丘比特 2400km 北极星 A1 2100km 北极星 A2 2800km 北极星 A3 4500km 海神 4800km 三叉戟 I(10 个弹头) 7400km (以上均为固体推进剂)	丘比特 2400km 潘兴 II 1800~ 2400km (固体推进剂)
洲际导弹	宇宙神 E 14000km 大力神 I 10000km 大力神 II 14000km 民兵 I (固体推进剂) 10200km 民兵 II (固体推进剂) 12000km 民兵 III (固体推进剂) 13000km MX(固体推进剂) 12000km 侏儒(固体推进剂) 11000km	三叉戟 II (20 个弹头) (固体推进剂) 11300km	

※表中未注明固体推进剂的导弹均为液体推进剂

表 1-2 前苏联研制和使用的几种主要弹道导弹名称及射程

导 弹	类		型	
	陆 基 战 略 导 弹		潜 地 战 略 导 弹	
中远程导弹	SS-20(固体推进剂)	5000km	SS-N-18(固体推进剂)	6500km
			SS-N-8(固体推进剂)	7800km
洲际导弹	SS-17	9500~10500km		
	SS-18	11300~17000km		
	SS-19	9650~10250km	SS-N-20(固体推进剂)	8300km
	SS-24	10000km(固体)	SS-N-23(液体推进剂)	8300km
	SS-25	10500km(固体)		

※表中未注明固体推进剂的导弹均为液体推进剂

1.2.2 控制系统发展过程

(1) 飞行控制系统的发展过程

控制系统的发展是导弹工程研制需求牵引的过程。它经历着包括研究、设计、生产和试验的研制过程以适应导弹工程的需要。国内外导弹(运载火箭)的发展史说明,控制系统是比较成熟但又是不断发展的技术领域。导弹(运载火箭)控制系统是个复杂的系统。它的发展不仅取决于控制理论的应用,也取决于电子工业、计算机技术、精密机械和原材料的发展水平。所以,控制系统是在继承已有研制成果并不断引用新技术的条件下而发展、更新,满足弹(箭)工程研制的需要。50多年来,控制系统及控制、制导、测试技术等的发展经历了艰难曲折的道路,从低级到高级,从简单到复杂,研制出高精度、高可靠、功能完善的控制系统和控制器件,构成了关联着导弹、航天运载器性能的不可缺少的重要系统。

在本世纪 30 年代,开始了火箭控制系统的研究,但是沿用了船舶和飞机的敏感器件。1912 年,MaxSchuler 教授设计了船舶导航用的三轴陀螺罗盘。后来,二自由度陀螺用作飞机定向敏感元件。由于这些系统的研制而提供的方案和元件,已用于第一个火箭姿态控制系统。

控制技术实际用于火箭飞行控制,最早是 1935 年春季美国人戈达德(R. H. Goddard)将陀螺仪用于火箭姿态控制,利用陀螺仪作为敏感元件,操纵燃气舵控制火箭垂直上升和飞行拐弯。第二次世界大战期间,德国的 V-2 火箭是第一个有完整控制系统的弹道式导弹。由敏感(测量)元件、中间装置和执行机构组成的控制系统不但控制导弹的飞行姿态,也控制导弹的射程,并且追求控制弹头落点的精度。从那时起,控制导弹落点精度曾采用过无线电雷达制导、惯性制导、惯性与无线电组合制导等方式。德国当时在惯性制导方面曾研制了捷联式制导方案和陀螺稳定平台制导方案。

捷联式制导方案(LEV-3 系统)所用的惯性器件是两个二自由度陀螺仪(垂直陀螺仪和水平陀螺仪)、一个摆式加速度计,并且安装在与弹体固连的底板上。其中垂直陀螺仪提供导弹偏航和滚动信息,水平陀螺仪的传感器电位计基座可按时间控制程序转动,并提供俯仰信息。陀螺仪漂移率约 $10^{\circ}/h$,加速度计精度是 10^{-3} 。LEV-3 系统的加速度积分装置是电解元件(Th. Buchhold 教授和 C. Wagner 设想并研制)。F. Muller 博士也研制了摆式积分陀螺加速度计。它同时完成加速度测量和积分,输出速度信息。平台制导方案的三轴陀螺稳定平台(SG-66)具有代替 LEV-3 系统的输出信号功能。平台上装有三个单自由度陀螺,三只加速度计,

平台直径 508mm,重量 45kg。三个陀螺作为平台三个轴的敏感元件,它输出测量信息并通过平台伺服回路控制平台框架转动,使平台台体各轴保持在初始方向上。虽然稳定平台 SG-66 曾成功的做过飞行试验,但因捷联式 LEV-3 系统研制周期短,所以首先用于 V-2 火箭上。

上述的 LEV-3 制导方案只解决了射程控制问题,而横向不进行控制,造成落点横向偏差很大。为此,应用了 H. Hoelzer 博士研制的无线电横偏校正系统,利用地面两台发射机发射无线电波制导导弹不偏离弹道射面。其发射机位于导弹发射台后方 10~16km。

以后一个时期的制导系统发展基本上按照两种惯性制导方案和无线电横偏校正方案的途径进行。由于无线电技术和惯性制导技术的飞速发展,惯性器件同无线电制导装置在很长时间内进行竞争,曾出现过多种形式的制导方案。因为惯性制导是自主式的,不像无线电那样易受干扰、对地面发射天线场地要求严格、作战使用不方便,所以惯性制导一直受到人们的重视和偏爱,得到了积极的发展。

第二次世界大战后,一大批德国科学家和工程师移居美国,为美国陆军的“红石”导弹从事元件和系统方面的研制工作。其中在惯性器件方面的一个技术突破是,采用气浮支承技术,研制出气浮陀螺,精度比 V-2 的陀螺仪高一个数量级。三框架陀螺稳定平台应用气浮陀螺和改进过的摆式积分陀螺加速度计(PIGA),精度得到提高。三框架陀螺稳定平台既用于导弹也拟用于运载器,但由于运载器要求绕所有三个框架自由度都比导弹的大,所以发展了外框架结构陀螺稳定平台。与此同时,美国麻省理工学院(MIT)以德雷柏(Charles Stark Draper)为首的科学家研究了液浮支承技术,研制出液浮陀螺的导弹和潜艇惯性导航系统。

美国利用 V-2 做了 67 次飞行试验。通过试验和研究,突破了陀螺空气轴承、液浮轴承关键,沿着三轴陀螺稳定平台方案发展制导系统。

在研制较高精度惯性器件过程中,研究设计了更高精度的制导方案。Th. Buchhold 教授决定采用类似 V-2 导弹的制导指令,把导弹约束在它的标准弹道上(后来取名为“Delta 最小制导方案”—The Delta Minimum Inertial Guidance Scheme),对于推力终止,使用改进 V-2 的关机条件来关机。对于横向制导,设计成一个致零系统,用横向速度和横向位移信息作为偏航控制通道的附加输入信号,即通过偏航控制改变导弹质心运动的轨迹,将导弹导引至射面内。

电子计算机是科技与工业竞争的产物,同时也促进了航天技术的发展。1946 年世界上第一台电子计算机在美国出现,记忆数不过 20 位,每秒仅能进行加法运算 5000 次或乘法运算 400 次,而全机重达 3t,占地 170m²。以后,计算机以惊人的速度发展,到 50 年代后期,数字计算机不仅在地面扩大应用,而且有条件装在导弹上使用。这样,就为导弹的制导和导航功能计算由数字计算机完成提供了条件,且计算误差可以忽略不计。因而研究了迭代的轨道自适应制导模型,形成迭代制导方案。美国土星运载火箭,为了推进剂的经济利用,选用了迭代的轨道自适应制导模型,将飞行器沿着推进剂消耗最小的轨道飞行。

前苏联的导弹制导系统,开始是捷联式制导方案。P-2 导弹制导系统与 LEV-3 加上无线电横偏校正系统的方案相同,以后的导弹制导系统采用了三轴陀螺稳定平台制导方案。

制导方案的发展、完善使制导精度不断提高。由于有了精确制导系统,导弹射击精度提高了两个数量级。表 1-3 列举了美苏主要弹道式导弹的精度。

导弹飞行控制系统由于工程实现和制导方案特点而将导航和制导系统融为一体,即包含了导航功能制导系统。因此,早期导弹飞行控制系统则指制导与姿态控制系统及其相关的电子

综合系统。

姿态控制系统的对象是飞行器。利用敏感装置、中间装置和执行机构形成控制回路,与飞行器一起形成闭路姿态控制系统。早期弹道导弹的动力学特性比较简单,受控火箭是气动静稳定的,且可将火箭视为刚体。因此,采用单回路控制方式能够完成火箭姿态控制功能。利用陀螺仪、中间装置和舵机—燃气舵组成连续式单回路姿态控制系统。

到 1940 年,为了控制回路稳定,火箭的姿态控制系统都采用舵的位置反馈,并要求有一个速率陀螺提供姿态角变化率。而为了获得姿态稳定所需要的角速度,利用机械装置来稳定舵的速度回路的企图都一一失败了。但是,速率陀螺易引起大的振荡而曾出现过一些问题。为此,H. Hoelzer 博士利用对陀螺姿态角信号进行微分的无源电气网络得到与角速度和角加速度成比例的信号,从而使上述问题得到解决,导致取消了速率陀螺的应用。所以,在较长一段时间里,连续式单回路姿态控制系统成为近程导弹的主要控制形式。两个二自由度陀螺仪测量导弹绕三个惯性主轴转动的姿态角并给出角运动信号,信号送入中间装置、经连续式校正网络形成控制律信号,然后变换成作动控制指令,控制舵机带动燃气舵偏转从而产生控制力。控制力作用于导弹弹体,改变导弹姿态,完成姿态控制和稳定。

表 1-3 80 年代美苏战略导弹制导性能

国别	项 目					
	导弹型号	射程	射击精度 CEP(m)	弹头数 (个)	制导方式	备 注
美 国	民兵 III	洲际	185	3	陀螺稳定平台 计算机惯性制导	有末助推控制
	大力神 II	洲际	1000	1	同上	
	MX	洲际	90	10	浮球平台 计算机惯性制导	有末助推控制
	北极星 A-3	中程	1500	1	陀螺稳定平台 计算机惯性制导	
	海神	远程	560	10~14	同上	有末助推控制
	三叉戟 II	洲际	340	20	星光、陀螺稳定平台 计算机组合制导	同上
前 苏 联	SS-18	洲际	425	8~14	陀螺稳定平台、 计算机惯性制导	同上
	SS-19	洲际	450	6	同上	同上
	SS-N-8	洲际	560	1	星光、陀螺稳定平台 计算机组合制导	同上
	SS-N-18	远程	560	3~7	同上	同上

后来,美国陆军的导弹飞行试验招致失败。从分析飞行数据得出,原因是控制用的加速度

计敏感了导弹的振动,因为没有将控制信号中的振动频率滤掉,所以使控制回路饱和而导致失控;弹体推进剂晃动造成了“丘比特”导弹试验失败。由于晃动没有受到充分抑制,引起晃动激励力作用而难以稳定控制。相隔许多年的两种影响控制稳定性的因素,都要求对控制回路的频率与振动、晃动及弯曲振型间的可能相互作用进行全面研究,并设计有可能抑制掉不希望的控制输入信号的滤波器。

采用微分网络来保证导弹(运载火箭)刚体运动、晃动和弹性振动的控制稳定性,实际上有一定困难。所以又在“土星”运载火箭和其它较大型导弹上应用速率陀螺。其重要原因之一是,弯曲振型的波节可能在陀螺稳定平台的安装位置上或附近,使弯曲振型的频率信息在微分网络得到放大。因此将校正网络的主要微分作用由速率陀螺代替,以保证获得干净的姿态信号。

随着弹道导弹射程的增大和航天运载器运载能力的提高,飞行器动力学特性变得越来越复杂。因而采用姿态角、姿态角速度和其它姿态运动测量信息作为控制回路输入量,形成多回路姿态控制系统。同时,由于增大控制力的需要,燃气舵已不能适应这样的要求,所以,为实现俯仰和偏航控制不得不摆动发动机。为达到摆动发动机的大转矩、大功率的要求,研制了液压执行机构,实现液压伺服的推力矢量控制装置。

数字计算机的发展及提供控制系统应用,使姿态控制系统灵活,硬件组成简单。因此,数字式姿态控制系统越来越多地被采用,弹(箭)载计算机代替了模拟式变换放大器。

在40年代初期,对于控制系统的稳定性分析,只有很简单的方法可用,后来发展的也只限于线性系统的方法。导弹控制用的实物元件和系统均具有非线性特点,还有在火箭动力飞行期间,火箭的力矩方程和力的方程的系数以及伺服机构的负载,都在较宽的范围内变化。所以,姿态控制系统必须进行地面仿真试验。

仿真试验技术是控制系统研制、发展不可缺少的手段。控制系统是复杂系统,利用仿真试验以检验控制系统方案设计和参数选择的正确性,保证导弹(运载火箭)飞行可靠。仿真技术所遵循的原则是相似原理,即采用几何相似、性能相似、环境相似,达到仿真试验的保真度。数学仿真、半实物仿真是控制系统研制过程中所采用的主要仿真方式。但是在火箭研制历史的早期阶段,仿真试验手段简陋,仿真范围仅限于姿态控制系统。二次世界大战后的几年中,仿真用的解析工具是交流模拟电子计算机,利用复合凸轮时间函数产生器来仿真火箭动力学方程时变系数和控制回路时变参数。以后直流模拟计算机投放市场,模拟机直流放大器漂移小,具有更佳使用性能。由于仿真试验采用模拟计算机作解析工具,所以通常称作模拟(式)仿真。随着电子技术、计算机技术的发展,60年代将数字计算机用于仿真领域,采用模拟计算机与数字计算机混合作为仿真解析工具,因而称做数字—模拟混合仿真。后来,逐步扩大数字计算机在仿真领域的应用,发展成为数字仿真。至今,数字仿真技术不断发展,实时、超实时数字仿真技术已在航天领域应用。

载人航天运载器特别是载人航天飞机是迄今导航、制导和姿态控制系统最为复杂的系统。它在组成、完成功能和采用新技术方面远比导弹、运载火箭庞大、繁多、性能高。控制系统研制的重点是可靠性、准确性和适应性。因此,系统结构布局采取惯性、天文和无线电组成组合导航系统,满足航天飞机的上升段、在轨段和返回再入段及机场着陆的导航要求。制导系统依靠导航系统提供的飞行状态量、时间序列信息,利用计算机生成制导律,实现推力矢量调节、推力终止控制,完成飞行轨道机动、轨道状态保持,准确交会空间站和安全飞行返场着陆。姿态控制系统对飞行器飞行中的变参数多模态及各种控制功能要求,采用自动模式和自动—手动混合模

式进行姿态控制和姿态保持。姿态控制系统的信息来自三处：导航系统输出的姿态信息和姿态敏感测量元件的信息、制导系统输出的进行变轨机动(或轨道保持)的导引信息、宇航员的手动操作指令。所以，其飞行控制系统是完成各飞行段导航、制导和姿态控制任务的高可靠的人机协调控制系统。为了保证飞行器安全可靠，避免故障—危险情况，飞行控制系统按故障—工作、故障—安全准则组成冗余结构和冗余管理。

图 1—4 是天地往返运输系统(航天飞机)飞行控制系统原理框图。从图中不难看出，整个系统采用多种导航方式的系统冗余。如以中等精度惯性测量组合与计算机构成基本导航系统，辅以星光跟踪的天文导航系统，用以修正由于惯性导航系统的长时间工作带来的较大误差，而为了防止星跟踪器不可靠，又利用人工光学瞄准具定时地校正星跟踪器，如宇航员在睡前和起床

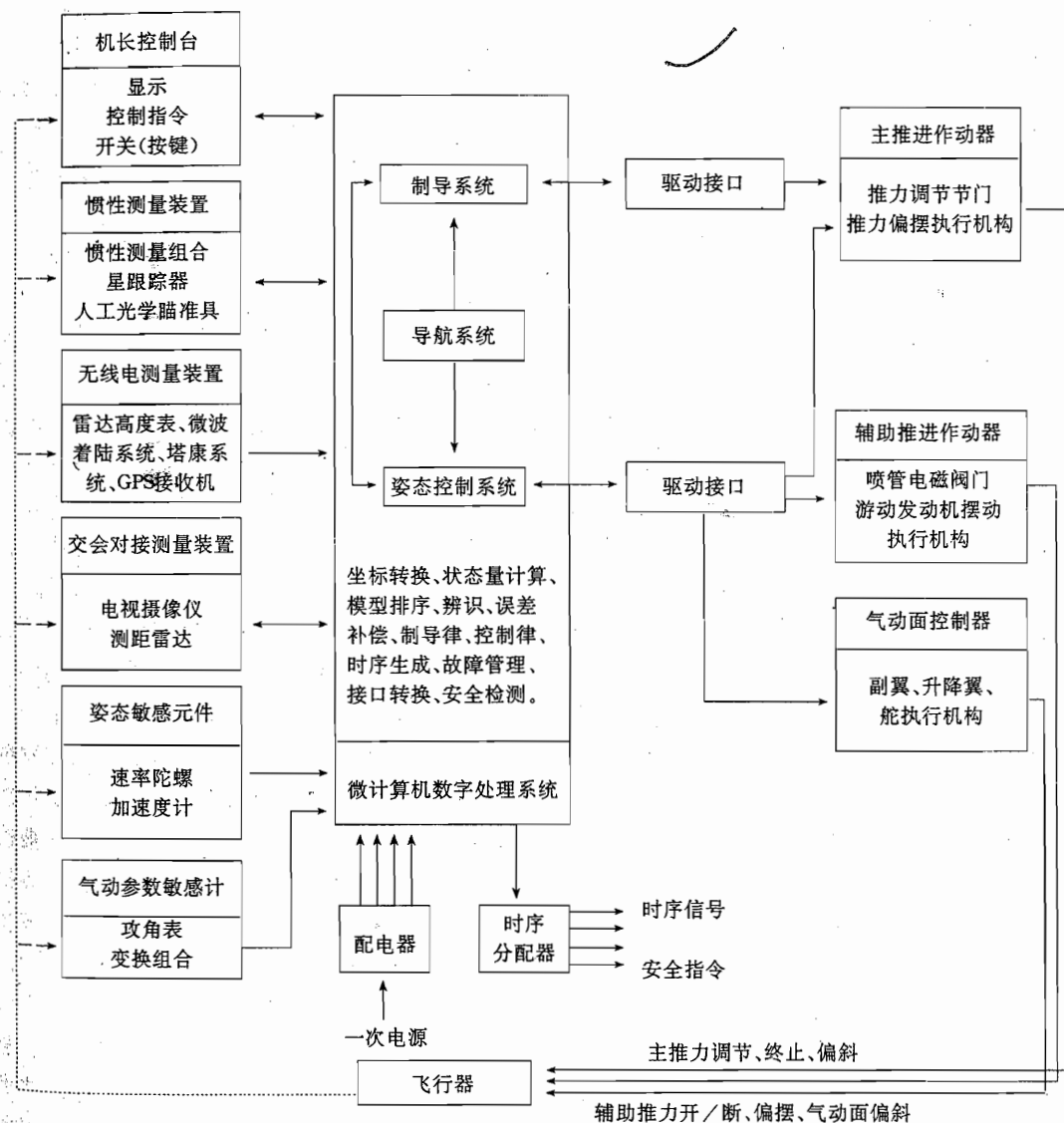


图 1—4 航天飞机多余度系统组成框图

后利用光学瞄准具跟踪星座，与星跟踪器的测量结果进行对比，保证星跟踪器测量参数的可信

度。除不同系统冗余外,许多单机也采用重复结构形式。如导航系统的二—四冗余结构,即利用两套星跟踪器、三套惯性测量组合、四台计算机构成冗余式导航系统。

图 1—4 中的姿态控制系统是多输入量、多输出量的多回路人一机混合数字控制系统。机载计算机是飞行控制系统的核心,它接收来自敏感测量元件的信息和宇航员手动控制器的指令,经软件处理形成制导律、控制律和安全信息以及显示量,输出控制指令和显示信息。多台计算机构成了冗余计算机系统,它们按比较监控和自监控的方式相结合来实现多台计算机并行运行、备份及系统管理,以达到计算机系统高可靠性。

(2) 测试发射控制系统的发展过程

测试发射控制系统是控制系统的一个分系统,是保证导弹(运载火箭)系统发射性能的重要支撑部分之一。导弹(运载火箭)在总装配、存储待命和发射飞行之前,必须对飞行控制系统作严格的系统检测,保证可靠、安全地操纵弹(箭)发射。一般情况下,任务确定之后,测试发射控制系统与被检测监控对象——弹(箭)上系统是同时研制。由于受到后者组成情况、性能测试要求及监控状态等需求牵引的影响,因而测试发射控制系统的方案确定往往滞后于飞行控制系统。所以,测试发射控制系统的发展与飞行控制系统密切相关,同时也受到电子工业发展水平的制约。

研制任何一种导弹(运载火箭)时都会对测试发射控制系统提出这样的要求:检验一致性、快速性、信息量大,远距离监控及可靠性;系统的通用性,即工厂的测试与阵地的测试是一种还是两种设备。早期的测试发射控制系统由于技术、工业水平的条件局限性,很难在准确性、稳定性、大信息量、自动化监控等方面兼顾。随着电子技术、计算机技术、自动控制技术的发展,自动化测试发射控制技术得到了应用、发展。测试发射控制系统经历了从低级的手动测试、发射控制为主,逐步地发展为先进的自动化测试发射控制系统。从其发展过程来看,大致可分四代。

本世纪 50 年代初期,研制导弹的主要目的是解决战略导弹的有无问题。因而飞行控制系统相对以后发展的导弹来说,性能较低、组成较简单、功能局限,对发射反应快速性要求不迫切。由于当时受到电子工业条件及计算机技术水平的限制,测试发射控制系统采用手动方式测试操作,主要是对飞行控制系统进行静态性能测量。随着宇航技术和科学技术的发展,对测试要求的项目日益增多、范围扩大,对测试速度、精度、可靠性都提出了高要求,手动测试发控已不能适应要求。所以,测试发射控制系统由手动发展成为半自动方式。将计算机应用于检测系统,改变了第一代的由程序控制器控制按顺序测试的手动测试方法。它属于第二代测试发控技术。第三代测试发射控制系统的特点是:采用计算机技术、自动控制技术和半导体技术的新成就,测试设备和发射控制设备在数字化、模块化和多功能方面有相当大的进展。用较简单的硬件和完善的软件实现被检测系统和发射控制的宽广要求。测试数据采集器由快速采样测试装置代替,测试数据送至计算机处理和分析,系统能自动进行显示、记录;在系统接口/开关功能中,可编程接口装置提供了被测系统到测试系统的简化连接;测试中应用计算机完成激励信号源的作用,由计算机本身产生为检测所需要的标准和非标准信号,因而取消了单独设置的激励装置;系统有自动校验和自检程序。因此这种系统具有功能全、精度高、速度快、重复性好、操作使用较简单等优点,但系统较庞大、复杂、成本高。第四代测试发控系统的特点是采用计算机体系结构和软件的发展。它是计算机技术与通信技术及人工智能技术的产物。分布式计算机网络测试发射控制系统,将测试与发射控制功能进一步一体化;测试专用语言的发展应用,方便测试系统程序的编制;专家系统发展应用,提高了测试发射控制系统智能化水平和自动决策能力。

50年代末,美国空军、海军投资开始了自动测试系统和设备的研制,在导弹测试发射控制系统的自动化及多功能上取得了较大进展。其中有代表性的是“民兵”导弹、“海神”导弹测试发射控制系统。现以“民兵”导弹为背景简单介绍第三代测试发射控制系统的功能。“民兵”导弹是远距离测试监视、发射控制,是两级测试监控系统。系统的设计特点是将作战和训练使用的设备结合起来,即研制的测试发射控制系统既能用于导弹地下井实用,也能提供在靶场训练作战人员使用。“民兵”导弹阵地的布局是:发射控制中心和发射点(井)构成两级测试发射控制网。中心是作战监视、远距离控制、发射导弹的有人监控阵地,监控 50 个发射点。发射点是遥控的、无人的地下井,被测导弹置于地下井。控制和监视系统在发射控制中心产生各种指令并通过数字数据机柜(图 1—5)将各种指令传送到发射点去。各种指令功能包括发射、禁止发射、测试、目标选择和校准。各种状态功能包括发射点电源、环境、安全、制导和控制设备、程序设备、敏感指令网络设备和某些导弹和弹头安全功能。这些状态功能信息在发射控制中心的发射控制台上显示。发射点的电子设备根据来自发射控制中心的指令进行自检及测试,并将自检及测试数据连续地传送到中心。各种指令信息和讯问信息都由发射控制中心内的相应控制台进行控制。这些信息被编码并由无线电或电缆送至发射点,发射点接收这些信息,将信息解码并送给弹载计算机。然后,弹载计算机对指令产生相应的响应,形成检测或控制执行指令。由于采用弹载计算机测试体制,所以,弹载计算机与地面信号数据转换组合共同工作,建立工作状态和控制功能。根据弹载计算机的指令,控制地面火工品和第一级点火。当弹载计算机发生故障时,使辅助记录器(属于地面电子设备)工作,并将危险状态信息和安全信息送至发射控制中心。发射控制中心根据详细的状态信息进行决策,判断故障设备并对主要部件实行故障隔离。

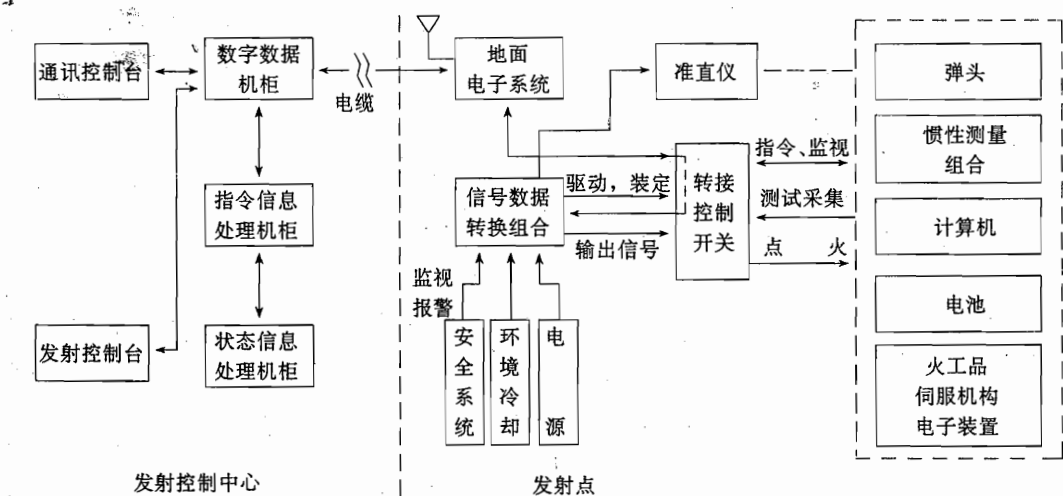


图 1—5 “民兵”导弹测试发射控制系统功能框图

信号数据转换组合是地面系统的关键电子设备。除了与弹载计算机共同工作,在发射点内建立工作状态之外,还进行对弹载计算机的启动、存入数据、计算状态和非计算状态的控制,监视弹头保险装置和导弹火工品保险—解除保险装置的状态。当出现反常情况,则采取顺序断电的安全控制。

“海神”导弹测试发射控制系统也属于第三代技术,但在计算机技术、信息技术应用上有新

的发展。整个系统是计算机网络,由两级处理机的测试和数据收集系统以及 100 多个前置站组成,可完成海岸基地的从基本的电子组件到飞行体系的整个系统的全部测试,能快速分析和分送结果。该系统是 60 年代研制应用的功能较强的综合测试系统,从而提高了“海神”导弹的效能。

第四代测试发射控制系统发展的标志是测试发射控制系统与作战指挥控制系统紧密结合并且成为其重要组成部分。指挥控制系统是指挥、控制、通信和情报一体化系统(C³I——Command, Control, Communications and Information in a military context),它的主要功能包括情报收集、数据处理、显示控制、发射远控、系统监测和通信。典型的指挥控制系统任务是接收来自上级指挥系统的情报和命令信息,收集、处理有关目标的信息,制定火力计划,监控各分系统的战备状态和工作状态,综合显示作战形势,计算射击诸元数据,提供操作人员与武器系统之间的人机通信界面,保障情报、命令和测试、控制信息的传送。由于导弹武器作战控制所要求的数据处理显示任务的实时、准确和复杂性,必须依靠高度自动化的系统才能完成。

C³I 系统是第四代测试发射控制技术与信息技术、作战指挥密切结合的高度一体化的实战指挥控制系统,可用于各类型导弹武器。

1.3 中国弹(箭)控制系统的研制

导弹武器的主要战术技术要求是:射程、命中精度、弹头威力、反应时间、发射生存能力、使用环境及可靠性等。指标中除弹头部分外均与控制系统有关,控制系统研制的主要目标是全面满足有关指标的要求。

1.3.1 早期的控制系统

中国研制的第一种液体导弹是近程导弹。射程控制采用惯性捷联式制导系统,横向控制采用无线电横偏校正系统。这种制导方式是从第二次世界大战中 V-2 导弹制导系统发展来的。

在弹上沿弹体纵轴捷联安装一只摆式加速度计,在飞行中敏感导弹纵向视加速度(除地球引力外,所有外力引起的加速度),经电解积分仪对视加速度积分后得到视速度。在没有干扰的情况下,当实际飞行的导弹视速度值与事先按预定射程计算并装定的视速度值相等时,则发出关闭发动机的指令,可以达到控制射程的目的。但是,当有干扰作用时,按视加速度关闭发动机就会造成射程偏差。为此,对力作用型的干扰如发动机推力偏差、起飞重量偏差等的影响采取补偿措施,即在关机方程中引入一个与时间成比例的补偿量,以提高导弹落点精度。

制导关机方程

$$J = W_{x1} - Kg_0t \quad (1-1)$$

式中 J ——控制射程的视速度关机量;

W_{x1} ——导弹纵向加速度计测量的视加速度积分值;

g_0 ——地面重力加速度;

t ——导弹实际飞行时间;

Kg_{ot} ——补偿量。

补偿系数 K 是常值,是根据多发导弹的偏差量进行统计得出的。

姿态控制系统采用角位置信号与微分校正网络,经变换形成控制指令,操纵舵机—燃气舵产生控制力,完成姿态控制与稳定。由两个二自由度陀螺仪、变换放大器和舵机—燃气舵组成单控制回路,而控制信号经变换放大器分成四路操纵四个舵机,实现俯仰、偏航和滚动的三个通道的姿态控制与稳定。弹道程序角由程序装置产生程序信号在水平陀螺仪外轴上机械机构实现。飞行控制系统框图示于图 1—6。

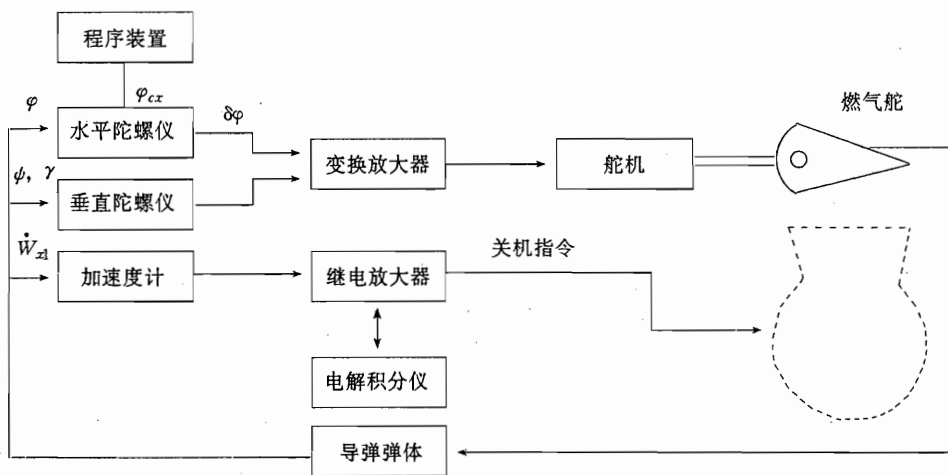


图 1—6 射程控制、导弹姿态控制的系统框图

$\delta\varphi$ ——俯仰角与飞程序角之差；

ψ ——偏航角；

γ ——滚动角；

$\dot{W}_{x1}$ ——纵向加速度。

控制发动机关机仅能控制射程,完成纵向制导,对于保证落点精度是不够的,因而须另加横偏控制。当时,采用无线电横偏校正系统与姿态控制相结合的方式实现导弹横向偏差的控制。

无线电横偏校正系统的原理示意图如图 1—7。发射机位于导弹发射台后方 20km 处,两台八木天线对称地安置在射面两边各 50m 的地方,发射机交替地对天线馈电,彼此相移 90° 或四分之一波长。这样就形成了作用距离很远的对称空间辐射波束。两波束交叉恰在射面上,且场强相等(称为等信号面)。当导弹在射面内飞行时,弹上接收机因为收到两个相等信号而无姿态控制信号输出。然而当导弹偏离射面飞行时,接收机则敏感到与偏离射面 ϵ 角成比例的信号,并将接收到的信号变换为与弹体偏离等信号面的方位角及方位角速度成比例的电压,此电压经校正网络送至姿态控制系统的偏航控制通道,然后控制导弹飞回射面。由于地面发射机发射的是两个不同调制频率信号,所以能使弹上接收机分辨出 ϵ 符号,因而能确定导弹偏左还是偏右于射面。

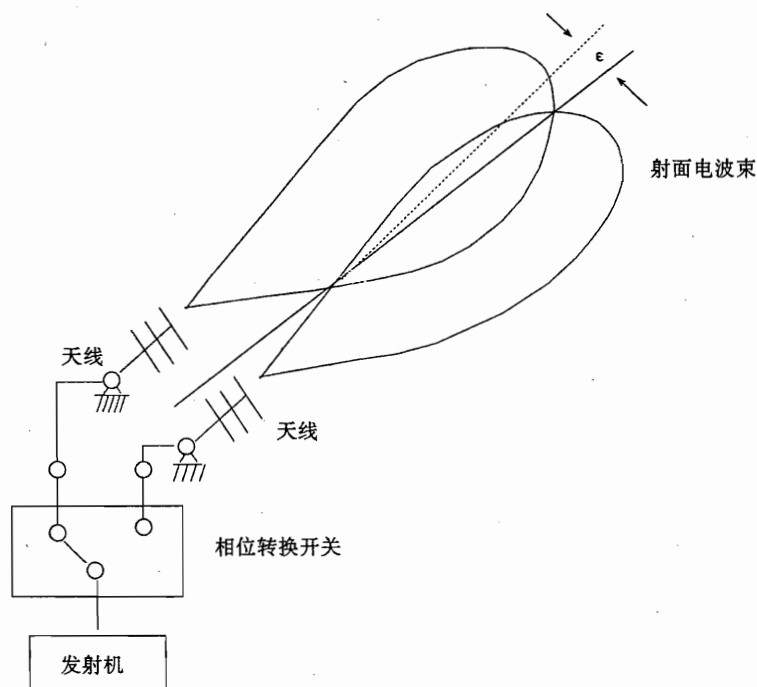


图 1-7 无线电横偏校正示意图

无线电横偏校正系统实现对导弹飞行的横向控制，虽然有较高精度，但不宜实战使用。

以后，发展惯性制导系统，横偏控制不采用无线电方式，而采用横向导引来控制落点横向偏差。考虑到中近程导弹落点的横向偏差主要是导弹的横向速度所造成。如果利用导弹横向运动速度作为控制信号，构成闭合控制回路，使接近关机点时横向速度最小，则可以达到控制横向落点偏差最小。为了获得导弹的横向速度，采用捷联式坐标转换测速方式或将加速度计安装在垂直陀螺仪外框架上，能够测量导弹横向加速度。

捷联式坐标转换横向控制信号的测量方程

$$\ddot{Z} \approx -\dot{W}_{x1}\phi + \dot{W}_{z1} \quad (1-2)$$

式中 $\ddot{Z} = \ddot{V}_z$ ——导弹飞行在惯性坐标系的横向加速度；

$\dot{W}_{x1}, \dot{W}_{z1}$ ——导弹上纵向、横向加速度计测得的视加速度。

按式(1-2)将加速度计的视加速度量测量 $\dot{W}_{x1}, \dot{W}_{z1}$ 和陀螺仪的偏航角 ϕ 量测量，经过简单运算装置的求解就可得到导弹横向速度。以横向速度作为闭路导引信号，通过姿态控制系统的偏航通道实现横偏控制，其编排框图如图 1-8 所示。

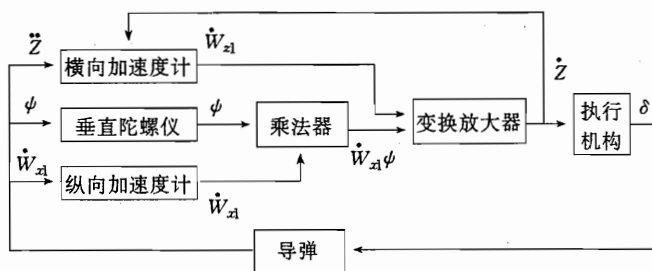


图 1-8 坐标转换横向导引编排框图

对于射程控制，式(1-1)的单

补偿制导方案对于力矩型干扰如风吹,发动机推力偏斜、推力轴线横移等造成的射程偏差,补偿效果甚小。为了弥补这种不足,在单补偿方案的基础上,于关机方程中增加了补偿力矩型干扰的内容,称为双补偿方案。实现这个方案,只需在纵向加速度计中增绕补偿力矩型干扰的线圈,另外增加一个法向加速度计。图 1-9 是双补偿射程控制的编排框图。

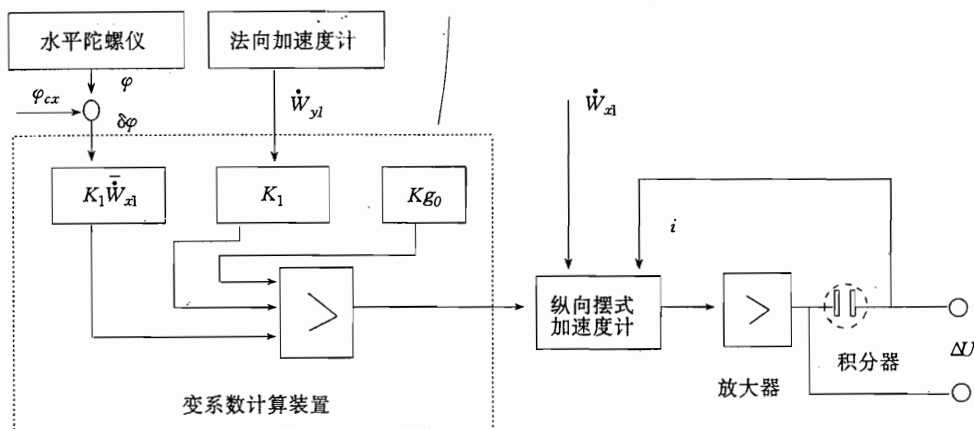


图 1-9 双补偿捷联制导方案编排框图

K_1 ——时变系数； Kg_0 ——常值系数；

$\dot{W}_{y1}$ ——导弹上法向加速度计测得的视加速度； i ——反馈电流。

以电解元件作积分器的电解积分器和有关的变系数装置能够实现射程控制。电解元件是氯化银电池,导弹飞行前按与预计关机量时间微分值相对应的电流对电解元件充电,电极上积累的电荷与装定值对应。导弹飞行中,加速度计的反馈电流以相反方向流经电解元件,当装定电荷被电解完毕时,产生一跃升电压 ΔU ,此电压信号经放大电路输出出去控制发动机关机。

测试发射控制系统的测试和发射点火控制以手动方式为主。但是,测试、发控设备的装车环境条件得到改善,满足了实用性要求。

1.3.2 中期的控制系统

1)在制导系统方面进一步发展补偿式制导方案。利用“变参数线性系统外干扰完全补偿”理论,研制了更为完善的捷联补偿制导方案。这种补偿方案采用以陀螺积分仪为测速器件并完成补偿量综合,时变系数由解算装置生成,整套制导装置实现制导关机量控制,提高了制导精度。

横向控制仍然采用导弹横向速度作为闭路导引信号,但是,获取横向加速度 V_z 的方式则由装在垂直陀螺仪上的横向加速度计完成,因此不需坐标转换的解算,系统变得简单,可靠。

在姿态控制系统方面,为适应弹体长细比增大产生弹性振动对姿态控制稳定性的影响,首次采用了速率陀螺仪信号参与控制的双回路姿态控制系统(图 1-10)。

图中的变换放大器采用当时技术上先进的晶体管作前置放大与磁放大器作功率放大的混合电路,代替了早期控制系统的电子管放大器。经过使用表明,它结构牢靠,性能稳定。

执行机构仍为舵机—燃气舵,但姿态控制系统设计中考虑了燃气舵烧蚀对控制力变化的影响,因而采取时间程序改变燃气舵反馈系数的方案,提高了姿态控制系统对不同飞行时间的

适应能力。

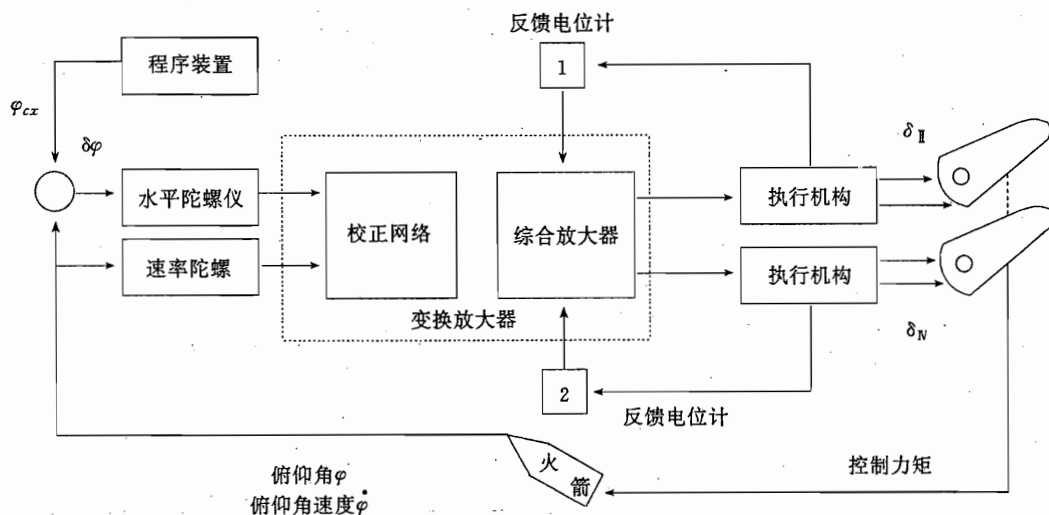


图 1-10 双回路控制框图(俯仰通道)

δ_I, δ_N ——舵 I、舵 N 的偏角。

实现飞行控制系统的电子设备,按照合理划分功能界面、线路匹配接口,减少了装弹控制装置的数量和重量,同时提高了可靠性和电磁兼容性。

测试发射控制系统为半自动化测试、手动发射控制方式。线路采用了连锁严密、可靠性高的开关继电器控制线路,全晶体管化的电子计数、测时、测频以及数字式装定关机量、闭路修正陀螺仪的定向对准等。

2)其后,为适应两级火箭对制导、姿态控制及测试发射控制的要求,飞行控制系统及测试发射控制系统进一步改进、完善方案和采取新的技术途径,增大了控制系统功能,提高了性能。

两级火箭的长细比更大,弹性振动及液体推进剂晃动的影响必须综合考虑,同时飞行时间长,干扰量增多,因而控制系统设计难度加大。

补偿式制导方案进一步完善,采用捷联式全补偿,并引入横向导引和法向导引的制导系统,从而使制导方法误差更小。惯性器件采用静压气浮的陀螺仪和积分陀螺加速度计,因而由此造成的制导工具误差减小。制导系统的关机方程、导引方程、制导过程量的存取及补偿量变系数的设置均由弹(箭)载计算装置实现,并发出制导指令,控制射程和横向偏差。

姿态控制系统针对两级火箭的刚体运动、弹性振动、晃动及一、二级分离干扰对二级起控稳定性等影响,采取角位置陀螺、速率陀螺并在校正网络中运用相位稳定、幅值稳定及变参数方法实现姿态控制的静、动态特性,满足了姿态控制性能要求。

测试发射控制系统采用数字化、自动化及晶体管线路,完成对飞行控制系统的测试,以显示和打印的方式记录测试参数及结果,通过发射控制台操纵火箭点火发射。

利用这种控制系统于 1970 年 4 月成功地发射了“长征”运载火箭系列(图 1-11)中的 CZ-1 火箭,首次将我国第一颗人造地球卫星“东方红”1 号送入太空。

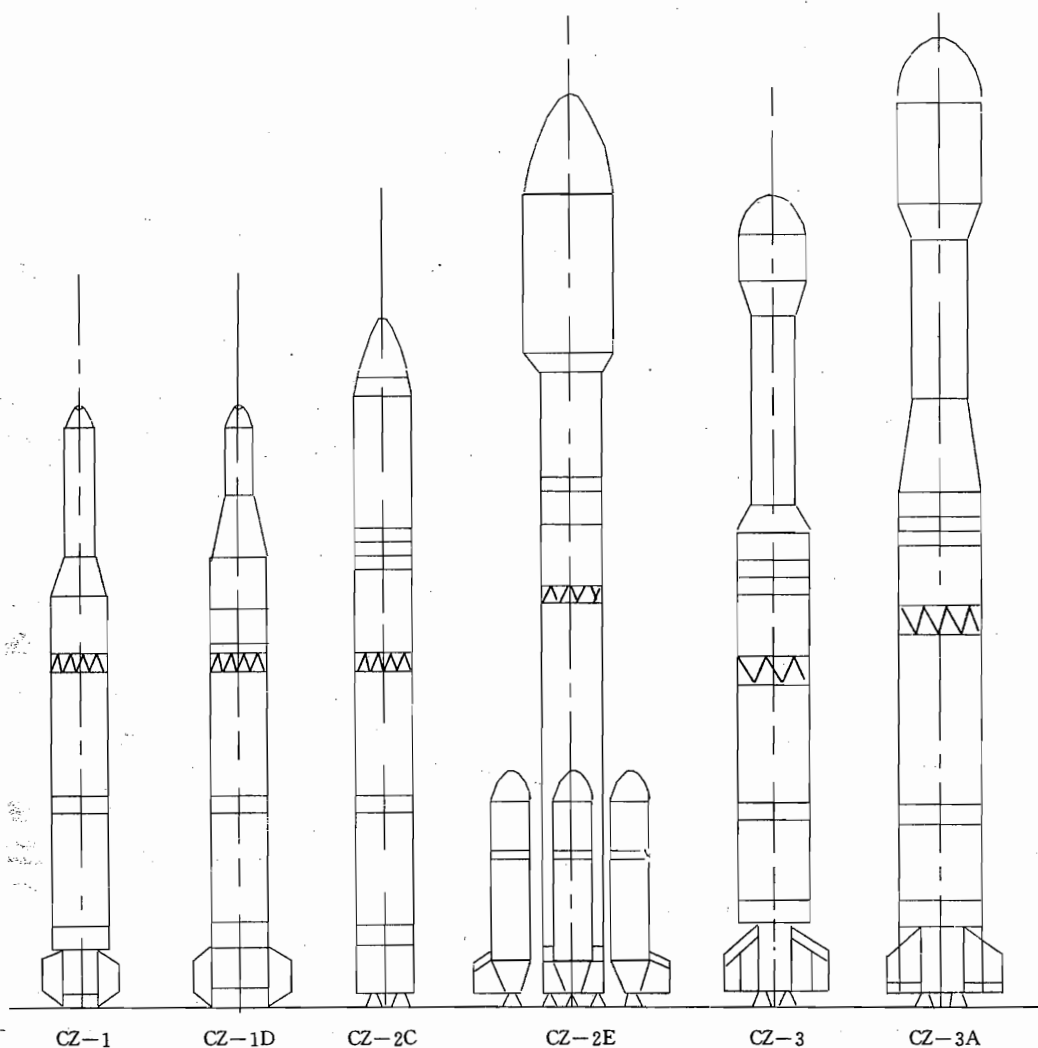


图 1-11 “长征”运载火箭系列图谱

3)为满足导弹射程及大型运载火箭发展的需要,控制系统在以前成果基础上作了大的改进并采取某些新的技术,提高了性能。

制导系统采用平台—计算机惯性制导方案。它能直接建立惯性坐标系参照基准,不需要导航状态量坐标转换,可以减轻对弹(箭)载计算机的要求;在制导方程中不出现姿态角,因而不需要高精度姿态角传感器。陀螺稳定平台能改善加速度计和陀螺仪的动态环境,隔离弹(箭)体振动、摇摆的影响,有利于提高惯性器件使用精度。

为配合当时国产弹载计算机的研制水平,制导律采取常系数积分型的关机方程和导引方程并在关机方程中引入了时间补偿项,消除关机时间变化对射程控制的影响,同时引入了反映弹道倾角偏差的法向导引和反映横向偏差的横向导引。采用这些方法后,用一个中等速度、小容量数字增量型的专用弹载计算机就能完成制导高精度复杂运算。

陀螺稳定平台是以气浮技术为基础的三轴静压气浮平台。平台台体上的三个加速度计量测量为制导提供信息,平台框架三个轴端各安装一个测量姿态的传感器,将传感器信号处理后

分别输出俯仰角偏差、偏航角和滚动角,送至姿态控制系统。

姿态控制系统面对动力学特性复杂的被控对象,在沿用连续式控制体制下,采取了多回路姿态控制方案。控制回路中的变换放大器电路先后采用微膜组件、薄膜组件和集成运算放大器、无源校正网络和有源校正网络。执行机构为推力矢量控制和姿控游动发动机,分别由功率不同的伺服机构摆动主发动机推力室和摆动游动发动机产生较大控制力。

弹(箭)控制装置近 30 台件,连接的导线(缆)长达万余米。电子综合系统针对状态参数测量、信号变换及传输、指令生成、作动、时序配电等电、液压和气的功能特点,在工程实现上采取了硬件合理布局、功能界面相对独立、信号线、控制线及供电线分布有序,利用消源、断径、增抗等措施解决电磁兼容性以及采用冗余技术提高了可靠性。

测试发射控制系统为弹载计算机测试、地面发射控制并引入了监控功能。该系统能完成自动转换、装定、校验,静、动态测试检查等内容。在测试方法、功能、速度、故障诊断和抗干扰等方面均有较大发展,并将测试数据和状态信息送向指挥控制中心。

1.3.3 后期的控制系统

随着信息技术的发展和计算机的扩大应用,控制系统研制的重点在于飞行控制系统数字化、机动导弹控制系统及以计算机为核心的测试发射控制系统,并致力于提高控制系统可靠性、精度和飞行控制装置轻小型化。

研制了新型的平台-计算机制导系统。静压液浮陀螺稳定平台直接输出数字脉冲的加速度、姿态角测量,在计算机中实时计算出显式飞行状态量提供制导和姿态控制。采用显式制导和高精度陀螺稳定平台,使制导方法误差和工具误差减小,提高了制导精度。

姿态控制系统采用数字控制技术,计算机作为中间装置,实施多回路控制信号综合和校正网络计算,按姿态控制律生成的控制指令经数/模转换、分配送至推力矢量控制系统及姿态控制喷管组,完成多种飞行姿态的控制和稳定。

推力矢量控制系统包括伺服机构和可摆动的发动机推力室(尾喷管)两个主要部分。伺服机构采取作动器活塞机械位置反馈技术和双向摆动技术,产生俯仰、偏航、滚动控制力。为了不同飞行段姿态控制的需要,也采用姿控喷管提供脉冲式控制力。

弹载计算机为通用型微处理器,具有多通道输入、输出接口,可完成导航状态量、制导律、控制律、时序、安全控制等计算、生成指令等功能。同时可存储装定飞行参数、进行数字量测试及飞行前的平台初始对准、方位瞄准扫描、锁定。

测试发射控制系统设备装车机动,系统采用“地测”与“弹测”相结合的测试体制,可减少弹—地之间的信息传输电缆、发射操作时间。

大型运载火箭控制系统在技术上也有发展。在原有型号控制系统方案基础上,改进为数字化,箭载控制装置轻小型化。测试发射控制系统向分布式计算机智能化测试体制发展,从而硬、软件功能协调合理。利用改进后的控制系统曾多次成功地完成多级、捆绑型运载火箭发射任务。

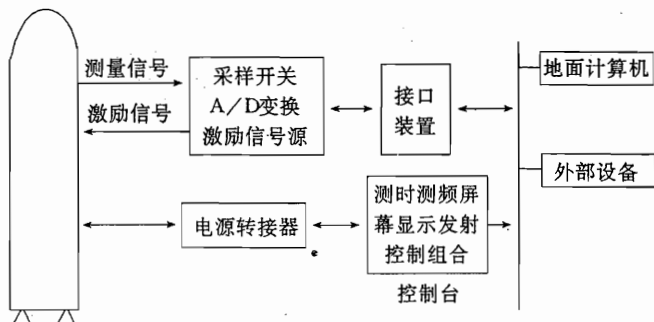


图1-12 运载火箭集中式计算机测试发射控制系统框图

图 1-12 是运载火箭测试发射

控制系统示意框图。

1.4 控制系统软科学与试验技术

1.4.1 控制系统设计要点

控制系统软科学主要指:设计、分析、计算、系统协调技术。其结果将形成导航、制导和姿态控制系统以及飞行控制、测试发射控制的硬件和软件。

弹道式导弹或运载火箭实际飞行中偏离预计轨道不大,因此飞行器一般是小偏差运动。在小偏差条件下将飞行器运动分解成三个互相独立的角平面运动,即俯仰、偏航和滚动;将质点运动分解为射面和横向平面运动,在设计、分析中基于此条件建立状态模型。

有干扰作用的飞行器姿态运动方程的系数是时变的,但是绕质心运动的暂态过程比扰动方程系数变化快,因此可以认为在某一短的时间内方程系数不变化,而将姿态运动方程视为常微分方程组。这就是一般称做的冻结系数法。“冻结”系数的姿态运动常微分方程可以采用以传递函数为基础的方法来分析其稳定性。实际设计中采用有限个“冻结”特征时间点进行姿态控制稳定性的分析和综合。

姿态控制系统包括控制回路和控制对象——飞行器的特性并不是线性的,而是存在非线性的变参数系统,难以用完全解析方法进行设计、分析。在工程研制中,对于复杂系统的设计、分析往往采取化简、由简到繁逐步深入的方法,并辅以试验进行验证。所以,对系统作线性化处理,然后简化为线性系统进行设计、分析,再通过仿真试验、环境模拟试验来确定方案、模型及具体参数。当然,最有效、充分考核和验证方案、性能的方法是飞行试验,所以飞行试验是必不可少的。

制导系统是以控制和减小导弹落点偏差及提高运载火箭运载有效载荷入轨精度为目标进行制导方法误差和工具误差的计算分析。制导方法误差主要是制导方案原理不完善和关机、导引方程的工程近似所造成,工具误差主要是实现制导方案的仪器(装置)误差所造成。制导系统分析的基础是建立准确的模型:地球引力模型、惯性器件(在惯性制导情况下)误差模型、飞行器动力学模型、干扰模型等,依靠这些模型按飞行器的状态量进行制导律的运算,生成关机方程和导引方程以及误差补偿,实现制导的目标。

根据制导方案的不同,进行制导方法误差、工具误差计算和分析时也往往采取化简的方法。所以一般情况下采用摄动法,在必要时采用弹道求差法,而对于工具误差计算多采用环境函数法。

一般认为控制系统各种干扰量是随机独立的正态分布,因而干扰造成的总误差按均方和求得。而对姿态控制的某些特指情况(如弹(箭)的起飞段,关键的级间分离段)则采用各干扰量线性叠加或绝对值线性叠加来计算总误差(余度)。

飞行控制的计算机软件包括姿态控制、制导(导航)、安全控制、时序等内容,一般按飞行级、层次分时或中断方式进行。计算机软件设计的依据是导航方程、制导方程、姿态控制校正网络(差分方程)、系统综合时序、可靠性检查和安全控制判别等。

测试发射控制的计算机软件包括测试、检查、发控和服务程序。其设计依据是飞行控制系统测试检查项目,测试数据处理精度、模拟飞行内容及状态、进程显示、文档资料格式要求等。

软件设计按分系统或任务功能划分模块,各独立程序模块按层次或一定方式联结成系统

程序。程序设计环境及程序设计语言根据计算机硬件与软件条件采取比较灵活的方式,如程序设计语言可采用单一或混合语言。在系统组成复杂,软、硬件条件非单一的情况下,采用混合编程方法具有较大实用性和灵活性。

在系统设计和单机设计中,为保证系统和设备的可靠性,采用容差设计方法,即通过局部或整体的措施达到系统在规定的多种条件下的任务(使用)指标要求,并有必要的余度储备。系统设计时一般考虑环境、作动函数在偏差、极限偏差条件下的余度储备即边缘设计,保证系统在极限偏差的外部参量作用下,系统不失去功能和某些性能指标。单机设计中一般在充分考虑存储环境、运输环境、地面使用环境和飞行环境的情况下,采取应力降额、热设计、电磁兼容性和其他抗环境措施,以保证单机的余度储备。当系统或单机由单一结构型式不能保证要求的余度储备或可靠性时,则采取余度设计或局部增强方法,如电路元件多个并联、通道的多线、多点并联、环形供电、单机热备份、双机切换、功能盈余(如多个加速度计敏感轴非正交安装的测量信息盈余)等,达到余度储备设计要求。根据实际情况,可采取系统、单机和多重方式达到余度储备目的。

1.4.2 科学计算

解析计算是控制系统设计、分析的必要环节。数值计算的类型主要有:代数方程,如传递函数、矩阵的求解计算;微分积分方程,如弹道、制导参数的计算;差分方程,如数字控制的系统综合计算;统计概率,如可靠性计算等。数值计算的主要工具是数字计算机。最初应用于数值计算的电子计算机为每秒约一万次运算速度、内存容量较小的小型数字计算机。以后随着计算机的发展,对数字计算机逐步技术更新,陆续采用了性能更高的计算机。近年来,个人计算机大批应用,因而在数值计算和计算机辅助设计领域普遍采用了个人计算机。这些计算机用于型号研制、单项课题研究的可行性论证、方案设计以及编制、校验计算机软件等,使研制效率大为提高。计算机辅助设计软件包及数据库是多年来研制经验、设计技术总结与计算机应用相结合的产物。这些成果互相配套,形成了系统、单机设计中既能组合又可单独使用的设计计算的软件库,为设计计算规范化提供了条件,也为建立控制系统专家系统作了准备。

随着计算机技术的发展和微机的普遍应用,使设计与计算逐步密切结合、融为一体。如对姿态计算的组合、参数优选计算等可利用专用模块程序和软件包完成,并可由设计人员独立完成这种科学计算。所以,这种一体化使数值计算的一般性程序设计减少,节省了重复性劳动。

1.4.3 试验技术

设计、试制生产、试验是导弹、航天运载器研制的基本内容。因此,试验是研制各个阶段不可缺少的组成部分。这些试验是指飞行及地面的大型试验,而地面大型试验又是飞行试验不可缺少的准备和补充。

控制系统在完成系统级、单机级一系列地面试验,满足规定的要求后,再进行飞行试验全面考核,当试验结果符合任务书技术指标及考核项目要求之后则提交型号定型或投产。

(1) 仿真试验

仿真试验是型号研制中的大型系统试验之一,主要进行姿态控制系统、制导系统性能的仿真。因为对姿态控制性能和制导性能的研究、设计仅仅依靠解析方法是不够的,所以还需进行仿真试验。通过试验观察、分析这些系统对施加模拟干扰、输入的动力学响应,以评定系统性能。仿真试验是将仿真计算机和一些控制装置接入仿真系统,生成姿态控制和制导模型,进行控制系统静态、动态的性能仿真。根据使用的仿真计算机类型一般将仿真试验分为模拟(式)仿

真、数字(式)仿真、模拟数字混合仿真。按仿真系统是否接入弹(箭)控制装置分为数学仿真和半实物仿真。

早期研制的型号是单级火箭,采用模拟仿真对姿态控制系统进行仿真试验。以后,随着计算机技术的应用和多级火箭控制系统仿真要求的增加,则采用混合仿真技术和数字仿真技术。在方案设计阶段,由于控制装置尚未试制成实物,所以多采用数学仿真。数学仿真可利用数字计算机进行,也可用模拟计算机完成,其目的是求出系统仿真的解析解。一般在半实物仿真时需要数学仿真来配合,主要是利用数学仿真的解析解与实物仿真结果作对比校验。早期的数学仿真只能利用小容量模拟计算机或数字计算机进行,因此只限于姿态控制系统,且多为单通道或部分飞行段的仿真。以后,随着大容量模拟计算机、数字计算机的应用,可以完成姿态控制系统多通道、全飞行段的实时仿真试验及制导系统仿真试验。

模拟仿真是将模拟计算机接入仿真系统的仿真技术。它比较成熟的古典仿真技术,已有50多年应用历史。在我国导弹、运载火箭研制历程中,曾利用小型、中型和大型模拟计算机完成了多种姿态控制系统仿真和一些制导系统仿真试验。规模较大的“长征三号”(CZ-3)三级火箭姿态控制系统仿真试验,投入的模拟机运算放大器约400个,变系数部件约350部。数字模拟混合仿真是利用数字计算机和模拟计算机的各自优点,结合在一起的仿真技术,具有精度高、重复性好、可程序编排控制,试验效率高等优点,投入使用获得了很好结果。实时数字仿真是在数字计算机上实现的与飞行器飞行时间完全同步的仿真试验技术,用于新型号研制仿真试验也得到了满意的结果。

混合仿真、数字仿真的计算机程序设计形成了成套规范化文件、软件包、数据库,为仿真试验扩大应用、保证试验质量起着重要作用。

(2) 系统综合试验

控制系统综合试验是控制系统参加导弹、运载火箭总装和飞行试验前必须做的一项大型试验。它是系统的静态性试验,主要验证、检查控制系统功能、电气性能、系统与单机的协调性、同其他系统的匹配性和考核系统的可靠性。

系统综合试验是在全部控制装置(模型、样机)齐套下进行的,包括飞行控制装置和地面测试-发射控制设备。系统综合试验具体内容和重点在不同研制阶段有所区别:方案设计阶段的综合试验主要是验证系统方案可行性;初步设计阶段的综合试验的重点在于验证、检查设计的正确性、接口及参数的匹配性以及系统性能;技术设计阶段的综合试验的规模与前一设计阶段相当,其重点是检查、考核适应飞行状态的系统性能、参数稳定性、软件功能及硬、软件的可靠性。

系统综合试验在地面重力场 g_0 的试验室条件下进行,缺少大过载及振动等飞行环境条件作用,因而对系统性能的试验有其等效性质。但对于硬件的协调、匹配、电参数检查以及软件运行考核是充分的。所以,系统综合试验对于验证系统功能、校核关键部分精度是有效的、可行的。早期的控制系统组成比较简单、精度低,而且硬件功能相对独立性较强,系统综合试验着重检查硬件性能、模拟飞行功能状态,测试少量参数的精度。以后,随着数字计算机在控制系统中应用,软件的作用日益突出,因此,在系统综合试验中进行软件功能模拟、运行可靠性检查成为不可缺少的试验项目。所以,对后来研制的导弹、运载火箭的系统综合试验不仅对硬件同时也对软件进行试验,并且采取故障判别、控制回路动态检查以及实时数据处理、试验结果显示等措施,使得试验内容充分,试验可靠性提高。

系统综合试验不仅是飞行试验前在地面验证系统性能的重要手段,也是飞行试验故障复查的手段。在飞行试验发生故障和控制系统出现异常的情况下,利用系统综合试验可以模拟复现系统线路故障,硬、软件功能异常现象,进而查找原因,有助于飞行试验的故障结果分析。

(3) 环境试验

导弹、运载火箭,从生产、包装、运输、装卸、储存、外场使用、发射准备、动力飞行、轨道飞行,再入机动,经历着各种复杂严酷的陆地、海洋、空间自然环境和飞行器运动所产生的诱发环境。这些环境按作用影响的性质分类一般分为自然环境、动力环境、力学环境、核环境。有的环境是人为制造和改变的诱发环境。

控制系统和单机能否经受住这些环境的作用,有效地完成规定的任务,除了设计人员必须熟悉环境的性质和特点、分析环境造成的各种影响、开展耐环境设计外,还需要通过现场的或试验室模拟的各种环境试验,验证系统和单机适应环境的能力。

环境试验是考核系统、单机对环境的适应能力,是可靠性的试验。诸多环境因素有的独立作用、有的复合作用,产生对系统、单机的影响。而在地面不可能完全模拟复合环境的作用,所以将试验分为单项环境试验和少数几项复合作用的综合环境试验两大类。综合环境试验可以较为真实地模拟使用环境,从而增加了试验的真实性和可靠性。但是,综合环境试验设备复杂、试验周期长,试验费用昂贵。

环境试验是工作量大、试验周期长、耗资多的大型试验。往往为了单机的可靠使用,需要对元器件、组件、部件及单机分别地进行环境试验。单机、分系统在研制过程中也要经受各种研制性环境试验,在此基础上按照各种单项或综合环境进行适应性鉴定试验及生产验收试验。

我国的环境试验,长期以来采用单项环境试验法。分系统或单机根据任务环境条件要求,先后逐一地进行单项试验,如温度、振动、冲击、过载、电磁辐射、核辐射等试验。近年来,由于导弹、运载火箭功能增加、组成复杂、可靠性要求提高以及对客观环境影响的认识深入,提倡综合环境试验法,同时辅以单项环境试验法。综合环境试验只能几项环境的组合,如进行加速度—振动—噪声—真空、高低温—湿度—高度—振动等综合环境试验……。

单机定型检验的环境试验一般采取抽样方式进行,根据批组产品数量和试验结果评定的必须子样来确定具体抽样数目。不同研制阶段的环境试验内容、评定标准有所不同。

系统、单机按要求通过地面环境试验之后,才允许本批组产品参加飞行试验或投入使用。

1.5 控制系统前景展望

1.5.1 控制系统发展趋势

控制系统的发展受到两个方面影响:导弹武器及航天运载器的需求;电子技术及计算机技术的发展。

导弹武器是政治上的威慑力量,也是军事打击的手段。未来战争中导弹武器的飞行速度、射程、命中精度、机动性能、反拦截能力等战术技术性能为适应军事形势发展需要将进一步提高。战斗的突发性、快速性将迫使指挥决策必须果断迅速。为了提高导弹武器的有效性,势必进一步提高可靠性和维修性的要求。根据它们用途的不同将要求控制系统具有相适应的条件和能力。

扩大航天应用领域,和平利用空间是人类扩大活动范围的追求目标。航天运载器是发射卫

星、载人航天器、太空实验室所必须的运载工具,它将为人类探索宇宙奥秘,开辟太空交通途径、缩短人类交往旅途时间创造条件。为此,控制系统除保证长时间飞行的性能外,还需有自动化、智能化、故障监测、故障隔离和自动修复的功能,确保载人航天的可靠性、安全性。

近年来,发展了多次(重复)使用的运载火箭,在国民经济和科学研究中进一步发挥作用。因而,控制系统的重复使用问题也将伴随而来。

导航、制导和控制技术是比较成熟而又不断发展的工程技术,在导弹和航天运载器上将显示出它的更大作用和地位。微电子技术、人工智能技术、系统辨识方法、可靠性措施和新型材料结构的应用,可使控制系统成为具有专家智能、功能灵活、使用可靠、精度高、结构轻小的系统。控制系统的主动控制作用将充分扩大,并向高度电子化、自动化和智能化方向发展,保证飞行器结构合理、性能先进。

测试发射控制技术是结合飞行器的发展而发展的。随着控制系统的任务增加和小型、微型计算机功能的增强、信息传输技术的日趋成熟,实现测试、发控、监控、通信、指挥一体化,远距离操作,并将航天运载器的发射中心、测控中心和指挥中心有机地联系起来,提高测试、发射控制的效能将符合导弹、航天运载器的需求趋势。

随着飞行任务的复杂化和测试监控发射控制功能的扩大,研制控制系统的难度也随之增加。一些成熟的古典设计、试验方法,将难以实现全面性能指标的要求。例如,飞行器飞行过程中的模型不确定性、快速变轨机动、自动控制和有人参与操纵的多回路多变量控制,各种环境应力的反复作用等因素,使飞行器整体特性变化影响了导航、制导和控制精度,局部特性变化大可能造成控制性能变坏并危及飞行器和乘员的安全;复杂系统的实时测试监控指挥要求齐全的可视系统、利用自然语言对话、故障状态快速决策等,可能使信息量与可靠性、任务功能与造价之间协调的难度增大,等等。因此,必须采用一些新的控制和制导规律、先进的设计技术、试验方法和加工工艺,以保证控制系统达到先进水平。

控制系统的研制是系统工程,追求效能是研制重要内容。因此,控制系统的发展将涉及技术、经济和社会评价。

系统效能的限制条件是研制周期和费用。设计是保持效能有效性的重要方面。设计是一项复杂的、有创造性的探索和求解过程,其目标是获得最佳效能结果。虽然完成设计任务所花的费用在飞行器研制费用总额中所占比例相对不大,但是,正确无误的设计则能预先决定可否在规定期限、最低资金消耗限度内做出控制系统的可能性。如果研制周期拖长,将导致控制系统老化,最终成为徒劳无益的耗费。所以,控制系统研制必须充分利用现代技术成果、先进研制手段,提高研制效能。

1.5.2 控制系统发展的重点

(1) 提高制导精度

弹道导弹的射击精度和航天运载器有效载荷的入轨精度无疑是追求的战术技术指标之一。减小制导误差是提高弹(箭)交会目标精度的关键因素。而提高制导精度的主要内容和途径则是减小制导方法误差和提高制导器件精度。

摄动制导方法难以实现精确制导。为了适应大干扰和轨道机动下的精确制导,比较好的制导方法是“迭代闭路制导”,它可以实现综合最佳和目标制导(Comprehensive optimijition and targeting guidance),达到准确制导或某些其它指标要求(如推进剂耗量最少的最佳飞行路线,在干扰模型模糊情况下保证命中目标精度最高等)。

制导器件误差又称工具误差,主要是敏感测量器件所造成。在惯性制导情况下,工具误差大小则取决于惯性器件。提高惯性器件精度的基本方法是:提高惯性测量元件的设计水平和制造工艺精度,采用适应使用环境性能好的新型材料,并对系统性误差进行补偿。

惯性制导即使采用最佳制导方法和高精度惯性器件,其交会目标的精度也是有限的,其极限精度等于非制导误差。所以,提高导弹命中精度的较好途径是采用组合制导。采用组合制导,不但可以消除大部分非制导误差,而且还能修正主动段惯性制导误差对目标偏差的影响。

陀螺稳定平台、捷联式惯性测量组合是实现惯性制导的两种主要惯性测量装置。它们各有所长,对发展制导系统均是需要的。而固态化速率捷联惯性测量组合是值得重视应用的一种惯性测量装置。

(2)加强可靠性

可靠性是决定飞行器有效性的基本特性之一,也是研制质量信誉的标志。可靠性是一门工程技术,又是工程研制的可靠性监督与控制。控制系统及其单机(设备)的可靠性固然取决于设计,但也与制造、试验期间对可靠性重视程度有关。所以,实施保证各研制阶段可靠性要求是必需的,包括可靠性管理规划与监督实施、设计与评审、试验与鉴定,同时还应将可靠性与设备维修、后勤保障、寿命期费用、系统安全性等联系起来,以求得综合效益。

保障飞行器可靠性的最简单途径是系统最简单,组成系统的硬软件数量最少,同时采用高可靠元件的比例越大则越有效。但是,当不能全部采用高可靠元件,而又要求设备和系统有高可靠性时,往往采取冗余的方法。引入冗余度的较简单方法是结构重复技术,还可采用状态冗余、参数冗余、功能冗余等方法。通过软件、硬件或软硬结合实现以电子设备为主的控制系统的冗余是比较方便的。但是,采取硬件重复(备份)技术,虽然提高了任务可靠性,却使基本可靠性下降。所以,还必需将系统的有效性(任务可靠性)与费用度量相结合,恰当地采用冗余技术。

对于载人航天运载器,应采用冗余系统和备份系统,确保安全及可靠性。导弹对弹载控制装置的体积、重量限制苛刻,一般应是在系统、装置保持均衡可靠的原则下,对薄弱环节采取局部增强。

弹(箭)的研制过程很长,为达到可靠性指标,需在设计时打下可靠性基础,在生产过程中保障可靠性,在使用维护中保持可靠性。这应是发展航天工程的重要措施。

(3)扩大适应性

控制系统组成复杂、研制周期长,在飞行器费用中所占比重较大。因此,控制系统采用适应性好的技术和方案,对于实现效能高的目标是有意义的。

航天电子技术新成就与应用先进控制技术相联系,将为控制系统采用先进技术、扩大灵活性和提高性能开辟了道路,基于数字计算机的应用而由数字控制、冗余技术、电信号传输、操纵等技术构成的控制系统将充分发挥其作用和潜力。所以,计算机是控制系统扩大适应性的基本物质条件。在一定通用性能计算机的支持下,控制系统在采用增稳控制、自适应技术、系统辨识技术、智能化等方面将加快发展步伐,扩大出路。

多(层次)计算机体系结构更易于发挥计算机的功能,具有灵活、可扩充和性能价格比高等优点,因而,将扩大在控制系统中应用。为控制系统扩大应用范围的需要,弹(箭)载计算机应在输入、输出端口上扩充功能。

系列化、通用化、规范化是控制系统扩大适应能力的重要措施,在硬、软件发展中应予以重视。

(4) 控制装置轻小型化

弹(箭)载控制装置虽是飞行器的重要组成部分,但相对有效载荷而言则属于消极重量。因此,减少飞行器消极重量是总体设计追求的目标之一,对于提高飞行器的有效性有作用。地面测试-发控设备的轻小型化对于机动发射、方便使用、维护也有意义。所以,控制系统硬件轻小型化是对结构的一种要求,也有利于采用冗余技术,提高系统可靠性和精度。

控制系统硬件有两种类型:机电装置和电子设备。其轻小型化的基础是整机,但在很大程度上也取决于系统综合工程设计,如重视系统功能块的划分,减少硬件种类,整机功能相对集中,合理制定环境条件和干扰综合作用概率,选取适当的容差余度等。

电子设备小型化、轻型化的出路在于结构与电子线路同时采取措施。应充分利用现代微电子技术成果,提高线路的集成度。同时,在综合热设计、可靠性设计的前提下,采取结构高密度装配,提高功率体积系数。

电缆网、电连接器在控制系统硬件重量、体积中所占比例较大,因此,减少传输线的数量和重量将是实现系统轻小型化的一条重要途径。应用数据总(干)线传输方式及光导纤维传输介质将是电缆网轻小型化的出路。

控制系统电子设备的体积小、重量轻、功耗低、强度高、维护简单,将是硬件发展的目标。

(5) 研制手段的现代化

仿真技术、计算机辅助技术(辅助设计、制造、装配、测试……)是优化设计、合理预估、分配指标要求、缩短研制周期、减少飞行试验次数、节约费用等的途径和手段,对于研制新型飞行器、新工程有重大价值。

地面试验是检验弹(箭)性能和可靠性的方法,系统仿真试验则是检验系统的最合适的一种手段。它可以模拟弹(箭)飞行控制状态和性能,也可模拟故障情况,为控制系统的设计、研究和评估质量带来很大方便,因此,没有先进的仿真技术来保证充分的地面系统试验,要发展更为复杂的飞行器是困难的。

仿真系统运行的支柱是仿真硬件、软件和专用设备(环境模拟设备、力作动设备等)。为促进仿真技术进展,硬、软件发展需同步进行。

实物仿真独具航天工程特色,对于仿真的保真性具有重大意义。应进一步开拓实物(半实物)仿真范围和内容、扩大仿真应用领域。仿真技术发展和功能扩大可以与系统综合试验兼容,充分发挥仿真试验的作用。

计算机辅助技术发展快,它虽然不是自动化辅助技术,但辅助功能越来越强,应用范围日益扩大,分支也越来越多,使用规模从中、小型计算机到微计算机并走向综合通用。而仿真技术的发展,已从设计验证、产品验证应用扩展到设计辅助。仿真技术与计算机辅助设计技术开始融合,可能发展成为二者兼容的系统。随着计算机网络的发展,计算机辅助设计将与仿真系统、信息系统网络联结而成为计算机系统的组成诸元,藉助微机智能终端而共享数据库的资源,提高研制工作效率。

(6) 系统工程技术应用

航天系统的研制工作,其规模、复杂程度和费用都是巨大的。控制系统研制涉及研究、设计、生产、试验和使用的密切配合,各大集体的组织联系。在这些复杂的系统、过程中,重大的相互关系经常起着支配作用,各种微小因素的大量积累,也会对性能、质量、费用、周期产生巨大影响。所以,必须采用系统工程的方法,有效、最优地解决复杂系统的规划、设计、管理或控制问

题,以获得效益。

系统工程技术的应用范围主要是系统综合和科技管理,基本内容是协调目标函数和约束条件之间关系的整体设计和管理。系统综合设计的约束条件有:性能要求、可靠性、电磁兼容性、重量、体积、功耗、环境适应能力、研制速度、效费比等。系统综合设计者应综合权衡、实行系统的优化、决策,保持综合性能优良。科技管理的系统工程方法主要来自考察、人员经验、智慧和判断力。经验、智慧、判断力应是技术专家、管理人员集体完成的结果,在计算机辅助下则是系统工程专家系统。

思考题

1. 阐述导弹、火箭、运载火箭的含义,它们之间的关系。
2. 控制系统研制的主要内容,控制系统研制所追求的主要目标是什么?
3. 阐述固定阵地发射与机动发射方式的依托条件。不同发射方式控制系统特点。
4. 控制系统主要功能、构成组合,并以方框图示意各功能的联系。
5. 根据导弹、航天运载器的任务要求和特点,控制系统采用相同或不同的技术途径,有何利弊?
6. 控制系统技术发展的必要手段是什么?

第2章 火箭飞行动力学及运动方程

从控制系统角度对导弹、航天运载器飞行特性的研究,通常分成两个不同的但又有联系的短周期动力学和长周期动力学的范围进行。短周期动力学主要是研究、分析飞行器绕质心运动特性,旨在解决飞行器的姿态控制问题,保证飞行器能响应姿态控制信号并且能满意地达到指定的稳定状态。长周期动力学主要是研究飞行器从发射点飞行到地球上着陆点或进入空间轨(弹)道的运动规律,即质心运动特性。质心运动特性涉及偏离理想轨道及轨道飞行能力的因素。质心运动的轨道形状与轨道方程、制导方法和姿态控制响应有着直接联系。但是,应该考虑到飞行器质心围绕理想轨道运动的振荡是一个长的周期,因此在分析轨道方程时,可以根据任务需要和工程特点对其作某些允许的简化。例如,在轨道分析中,省略像推进剂晃动、弹性振动以及惯性器件、执行机构动力学高阶动态效应等是允许的。

讨论飞行器发射后的动力学,描述飞行器运动方程和进行制导、姿态控制分析,均需要合适的参考系。所以,本章首先介绍常用的几种坐标系及它们的转换关系。然后,讨论力和力矩方程以及有关制导、姿态控制一般问题。

2.1 坐标系及其相互关系

2.2.1 坐标系

在飞行动力学中,常用的坐标系是右手直角坐标系、圆柱坐标系和球面坐标系。合理地选择坐标系能简化对飞行器飞行特性和轨道计算的研究、分析。

坐标系有两类,相对坐标系和惯性坐标系。相对坐标系是该坐标系随动体运动,相对于空间不动坐标系有移动或转动。惯性坐标系可视为其坐标轴在惯性空间指向不变。

在弹道式飞行器中,坐标系的原点通常取在三处:地球中心、发射点和飞行器质心。由此可以分成几种惯性坐标系和相对坐标系。相对坐标系与地球固连,并随地球自转与公转。以下介绍的随地球转动的几种坐标系,统称做相对坐标系。

(1) 地心赤道坐标系

a. 本初地心赤道坐标系 $O_e X_e Y_e Z_e$

坐标原点 O_e 在地球球体的中心,坐标轴与地球固连; $O_e X_e$ 在赤道平面内、通过本初子午线(零经度线); $O_e Z_e$ 垂直于赤道平面,与地球自转轴重合; $O_e Y_e$ 按右手规则确定(图2-1)。飞行器质心在空间的位置既能用直角坐标系三个参数 X_e, Y_e, Z_e 确定,也能用球面坐标系三个参数 λ_0, φ_e, r 确定。 λ_0 是经度, φ_e 是地心纬度, r 是地心到空间点的矢径长度。

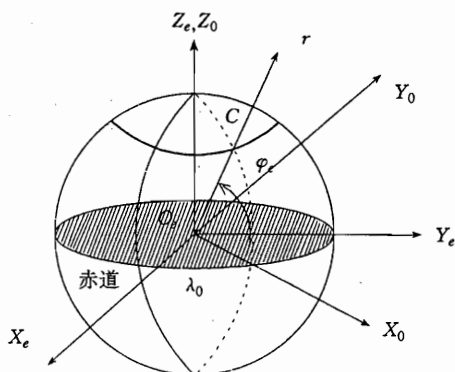


图2-1 地心赤道坐标系

b. 发射点地心赤道坐标系 $O_e X_e Y_e Z_e$

将本初地心赤道坐标系 $O_e X_e Y_e Z_e$ 绕 $O_e Z_e$ 转过 λ_0 角,使旋转后的 $O_e X_e$ 轴位于发射点 C 所在的子午面内(图 2-1),这个轴定为 $O_e X_c$ 轴。 $O_e Y_c$ 与 $O_e X_c$ 成 90° 并在赤道平面内, $O_e Z_c$ 轴同 $O_e Z_e$ 。

(2) 发射点重力坐标系 $CX_g Y_g Z_g$

原点为发射点 C , CY_g 轴沿发射点重力反方向指向地表外, CY_g 向地心方向的延长线不通过地心 O_e , 而是在子午面内与地球轴线交于 O'_e 。它与赤道面的夹角 B 称为发射点的地理纬度。 CX_g 轴与 CY_g 轴垂直并指向发射方向, 它与发射点子午面的夹角 A 为发射方位角。角 A 向东(绕 CY_g 反方向)为正, 反之为负。 CZ_g 按右手规则确定。

(3) 发射点(椭球)法线坐标系 $CX_{gn} Y_{gn} Z_{gn}$

考虑地球为一椭球体, 法线坐标系原点为发射点 C , CY_{gn} 轴过 C 点沿当地参考椭球面的法线指向地表外, 它与赤道面的夹角 B_0 为发射点的大地纬度。 CX_{gn} 轴与 CY_{gn} 垂直并指向发射方向, 它与发射点子午面的夹角 A_0 为发射方位角。 A_0 与 A 相差很小, 可视为相等。 CZ_{gn} 按右手规则确定(图 2-2)。

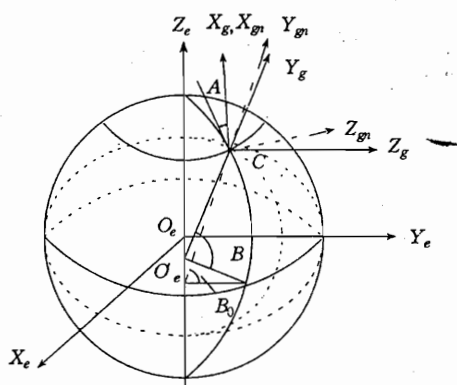


图2-2 发射点重力坐标系、法线坐标系

(4) 发射点地心坐标系 $CX_z Y_z Z_z$

坐标原点 C 位于发射点; CY_z 轴通过 C 点沿地心 O_e 与 C 点的矢径方向指向地表外, 它与赤道平面的夹角 φ_c 为发射点地心纬度; CX_z 轴与 CY_z 轴垂直并指向发射方向, 它与发射点子午面的夹角 A 构成发射方位角; CZ_z 按右手规则确定(图 2-3)。

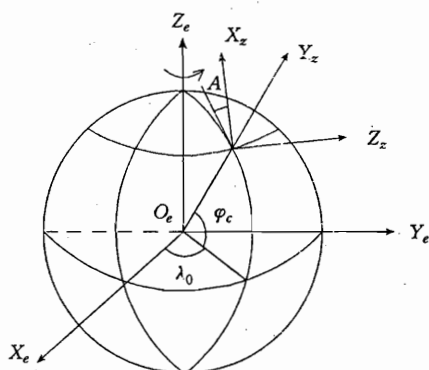


图2-3 发射点地心坐标系

(5) 春分点地心惯性坐标系 $O_e X_n Y_n Z_n$

坐标原点 O_e 取在地心, $O_e Z_n$ 沿地球自转轴方向(也可沿黄道轴方向), $O_e X_n$ 在赤道平面内并指向春分点, $O_e Y_n$ 按右手规则确定(图 2-4)。

(6) 发射点地心赤道惯性坐标系 $O_e X Y Z$

将发射点地心赤道坐标系 $O_e X_c Y_c Z_c$ 于某时刻固化在惯性空间, 则成为此坐标系。

(7) 发射惯性坐标系 $Cxyz$

这是将发射点重力坐标系 $CX_g Y_g Z_g$ 固化在惯性空间而得到的惯性坐标系(以下也称惯性坐标系)。

坐标系 $Cxyz$ 在飞行器飞离地面之前与坐标

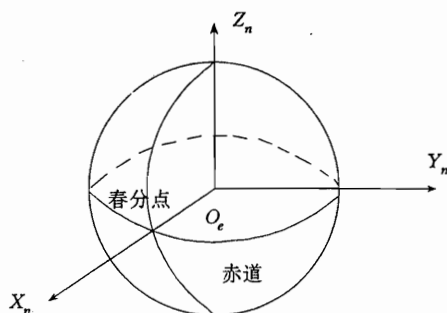


图2-4 春分点地心惯性坐标系

系 $CX_gY_gZ_g$ 重合,发射后固化在惯性空间。此坐标系对于惯性制导的弹道计算、建立以惯性器件量测量输出为参量的惯性导航系统则比较方便。

(8) 发射点地心惯性坐标系 $O_eX_eY_eZ_e$

将发射点地心坐标系 $CX_gY_gZ_g$ 在某时刻固化于惯性空间的一种坐标系,但坐标原点移至 O_e 。

(9) 飞行器坐标系 $O_1x_1y_1z_1$

坐标原点 O_1 在飞行器质心; O_1x_1 沿飞行器纵轴指向头部; O_1y_1 轴在飞行器纵向对称面内,垂直于纵轴向上; O_1z_1 轴按右手规则确定。发射时,飞行器纵轴 O_1x_1 与发射点重力坐标系 CY_g 轴重合,其横轴 O_1y_1 与 CX_g 轴平行且反向, O_1z_1 轴与 CZ_g 轴平行且同向(图 2-5)。 O_1 与 C 点之间距离同飞行器飞行高度相比其值很小,一般可视 O_1 与 C 重合。

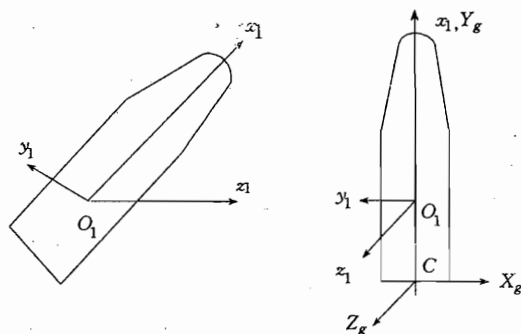


图2-5 飞行器坐标系及其发射时与发射点重力坐标系的对应关系

(10) 速度坐标系

原点为飞行器质心 O_1 , O_1X_c 轴取为飞行器速度方向,由于所取的速度不同,飞行器相对于大气的速度和相对地球的气流速度的矢量有差异,因此可以定义出几种速度坐标系、飞行器攻角和侧滑角。

a. 惯性速度坐标系 $O_1X_cY_cZ_c$

坐标原点位于飞行器质心 O_1 ; O_1X_c 轴取为飞行器惯性速度方向; O_1Y_c 轴位于 $O_1X_cy_1$ 平面,垂直于 O_1X_c 指向上方; O_1Z_c 按右手规则确定。

图 2-6 中的攻角 α 是飞行器纵轴 x_1 在法向平面 $X_cO_1Y_c$ 的投影与速度 V 的夹角,即 V 与飞行器横向对称平面 $x_1O_1z_1$ 的夹角。侧滑角 β 是速度 V 在横向对称平面 $x_1O_1z_1$ 内的投影与飞行器纵轴之间的夹角。

b. 气流速度坐标系 $O_1\tilde{X}_c\tilde{Y}_c\tilde{Z}_c$

前节坐标系 $O_1X_cY_cZ_c$ 是取 V 为飞行器相对静止不动气流的速度。当有风的情况下,大气有相对地球的运动,因此存在附加攻角 α_w 、附加侧滑角 β_w 。飞行器相对大气的速度 $\tilde{V}$ 与 V 有差异。

飞行器相对于空气介质的速度矢量 $\tilde{V}$ 在 $O_1\tilde{X}_c$ 上,飞行器坐标轴相对速度矢量 $\tilde{V}$ 的方位由攻角 $(\alpha + \alpha_w)$ 和侧滑角 $(\beta + \beta_w)$ 来描述: 攻角 $(\alpha + \alpha_w)$ 是 $\tilde{V}$ 与飞行器横向对称面 $x_1O_1z_1$ 的夹角; 侧滑角 $(\beta + \beta_w)$ 是 $\tilde{V}$ 在 $x_1O_1z_1$ 平面投影与飞行器纵轴 O_1x_1 的夹角(图 2-7)。当飞行器在无风的平静大气中飞行时, $\alpha_w = \beta_w = 0$ 。

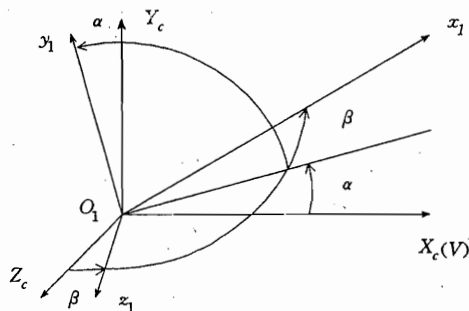


图2-6 速度坐标系, 攻角和侧滑角

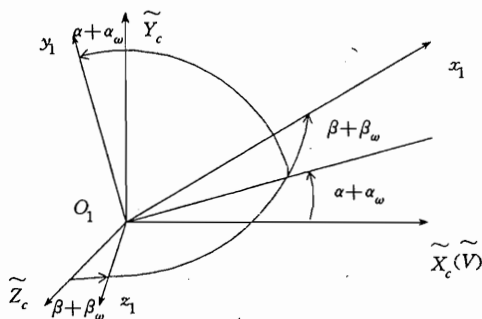


图2-7 气流速度坐标系

(11) 惯性测量坐标系

在惯性制导系统, 加速度测量参照基准有两种: 飞行器坐标系、平台坐标系。陀螺稳定平台提供的加速度计测量参照基准是台体, 因此它的测量坐标系就是平台台体坐标系。

坐标原点取平台在飞行器上的安装点 O_p , 在平台无漂移误差情况下, 惯性测量坐标系 $O_p x_p y_p z_p$ 与发射惯性坐标系的指向相同, 反之, 两坐标轴间有转角(图 2-8a)。

测量坐标系原点 O_p 一般不与飞行器质心重合(图 2-8b)。

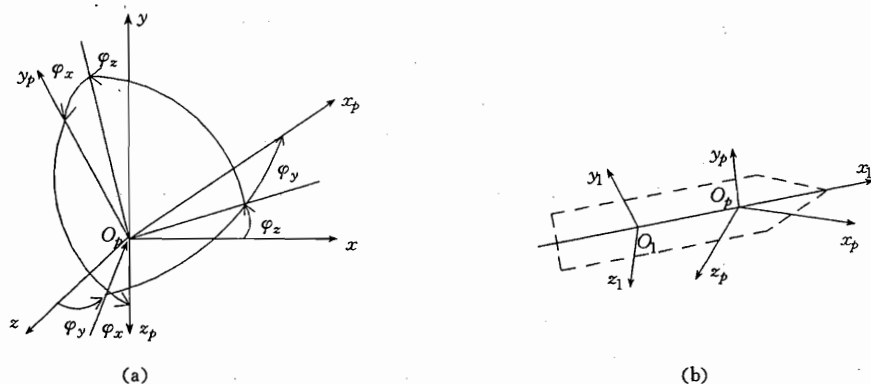


图 2-8 惯性测量坐标系

(a) 平台惯性测量坐标系;

(b) 非质心惯性测量坐标系

2.1.2 飞行姿态的表示

(1) 飞行器姿态的描述

飞行器相对惯性空间的姿态, 用欧拉角 φ, ψ, γ 表示。飞行器坐标系 $O_1 x_1 y_1 z_1$ 在惯性坐标系 $Oxyz$ 中的位置构成了飞行器在惯性空间内的姿态角。

姿态角 φ, ψ, γ 的定义如下(图 2-9):

俯仰角 φ ——飞行器纵轴 $O_1 x_1$ 在 $xO_1 y$ 平面上的投影与 $O_1 x$ 轴的夹角;

偏航角 ψ ——飞行器纵轴 $O_1 x_1$ 与 $xO_1 y$ 平面的夹角;

滚动角 γ ——飞行器横轴 $O_1 z_1$ 与 $O_1 x, O_1 x_1$ 两轴构成平面之间的夹角。

(2) 飞行方向的描述

飞行器的飞行方向取决于速度矢量在惯性空间的指向。速度矢量 V (当飞行器在静止大气中飞行时) 在惯性坐标系 $O_1 xyz$ 内的指向由弹道倾角 θ 和航向角 σ 确定(图 2-10)。

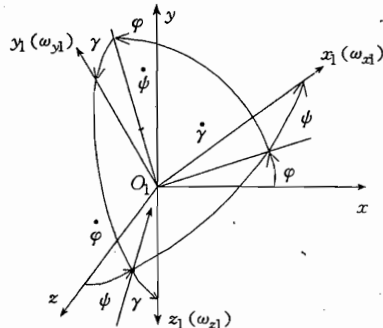


图2-9 飞行器姿态角的定义

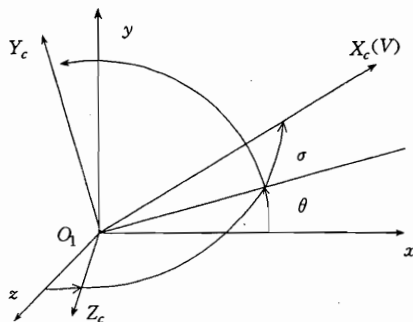


图2-10 弹道倾角和航向角的定义

弹道倾角 θ 是速度 V 在 xO_1y 平面上投影与 O_1x 轴的夹角。

航向角 σ 是速度矢量 V 与 xO_1y 平面的夹角。

(3) 飞行器旋转的描述

飞行器运动中, 飞行器坐标系 $O_1x_1y_1z_1$ 相对于惯性坐标系的角位置欧拉角是时间的函数。

飞行器绕其惯性主轴的转动角速度 $\omega_{x1}, \omega_{y1}, \omega_{z1}$ 与欧拉角导数 $\dot{\varphi}, \dot{\psi}, \dot{\gamma}$ 的关系, 仍用欧拉角描述, 即符合坐标系 $O_1x_1y_1z_1$ 与坐标系 O_1xyz 之间的位置对应关系(图 2-9)。

2.1.3 坐标系变换

一般两个坐标系之间的变换, 必须知道第一个坐标系的原点相对于第二个坐标系的位置及坐标系之间的角度。现在讨论的是坐标系的角度变换, 因此将原点不重合的坐标系平移, 使两个坐标系原点重合。下面介绍几种典型坐标系之间的变换。

(1) 发射惯性坐标系与发射点重力坐标系间的转换

从发射点重力坐标系向惯性坐标系的转换涉及方位角 A 、地理纬度 B 、地球自转角速度 ω_e 。

两坐标系原点初始位置在 C_0 点(图 2-11)。以后坐标系 $C_0X_gY_gZ_g$ 随地球转动到 C 点。

先作惯性坐标系向发射点重力坐标系变换。将惯性坐标系绕 C_0y 轴旋转 $\angle -A$, 然后将坐标系绕横向轴转动 $\angle B$, 则 C_0x 轴与地轴 $O_e'Z_e$ 平行, 再沿地轴转过由地球自转引起的转角 $\omega_e t$ 。这时, 坐标系原点便移至 C 点, Cxy 平面与过 C 点子午面平行且 Cx 轴平行 $O_e'Z_e$ 。

再依相反次序, 沿 Cz 轴转 $\angle -B$, 沿 Cy 轴转 $\angle A$, 即得到 $CX_gY_gZ_g$ 坐标系。两坐标系的转换矩阵关系

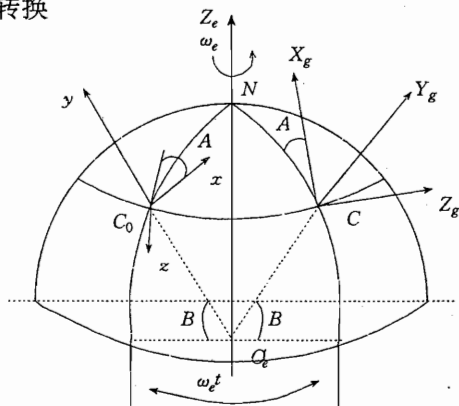


图2-11 坐标系转换关系图

$$\begin{bmatrix} X_g \\ Y_g \\ Z_g \end{bmatrix} = T_g^i \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}$$

其中方向余弦矩阵

$$T_g^i = C_1^T[A, B]C_2[\omega_e(t)]C_1[A, B]$$

C_1, C_2 是正交矩阵, 所以

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} = T_g^i \begin{bmatrix} X_g \\ Y_g \\ Z_g \end{bmatrix} \quad (2-1a)$$

式中 T_g^i 是 T_g^i 转置矩阵, 即 $T_g^i = [T_g^i]^T$ 。

方向余弦阵

$$[C_1] = \begin{bmatrix} \cos B & \sin B & 0 \\ -\sin B & \cos B & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos A & 0 & -\sin A \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin A & 0 & \cos A \end{bmatrix}$$

$$[C_2] = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \omega_e t & \sin \omega_e t \\ 0 & -\sin \omega_e t & \cos \omega_e t \end{bmatrix}$$

$$T_g^i = \begin{bmatrix} \omega_{11}(t) & \omega_{12}(t) & \omega_{13}(t) \\ \omega_{21}(t) & \omega_{22}(t) & \omega_{23}(t) \\ \omega_{31}(t) & \omega_{32}(t) & \omega_{33}(t) \end{bmatrix} \quad (2-1b)$$

式(2-1b)矩阵元素

$$\left. \begin{aligned} \omega_{11}(t) &= (1 - \cos \omega_e t) \Omega_{zg}^2 + \cos \omega_e t \\ \omega_{21}(t) &= (1 - \cos \omega_e t) \Omega_{xg} \Omega_{yg} + \Omega_{zg} \sin \omega_e t \\ \omega_{31}(t) &= (1 - \cos \omega_e t) \Omega_{xg} \Omega_{zg} - \Omega_{yg} \sin \omega_e t \\ \omega_{12}(t) &= (1 - \cos \omega_e t) \Omega_{xg} \Omega_{yg} - \Omega_{zg} \sin \omega_e t \\ \omega_{22}(t) &= (1 - \cos \omega_e t) \Omega_{yg}^2 + \cos \omega_e t \\ \omega_{32}(t) &= (1 - \cos \omega_e t) \Omega_{yg} \Omega_{zg} + \Omega_{xg} \sin \omega_e t \\ \omega_{13}(t) &= (1 - \cos \omega_e t) \Omega_{xg} \Omega_{zg} + \Omega_{yg} \sin \omega_e t \\ \omega_{23}(t) &= (1 - \cos \omega_e t) \Omega_{yg} \Omega_{zg} - \Omega_{xg} \sin \omega_e t \\ \omega_{33}(t) &= (1 - \cos \omega_e t) \Omega_{zg}^2 + \cos \omega_e t \end{aligned} \right\} \quad (2-1c)$$

其中

$$\Omega_{xg} = \cos B \cos A$$

$$\Omega_{yg} = \sin B$$

$$\Omega_{zg} = -\cos B \sin A$$

(2) 发射点重力坐标系与发射点地心坐标系间的转换

两坐标系的转换与发射方位角 A 、地心纬度 φ_e 与地理纬度 B 之差 μ 有关, $\mu = B - \varphi_e$ 。首先将坐标系 $CX_e Y_e Z_e$ 旋转 $\angle -A$, 再转过 μ 角, 最后又旋转 $\angle A$, 即完成两坐标系的转换。其转换矩阵关系

$$\begin{bmatrix} X_g \\ Y_g \\ Z_g \end{bmatrix} = T_z^g \begin{bmatrix} X_z \\ Y_z \\ Z_z \end{bmatrix} \quad (2-2a)$$

$$T_z^g = \begin{bmatrix} \sin^2 A + \cos \mu \cos^2 A & \sin \mu \cos A & \sin A \cos A (1 - \cos \mu) \\ -\sin \mu \cos A & \cos \mu & \sin \mu \sin A \\ \sin A \cos A (1 - \cos \mu) & -\sin \mu \sin A & \cos^2 A + \cos \mu \sin^2 A \end{bmatrix} \quad (2-2b)$$

(3) 飞行器坐标系与惯性坐标系之间的转换

参看图 2-9 及附录 A, 欧拉角转动顺序: 先俯仰角, 后偏航角, 再转滚动角。转换矩阵关系

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} = T_d^i \begin{bmatrix} x_1 \\ y_1 \\ z_1 \end{bmatrix} \quad (2-3a)$$

转换矩阵

$$T_d^i = \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{13} \\ a_{21} & a_{22} & a_{23} \\ a_{31} & a_{32} & a_{33} \end{bmatrix} \quad (2-3b)$$

矩阵元素

$$\left. \begin{aligned} a_{11} &= \cos \varphi \cos \psi \\ a_{12} &= -\sin \varphi \cos \gamma + \cos \varphi \sin \psi \sin \gamma \\ a_{13} &= \sin \varphi \sin \gamma + \cos \varphi \sin \psi \cos \gamma \\ a_{21} &= \sin \varphi \cos \psi \\ a_{22} &= \cos \varphi \cos \gamma + \sin \varphi \sin \psi \sin \gamma \\ a_{23} &= -\cos \varphi \sin \gamma + \sin \varphi \sin \psi \cos \gamma \\ a_{31} &= -\sin \psi \\ a_{32} &= \cos \psi \sin \gamma \\ a_{33} &= \cos \psi \cos \gamma \end{aligned} \right\} \quad (2-3c)$$

(4) 速度坐标系与飞行器坐标系间的转换

参看图 2-6, 从速度坐标系向飞行器坐标系的转换关系是

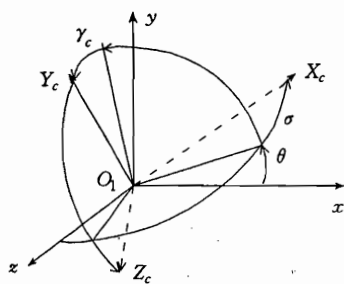


图2-12 速度坐标系与惯性坐标系的关系

$$\begin{bmatrix} x_1 \\ y_1 \\ z_1 \end{bmatrix} = T_c^d \begin{bmatrix} X_c \\ Y_c \\ Z_c \end{bmatrix} \quad (2-4a)$$

当飞行器在无风的大气中飞行时,转换矩阵

$$T_c^d = \begin{bmatrix} \cos\alpha\cos\beta & \sin\alpha\sin\beta & -\sin\beta \\ -\sin\alpha & \cos\alpha & 0 \\ \cos\alpha\sin\beta & \sin\alpha\sin\beta & \cos\beta \end{bmatrix} \quad (2-4b)$$

(5)速度坐标系与惯性坐标系间的转换

从速度坐标系向惯性坐标系的转换关系是

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} = T_c^i \begin{bmatrix} X_c \\ Y_c \\ Z_c \end{bmatrix} \quad (2-5a)$$

转换矩阵

$$T_c^i = \begin{bmatrix} \cos\theta\cos\sigma & \cos\theta\sin\sigma\sin\gamma_c - \sin\theta\cos\gamma_c & \cos\theta\sin\sigma\cos\gamma_c + \sin\theta\sin\gamma_c \\ \sin\theta\cos\sigma & \sin\theta\sin\sigma\sin\gamma_c + \cos\theta\cos\gamma_c & \sin\theta\sin\sigma\cos\gamma_c - \cos\theta\sin\gamma_c \\ -\sin\sigma & \cos\sigma\sin\gamma_c & \cos\sigma\cos\gamma_c \end{bmatrix} \quad (2-5b)$$

2.2 火箭运动方程

飞行运动方程是基于常质量和变质量刚体及质点的一般规律来建立的,用以描述飞行器或其部件的运动。实际上在短周期的绕质心运动时还有弹性力、推进剂晃动(液体火箭情况)和发动机惯性力的作用。它们是分析飞行器控制稳定性所关心的问题,而在大多数情况下认为飞行器是变质量刚体。

火箭运动方程组通常包括:

质心运动的动力学方程——火箭质心的加速度与作用在质心的力的相互关系式;

绕质心运动的动力学方程——火箭绕质心的角加速度与作用在绕质心的力矩的相互关系式;

运动学方程——线速度或角速度与线位移或角位移的相互关系式;

几何的和辅助的关系式、角度关系式。

2.2.1 火箭质心运动方程、绕心运动方程

火箭是一个变质量系统,其质心和转动惯量在飞行中是变化的,在火箭内部的各种质量与

飞行器坐标系原点之间也有相对运动。因此,火箭运动是绝对运动加上相对运动,所以推导火箭运动方程就相当复杂。但是,在描述火箭质心运动和绕质心运动时,对相对运动的作用需具体分析。在考虑质心运动中,因为相对运动因素对火箭质心运动轨迹的影响极小,可以忽略不计。而对绕质心运动,则往往不能忽略相对运动的作用,也就是火箭在力矩作用下的姿态运动分为两部分:绝对运动和相对运动。前者对应于火箭为刚体时的姿态运动,后者包括液体火箭的推进剂晃动、弹性体振动、发动机偏转和火箭变形等情况下的运动。

自由刚体在空间的运动,一般可以分解为随质心的平动和绕质心的转动,因而它是具有六个自由度的运动。通常选用刚体内某点的三个方向平动坐标和绕该点的三个转动坐标来描述它的运动。

研究图 2-13 所示的一般运动关系。设飞行器坐标系 $O_1X_1Y_1Z_1$ 相对于惯性坐标系的转动角速度为 ω , m_i 是火箭的一个质点质量。变质量系统的火箭在某一时刻的动量

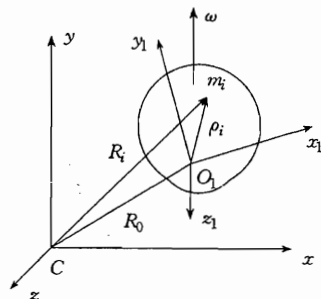


图2-13 变质量物体相对惯性坐标系的运动关系

$$Q = \sum_{i=1}^n m_i \dot{R}_i$$

图 2-13 中质点 m_i 相对惯性坐标系原点 C 的矢径 $R_i = R_0 + \rho_i$, 其速度和加速度(见附录 B)

$$\left. \begin{aligned} \dot{R}_i &= \dot{R}_0 + \dot{\rho}_i + \omega \times \rho_i \\ \ddot{R}_i &= \ddot{R}_0 + \dot{\omega} \times \rho_i + \omega \times (\omega \times \rho_i) + 2\omega \times \dot{\rho}_i + \ddot{\rho}_i \end{aligned} \right\} \quad (2-6)$$

动量 Q 的时间变化率等于作用于变质量系统的外力:

$$\frac{dQ}{dt} = F = \frac{d}{dt} \sum_i m_i \dot{R}_i = \sum_i m_i \ddot{R}_i - \sum_i \dot{m}_i C_i \quad (2-7)$$

当系统损失质量时, $\dot{m}_i$ 是负值。式(2-7)中的 C_i 是排出去的质量相对于系统的速度。如果 C_i 的方向与 $\dot{R}_i$ 方向相反, 则为负。

线加速度方程从式(2-6)利用牛顿定律得到

$$F = m[\ddot{R}_0 + \dot{\omega} \times \rho_c + \omega \times (\omega \times \rho_c) + 2\omega \times \dot{\rho}_c + \ddot{\rho}_c] - \sum_i \dot{m}_i C_i \quad (2-8)$$

将上式改写成如下形式

$$m\ddot{\rho}_c = F - [m\ddot{R}_0 + 2m(\omega \times \dot{\rho}_c) + m(\dot{\omega} \times \rho_c) + m\omega \times (\omega \times \rho_c)] + \sum_i \dot{m}_i C_i \quad (2-9)$$

式中 $m = \sum_i m_i$;

$$m\dot{\rho}_c = \sum_i \rho_i m_i;$$

F ——作用于系统的外力,如气动力、地球引力等;

$m\ddot{R}_0$ ——惯性力;

$2m(\omega \times \dot{\rho}_c)$ ——科里奥里(Coriolis. G. G)力(哥氏力);

$m(\dot{\omega} \times \rho_c)$ ——欧拉力;

$m\omega \times (\omega \times \rho_c)$ ——离心力;

$m\ddot{\rho}_c$ ——系统内部的相对运动的力;

$$\sum_i m_i C_i \text{—推力。}$$

通常将欧拉力与离心力合称为牵连力。

现在来讨论作用在飞行器坐标系原点 O_1 的力矩方程。参考图 2-13,刚体对某一定点转动的微分方程矢量形式是

$$\frac{dH}{dt} + \omega \times H = M \quad (2-10)$$

式中 H ——动量矩;

M ——转动力矩。

物体绕 O_1 点的动量矩

$$H = \sum \rho_i \times m_i \dot{R}_i \quad (2-11)$$

动量矩的变化率

$$\dot{H} = \frac{dH}{dt} = \sum_i \dot{\rho}_i \times m_i \dot{R}_i + \sum_i \rho_i \times m_i \ddot{R}_i - \sum_i \rho_i \times \dot{m}_i C_i \quad (2-12)$$

将 $\dot{R}_i = \dot{R}_0 + \dot{\rho}_i + \omega \times \rho_i$ 代入上式并注意到 $\dot{\rho}_i \times \dot{\rho}_i = 0$, 则对于变质量系统有如下关系式

$$\left. \begin{aligned} H &= M_0 + \sum_i \rho_i \times m_i \dot{R}_0 \\ M_0 &= \dot{H} - \dot{\rho}_c \times m \dot{R}_0 \end{aligned} \right\} \quad (2-13)$$

式(2-13)中的 M_0 就是变质量系统对 O_1 点的转矩。附加项 $\dot{\rho}_c \times m \dot{R}_0$ 是由于 O_1 运动产生的转矩,如果 O_1 是不动的,即质心相对于惯性坐标系的速度为零,或者速度 $\dot{\rho}_c$ 平行于 $\dot{R}_0$, 则这一项为零。

将式(2-6)的 $\dot{R}_i, \ddot{R}_i$ 代入式(2-12)后,并考虑到 $\dot{\rho}_i \times \dot{\rho}_i = 0$, 这时式(2-13)中 $M_0 = \dot{H}$, 由此得

$$M_0 = m\rho_c \times \ddot{R}_0 + \sum_i \dot{\rho}_i \times m(\omega \times \rho_i) + \sum_i \rho_i m \times (\dot{\omega} \times \rho_i) + \sum_i \rho_i \times m_i \ddot{\rho}_i \\ + \sum_i \rho_i \times [\omega \times m_i(\omega \times \rho_i)] + 2 \sum_i \rho_i \times (\omega \times m_i \dot{\rho}_i) - \sum_i \rho_i \times \dot{m}_i C_i \quad (2-14)$$

由附录 B, 式(2-14)又可表示为

$$M_0 = m\rho_c \times \ddot{R}_0 + \frac{d}{dt}(J\omega) - \sum_i \rho_i \times \dot{m}_i(\omega \times \rho_i) - \sum_i \rho_i \times \dot{m}_i C_i \\ + \sum_i \rho_i \times m_i \ddot{\rho}_i + \sum_i \rho_i \times (\omega \times m_i \dot{\rho}_i) + \sum_i \rho_i \times [\omega \times m_i(\omega \times \rho_i)] \quad (2-15)$$

式中 $m\rho_c \times \ddot{R}_0$ ——系统质心相对惯性坐标系原点移动造成的影响；

$\frac{d}{dt}(J\omega)$ ——角动量变化率造成的力矩；

$\sum_i \rho_i \times \dot{m}_i(\omega \times \rho_i)$ ——喷气阻尼的影响；

$\sum_i \rho_i \times \dot{m}_i C_i$ ——推力偏心的影响；

$\sum_i \rho_i \times m_i \ddot{\rho}_i$ ——推进剂晃动产生的影响；

$\sum_i \rho_i \times (\omega \times m_i \dot{\rho}_i) + \sum_i \rho_i \times [\omega \times m_i(\omega \times \rho_i)]$ ——飞行器变形引起的质点在其内部的相对运动而产生的力矩。

在分析火箭运动特性时,为使问题简化,可以将质心运动与绕质心运动相互间影响小的一些因素忽略。因此对于式(2-9)、(2-15),忽略一些影响小的因素之后,质心与绕质心运动方程则成为

$$\left. \begin{aligned} m\ddot{R}_0 &= F + P \\ M_a + M_g + M_p &= \frac{d}{dt}(J\omega) + m\rho_c \times (\ddot{R}_0 + \ddot{\rho}_c) \end{aligned} \right\} \quad (2-16)$$

式中 $P = \sum_i \dot{m}_i C_i$ ——发动机推力；

$F = R + F_g + F_k + F_s$ ——外力；其中 R 是空气动力, F_g 是地球引力, F_k 是控制力, F_s 是推进剂晃动力。

M_p, M_a, M_g ——发动机惯性力矩, 气动力矩和地球引力力矩；

$m\rho_c \times (\ddot{R}_0 + \ddot{\rho}_c) = M_s$ ——推进剂晃动力矩；

$$\ddot{\rho}_c = \sum_i \ddot{\rho}_i$$

将式(2-16)改写成另一形式

$$\left. \begin{aligned} m\dot{V} &= P + R + mg \\ \frac{d}{dt}(J\omega) + \omega \times (J\omega) &= M \end{aligned} \right\} \quad (2-17)$$

为便于应用,将式(2-16)写成在惯性坐标系的分量和飞行器坐标系 x_1, y_1, z_1 轴的分量

$$\left. \begin{aligned} \dot{V}_x &= \dot{W}_x + g_x \\ \dot{V}_y &= \dot{W}_y + g_y \\ \dot{V}_z &= \dot{W}_z + g_z \\ J_{x1} \dot{\omega}_{x1} - (J_{y1} - J_{z1}) \omega_{y1} \omega_{z1} &= M_{x1} \\ J_{y1} \dot{\omega}_{y1} - (J_{z1} - J_{x1}) \omega_{z1} \omega_{x1} &= M_{y1} \\ J_{z1} \dot{\omega}_{z1} - (J_{x1} - J_{y1}) \omega_{x1} \omega_{y1} &= M_{z1} \end{aligned} \right\} \quad (2-18)$$

式中 $\dot{W}_x, \dot{W}_y, \dot{W}_z$ 是火箭飞行中所受的全部非质量力的加速度在惯性坐标系的(一般称为视加速度)三个分量; g_x, g_y, g_z 是引力加速度三个分量; M_{x1}, M_{y1}, M_{z1} 是作用于火箭的力矩在 x_1, y_1, z_1 三个轴的分量; J_{x1}, J_{y1}, J_{z1} 是火箭绕其三个主轴(x_1, y_1, z_1)的转动惯量; $\dot{V}_x, \dot{V}_y, \dot{V}_z$ 是火箭质心加速度在惯性坐标系的三个分量。

根据式(2-3a)坐标系转换关系,有

$$\begin{bmatrix} \dot{W}_x \\ \dot{W}_y \\ \dot{W}_z \end{bmatrix} = T_d^i \begin{bmatrix} \dot{W}_{x1} \\ \dot{W}_{y1} \\ \dot{W}_{z1} \end{bmatrix} \quad (2-19)$$

式中

$$\left. \begin{aligned} \dot{W}_{x1} &= \frac{1}{m} (P_{x1} + R_{x1}) \\ \dot{W}_{y1} &= \frac{1}{m} (P_{y1} + R_{y1}) \\ \dot{W}_{z1} &= \frac{1}{m} (P_{z1} + R_{z1}) \end{aligned} \right\} \quad (2-20)$$

式中 P_{x1}, P_{y1}, P_{z1} —— 发动机推力在火箭三个轴的分量;

R_{x1}, R_{y1}, R_{z1} —— 空气动力沿火箭三个轴的分量;

m —— 火箭质量。

作用于火箭的力还有控制力,而控制力往往可以表示为发动机推力分量和气动力分量,因此,未独立列出。火箭的质量、重量表示式

$$\left. \begin{aligned} m &= \frac{G}{g_0} \\ G &= G_0 - \int_0^t \dot{G} dt \end{aligned} \right\} \quad (2-21)$$

其中 G_0 ——火箭起飞重量;
 G ——火箭 t 时刻的重量;
 g_0 ——重力加速度。

外力矩 M_{x1}, M_{y1}, M_{z1} 来自引力、发动机惯性力、空气动力、推进剂晃动力、控制力。而在分析绕心运动时,还需要考虑飞行器弹性振动的作用。飞行器的弹性弯曲变形将引起“弹性和惯性耦合”,即产生发动机惯性力、气动力、晃动力及其力矩之间的交连,同时控制系统姿态测量元件敏感的姿态运动信号不仅有刚体运动的信号,也包含弹性变形部分的信号。但是,在分析质心运动特性时,由于弹性振动力、晃动力对飞行器长周期运动的影响很小,所以往往不考虑弯曲振动、晃动等因素。因此,对于作用于火箭的力和力矩,在分析长周期和短周期运动特性时,可分别情况予以选取。

2.2.2 作用于火箭的力和力矩

(1) 发动机推力

(a) 液体推进剂发动机推力表示式

$$P = (P_{b0} + \delta P_{b0})\dot{G} + [\overline{S_a p_0} + \delta(S_a p_0)](1 - \frac{p}{p_0}) \quad (2-22)$$

式中 $\dot{G} = m g_0$ ——推进剂的秒耗量,其中 m 是每秒燃烧消耗的质量, g_0 为地面重力加速度;
 $P_{b0}, \delta P_{b0}$ ——推进剂的地面额定比冲和比冲偏差 ($N/(kg/s)$);
 S_a ——发动机尾喷管截面积 (m^2);
 p, p_0 ——空中、地面大气压力 (Pa);
 $S_a p_0 = \overline{S_a p_0} + \delta(S_a p_0)$ ——推力高度特性;
 $\overline{S_a p_0}$ ——额定的推力高度特性。

(b) 固体推进剂发动机推力表示式

$$P = \dot{m}(t) g_0 P_b = \dot{m}(t) g_0 P_{bh} [1 - \frac{P_{bh} - P_{b0}}{P_{bh}} \pi(h)] \quad (2-23)$$

式中 $\dot{m}(t)$ ——推进剂秒消耗质量;
 P_b, P_{b0}, P_{bh} ——任意外界压力下的比冲、地面比冲、真空比冲;
 $\pi(h) = \frac{p(h)}{p_0}$ ——表示高度特性的表格函数,当 $h > 80km$ 时, $\pi(h) = \text{常数}$ 。

在有推力矢量控制情况下,当存在发动机的偏摆角 δ_z (偏航平面) 和 δ_y (俯仰平面),这时,沿火箭纵轴推力

$$P_s = P \cos \delta_y \cos \delta_z$$

式中 P ——固定方向(未摆动时)的推力。

^(2) 地球引力

为了进行准确导航和制导,计算地球引力时必须考虑地球为非圆球体形状。计算地球表面上物体的重力,则将地球视为具有引力势的旋转椭球体,即相对地球表面静止的物体,除受引力作用外,还有离心力。

引力由引力势函数对距离微分求得。引力势函数可由下式表示^[1]

$$U = \frac{GM}{r} \left[1 + \sum_{n=1}^{\infty} J_n \left(\frac{R_0}{r} \right)^n P_n(\sin \varphi_c) \right] \quad (2-24)$$

式中 J_N ——带谐系数;

$P_n(\sin \varphi_c)$ ——勒让德多项式;

G ——引力常数;

M ——地球质量。

勒让德多项式是 μ 的函数, μ 是地理纬度与地心纬度之差。

$$\mu = B - \varphi_c = 1.0005 a_e \sin 2\varphi_c \approx a_e \sin 2\varphi_c$$

地球扁率

$$a_e = \frac{1}{298.257}$$

由式(2-24)可推导出引力矢量

$$g_r = -\frac{GM}{r^2} \left[1 + J_1 \left(\frac{a_e}{r} \right)^2 (1 - 3\sin^2 \varphi_c) + J_2 \left(\frac{a_e}{r} \right)^3 (3\sin \varphi_c - 5\sin^3 \varphi_c) + J_3 \left(\frac{a_e}{r} \right)^4 (3 - 30\sin^2 \varphi_c + 35\sin^4 \varphi_c) + \dots \right] \quad (2-25)$$

式中 $GM = (3986005 \pm 3) \times 10^8 \text{m}^3/\text{s}^2$ ——

地球引力常数;

$a_e = (6378140 \pm 5) \text{m}$ ——地球赤道半径;

$J_1 = (1623.41 \pm 4) \times 10^{-6}$;

$J_2 = \frac{4}{5} \times (6.04 \pm 0.73) \times 10^{-6}$;

$J_3 = \frac{1}{6} (6.37 \pm 0.23) \times 10^{-6}$ 。

引力在发射惯性坐标系 $Cxyz$ 各轴上的分

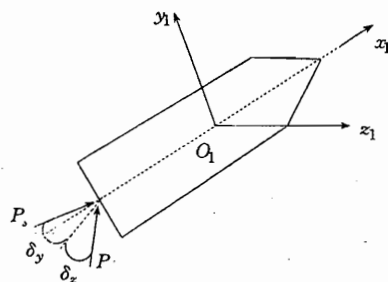


图2-14 发动机偏摆下的推力矢量图

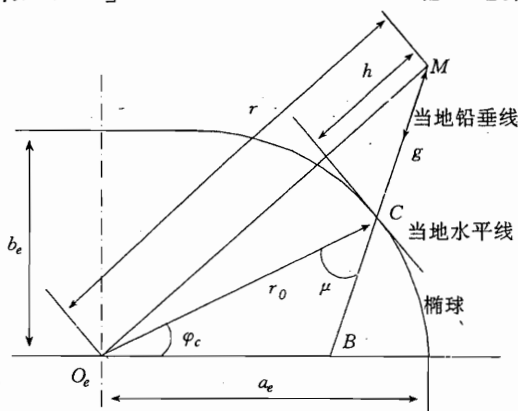


图2-15 扁球体地球子午面内重力

量表达式

$$\left. \begin{aligned} g_a &= \frac{\partial U}{\partial a} = g_r \frac{r_{0a} + l}{r} & a = x, y, z \\ r &= r_0 + l \\ l &= ix + jy + kz \\ r_0 &= ir_{0x} + jr_{0y} + kr_{0z} \\ r &= ir_x + jr_y + kr_z \end{aligned} \right\} \quad (2-26)$$

椭圆面上的矢径 r_0 表示式^[1]

$$r_0 = \frac{a_e \sqrt{1 + e_e^2}}{\sqrt{1 + e_e^2 \cos^2 \varphi_e}}$$

$$e_e^2 \approx 2a_e \approx \frac{1}{150}$$

一般在制导系统初步分析的计算中,常常将地球视为一个匀质的圆球体。由此,在发射惯性坐标系中的地心引力分量表示式

$$\left. \begin{aligned} g_x &= g_r \frac{x}{r} \\ g_y &= g_r \frac{R_0 + y}{r} \\ g_z &= g_r \frac{z}{r} \end{aligned} \right\} \quad (2-27)$$

其中 $r = [x^2 + (R_0 + y)^2 + z^2]^{1/2}$

$R_0 = 6371015 \text{ m}$ ——地球平均半径。

地理垂线(沿地球“参考椭圆体”表面法线的直线,参看图 2-2)和地心垂线(万有引力加速度矢量的方向——同空间 M 点到地心的方向一致)在地面上的夹角

$$\Delta \varphi_e = B_0 - \varphi_e \approx 11.5' \sin 2\varphi_e$$

地理垂线和当地铅垂线之差 ($B_0 - B$) 一般不超过 $2' \sim 3'$ 。

地球表面的重力加速度与引力加速度的关系式

$$g_0 = g_r + \omega_e \times (\omega_e \times R_0) \quad (2-28)$$

式中 $\omega_e = 7.292115 \times 10^{-5} \text{ rad/s}$ ——地球自转角速度。

式(2-28)表明,相对地球表面静止的质量,除受引力作用外,还受地球旋转离心力的作用。

离心加速度在 r 方向和垂直 r 方向的分量

$$\begin{aligned}a_{er} &= r\omega_e^2 \cos^2 \varphi_c \\a_{e\varphi} &= -r\omega_e^2 \sin \varphi_c \cos \varphi_c \\a_e &= r\omega_e^2 \cos \varphi_c\end{aligned}$$

考虑地球为圆球形状,万有引力场是中心的、均匀的、定常力场时,引力加速度在发射点地心赤道惯性坐标系的投影为

$$\left. \begin{aligned}g_r &= g_n \left(\frac{R_0}{R_0 + h} \right)^2 \\g_{rx} &= g_{rz} = 0\end{aligned} \right\} \quad (2-29)$$

式中 $h = r - R_0$ ——离地面的高度;

$g_n = 9.80665 \text{ m/s}^2$ ——标准重力加速度。

选取惯性坐标系来描述火箭运动的动力学过程有许多优越性,但是对有些问题的研究则选取固联地球的相对坐标系很方便。由于固联地球的坐标系是非惯性参考系,因而在分析动力学中产生了科里奥里力和离心力、欧拉力(一般将离心力和欧拉力统称为牵连力)。

由图 2-16 和式(2-9),哥氏力

$$F_c = ma_k = 2m\omega_e \times V_r \quad (2-30)$$

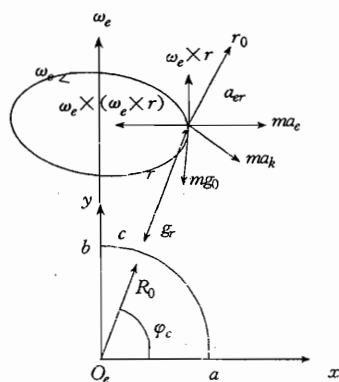


图2-16 重力加速度矢量图

上式的意义是:如质量为 m 的火箭以速度 V_r 在水平面内(与地球固连的坐标系)运动,则在水平面内有一大小为 $2m\omega_{ey}V_r$ 的哥氏力,其方向将指向火箭运动的右侧。 ω_{ey} ——地球自转角速度在垂直于 V_r 方向的分量。

在考虑哥氏力、牵连力等诸力作用的情况下,式(2-18)的质心运动方程在与地球固联的发射点重力坐标系中的表示式将是

$$\left. \begin{aligned}\ddot{X}_g &= \dot{W}_{xg} + g_{xg} - \dot{V}_{cxg} - \dot{V}_{exg} \\ \ddot{Y}_g &= \dot{W}_{yg} + g_{yg} - \dot{V}_{cyg} - \dot{V}_{eyg} \\ \ddot{Z}_g &= \dot{W}_{zg} + g_{zg} - \dot{V}_{czg} - \dot{V}_{ezg}\end{aligned} \right\} \quad (2-31)$$

式中 $\dot{W}_{xg}, \dot{W}_{yg}, \dot{W}_{zg}$ ——火箭视加速度三个分量;

g_{xg}, g_{yg}, g_{zg} ——引力加速度三个分量;

$\dot{V}_{cxg}, \dot{V}_{cyg}, \dot{V}_{czg}$ ——哥氏加速度三个分量;

$\dot{V}_{exg}, \dot{V}_{eyg}, \dot{V}_{ezg}$ ——牵连加速度三个分量。

利用图 2-17,可得出飞行器坐标系表示的引力产生的力

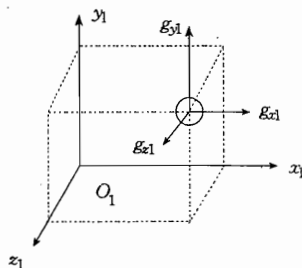


图2-17 飞行器坐标系内的引力分量

$$F_g = m \begin{bmatrix} g_{x1} \\ g_{y1} \\ g_{z1} \end{bmatrix} \quad (2-32a)$$

当火箭质心与飞行器坐标轴有偏移时,引力力矩

$$M_g = \begin{bmatrix} M_{gx1} \\ M_{gy1} \\ M_{gz1} \end{bmatrix} = m \begin{bmatrix} g_{z1}l_y - g_{y1}l_z \\ g_{x1}l_z - g_{z1}l_x \\ g_{y1}l_x - g_{x1}l_y \end{bmatrix} \quad (2-32b)$$

式中 l_x, l_y, l_z ——火箭质心距飞行器坐标原点的距离。

(3) 空气动力和力矩

当火箭相对于空气介质运动时所产生的压力和摩擦力,称为空气动力。空气动力是作用于火箭的主要外力之一。定常运动中,空气动力的大小和方向取决于飞行器的外形、尺寸和结构布局,飞行器相对空气运动的速度矢量方位和大小,介质的密度和粘性、声速,飞行器绕质心的转动角速度、操纵面的偏转角等因素。由于一般火箭的形状不复杂,作用于火箭上的空气动力合力通常在射面内可以分解成阻力和升力两部分,在横向平面有侧力(图 2-18)。

这三个空气动力分量在速度坐标系的表示式是

$$\left. \begin{aligned} F_{axc} &= -C_x q S_m \\ F_{ayc} &= C_y^a q S_m (\alpha + \alpha_w) \\ F_{azc} &= -C_z^b q S_m (\beta + \beta_w) \end{aligned} \right\} \quad (2-33)$$

式中 F_{axc} 是气动阻力, F_{ayc}, F_{azc} 是升力和侧力。 C_x 是迎面阻力系数, C_y^a, C_z^b 是升力系数导数和侧力系数导数; q 是速度头(或称动压); S_m 是火箭最大横截面积(亦称特征面积)。速度头

$$q = \frac{1}{2} \rho V_w^2 \quad (2-34)$$

其中 ρ ——大气密度(kg/m^3);

V_w ——飞行器相对空气介质的速度。

空气动力系数通常由风洞实验确定。阻力系数、升力系数、侧力系数均与飞行速度马赫数 Ma 、高度、攻角、侧滑角有关。在小攻角和小侧滑角情况下,这些系数由空气动力学以表格或曲线形式给出

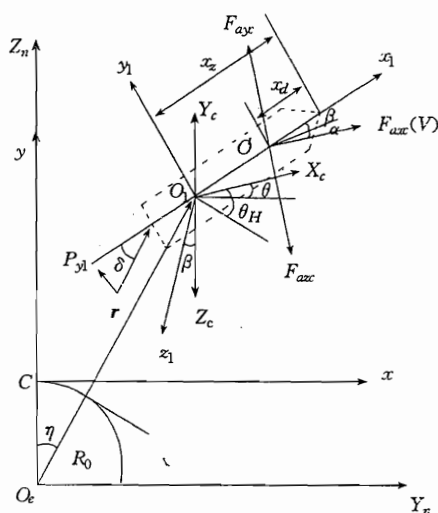


图2-18 作用于火箭的力表示图
O——气动压力中心

$$\left. \begin{aligned} C_x &= C_x(\text{Ma}, \alpha') \\ C_y &= C_y^\alpha(\text{Ma}, \alpha') \\ C_z &= C_z^\beta(\text{Ma}, \beta') \end{aligned} \right\} \quad (2-35)$$

$$\alpha' = \alpha + \alpha_w \quad \beta' = \beta + \beta_w$$

马赫数

$$\text{Ma} = \frac{V_w}{a_0} \sqrt{\frac{T_0}{T(h)}}$$

式中 a_0 ——地面标准声速；

T_0 ——大气标准热力学温度；

$T(h)$ ——大气热力学温度；

$h = r - R_0$ ——火箭距地表(海平面)的高度。

火箭相对于气流的速度

$$\left. \begin{aligned} V_w &= V_g + W \\ V_w^2 &= V_{wx}^2 + V_{wy}^2 + V_{wz}^2 \end{aligned} \right\} \quad (2-36)$$

其中： W ——水平风速；

V_g ——火箭相对地面的速度。

式(2-33)中的三个空气动力分量均作用在火箭的气动压力中心(简称压心)上。阻力指向火箭速度矢量的相反方向,升力在发射平面内垂直于阻力的方向,侧力在火箭横向平面内垂直于阻力方向。侧力表示式等号右边的负号表示由于侧滑角逆时针为正,因而产生的侧力与直角坐标系规定的力的正方向相反。

当火箭外形是轴对称体,则 $C_y^\alpha = C_z^\beta$, 不产生滚动力矩。而当气动力的压心与火箭质心不重合时,则产生俯仰和偏航力矩。

参照图 2-18,可写出气动力引起的力矩表达式

$$\left. \begin{aligned} M_{ax_1} &= 0 \\ M_{ay_1} &= F_{az_1}(x_d - x_z) \\ M_{az_1} &= -F_{ay_1}(x_d - x_z) \end{aligned} \right\} \quad (2-37)$$

式中 x_d ——火箭理论尖端至气动压心的距离；

x_z ——火箭理论尖端至火箭质心的距离。

在火箭轴对称面内,气动力在飞行器坐标系的分量

$$\left. \begin{aligned} F_{ax1} &= F_{axc} \cos \alpha' \cos \beta' + F_{ayc} \sin \alpha' \cos \beta' \\ F_{ay1} &= -F_{axc} \sin \alpha' \cos \beta' + F_{ayc} \cos \alpha' \cos \beta' \\ F_{az1} &= F_{axc} \cos \alpha' \sin \beta' + F_{azc} \cos \beta' \end{aligned} \right\} \quad (2-38a)$$

在 α', β' 为小角度的情况下 $\sin \alpha', \sin \beta' \approx 0$
 $\cos \alpha', \cos \beta' \approx 1$ 则式(2-38a)可写为

$$\left. \begin{aligned} F_{ax1} &= F_{axc} + F_{ayc} \alpha' \\ F_{ay1} &= F_{ayc} - F_{axc} \alpha' \\ F_{az1} &= F_{azc} + F_{axc} \beta' \end{aligned} \right\} \quad (2-38b)$$

将式(2-33)代入式(2-38b),得

$$\left. \begin{aligned} F_{ax1} &= -C_x q S_m + C_y^a q S_m (\alpha')^2 \approx -C_x q S_m \\ F_{ay1} &= (C_y + C_x) q S_m \alpha' = C_{y1}^a q S_m \alpha' \\ F_{az1} &= -(C_z + C_x) q S_m \beta' = -C_{z1}^a q S_m \beta' \end{aligned} \right\} \quad (2-38c)$$

其中 $C_{z1}^a = C_z^a + C_x, C_{y1}^a = C_y^a + C_x$

将式(2-38c)代入式(2-37),得

$$\left. \begin{aligned} M_{ax1} &= 0 \\ M_{ay1} &= -C_{z1}^a q S_m \beta' (x_d - x_z) \\ M_{az1} &= -C_{y1}^a q S_m \alpha' (x_d - x_z) \end{aligned} \right\} \quad (2-39)$$

将式(2-39)的后二式改写成下列形式

$$\left. \begin{aligned} M_{ay1} &= \frac{-C_{z1}^a q S_m (x_d - x_z)}{l_k} l_k \beta' = -m_{y1}^a q S_m l_k \beta' \\ M_{az1} &= \frac{-C_{y1}^a q S_m (x_d - x_z)}{l_k} l_k \alpha' = -m_{z1}^a q S_m l_k \alpha' \end{aligned} \right\} \quad (2-40)$$

式中 m_{y1}^a, m_{z1}^a 称为静稳定力矩系数,即空气动力力矩系数(无量纲),它们的表达式

$$\left. \begin{aligned} m_{y1}^a &= C_{z1}^a (x_d - x_z) / l_k \\ m_{z1}^a &= C_{y1}^a (x_d - x_z) / l_k \end{aligned} \right\} \quad (2-41)$$

其中 l_k ——火箭理论长度。

静稳定力矩系数是表征火箭受控特性的重要参数。若 $m_{y1}^a (m_{z1}^a) < 0$,则表示 $x_z > x_d$,即压在质心前面,火箭在无控状态下处于静不稳定。反之, $m_{y1}^a (m_{z1}^a) > 0$,表示气动力矩的作用将

使火箭攻角(侧滑角)逐渐减小,火箭能自身趋于稳定。

同理,可导出火箭旋转运动中的气动阻尼力矩,其结果表示式

$$\left. \begin{aligned} M_{adx1} &= -(m_{dx1}^w q S_m l_k^2 \omega_{x1} / V) \\ M_{ady1} &= -(m_{dy1}^w q S_m l_k^2 \omega_{y1} / V) \\ M_{adz1} &= -(m_{dz1}^w q S_m l_k^2 \omega_{z1} / V) \end{aligned} \right\} \quad (2-42)$$

式中 $m_{dx1}^w, m_{dy1}^w, m_{dz1}^w$ 是火箭三个轴的阻尼力矩系数, $\omega_{x1}, \omega_{y1}, \omega_{z1}$ 是火箭绕该主轴的旋转角速度。参照图 2-9, 可导出

$$\left. \begin{aligned} \omega_{x1} &= \dot{\gamma} - \dot{\varphi} \sin \psi \\ \omega_{y1} &= \dot{\psi} \cos \gamma + \dot{\varphi} \cos \psi \sin \gamma \\ \omega_{z1} &= \dot{\varphi} \cos \psi \cos \gamma - \dot{\psi} \sin \gamma \end{aligned} \right\} \quad (2-43)$$

以上各公式给出的气动力和气动力矩的一般形式,对于非对称体飞行器和大攻角情况下需要进行气动特性计算的修正(包含非线性和交连项)。

(4) 控制力、力矩

控制力是火箭操纵力。产生控制力的方式通常有:燃气舵偏转、喷管(固定喷管或游动喷管)、摆动发动机或尾喷管、变推力发动机族。根据需要的控制力大小,采用不同方式产生控制力。

现以摆动发动机的推力矢量控制产生控制力为例加以说明。

1) 设在火箭尾部“×”字形安装 4 台发动机,每台发动机沿切向方向摆动(图 2-19)。在俯仰和偏航平面的控制力

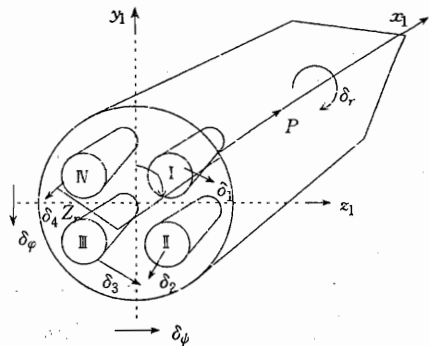


图2-19 摆动发动机产生控制力示意图

$$\begin{aligned} F_{ky1} &= \sum_{i=1}^4 P_{iy} \\ F_{kz1} &= \sum_{i=1}^4 P_{iz} \end{aligned}$$

若 4 台发动机推力相等,并规定每台发动机摆动角的正负极性:从火箭尾部看去取顺时针方向为正(图 2-19)。当摆角不大($\delta_i < 10^\circ$)的情况下

$$\left. \begin{aligned} F_{ky1} &= \sum_{i=1}^4 (P_i \sin \delta_i) \cos 45^\circ = \frac{P}{\sqrt{2}} (\delta_1 + \delta_2 - \delta_3 - \delta_4) = \frac{P}{\sqrt{2}} \delta_\varphi \\ F_{kz1} &= \sum_{i=1}^4 (P_i \sin \delta_i) \cos 45^\circ = \frac{P}{\sqrt{2}} (\delta_1 - \delta_2 - \delta_3 + \delta_4) = \frac{P}{\sqrt{2}} \delta_\psi \end{aligned} \right\} \quad (2-44a)$$

对于滚动控制,若4台发动机全部参与滚控,由它们产生的力偶作用力可视为等效滚动控制力

$$F_{kr1} = \sum_{i=1}^4 P_i \sin \delta_i = P(\delta_1 + \delta_2 + \delta_3 + \delta_4) = P\delta_r \quad (2-44b)$$

式中 P —单台发动机推力;

$\delta_1, \delta_2, \delta_3, \delta_4$ —各台发动机摆角;

$\delta_\varphi, \delta_\psi, \delta_\gamma$ —产生俯仰、偏航、滚动控制力的发动机综合摆角。

发动机综合摆角表示式

$$\left. \begin{aligned} \delta_\varphi &= \delta_1 + \delta_2 - \delta_3 - \delta_4 \\ \delta_\psi &= \delta_1 - \delta_2 - \delta_3 + \delta_4 \\ \delta_\gamma &= \delta_1 + \delta_2 + \delta_3 + \delta_4 \end{aligned} \right\} \quad (2-45a)$$

每台发动机摆角与综合摆角的关系

$$\left. \begin{aligned} \delta_1 &= \delta_\varphi + \delta_\psi + \delta_\gamma \\ \delta_2 &= \delta_\varphi - \delta_\psi + \delta_\gamma \\ \delta_3 &= -\delta_\varphi - \delta_\psi + \delta_\gamma \\ \delta_4 &= -\delta_\varphi + \delta_\psi + \delta_\gamma \end{aligned} \right\} \quad (2-45b)$$

控制力矩

$$\left. \begin{aligned} M_{kx1} &= -P\delta_r z_r \\ M_{ky1} &= -\frac{P}{\sqrt{2}}(x_R - x_z)\delta_\psi \\ M_{kz1} &= -\frac{P}{\sqrt{2}}(x_R - x_z)\delta_\varphi \end{aligned} \right\} \quad (2-46)$$

式中 x_R ——火箭理论尖端至发动机摆动轴的距离;

z_r ——发动机摆动轴至火箭纵轴 x_1 的距离。

2) 摆动发动机采用“+”字形布置(图2-20)时, 则 I、III 发动机控制火箭偏航运动, II、IV 发动机控制俯仰运动, I、II、III、IV 发动机控制滚动运动。从火箭尾部向前看, 设 I、III 发动机摆动产生控制力 F_{kx1} , 摆角向右为正; II、IV 发动机摆动产生控制力 F_{ky1} , 摆角向下为正; 产生滚动控制力的4台发动机的摆动方向顺时针为正。

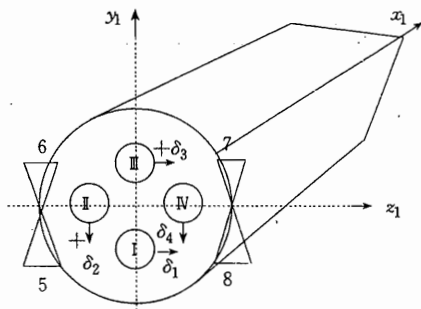


图2-20 发动机“+”形布置及姿控喷管布置示意图

控制力方程

$$\left. \begin{aligned} F_{ky1} &= 2P\delta_{\varphi}' \\ F_{kx1} &= -2P\delta_{\psi}' \\ F_{kr} &= 4P\delta_{\gamma}' \end{aligned} \right\} \quad (2-47)$$

发动机综合摆角

$$\left. \begin{aligned} \delta_{\varphi}' &= \frac{1}{2}(\delta_2 + \delta_4) \\ \delta_{\psi}' &= \frac{1}{2}(\delta_1 + \delta_3) \\ -\delta_{\gamma}' &= \frac{1}{4}(-\delta_1 - \delta_2 + \delta_3 + \delta_4) \end{aligned} \right\} \quad (2-48)$$

上式中 $\delta_1 \sim \delta_4$ 的极性定义见图 2-20。

控制力矩方程

$$\left. \begin{aligned} M_{kx1} &= -4P\delta_{\gamma}'z_r \\ M_{ky1} &= -2P(x_R - x_z)\delta_{\psi}' \\ M_{kz1} &= -2P(x_R - x_z)\delta_{\varphi}' \end{aligned} \right\} \quad (2-49)$$

如果图 2-20 的主发动机是变推力发动机组,则利用两台发动机推力差产生绕俯仰轴力矩和绕偏航轴力矩,利用姿控喷管产生滚动力矩。图中喷管 5、7 产生 $+\delta_{\gamma}$ 滚控力矩,喷管 6、8 产生 $-\delta_{\gamma}$ 滚控力矩。

控制力矩方程

$$\left. \begin{aligned} M_{kx1} &= [(P_5 + P_7) \vee (P_6 + P_8)]z_p \\ M_{ky1} &= |P_I - P_N|z_r \\ M_{kz1} &= |P_I - P_N|z_r \end{aligned} \right\} \quad (2-50)$$

式中 z_p ——姿控喷管至火箭纵轴的距离;

z_r ——主发动机至火箭纵轴的距离。

(5) 晃动力、力矩

晃动力是液体推进剂在贮箱内晃动产生的。这种晃动是由于火箭飞行时,贮箱晃动引起液体振荡造成的。在通常分析方法中,将晃动液体动力作用通过一系列单摆(或谐波振子)来代替,可以得到很好的近似。即贮箱内液体晃动和一个弹簧质量系统构成的振动子的振动在数学上等效。振动子参数(质量、摆长、悬点位置)与火箭的质量、惯性、几何尺寸、液体的性质和相对

贮箱的液面有关。

参阅式(2-9)、(2-15)及参考文献[1,6],晃动力的表达式可写成

$$\left. \begin{aligned} F_{sx} &= 0 \\ F_{sy} &= \sum_{p=1}^{n_p} m_p \ddot{y}_p \\ F_{sz} &= \sum_{p=1}^{n_p} m_p \ddot{z}_p \\ \ddot{y}_p + 2\zeta_p \Omega_p \dot{y}_p + \Omega_p^2 y_p &= - (l_{sp} - L_p) \ddot{\varphi} \\ \ddot{z}_p + 2\zeta_p \Omega_p \dot{z}_p + \Omega_p^2 z_p &= - (l_{sp} - L_p) \ddot{\psi} \end{aligned} \right\} \quad (2-51a)$$

或

$$\left. \begin{aligned} F_{sy} &= \sum_{p=1}^{n_p} m_p \dot{W}_{x1} \varphi_y \\ F_{sz} &= \sum_{p=1}^{n_p} -m_p \dot{W}_{x1} \varphi_z \\ \ddot{\varphi}_y + \omega_{py}^2 \dot{\varphi}_y &= \frac{1}{L_p} [\dot{W}_{x1} + (l_{sp} - L_p) \ddot{\psi}] \\ \ddot{\varphi}_z + \omega_{pz}^2 \dot{\varphi}_z &= \frac{-1}{L_p} [\dot{W}_{x1} + (l_{sp} - L_p) \ddot{\psi}] \end{aligned} \right\} \quad (2-51b)$$

式中 $l_{sp} = x_z - x_p$ ——从第 p 贮箱摆(晃动质量中心)的悬点到火箭质心的距离(图 2-21);

L_p ——第 p 贮箱摆的摆长;

φ_y, φ_z ——第 p 贮箱的摆在俯仰、偏航平面内的摆角;

Ω_p ——第 p 贮箱晃动圆频率;

ω_{py}, ω_{pz} ——俯仰、偏航平面内,第 p 贮箱摆的无阻尼固有频率;

m_p ——第 p 贮箱摆的质量;

$\ddot{\varphi}, \ddot{\psi}$ ——俯仰、偏航角加速度。

晃动力矩

$$\left. \begin{aligned} M_{sy} &= l_{sp} F_{zs} \\ M_{sz} &= l_{sp} F_{ys} \end{aligned} \right\} \quad (2-52)$$

(6) 发动机摆动惯性力、力矩

执行机构摆动发动机,由于发动机具有质量和转动惯量,将产生惯性力和力矩。参看图 2

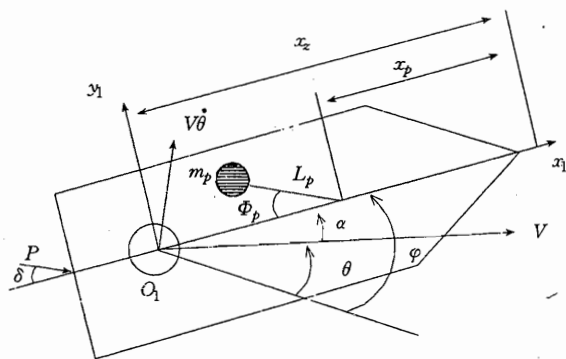


图2-21 晃动摆的简图(俯仰平面)

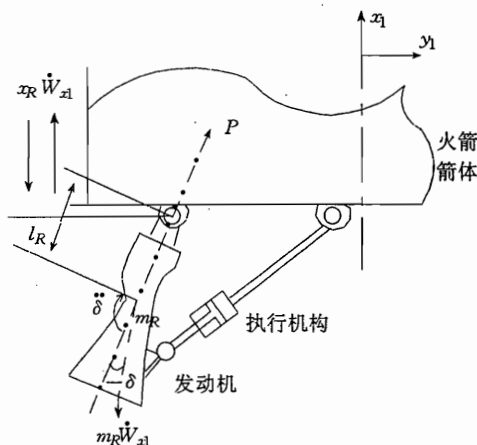


图2-22 摆动发动机的作用力矩图

$$\left. \begin{aligned} F'_{Ex1} &= 0 \\ F'_{Ey1} &= m_R l_R \ddot{\delta}_\varphi - m_R \dot{W}_{x1} \delta_\varphi \\ F'_{Ez1} &= -m_R l_R \ddot{\delta}_\psi + m_R \dot{W}_{x1} \delta_\psi \\ M'_{Ex1} &= -J_R \ddot{\delta}_\gamma - m_R l_R z_R \ddot{\delta}_\gamma \\ M'_{Ey1} &= -J_R \ddot{\delta}_\psi - m_R l_R (x_R - x_z) \ddot{\delta}_\psi - m_R \dot{W}_{x1} l_R \delta_\psi \\ M'_{Ez1} &= -J_R \ddot{\delta}_\varphi - m_R l_R (x_R - x_z) \ddot{\delta}_\varphi - m_R \dot{W}_{x1} l_R \delta_\varphi \end{aligned} \right\} \quad (2-53)$$

式中 m_R 是单台发动机摆动部分的质量, J_R 是单台发动机摆动部分的转动惯量, $m_R \dot{W}_{x1}$ 是发动机在火箭运动视加速度作用下的惯性力, l_R 是发动机质心到摆动轴的距离, z_R 是发动机摆动轴距飞行器纵轴的距离, $\delta_\varphi, \delta_\psi$ 是发动机综合摆角。

2.2.3 弹性振动方程

弹道导弹及运载火箭结构一般有大的长细比, 较小结构刚度, 因而在外力作用下, 这样的结构会产生变形和弯曲振动(弹性振动)。

弹性振动有纵向振动、扭转振动和横向振动。纵向振动是指平行于飞行器纵轴的弹性位移。这种效应通常是微小的, 但是对于大型液体运载火箭的推进剂输送系统有重大影响, 即纵向耦合振动。纵向耦合振动在姿态运动稳定性分析时需要考虑其影响。扭转振动是绕飞行器纵轴的弹性角位移。在一般火箭中, 扭转振动由于结构对称性使得扭转振型与横向及纵向运动不相耦合、激励, 所以扭转振动对俯仰、偏航姿态控制关系较小。为了分析姿态控制系统的稳定性, 最重要的是横向弹性振动。

由于飞行器存在弹性振动, 飞行器的运动除了等效刚体的平移和转动外, 还有相对于刚体纵轴(无变形的轴)的横向弹性振动。对于具有轴对称的飞行器来说, 俯仰横向振型与偏航横向振型间的耦合极小, 可以忽略。因此只需要分析飞行器的平面弹性特性。

导弹和运载火箭本质上是一根细长梁。所以, 它在空间的横向振动可视两端自由的非均匀弹性梁的运动, 此梁的弹性位移、抗弯刚度及质量惯性沿长度的分布由飞行器结构参数决定。

文献[1]第2章2.3.4给出了飞行器在外力(包括控制力、气动力、推力、推进剂晃动惯性力及摆动发动机的惯性力等)作用下的横向弹性振动方程。

弹性挠曲位移方程

$$y(l, t) = \sum_{i=1}^n q_i(t) W_i(x) \quad i = 1, 2, \dots, n \quad (2-54)$$

有关飞行器弹性变形示意图示于图2-23。 $W_i(X)$ 表示飞行器纵轴各点的相对横移关系,称为第*i*次固有振型函数。 $q_i(t)$ 在弹性振型函数确定后可决定弹性振动幅值,所以称为描述弯曲振型的广义坐标。

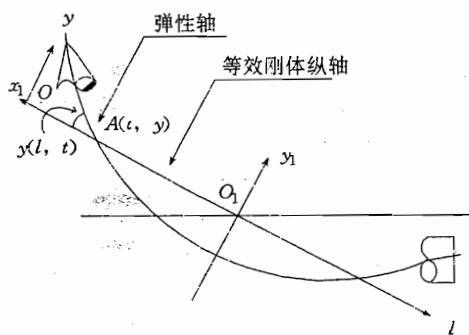


图2-23 飞行器弹性变形示意图

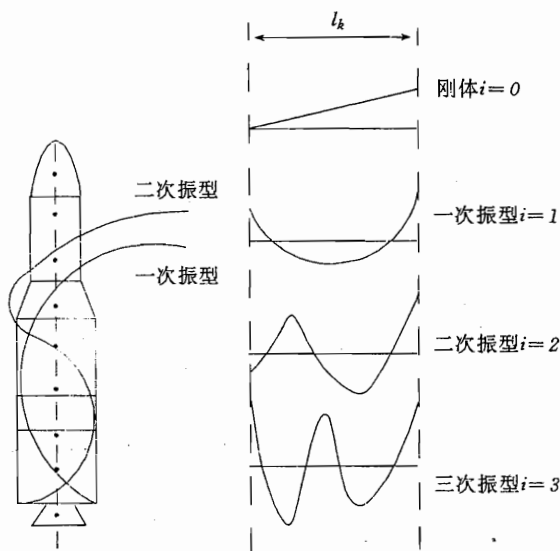


图2-24 一、二、三次振型形状

弹性振动广义坐标 $q_i(t)$ 是随时间变化的量,它满足下列方程

$$\ddot{q}_i + 2\zeta_i \omega_i \dot{q}_i + \omega_i^2 q_i = \frac{Q_i}{M_i} \quad (2-55a)$$

式中 ω_i ——第*i*次振型的固有频率;
 ζ_i ——第*i*次振型的阻尼系数;
 Q_i ——对应第*i*次振型的广义力;
 M_i ——对应第*i*次振型的广义质量。

$$\left. \begin{aligned} Q_i &= \int_0^{l_k} \sum f_{y1} W_i(x) dx \\ M_i &= \int_0^{l_k} m(x) W_i^2(x) dx \end{aligned} \right\} \quad (2-55b)$$

其中, $\sum f_{y1}(x)$ 是作用于飞行器的外力在法向方向的投影, $m(x)$ 是沿飞行器纵轴的质量分布。

$$\sum f_{y1} = F_{yg} + F_{yk} + F_{ya} + F_{ys} + F_{yE}$$

只要知道引力、推力、气动力、晃动力、发动机惯性力等在 O_1y_1 轴的投影, 即可求出广义力。

振型函数 $W_i(x)$ 主要由结构特性(刚度和质量分布)和边界条件(飞行器视为梁的两端状态)确定。对于大型火箭的振型函数, 通常取至 3~5 次振型(即 $i = 1, 2, \dots, 5$)。图 2-24 表示的是火箭弯曲振型的大致形状。飞行器结构确定后, 振型函数 $W_i(x)$ 可用数值计算求出, 并用弹性振动实验校核。

将广义力的表达式(方程(2-38c)~(2-53)有关法向力表示式)代入式(2-55a), 即得到第 i 次振型的弹性振动方程

$$\ddot{q}_i + 2\zeta_i \omega_i \dot{q}_i + \omega_i^2 q_i = D_{1i} \Delta \dot{\varphi} + D_{2i} \alpha + D_{3i} \delta_{\varphi} + D'_{3i} \ddot{\varphi} + \sum_{p=1}^{n_p} D_{ip} y_p + \sum_{p=1}^{n_p} D'_{ip} \ddot{y}_p - Q_{iy} \quad (2-56)$$

式中

$$\begin{aligned} D_{1i} &= -\frac{57.3qS_m}{M_i V} \left[\int_0^{l_k} C_y^a(x) (x_z - x) W_i(x) dx \right] \\ D_{2i} &= \frac{57.3qS_m}{M_i} \left[\int_0^{l_k} C_y^a(x) W_i(x) dx \right] \\ D_{3i} &= \frac{1}{M_i} \left[\frac{\sqrt{2}}{2} P W_i(x_R) + \frac{\sqrt{2}}{2} m_R W_{x1} l_R W_i'(x_R) \right] \\ D'_{3i} &= \frac{\sqrt{2}}{2M_i} [m_R l_R W_i(x_R) + J_R W_i'(x_R)] \\ D_{ip} &= -\frac{1}{M_i} m_p W_{x1} W_i'(x_p) \quad D'_{ip} = -\frac{m_p}{M_i} W_i(x_p) \end{aligned}$$

式(2-56)中的 Q_{iy} 为与沿 O_1y_1 轴作用力对应的广义力, D_{1i}, D_{2i} 代表与旋转角速度和攻角成比例的等效刚体的广义气动力对 i 次振型的作用。其表达式中 $C_y^a(x)$ 是局部法向力系数导数。 D_{3i} 和 D'_{3i} 的表达式中 $W_i'(x_r) = \frac{\partial W_i}{\partial x} \Big|_{x=x_r}$ 表示发动机支架点处对应于第 i 次振型的振型斜率, 即对应该点第 i 次振型的火箭体断面旋转角。 $m_R W_{x1} l_R W_i'(x_R)$ 是对应摆动发动机过载力矩的广义力。 D_{3i} 和 D'_{3i} 是发动机摆动偏角和偏角角加速度对 i 次振型振动的影响系数。 D_{ip}, D'_{ip} 是第 p 贮箱中液体晃动广义坐标对 i 次振型振动的影响系数。

飞行器弹性振动弯曲变形后, 引起推力分量和附加姿态角。这些附加的影响, 在姿态控制

系统设计和稳定性分析时必须予以考虑。由图 2-25 可以看出,当无弹性振动弯曲变形和发动机摆角为零时,推力作用线将通过飞行器质心(图中 lO_1x_1 线),与等效刚体纵轴重合。同样,姿态敏感元件的测量基准轴也与等效刚体纵轴重合(或平行)。而当有弯曲变形时,则产生附加推力分量和姿态角的量测角增量。

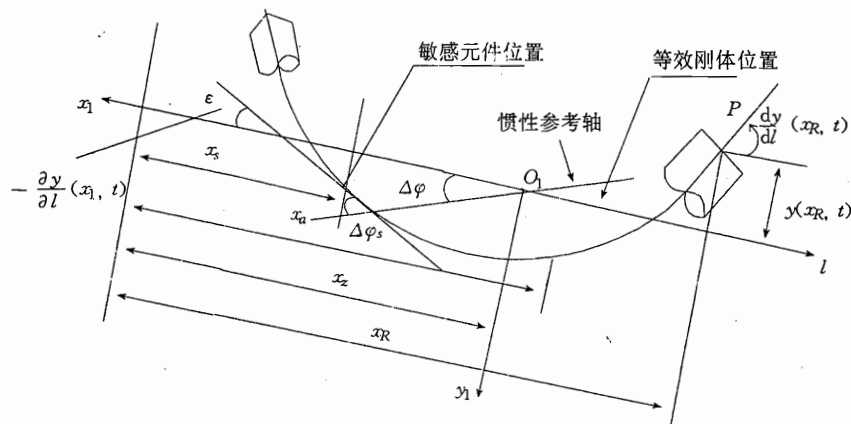


图 2-25 弹性变形对推力作用和姿态角测量的影响

由于弹性变形弯曲,推力作用点相对于未变形纵轴发生横移和偏角。参照图 2-25,因弹性弯曲变形在火箭尾部产生的偏角

$$\frac{\partial y(x_R, t)}{\partial l} = \sum_{i=1}^n W_i'(x_R) q_i \quad (2-57a)$$

第 i 次振型产生的附加推力法向分量

$$P_{yi} = P W_i'(x_R) q_i \quad (2-57b)$$

附加力矩

$$M_{yi} = P W_i'(x_R) (x_R - x_s) q_i \quad (2-57c)$$

姿态测量元件在飞行器有弯曲变形的情况下,既测量刚体角运动,又测量了测量元件所在位置的弹性弯曲变形的附加角。设 $\Delta\phi_s$ 为距火箭理论尖端 x_s 处测量元件敏感的姿态角增量, $\Delta\phi$ 为刚体的姿态角增量,由此,位置陀螺仪测量的角增量

$$\Delta\phi_s = \Delta\phi + \epsilon \quad (2-58a)$$

$$\epsilon = - \frac{\partial y(x_1, t)}{\partial l} \Big|_{l=x_s} = - \sum_{i=1}^n q_i(t) W_i'(x_s) \quad (2-58b)$$

式(2-58b)的负号是由于描述弹性振动位移的正方向指向火箭尾部,因而

$$\Delta\varphi_s = \Delta\varphi - \sum_{i=1}^n q_i(t) W_i'(x_s) \quad (2-58c)$$

其中, $W_i'(x_s) = \frac{\partial W_i}{\partial x} \big|_{x=x_s}$ 是 X_s 坐标处的第 i 次振型斜率。

同理, 安装在距火箭理论尖端 x_{gs} 处的速率陀螺仪敏感的姿态角速度

$$\Delta\dot{\varphi}_{gs} = \Delta\dot{\varphi} - \sum_{i=1}^n W_i'(x_{gs}) \dot{q}_i \quad (2-59)$$

捷联安装于 x_a 处(图 2-25)的加速度计测量的增量

$$\Delta\ddot{W}_{y1} = \sum_{i=1}^n [W_i(x_a) \ddot{q}_i + W_i'(x_a) \dot{W}_{x1} \dot{q}_i] \quad (2-60)$$

其中, $W_i'(x_a) q_i$ 是在 x_a 坐标处的由于弹性弯曲变形引起的偏角。

从以上的分析看到, 弯曲变形火箭上配置的一些测量元件的输出, 由代表刚体运动和局部弹性变形的两部分信号所组成。这些信号将用来控制飞行器操纵机构所产生的力和力矩, 以保证飞行器在弹性振动下的飞行稳定性。

对于绕火箭纵轴的扭转振型, 可类似横向弹性振动列出扭转弹性振动方程(见式(2-65))。

2.2.4 受扰运动方程

火箭在实际飞行中, 受到内外干扰的作用并处于受控状态。影响火箭运动的干扰, 通常分为两类: 一类是影响质心运动的干扰力; 另一类是影响绕质心运动的干扰力矩。造成这两类干扰的主要因素有: 发动机参数偏差(秒耗量偏差、比冲偏差、推力作用线横移和偏斜, 发动机族各推力不相等和推力不同步), 产品结构偏差(初始重量偏差 δG_0 、特征面积偏差 ΔS_m 、质心偏离几何轴线), 气动系数偏差($\Delta C_x, \Delta C_y, \Delta C_z^2$), 风干扰, 推进剂晃动干扰, 控制装置零位偏差和漂移等。对于控制装置偏差引起的虚假作用力、力矩一般称内干扰, 其余的则称之为外干扰。

弹道导弹和运载火箭一般是按照给定的弹道程序角飞行。通过控制装置对飞行器施加程序角控制, 并且在干扰情况下保持飞行器姿态自动稳定。通常受控飞行器姿态控制方程是

$$\left. \begin{aligned} \delta\varphi &= \alpha_0^{\varphi} \Delta\varphi + \alpha_1^{\varphi} \dot{\varphi} + k_u^{\varphi} u_{\varphi} \\ \delta\psi &= \alpha_0^{\psi} \Delta\psi + \alpha_1^{\psi} \dot{\psi} + k_u^{\psi} u_{\psi} \\ \delta\gamma &= \alpha_0^{\gamma} \Delta\gamma + \alpha_1^{\gamma} \dot{\gamma} \\ \Delta\varphi &= \varphi - \varphi_{cx}(t) \\ \Delta\psi &= \psi - \psi_{cx}(t) \\ \Delta\gamma &= \gamma - \gamma_{cx}(t) \end{aligned} \right\} \quad (2-61)$$

式中 φ, ψ, γ —— 飞行器俯仰角、偏航角、滚动角;

$\varphi_{cx}, \psi_{cx}, \gamma_{cx}$ —— 飞行器俯仰、偏航、滚动通道程序角;

$\dot{\varphi}, \dot{\psi}, \dot{\gamma}$ ——姿态角速度；

$\alpha_0^p, \alpha_0^d, \alpha_1^p, \alpha_1^d, \alpha_1^{\gamma}$ ——姿态控制回路静、动态传递系数；

$k_u^p u_\varphi, k_u^d u_\psi$ ——法向、横向导引量(k_u^p, k_u^d 为法向、横向导引系数)。

由描述火箭运动的力和力矩方程可以看出,空气动力方程是在速度坐标系列写出的,一些干扰力矩是在飞行器坐标系列写。为了分析问题方便起见,往往将火箭运动方程在速度坐标系和飞行器坐标系中结合起来列写。

参考图 2-18 和式(2-4a)、(2-5a)的坐标转换关系,综合式(2-22)~(2-61),火箭运动的完整方程组可表示为

$$\left. \begin{aligned} m\dot{V} &= F_{xc} \\ mV\dot{\theta} &= F_{yc} \\ -mV\dot{\sigma} &= F_{zc} \\ J_{x1}\dot{\omega}_{x1} - (J_{y1} - J_{z1})\omega_{y1}\omega_{z1} &= M_{x1} \\ J_{y1}\dot{\omega}_{y1} - (J_{z1} - J_{x1})\omega_{x1}\omega_{z1} &= M_{y1} \\ J_{z1}\dot{\omega}_{z1} - (J_{x1} - J_{y1})\omega_{x1}\omega_{y1} &= M_{z1} \end{aligned} \right\} \quad (2-62)$$

其中

$$\left. \begin{aligned} F_{xc} &= F_{gxc} + F_{pxc} + F_{axc} + F_{kxc} + F_{sxc} + F_{Ex} + F_x \\ F_{yc} &= F_{gyc} + F_{pyc} + F_{ayc} + F_{kyc} + F_{syc} + F_{Ey} + F_y \\ F_{zc} &= F_{gzc} + F_{pzc} + F_{azc} + F_{kzc} + F_{szc} + F_{Ez} + F_z \end{aligned} \right\} \quad (2-63a)$$

$$\left. \begin{aligned} M_{x1} &= M'_{ax1} + M_{kx1} + M_{sx1} + M_{Ex1} + M_x \\ M_{y1} &= M'_{ay1} + M_{ky1} + M_{sy1} + M_{Ey1} + M_y \\ M_{z1} &= M'_{az1} + M_{kz1} + M_{sz1} + M_{Ez1} + M_z \end{aligned} \right\} \quad (2-63b)$$

a. 引力分量

式(2-63a)中的引力分量,在速度坐标系的表达式

$$\left. \begin{aligned} F_{gxc} &= -mg\sin\theta_H\cos\sigma \\ F_{gyc} &= -mg\cos\theta_H \\ F_{gzc} &= -mg\sin\theta_H\sin\sigma \end{aligned} \right\} \quad (2-64a)$$

引力力矩可忽略不计。

b. 推力分量

$$\left. \begin{aligned} F_{pxc} &= P_0\cos\alpha\cos\beta \\ F_{pyc} &= P_0\cos\beta\sin\alpha \\ F_{pzc} &= -P_0\sin\beta \end{aligned} \right\} \quad (2-64b)$$

$P_0 = \sum_{i=1}^4 P_{si}$ ——多台发动机的推力(P_s —见图 2-14)

c. 气动力、力矩分量

它们在速度坐标系的表示式见式(2-33),在飞行器坐标系表示式见式(2-38c)、(2-39)。气动力矩是稳定力矩与阻尼力矩两项之和,即

$$\left. \begin{aligned} M'_{ax1} &= M_{ax1} + M_{adx1} = -m_{dx1}^{\omega} q S_m l_k^2 \omega_{x1} / V \\ M'_{ay1} &= M_{ay1} + M_{ady1} = -m_{dy1}^{\omega} q S_m l_k^2 \omega_{y1} / V \\ M'_{az1} &= M_{az1} + M_{adz1} = -m_{dz1}^{\omega} q S_m l_k^2 \omega_{z1} / V \end{aligned} \right\} \quad (2-64c)$$

d. 控制力、力矩分量

控制力分量在速度坐标系的表示式

$$\left. \begin{aligned} F_{kxc} &= -F_{ky1} \sin \alpha + F_{kz1} \sin \beta \approx 0 \\ F_{kyc} &= F_{ky1} \cos \alpha \\ F_{kzc} &= F_{kz1} \cos \beta \end{aligned} \right\} \quad (2-64d)$$

F_{ky1}, F_{kz1} 的表示式见式(2-44a)。

控制力矩 $M_{kx1}, M_{ky1}, M_{kz1}$ 的表示式见式(2-46)或(2-49)。

e. 晃动力、力矩分量

晃动力分量 $F_{sxc} = 0, F_{syc}, F_{szc}$ 的表示式见式(2-51a),力矩分量 $M_{sx1} = 0, M_{sy1}, M_{sz1}$ 表示式见式(2-52)。但式(2-51a)是在飞行器坐标系列写的,需转换到速度坐标系。

f. 发动机摆动惯性力、力矩分量

多台切向摆动发动机的摆动惯性力 $F_{Ex} = 0, F_{Ey}, F_{Ez}$ 及力矩分量表示式由式(2-53)得

$$\left. \begin{aligned} F_{Ey} &= \frac{1}{\sqrt{2}} F'_{Ey} \\ F_{Ez} &= \frac{1}{\sqrt{2}} F'_{Ez} \\ M_{Ex1} &= -J_R \ddot{\delta}_r - m_R l_R z_R \ddot{\delta}_r \\ F_{Ey1} &= \frac{1}{\sqrt{2}} M'_{Ey1} \\ F_{Ez1} &= \frac{1}{\sqrt{2}} M'_{Ez1} \end{aligned} \right\} \quad (2-64e)$$

g. 弹性振动扰动力、力矩分量

参看图 2-25,弹性振动的扰动力主要是由于弹性振动引起的气动力变化和发动机推力横向分量。

由于弹性变形,气动力沿纵轴分布不均匀,因而沿纵轴各点的局部攻(侧滑)角不同,所以

不能沿用法(侧)向力导数的概念,而需引入广义气动力导数,由此造成的总法向力^[6]

$$F_y^Q = \sum_{i=1}^n q_i \int_0^l \frac{\partial C_y(l)}{\partial \alpha} W_i'(l) dl - \sum_{i=1}^n \frac{\dot{q}_i}{W_{x1}} \int_0^l \frac{\partial C_y(l)}{\partial \alpha} W_i'(l) dl$$

侧向力

$$F_z^Q = \sum_{i=1}^n q_i \int_0^l \frac{\partial C_z(l)}{\partial \alpha} W_i'(l) dl - \sum_{i=1}^n \frac{\dot{q}_i}{W_{x1}} \int_0^l \frac{\partial C_z(l)}{\partial \alpha} W_i'(l) dl$$

式中负号是描述弹性振动位移 dl 的正方向指向火箭尾部。

将上式写成系数形式

$$\left. \begin{aligned} F_y^Q &= \sum_{i=1}^n Y^{qi} q_i + \sum_{i=1}^n Y^{\dot{q}i} \dot{q}_i \\ F_z^Q &= \sum_{i=1}^n Z^{qi} q_i + \sum_{i=1}^n Z^{\dot{q}i} \dot{q}_i \end{aligned} \right\} \quad (2-64f)$$

称 $Y^{qi}, Y^{\dot{q}i} (Z^{qi}, Z^{\dot{q}i})$ 是气动弹性升力(侧向力)导数。广义气动力导数由实验确定,也可用近似理论公式算得。利用弹性气动力公式,可列出弹性气动力矩表示式

$$\left. \begin{aligned} M_y^Q &= \sum_{i=1}^n M_y^{qi} q_i + \sum_{i=1}^n M_y^{\dot{q}i} \dot{q}_i \\ M_z^Q &= \sum_{i=1}^n M_z^{qi} q_i + \sum_{i=1}^n M_z^{\dot{q}i} \dot{q}_i \end{aligned} \right\} \quad (2-64g)$$

式中

$$M_y^{qi} = q_i \int_0^l \partial C_z(l) / \partial \beta W_i'(l) (x_z - x) dl$$

$$M_y^{\dot{q}i} = - \frac{\dot{q}_i}{W_{x1}} \int_0^l \partial C_z(l) / \partial \beta W_i'(l) (x_z - x) dl$$

$$M_z^{qi} = q_i \int_0^l \partial C_y(l) / \partial \alpha W_i'(l) (x_z - x) dl$$

$$M_z^{\dot{q}i} = - \frac{\dot{q}_i}{W_{x1}} \int_0^l \partial C_y(l) / \partial \alpha W_i'(l) (x_z - x) dl$$

称 $M_y^{qi}, M_y^{\dot{q}i} (M_z^{qi}, M_z^{\dot{q}i})$ 是法向(横向)气动力矩对弹性振动广义坐标的导数。

将弹性气动力、力矩与式(2-57b)、(2-57c)表示的弯曲振型附加推力分量和力矩分量相

加后,则得下式

$$\left. \begin{aligned} F_{yc}^Q &= \sum_{i=1}^n Y^{qi} \dot{q}_i + \sum_{i=1}^n Y^{qi} q_i - PW_i'(x_R) q_i \\ F_{zc}^Q &= \sum_{i=1}^n Z^{qi} \dot{q}_i + \sum_{i=1}^n Z^{qi} q_i - PW_i'(x_R) q_i \\ M_{y1}^{qi} &= \sum_{i=1}^n M_y^{qi} \dot{q}_i + \sum_{i=1}^n M_y^{qi} q_i + PW_i'(x_R)(x_R - x_z) q_i \\ M_{z1}^{qi} &= \sum_{i=1}^n M_z^{qi} \dot{q}_i + \sum_{i=1}^n M_z^{qi} q_i + PW_i'(x_R)(x_R - x_z) q_i \end{aligned} \right\} \quad (2-64h)$$

将以上各方程的力、力矩分量代入式(2-62),得

$$\begin{aligned} m\dot{V} &= -mg\sin\theta_H\cos\sigma + 4P\cos\alpha'\cos\beta' - C_x q S_m + F_x \\ mV\dot{\theta} &= -mg\cos\theta_H + 4P\cos\beta'\sin\alpha' + C_y q S_m \alpha' + \frac{P}{\sqrt{2}}\delta_\varphi + \frac{1}{\sqrt{2}}m_R l_R \ddot{\delta}_\varphi \\ &\quad + \frac{1}{\sqrt{2}}m_R \dot{W}_{x1}\delta_\varphi - \sum_{p=1}^{n_p} m_p \ddot{y}_p + \sum_{i=1}^n Y^{qi} \dot{q}_i + \sum_{i=1}^n [Y^{qi} - 4PW_i'(x_R)]q_i + F_y \\ -mV\dot{\sigma} &= -mg\sin\theta_H - 4P\sin\beta' + C_z q S_m \beta' - \frac{P}{\sqrt{2}}d_\psi - \frac{1}{\sqrt{2}}m_R l_R \ddot{d}_\psi \\ &\quad - \frac{1}{\sqrt{2}}m_R \dot{W}_{x1}d_\psi - \sum_{p=1}^{n_p} m_p \ddot{z}_p + \sum_{i=1}^n Z^{qi} \dot{q}_i + \sum_{i=1}^n [Z^{qi} - 4PW_i'(x_R)]q_i + F_z \\ J_{x1}\omega_{x1} + (J_{z1} - J_{y1})\omega_{y1}\omega_{z1} &= -m_{dx1}^w q S_m l_k^2 \omega_{x1}/V - Pz_r d_\gamma - J_R \ddot{d}_\gamma - m_R l_R z_r \ddot{d}_\gamma + M_x \\ J_{y1}\omega_{y1} + (J_{x1} - J_{z1})\omega_{x1}\omega_{z1} &= -m_{y1}^\beta q S_m l_k \beta' - m_{dy1}^w q S_m l_k^2 \omega_{y1}/V - \frac{P}{\sqrt{2}}(x_R - x_z)d_\psi - \frac{1}{\sqrt{2}}J_R \ddot{d}_\psi \\ &\quad - \frac{1}{\sqrt{2}}m_R l_R (x_R - x_z)\ddot{d}_\psi - \frac{1}{\sqrt{2}}m_R \dot{W}_{x1} l_R d_\psi + \sum_{p=1}^{n_p} m_p (x_p - x_z)\ddot{z}_p - \sum_{i=1}^n M_y^{qi} \dot{q}_i \\ &\quad - \sum_{i=1}^n [M_y^{qi} q_i + 4PW_i'(x_R)(x_R - x_z)q_i] - \sum_{p=1}^{n_p} m_p \dot{W}_{x1} Z_p + M_y \\ J_{z1}\omega_{z1} + (J_{y1} - J_{x1})\omega_{x1}\omega_{y1} &= -m_{z1}^a q S_m l_k \alpha' - m_{dz1}^w q S_m l_k^2 \omega_{z1}/V - \frac{P}{\sqrt{2}}(x_R - x_z)d_\varphi - \frac{1}{\sqrt{2}}J_R \ddot{d}_\varphi \\ &\quad - \frac{1}{\sqrt{2}}m_R l_R (x_R - x_z)\ddot{d}_\varphi - \frac{1}{\sqrt{2}}m_R \dot{W}_{x1} l_R d_\varphi + \sum_{p=1}^{n_p} m_p (x_p - x_z)\ddot{y}_p - \sum_{p=1}^{n_p} m_p \dot{W}_{x1} y_p \\ &\quad - \sum_{i=1}^n M_z^{qi} \dot{q}_i - \sum_{i=1}^n [M_z^{qi} q_i + 4PW_i'(x_R - x_z)q_i] + M_z \end{aligned} \quad (2-65)$$

$$\varphi = \underline{\theta} + \alpha'$$

$$\psi = \beta' + \sigma$$

$$\ddot{y}_p + 2\zeta_p \Omega_p \dot{y}_p + \Omega_p^2 y_p$$

$$= -V\theta - g\cos\varphi + \dot{V}\alpha' - (x_p - x_z)\ddot{\varphi} - \sum_{i=1}^n W_i(x_p)\ddot{q}_i - \sum_{i=1}^n W_i'(x_p)\dot{W}_{x1}q_i$$

$$\ddot{q}_i + 2\zeta_i \omega_i \dot{q}_i + \omega_i^2 q_i$$

$$= D_{1i}\dot{\varphi} + D_{2i}\alpha' + D_{3i}d_\varphi + D'_{3i}\ddot{\varphi} + \sum_{p=1}^{n_p} D_{ip}'y_p + \sum_{p=1}^{n_p} D_{ip}y_p - Q_{iy}$$

$$\ddot{z}_p + 2\zeta_p \Omega_p \dot{z}_p + \Omega_p^2 z_p$$

$$= -V\sigma - g\sin\varphi\sin\beta' + \dot{V}\beta' - (x_p - x_z)\ddot{\psi} - \sum_{i=1}^n W_i(x_p)\ddot{q}_i$$

$$- \sum_{i=1}^n W_i'(x_p)\dot{W}_{x1}q_i$$

$$\ddot{q}_i + 2\zeta_i \Omega_i \dot{q}_i + \omega_i^2 q_i$$

$$= D_{1i}\dot{\psi} + D_{2i}\beta' + D_{3i}d_\psi + D'_{3i}\ddot{\psi} + \sum_{p=1}^{n_p} D_{ip}'z_p + \sum_{p=1}^{n_p} D_{ip}z_p - Q_{iz}$$

$$\Delta\varphi_s = \Delta\varphi - \sum_{i=1}^n W_i'(x_s)q_i$$

$$\Delta\dot{\varphi}_{gs} = \Delta\dot{\varphi} - \sum_{i=1}^n W_i'(x_{gs})\dot{q}_i$$

$$\psi_s = \psi - \sum_{i=1}^n W_i'(x_s)q_i$$

$$\dot{\psi}_{gs} = \dot{\psi} - \sum_{i=1}^n W_i'(x_s)\dot{q}_i$$

$$\alpha' = \alpha + \alpha_w$$

$$\alpha_w = -\arctg \frac{W\cos A\sin\theta}{V - W\cos A\cos\theta}$$

$$\beta' = \beta + \beta_w$$

$$\beta_w = -\arctg \frac{W\sin A}{V}$$

$$\ddot{q}_r + 2\zeta_r \omega_r \dot{q}_r + \omega_r^2 q_r = -\frac{1}{M_r}[Pz_r U(x_R)]\delta_r - \frac{1}{M_r}[m_R l_{Rz_r} U(x_R)]\ddot{\delta}_r$$

$$\gamma_s = \gamma + U'(x_s)q_r$$

续
(2-65)

式中 $D_{1i}, D_{2i}, D_{3i}, D'_{3i}, D_{ip}, D'_{ip}$ 的表示式见式(2-56), α_w, β_w 是风引起的附加攻角和侧滑角, $U'(X_s)$ 是 x_s 处的扭转振型斜率, $U(x_R)$ 是发动机摆动点的扭转振型函数, M_r —扭转广义质量, F_x, F_y, F_z 是干扰力, M_x, M_y, M_z 是干扰力矩。

式(2-65)的前三式是质点运动的切向、法向和横向的力平衡方程, 利用式(2-5b)坐标系转换关系可写出惯性坐标系上的质点运动方程

$$\left. \begin{aligned} \dot{V}_x &= \dot{V} \cos \theta \cos \sigma - V \dot{\theta} \sin \theta + V \dot{\sigma} \sin \sigma \\ \dot{V}_y &= \dot{V} \sin \theta \cos \sigma + V \dot{\theta} \cos \theta \\ \dot{V}_z &= -\dot{V} \cos \theta \sin \sigma \\ \dot{x} &= V_x \\ \dot{y} &= V_y \\ \dot{z} &= V_z \end{aligned} \right\} \quad (2-66)$$

对于姿态控制系统的稳定性分析,主要是研究绕心运动特性,因此可以不考虑描述飞行器纵向运动方程(式(2-65)的第一式),同时在小扰动情况下可按照俯仰、偏航、滚动进行绕心运动分析,即将式(2-65)化成俯仰、偏航、滚动三个通道方程组。

将式(2-65)中的风干扰引起的附加攻角 α_w 、侧滑角 β_w 作为干扰对待。进行方程系数归一化和扰动线性化后,可写出姿态运动方程的一般形式。

(1)俯仰、偏航通道姿态运动方程的一般形式

在进行扰动线性化前,假设偏航、滚动通道标准参数为零,并且运动状态是小偏差变化。于是有

$$\left. \begin{aligned} \theta &= \theta_0 + \Delta\theta & \alpha &= \alpha_0 + \Delta\alpha & \varphi &= \varphi_0 + \Delta\varphi \\ \sigma &= \Delta\sigma & \beta &= \Delta\beta & \psi &= \Delta\psi & \gamma &= \Delta\gamma \\ \delta_\psi &= \delta_\psi & \delta_\gamma &= \delta_\gamma & \delta_\varphi &= \delta_{\varphi_0} + \delta_\varphi \end{aligned} \right\} \quad (2-67a)$$

对方程(2-43)进行线性展开并忽略二阶小量,可得

$$\left. \begin{aligned} \omega_{x1} &= \dot{\gamma} - \dot{\varphi}_0 \psi \\ \omega_{y1} &= \dot{\psi} + \dot{\varphi}_0 \gamma \\ \omega_{z1} &= \dot{\varphi} \end{aligned} \right\} \quad (2-67b)$$

(a)俯仰通道姿态运动方程的一般形式

将式(2-65)的第2式、第6式、第7式、第9式、第10式进行简化、改写并考虑公式(2-61)控制方程,则俯仰通道的运动方程

$$\left. \begin{aligned} mV(\ddot{\theta}_0 + \Delta\ddot{\theta}) &= -mg \cos(\theta_0 + \Delta\theta) + 4P \sin(\alpha_0 + \Delta\alpha) + C_y^a q S_m (\alpha_0 + \Delta\alpha) + \frac{P}{\sqrt{2}} (\delta_{\varphi_0} + \delta_\varphi) \\ &+ \frac{1}{\sqrt{2}} m_R \dot{W}_{x1} (\delta_{\varphi_0} + \delta_\varphi) + \frac{1}{\sqrt{2}} m_R l_R (\delta_{\varphi_0} + \delta_\varphi) + \sum_{i=1}^n Y^{qi} q_i \\ &+ \sum_{i=1}^n [Y^{qi} - 4PW_i'(x_R)] q_i - \sum_{p=1}^{n_p} m_p (\ddot{y}_{p0} + \Delta\ddot{y}_p) + C_y^a q S_m \alpha_w + F_y \\ J_{z1} (\Delta\ddot{\varphi}_0 + \Delta\ddot{\varphi}) + (J_{y1} - J_{x1}) (\dot{\gamma} - \dot{\varphi}_0 \psi) (\dot{\psi} + \dot{\varphi}_0 \gamma) \\ &= -m_{z1}^a q S_m l_k (\alpha_0 + \Delta\alpha) - m_{dz1}^w q S_m l_k^2 (\dot{\varphi}_0 + \Delta\dot{\varphi}) / V - \frac{P}{\sqrt{2}} (x_R - x_z) (\delta_{\varphi_0} + \delta_\varphi) \end{aligned} \right\} \quad (2-68)$$

$$\begin{aligned}
& -\frac{1}{\sqrt{2}}m_R W_{x1} l_R (\delta_{\varphi 0} + \delta_{\varphi}) - \frac{1}{\sqrt{2}}J_R (\delta_{\varphi 0} + \delta_{\varphi}) - \frac{1}{\sqrt{2}}m_R l_R (x_R - x_z) (\delta_{\varphi 0} + \delta_{\varphi}) \\
& + \sum_{p=1}^{n_p} m_p (x_p - x_z) (\ddot{y}_{p0} + \Delta \ddot{y}_p) - \sum_{p=1}^{n_p} m_p \dot{W}_{x1} (y_{p0} + \Delta y_p) - \sum_{i=1}^n M_z^{\ddot{q}_i} \dot{q}_i \\
& - \sum_{i=1}^n [M_z^{q_i} + 4PW_i'(x_R - x_z)] q_i - m_{z1} q S_m l_k \alpha_w + M_z \\
& (\ddot{y}_{p0} + \Delta \ddot{y}_p) + 2\zeta_p \Omega_p (\dot{y}_{p0} + \Delta \dot{y}_p) + \Omega_p^2 (y_p + \Delta y_p) \\
& = -V(\theta_0 + \Delta \theta) - g \cos(\varphi_0 + \Delta \varphi) + \dot{V}(\alpha_0 + \Delta \alpha) - (x_p - x_z) (\ddot{\varphi}_0 + \Delta \ddot{\varphi}) \\
& - \sum_{i=1}^n W_i(x_p) \ddot{q}_i - \sum_{i=1}^n W_i'(x_p) \dot{W}_{x1} q_i + \dot{V} \alpha_w \\
& \ddot{q}_i + 2\zeta_i \omega_i \dot{q}_i + \omega_i^2 q_i \\
& = D_{1i} (\ddot{\varphi}_0 + \Delta \ddot{\varphi}) + D_{2i} (\alpha_0 + \Delta \alpha) + D_{3i} (\delta_{\varphi 0} + \delta_{\varphi}) + D_{3i}' (\delta_{\varphi 0} + \delta_{\varphi}) \\
& + \sum_{p=1}^{n_p} D_{ip}' (\ddot{y}_{p0} + \Delta \ddot{y}_{p0}) + \sum_{i=1}^{n_p} D_{ip} (y_{p0} + \Delta y_p) + D_{2i} \alpha_w - Q_{iy} \\
& \Delta \varphi = \Delta \varphi - \sum_{i=1}^n W_i'(x_s) q_i \\
& \Delta \dot{\varphi}_{gs} = \Delta \dot{\varphi} - \sum_{i=1}^n W_i'(x_{gs}) \dot{q}_i \\
& \delta_{\varphi} = \alpha_0^e \Delta \varphi + \alpha_1^e \Delta \dot{\varphi} + k_{u\varphi}^e u_{\varphi} \\
& \Delta \varphi = \Delta \theta + \Delta \alpha
\end{aligned}$$

续
(2-68)

系数规一化后的扰动方程(2-68)与标准状态火箭运动方程相减,则可得扰动后运动变化的方程。为了描述方便起见,运动方程的系数作规一化处理,表示成下列形式:

$$\begin{aligned}
& \Delta \theta = c_1 \Delta \alpha + c_2 \Delta \theta + c_3 \delta_{\varphi} + c_3' \delta_{\varphi} - \sum_{p=1}^{n_p} m_p \Delta \ddot{y}_p + \sum_{i=1}^n C_{1i} \dot{q}_i + \sum_{i=1}^n C_{2i} q_i + c_1' \alpha_w + \bar{F}_{yc} \\
& \Delta \dot{\varphi} + b_1 \Delta \dot{\varphi} + b_2 \Delta \alpha + b_3 \delta_{\varphi} + b_3' \delta_{\varphi} + \sum_{p=1}^{n_p} n_p \Delta \ddot{y}_p - \sum_{p=1}^{n_p} n_p' \Delta y_p + \sum_{i=1}^n b_{1i} \dot{q}_i \\
& + \sum_{i=1}^n b_{2i} q_i + b_2 \alpha_w = \bar{M}_{z1} \\
& \Delta \ddot{y}_p + 2\zeta_p \Omega_p \Delta \dot{y}_p + \Omega_p^2 \Delta y_p \\
& = -V \Delta \theta + g \sin \varphi \Delta \varphi + \dot{V} \Delta \alpha - (x_p - x_z) \Delta \ddot{\varphi} + \sum_{i=1}^n E_{ip}' \ddot{q}_i + \sum_{i=1}^n E_{ip} \dot{q}_i + \dot{V} \alpha_w \\
& \ddot{q}_i + 2\zeta_i \omega_i \dot{q}_i + \omega_i^2 q_i \\
& = D_{1i} \Delta \ddot{\varphi} + D_{2i} \Delta \alpha + D_{3i} \delta_{\varphi} + D_{3i}' \delta_{\varphi} + \sum_{p=1}^{n_p} D_{ip}' \Delta \ddot{y}_p + \sum_{p=1}^{n_p} D_{ip} \Delta y_p + D_{2i} \alpha_w - Q_{iy} \\
& \Delta \varphi = \Delta \theta + \Delta \alpha \\
& \Delta \varphi_s = \Delta \varphi - \sum_{i=1}^n W_i'(x_s) q_i
\end{aligned}$$

(2-69)

$$\Delta \dot{\varphi}_{gs} = \Delta \dot{\varphi} - \sum_{i=1}^n W_i'(x_{gs}) \dot{q}_i$$

$$\delta_{\varphi} = \alpha_0^{\varphi} \Delta \varphi + \alpha_1^{\varphi} \Delta \varphi + k_u^{\varphi} u_{\varphi}$$

式中

$$C_1 = \frac{1}{mV} (4P \cos \alpha + 57.3 C_3^2 q S_m)$$

$$C_1' = \frac{1}{mV} 57.3 C_3^2 q S_m$$

$$C_2 = \frac{g}{V} \sin \theta$$

$$C_3 = \frac{P}{mV \sqrt{2}}$$

$$C_3' = \frac{m_R l_R}{mV \sqrt{2}}$$

$$C_{1i} = \frac{Y^{qi}}{mV}$$

$$C_{2i} = \frac{Y^{qi} - 4PW_i'(x_R)}{mV}$$

$$C_p = \frac{m_p}{mV}$$

$$b_1 = \frac{57.3 m_{dz}^2 q S_m l_k^2}{J_{z1} V}$$

$$b_2 = 57.3 m_{z1}^2 q S_m l_k / J_{z1}$$

$$b_3 = \frac{P(x_R - x_z) + m_R W_{x1} l_R}{J_{z1} \sqrt{2}}$$

$$b_3' = \frac{J_R + m_R l_R (x_R - x_z)}{J_{z1} \sqrt{2}}$$

$$b_p = \frac{m_p (x_R - x_z)}{J_{z1}}$$

$$b_p' = \frac{m_p W_{x1}}{J_{z1}}$$

$$b_{1i} = -M^{qi} / J_{z1}$$

$$b_{2i} = -\frac{M_z^{qi} + 4PW_i'(x_R)(x_R - x_z)}{J_{z1}}$$

$$E_{ip}' = -\sum_{i=1}^n W_i(x_p)$$

$$\begin{aligned}
E_{ip} &= - \sum_{i=1}^n W_i'(x_p) W_{x1} \\
D_{1i} &= \frac{57.3qS_m}{M_i V} \left[\int_0^{l_k} C_y^a(x) (x_z - x) W_i(x) dx \right] \\
D_{2i} &= \frac{57.3qS_m}{M_i} \left[\int_0^{l_k} C_y^a(x) W_i(x) dx \right] \\
D_{3i} &= \frac{1}{M_i \sqrt{2}} [p W_i'(x_R) + m_R \dot{W}_{x1} l_R W_i'(x_R)] \\
D_{3i}' &= \frac{1}{M_i \sqrt{2}} [m_R l_R W_i(x_R) + J_R W_i'(x_R)] \\
D_{ip}' &= - \frac{m_p W_i(x_p)}{M_i} \\
D_{ip} &= - \frac{1}{M_i} m_p W_{x1} W_i'(x_p) \\
\overline{M}_z &= \frac{M_z}{J_{z1}} \\
\overline{F}_y &= \frac{F_y}{MV}
\end{aligned}$$

(b) 偏航通道姿态扰动方程的一般形式

类似地可写出偏航通道的扰动方程

$$\left.
\begin{aligned}
\dot{\sigma} &= c_1 \beta + c_2 \sigma + c_3 \delta_\psi + c_3' \dot{\delta}_\psi - \sum_{p=1}^{n_p} c_p \Delta \ddot{z}_p + \sum_{i=1}^n C_{1i} \dot{q}_i + \sum_{i=1}^n C_{2i} q_i + C_1' \beta_w - \overline{F}_{z_c} \\
\ddot{\psi} + b_1 \dot{\psi} + b_2 \beta + b_3 \dot{\delta}_\psi + b_3' \dot{\delta}_\psi + \sum_{p=1}^{n_p} b_p \Delta \ddot{z}_p - \sum_{p=1}^{n_p} b_p' \Delta z_p + \sum_{i=1}^n b_{1i} \dot{q}_i \\
&+ \sum_{i=1}^n b_{2i} q_i + b_2 \beta_w = \overline{M}_y \\
\Delta \ddot{z}_p + 2\zeta_p \Omega_p \Delta \dot{z}_p + \Omega_p^2 \Delta z_p \\
&= -V \dot{\sigma} + g \sin \varphi \psi + V \beta - (x_p - x_z) \ddot{\psi} + \sum_{i=1}^n E_{1i}' \ddot{q}_i + \sum_{i=1}^n E_{1i} q_i \\
&\ddot{q}_i + 2\zeta_i \omega_i \dot{q}_i + \omega_i^2 q_i \\
&= D_{1i} \dot{\psi} + D_{2i} \beta + D_{3i} \dot{\delta}_\psi + D_{3i}' \dot{\delta}_\psi + \sum_{p=1}^{n_p} D_{ip}' \Delta \ddot{z}_p + \sum_{p=1}^{n_p} D_{ip} \Delta z_p + D_{2i} \beta_w - Q_{iz} \\
\psi &= \beta + \sigma \\
\psi_s &= \psi - \sum_{i=1}^n W_i'(x_s) q_i \\
\dot{\psi}_s &= \dot{\psi} - \sum_{i=1}^n W_i'(x_{gs}) \dot{q}_i \\
\delta_\psi &= \alpha_0^\psi \psi + \alpha_1^\psi \dot{\psi} + k_u^\psi u_\psi
\end{aligned}
\right\} (2-70)$$

式中的系数同式(2-69),这是由于火箭绕纵轴对称的缘故。 Q_{iz} 是弹性振动的横向广义力, $\bar{F}_{xz}$, $\bar{M}_y$ 的含义同式(2-69)。

(2) 滚动通道姿态运动方程的一般形式

对于大型运载火箭,往往考虑弹性扭转的影响,这时火箭滚动运动方程有下列形式,将此方程补充到式(2-65)中则成为完整的火箭运动方程。

$$\left. \begin{aligned} \ddot{q}_r + 2\xi_r \omega_r \dot{q}_r &= d_{31} \delta_r + d_{31}' \ddot{\delta}_r \\ \ddot{\gamma} + d_1 \dot{\gamma} + d_3 \delta_r + d_3' \ddot{\delta}_r &= \bar{M}_x \\ \gamma_s &= \gamma + U'(x_s) q_r \end{aligned} \right\} \quad (2-71)$$

式中

$$d_1 = \frac{1}{J_{x1}} 57.3 m_{dx}^w q S_m l_k^2$$

$$d_3 = \frac{4Pz_R}{J_{x1}}$$

$$d_{31} = -\frac{1}{M_r} [4Pz_R U'(x_R)]$$

$$d_3' = \frac{4}{J_{x1}} (J_R + m_R l_{Rz_R})$$

$$d_{31}' = -\frac{1}{M_r} [4m_R l_{Rz_R} U(x_R)]$$

其中 $U(x_R)$ —— x_R 处的扭转振型斜率。

式(2-65)中的干扰力 $F_a(\alpha = x, y, z)$, 干扰力矩 $M_a(\alpha = x, y, z)$, 根据不同的干扰源可分别写出它们的解析式。通常认为各干扰源引起的作用力或作用力矩是互不相关的, 即这些干扰因素都是数值不确定的随机量, 因此合成干扰力、干扰力矩按均方和叠加。例如:

$$\left. \begin{aligned} F_{yi} &= (F_{ya}^2 + F_{yp}^2 + F_{yz}^2 + F_{yk}^2 + \dots)^{1/2} \\ M_{yi} &= \left(\sum_{i=1}^n M_i^2 \right)^{1/2} \end{aligned} \right\} \quad (2-72)$$

式中 $F_{ya}, F_{yp}, F_{yz}, F_{yk}$ 分别是由气动(包含风)干扰力、发动机、产品制造偏差等引起的干扰力, M_i 是各干扰因素引起的干扰力矩。

在某些情况下,为了飞行器的安全和其它特殊要求,也采用将干扰因素的作用按线性相加甚至按最不利情况组合(如算术绝对值相加)。

2.3 飞行轨道

本节介绍的内容是描述飞行器动力飞行段轨道的运动方程及轨道几何形状。飞行器的轨

道是飞行器质心在空间运动所描述的轨迹。质心运动方程组是已知的时间函数,即在运动方程中的自变量一般取时间 t (也可以利用其它自变量)。

弹道式导弹的飞行轨道由主动段、自由段和再入段组成。在主动段,有效载荷(弹头、空间载荷)被助推到需要的高度和预定的状态,则与运载体分离;在自由飞行段,有效载荷在仅有引力作用下按(椭圆)轨道飞行,运载火箭壳体也以自由飞行体形式飞落地面;在再入段,弹头或作为自由再入体的运载火箭壳体受到气动力的影响。由于在自由飞行段对导弹(运载火箭)不加控制,因而弹道式轨道是在主动段利用飞行器的制导和控制系统获得的。通过弹道程序可以影响对目标的交会,而弹道程序的实施是通过飞行器姿态控制完成的,所以把俯仰和偏航姿态程序规定为一定的时间函数,作为改变轨道形状的主要方法。

对于轨道分析来说,可以省略推进剂晃动和弹性振动的作用,将飞行器作为刚体来考虑。虽然是描述质心运动的轨迹,但是改变飞行轨道形状,无论是按闭路制导方式操纵飞行器或按姿态程序的“开环”状态飞行,均需通过姿态控制改变飞行器的姿态,所以在列写质心运动方程时仍然需要姿态运动方程。

2.3.1 主动段轨道方程

轨道方程是一组确定飞行器质心运动轨迹的动力学方程。建立轨道方程所使用的坐标系通常有两种:一是相对(地球)坐标系,用以描述飞行器相对于地球的运动,用此坐标系建立的方程组便于描述卫星对地的参数、地面对飞行器的测速定位以及落点的经纬度确定等。另一种是惯性坐标系,在此坐标系列写的飞行器运动方程便于求解自由飞行段轨道参数和惯性制导研究。

轨道运动方程参数容易在惯性坐标系导出。所以,制导与姿态控制的研究,多使用惯性坐标系。为了处理问题方便,姿态角速度、角加速度和外加力的量,则采用飞行器坐标系进行描述。

参考式(2-18)、(2-31)、(2-61),在发射点重力坐标系 $CX_gY_gZ_g$ 上,列写的飞行器质心运动线加速度与绕质心运动角速度方程如下:

由于视加速度 $\dot{W}_\alpha$ ($\alpha = X_g, Y_g, Z_g$) 与姿态角有关,所以式(2-73)中方程必须同时求解。

$$\left. \begin{aligned} \dot{X}_g &= \dot{W}_{xg} + g_{xg} - \dot{V}_{cxg} - \dot{V}_{exg} \\ \dot{Y}_g &= \dot{W}_{yg} + g_{yg} - \dot{V}_{cyg} - \dot{V}_{eyg} \\ \dot{Z}_g &= \dot{W}_{zg} + g_{zg} - \dot{V}_{czg} - \dot{V}_{ezg} \\ J_{x1}\dot{\omega}_{x1} - (J_{y1} - J_{z1})\omega_{y1}\omega_{z1} &= M_{x1} \\ J_{y1}\dot{\omega}_{y1} - (J_{x1} - J_{z1})\omega_{x1}\omega_{z1} &= M_{y1} \\ J_{z1}\dot{\omega}_{z1} - (J_{x1} - J_{y1})\omega_{x1}\omega_{y1} &= M_{z1} \\ \delta_\varphi &= \alpha_0^e \Delta\varphi + \alpha_1^e \Delta\dot{\varphi} + k_u^e u_\varphi \\ \delta_\psi &= \alpha_0^\psi \Delta\psi + \alpha_1^\psi \Delta\dot{\psi} + k_u^\psi u_\psi \\ \delta_\gamma &= \alpha_0^\gamma \Delta\gamma + \alpha_1^\gamma \Delta\dot{\gamma} \\ \Delta\varphi &= \varphi - \varphi_{cx}(t) \\ \Delta\psi &= \psi - \psi_{cx}(t) \\ \Delta\gamma &= \gamma - \gamma_{cx}(t) \end{aligned} \right\} \quad (2-73)$$

当把飞行器轨道方程建立在惯性坐标系,并考虑到飞行器质心运动的时间常数远大于绕质心运动的时间常数,即在质心运动变化的周期里,可忽略绕质心运动的动态过渡过程,视其已达到稳定值。这样;在一般情况下,对于描述质心运动不会带来有较大影响的误差。在式(2-73)基础上并参考式(2-63),质心运动方程列写在发射惯性坐标系的形式是

$$\left. \begin{aligned} \ddot{x} &= \dot{W}_x + g_x \\ \ddot{y} &= \dot{W}_y + g_y \\ \ddot{z} &= \dot{W}_z + g_z \\ M_{kx1} + M_x &= 0 \\ M_{ay1}' + M_{ky1} + M_y &= 0 \\ M_{az1}' + M_{kz1} + M_z &= 0 \\ \delta_\varphi &= \alpha_0^e \Delta\varphi + \alpha_1^e \Delta\varphi + k_u^e u_\varphi \\ \delta_\psi &= \alpha_0^\psi \Delta\psi + \alpha_1^\psi \Delta\psi + k_u^\psi u_\psi \\ \delta_\gamma &= \alpha_0^\gamma \Delta\gamma + \alpha_1^\gamma \Delta\gamma \\ \Delta\varphi &= \varphi - \varphi_{cx}(t) \\ \Delta\psi &= \psi - \psi_{cx}(t) \\ \Delta\gamma &= \gamma - \gamma_{cx}(t) \end{aligned} \right\} \quad (2-74)$$

式(2-73)、(2-74)是变参数微分方程组,无法求得解析解,只能数值积分求解。

积分步长根据要求的计算结果精度而定。计算步长 $\Delta t = t_{i+1} - t_i$,一般取 $\Delta t = 1/4s, 1/8s$ 已足够精确,在给定初始条件 $\dot{x}(0) = V_{x0}, \dot{z}(0) = V_{z0}, x(0) = y(0) = z(0) = 0, \varphi(0) = \varphi_0$ 的情况下,可计算

$$\left. \begin{aligned} \dot{x}_{(i+1)} &= \dot{x}_i + \Delta\dot{x}_i \\ \dot{y}_{(i+1)} &= \dot{y}_i + \Delta\dot{y}_i \\ \dot{z}_{(i+1)} &= \dot{z}_i + \Delta\dot{z}_i \\ x_{(i+1)} &= x_i + \Delta x_i \\ y_{(i+1)} &= y_i + \Delta y_i \\ z_{(i+1)} &= z_i + \Delta z_i \end{aligned} \right\} \quad (2-75a)$$

即

$$\left. \begin{aligned} \dot{x} &= \int_0^{t_k} \ddot{x} dt = \int_0^{t_k} \dot{V} \cos\theta(t) dt \\ \dot{y} &= \int_0^{t_k} \ddot{y} dt = \int_0^{t_k} \dot{V} \sin\theta(t) dt \\ &\vdots \\ z &= \int_0^{t_k} \dot{z} dt \end{aligned} \right\} \quad (2-75b)$$

最简单研究的情况是假定地球不旋转的从发射点到落点的轨道。这样的飞行轨道可以在射击平面内分析。图 2-26 是射面内的飞行轨道,轨道的 CK 段是主动段。在主动段,速度、位置均是正增量,到关机点 K 达到要求值。

图 2-27 是第二次世界大战中战术导弹 V-2 主动段弹道参数变化示意图。

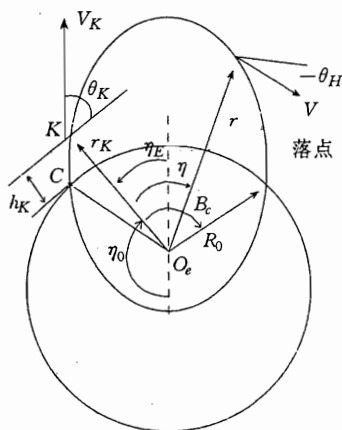


图2-26 极坐标平面内弹道导弹轨线

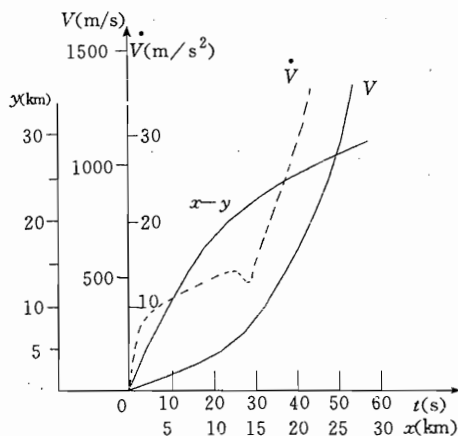


图2-27 V-2导弹主动段弹道参数曲线

在相对坐标系中,质心运动参数的求解方法与式(2-75)相似。但需另外求解哥氏加速度和牵连加速度。参考式(2-9),它们的矢量方程是

$$\dot{V}_c = 2\omega_e \times V_g = 2\omega_e \begin{bmatrix} \Omega_{yg} V_{zg} - \Omega_{zg} V_{yg} \\ \Omega_{xg} V_{zg} - \Omega_{xg} V_{zg} \\ \Omega_{xg} V_{yg} - \Omega_{yg} V_{xg} \end{bmatrix} \quad (2-76)$$

$$\dot{V}_e = \omega_e \times (\omega_e \times r) = \omega_e^2 \begin{bmatrix} z' \Omega_{xg} - (X_g + R_{0x}) \\ z' \Omega_{yg} - (Y_g + R_{0y}) \\ z' \Omega_{zg} - (Z_g + R_{0z}) \end{bmatrix} \quad (2-77)$$

式中 V_{xg}, V_{yg}, V_{zg} ——在 $CX_g Y_g Z_g$ 坐标系的相对速度;

X_g, Y_g, Z_g ——位置;

R_{0x}, R_{0y}, R_{0z} ——地球半径在 $CX_g Y_g Z_g$ 坐标系的投影(式 2-26);

$\Omega_{xg}, \Omega_{yg}, \Omega_{zg}$ ——地球旋转角速度分量几何系数,见式(2-1c)。

$$z' = (X_g + R_{0x})\Omega_{xg} + (Y_g + R_{0y})\Omega_{yg} + (Z_g + R_{0z})\Omega_{zg}$$

$$\left. \begin{aligned} V_{xg} &= \int_0^r \dot{V}_{xg} dt \\ V_{yg} &= \int_0^r \dot{V}_{yg} dt \\ V_{zg} &= \int_0^r \dot{V}_{zg} dt \\ X_g &= \int_0^r V_{xg} dt \\ Y_g &= \int_0^r V_{yg} dt \\ Z_g &= \int_0^r V_{zg} dt \end{aligned} \right\} \quad (2-78a)$$

$$\left. \begin{aligned} V_g &= (V_{xg}^2 + V_{yg}^2 + V_{zg}^2)^{1/2} \\ \operatorname{tg} \theta_H &= \frac{V_{yg}}{V_{xg}} \quad 0 \leq \theta_H \leq \frac{\pi}{2} \\ \sin \sigma &= -\frac{V_{zg}}{V_g} \quad |\sigma| \leq \frac{\pi}{2} \end{aligned} \right\} \quad (2-78b)$$

式(2-78b)中的 θ_H 是速度矢量与当地水平面的夹角。

2.3.2 自由段轨道方程

自由飞行段是有效载荷(或飞行器)在地球引力场中仅有引力作用下的运动。把地球总质量 M 看成集中于地心,则飞行器是在与地心距离成平方、向着地心的牛顿力作用下的运动。假设用不旋转的地球模型来描述飞行器的自由飞行轨道,由于地球力场是一个中心场,所以最终的轨道位于某平面内,该平面包含主动段终点、地心和落点(命中点),这就是通常称作的大圆弧平面。

自由段的轨道方程可以在直角坐标系上建立,也可以在极坐标系上建立。

参考式(2-62)、图 2-18 及图 2-26,飞行器在无干扰、无动力作用的条件下,在速度坐标系和极坐标系上平面运动方程的表示式是

$$\left. \begin{aligned} m_T \frac{dV}{dt} &= -m_T g \sin \theta_H \\ m_T V \frac{d\theta_H}{dt} &= -m_T g \cos \theta_H \\ \frac{dh}{dt} &= V \sin \theta_H \\ \frac{d\eta}{dt} &= \frac{V}{r} \cos \theta_H \end{aligned} \right\} \quad (2-79)$$

式中 m_T ——飞行器在自由段的质量;

$\theta_H = \theta + \eta$ ——速度矢量与当地水平面的夹角;

η ——飞行器质心与地心连线 r 转过的地心角。

对式(2-79)采用数值积分求解,即可描述出飞行轨迹。

在惯性坐标系计算自由飞行段轨道时,由于地球旋转的原因,在考虑计算初始条件中须计入主动段终点的牵连运动参数,即自由段起点的牵连速度。牵连速度表示式

$$V_e = \omega_e \times r \quad (2-80a)$$

参考式(2-1b)及图 2-18,有

$$\begin{aligned} \omega_e &= [\omega_e \Omega_{xg}, \omega_e \Omega_{yg}, -\omega_e \Omega_{zg}]^T \\ r &= [X_g, R_0 + Y_g, Z_g]^T \end{aligned}$$

由此得

$$\left. \begin{aligned} V_{ex} &= \omega_e(R_0 + Y_g)\cos B\sin A + \omega_e Z_g \sin B \\ V_{ey} &= -\omega_e X_g \cos B\sin A - \omega_e Z_g \cos B\cos A \\ V_{ez} &= -\omega_e X_g \sin B + \omega_e(R_0 + Y_g)\cos B\cos A \end{aligned} \right\} \quad (2-80b)$$

考虑牵连速度的自由飞行段轨道计算,其初始值

$$\left. \begin{aligned} V_{x0} &= V_{xg} + V_{ex} & (t = t_{f0}) \\ V_{y0} &= V_{yg} + V_{ey} & (t = t_{f0}) \\ V_{z0} &= V_{zg} + V_{ez} & (t = t_{f0}) \end{aligned} \right\} \quad (2-80c)$$

式中 t_{f0} ——自由飞行段起始时间。

(1)不旋转球形地球上的自由飞行轨道方程

弹道式飞行器的自由段运动轨迹根据飞行轨道角动量 p 守恒和总能量 E 守恒来建立运动方程,比较方便。在平方反比定律中的力 f 、位能 U 、动能 T 和总能量 E 可写成

$$f = -\frac{k}{r^2}, U = -\frac{k}{r}$$

$$T = \frac{1}{2}m_T(\dot{r}^2 + r^2\dot{\eta}^2)$$

$$E = T + U$$

式中 r, η 的含意见图 2-26, 常数 $k = GMm_T$ ——引力常数 G 、地球质量 M 和飞行器质量 m_T 的乘积。

由此,进一步的方程有

$$\left. \begin{aligned} p &= r^2 \dot{\eta} \\ E &= \frac{1}{2} m_T (\dot{r}^2 + r^2 \dot{\eta}^2) - \frac{GMm_T}{r} \\ &= \frac{1}{2} m_T V^2 - \frac{GM}{r} m_T \end{aligned} \right\} \quad (2-81)$$

由式(2-81)微分方程可得到自由飞行体运动方程组,因 p, E 为常量,所以

$$\left. \begin{aligned} \frac{d}{dt}(r^2 \dot{\eta}) &= 0 \\ \ddot{r} - r \dot{\eta}^2 + \frac{GM}{r^2} &= 0 \end{aligned} \right\} \quad (2-82)$$

式(2-82)第二方程是在有中心力场下圆弧运动的径向加速度,即 $\ddot{r} = r \dot{\eta}^2 - \frac{GM}{r^2}$,方程等号右边第一项是离心力产生的加速度,第二项是地球引力产生的加速度。

将角动量 p 和总能量 E 表示成主动段终点或轨道上某一点参数的形式,在考虑 m_T 为单位质量的情况下,有

$$\left. \begin{aligned} p &= r_k V_k \cos \theta_k = r V \cos \theta_H \\ E &= \frac{1}{2} V_k^2 - \frac{GM}{r_k} \end{aligned} \right\} \quad (2-83)$$

现在描述在有心引力场下的轨道方程。令 $s = \frac{1}{r}$, $ds = -\frac{1}{r^2} dr$, 由式(2-81)第一方程可导出

$$\left. \begin{aligned} \dot{r} &= \frac{dr}{d\eta} \frac{d\eta}{dt} = -\frac{r^2 ds}{d\eta} \dot{\eta} = -p \frac{ds}{d\eta} \\ \ddot{r} &= \frac{d\dot{r}}{d\eta} \frac{d\eta}{dt} = -p \frac{d^2 s}{d\eta^2} \dot{\eta} \end{aligned} \right\} \quad (2-84)$$

将式(2-84)的 $\ddot{r}$ 代入式(2-82)的第二方程,经整理后得出

$$\frac{d^2 s}{d\eta^2} + s = \frac{GM}{p^2} \quad (2-85)$$

此二阶微分方程的通解是

$$s = \frac{GM}{p^2} [1 + e \cos(\eta + \eta_0)] \quad (2-86)$$

将 $s = \frac{1}{r}$ 代换回去,有

$$r = \frac{p^2/GM}{1 + e\cos(\eta + \eta_0)} = \frac{P}{1 + e\cos(\eta + \eta_0)} \quad (2-87)$$

式中 $P = \frac{p^2}{GM}$ 。

上式是以地心为一个焦点的圆锥曲线方程。其中 e 和 η_0 是两个积分常数, η_0 是任意取值(参考图 2-26), 积分常数 e 则根据角动量、总能量关系式推导出来。对于弹道导弹, 由式(2-87)表示的自由段飞行轨道是一椭圆。当 $(\eta + \eta_0) = 0^\circ$ 时, 椭圆轨道近地点距离

$$r_p = \frac{P}{1 + e} \quad (2-88a)$$

当 $\eta + \eta_0 = \pi$ 时, 椭圆轨道远地点距离

$$r_a = \frac{P}{1 - e} \quad (2-88b)$$

由式(2-83)和式(2-88b)并注意 $P = \frac{p^2}{GM}$, 则可以得到

$$e = 1 - \frac{P}{r_a}$$

或

$$e = 1 - V_a \frac{P}{p} \quad (2-89a)$$

$$e^2 - 1 = \frac{V_a^2 P}{GM} - \frac{2P}{r_a} = \frac{V^2 P}{GM} - \frac{2P}{r} \quad (2-89b)$$

式中 $p = r_a V_a = rV \cos \theta_H$ 。

利用式(2-87), 有

$$\cos(\eta + \eta_0) = \frac{1}{e} \left(1 - \frac{P}{r}\right) \quad (\eta + \eta_0) \geq \pi$$

$$\sin(\eta + \eta_0) = \pm \sqrt{1 - \cos^2(\eta + \eta_0)}$$

$$= \pm \frac{1}{e} \left[(e^2 - 1) + \frac{2P}{r} - \frac{P^2}{r^2} \right]^{1/2} \quad (2-90a)$$

根据 $\sin^2(\eta + \eta_0) + \cos^2(\eta + \eta_0) = 1$ 并将式(2-89b)代入式(2-90a)的第二方程,经整理得

$$e = [1 + \frac{2r^2 V^2 \cos^2 \theta_H}{(GM)^2} (\frac{V^2}{2} - \frac{GM}{r})]^{1/2} \quad (2-90b)$$

因 $E = (\frac{V^2}{2} - \frac{GM}{r})$, 所以式(2-90b)又可表示成

$$e = \sqrt{1 + 2E(\frac{p}{GM})^2}$$

称 e 为偏心率。轨道特性(形状)取决于 e 的大小,当 $e < 1$ 时,它是椭圆;当 $e = 1$ 时,它是抛物线;当 $e > 1$ 时,它是双曲线。

式(2-87)中的 η 称为真近点角,表示矢量 r 从起始点 K 扫过的轨线扇形面积(图 2-26), P 称作半通径,是 $(\eta + \eta_0) = 90^\circ$ 时的矢径长。由式(2-25)知 $GM = gr^2$, 所以半通径 P 可以表示为

$$\begin{aligned} P &= \frac{r^2 V^2 \cos^2 \theta_H}{gr^2} \\ &= \frac{r_k^2 V_k^2 \cos^2 \theta_k}{g_0 r_0^2} \end{aligned} \quad (2-91)$$

由解析几何知,椭圆轨道半长轴 a 及半短轴 b 的表示式

$$\begin{aligned} a &= \frac{r_a + r_p}{2} \\ b &= \sqrt{aP} \end{aligned}$$

将式(2-88a)、(2-88b)代入上式,得

$$\left. \begin{aligned} a &= \frac{p^2}{GM(1-e^2)} = -\frac{GM}{2E} \\ b &= a \sqrt{1-e^2} = \sqrt{a \frac{p^2}{GM}} \end{aligned} \right\} \quad (2-92)$$

由式(2-81),将飞行器在飞行轨道上任一点的合成速度 V 与式(2-83)的主动段终点速度联系起来可以写成

$$V = [V_k^2 + 2g_0 R_0^2 (\frac{1}{r_0 + h} - \frac{1}{r_0 + h_k})]^{1/2} \quad (2-93)$$

式中 h_k —主动段终点距地面的高度, h —轨道上飞行器距地面的高度。

飞行器脱离地球引力场作用的飞行轨道是双曲线(偏心率 $e > 1$)。由式(2-90b), $e > 1$ 的条件是

$$\frac{V_k^2}{2} > \frac{GM}{r_k}, V_k = V_e > \sqrt{\frac{2GM}{r_k}} \quad (2-94)$$

称 V_e 是脱离地球引力场的逃逸速度。如取 $r_k \approx R_0$, 则 $V_e \approx 11\text{km/s}$ 。对于弹道式导弹, 其发射点、落点均在地球上, 其飞行速度总是小于逃逸速度(11km/s)。

(2) 射程

假定再入段气动力对飞行轨道影响不大, 则可以将再入段视为自由段椭圆轨道延续部分。这时, 利用圆锥曲线方程(式 2-87) 可以求得被动段射程。被动段对应的射程角为 β_e , 自由段对应的射程角为 $2\eta_E$ (图 2-26)。

自由段对应的射程角 $2\eta_E$ 可写成解析表达式。由图 2-26, $\eta_E = \pi - \eta_0$, $\eta = 2\eta_E$, $\eta + \eta_0 = \pi + \eta_E$, 于是利用式(2-90a) 的第一方程除第二方程, 得

$$\text{tg} \eta_E = \frac{\sin \eta_E}{\cos \eta_E} = \frac{\frac{rV^2}{GM} \sin \theta_H \cos \theta_H}{1 - \frac{rV^2}{GM} \cos^2 \theta_H} = \frac{\frac{rV^2}{GM} \text{tg} \theta_H}{1 + \text{tg}^2 \theta_H - \frac{rV^2}{GM}}$$

或

$$\text{tg} \eta_E = \frac{\frac{r_k V_k^2}{GM} \text{tg} \theta_k}{1 + \text{tg}^2 \theta_k - \frac{r_k V_k^2}{GM}} \quad (2-95a)$$

当主动段终点参数 r_k, V_k, θ_k 确定后, 可解出 η_E , 于是

$$\eta_E = \text{arctg} \frac{\frac{r_k V_k^2}{GM} \sin^2 \theta_k}{2(1 - \frac{r_k V_k^2}{GM} \cos^2 \theta_k)} \quad (2-95b)$$

射程是发射点与落点之间的地表圆弧线, 可表示成

$$L = R_0 \Phi = \frac{2\pi}{360} R_0 \Phi' \quad (2-96)$$

Φ' 单位为($^{\circ}$)。

射程角

$$\Phi = \beta_{\gamma} + 2\eta_E + \eta_c \quad (2-97)$$

式中 β_{γ} ——主动段射程角；

η_E ——自由段半射程角；

η_c ——再入段射程角；

R_0 ——地球平均半径。

利用主动段终点参数 r_k, V_k, θ_k 的不同组合可以得出多条命中目标的射程。图 2-28 表示多组射程的速度—角度(V_k, θ_k) 曲线。

各种射程对应的射程角如表 2-1 所列。

表 2-1 射程与射程角

射程角 $\Phi(^{\circ})$	射程 $L(\text{km})$
180	20000
120	13400
90	10000
60	6650
30	3340
15	1660

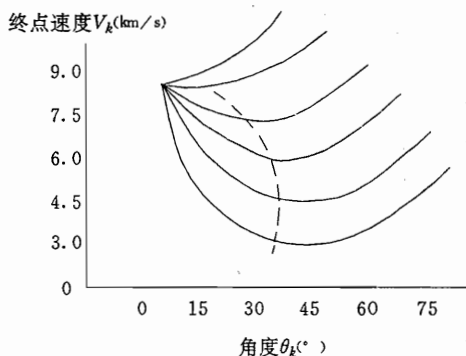


图 2-28 在不旋转的球形地球上，主动段终点高度 $h_k=0$ 时，各种射程需要的速度、角度的变化情况

(3) 飞行时间

要确定飞行器发射后在椭圆轨道上某一位置的飞行时间，则需利用式(2-81)、(2-83)，并将 r 和 θ_H 化作时间的函数。将式(2-81)的第一方程写成

$$p = r^2 \frac{d\eta}{dt}$$

$$dt = \frac{r^2}{p} d\eta \quad (2-98)$$

将式(2-87)代入式(2-98)，并确定积分限界 $\eta_0 \sim \eta$ ，则

$$t = \int_{\eta_0}^{\eta} \frac{p^3}{(GM)^2} \frac{d\eta}{[1 + e \cos(\eta + \eta_0)]^2}$$

$$= \frac{P^2}{p} \int_{\eta_0}^{\eta} \frac{d\eta}{[1 + e \cos(\eta + \eta_0)]^2} \quad (2-99)$$

椭圆轨道周期 T 按以下关系导出。根据能量守恒定律，椭圆矢径掠过扇面速度是一个常

数,即

$$\frac{dS}{dt} = \frac{1}{2} r^2 \dot{\eta} = \frac{p}{2}$$

矢径在整个周期 T 内扫过的轨道面积 S

$$S = \int_0^T \frac{dS}{dt} dt = \frac{pT}{2}$$

由解析几何知,椭圆的面积 $S = \pi ab$,将式(2-92)的 a, b 表示式代入,则得

$$T = \frac{2\pi a^{\frac{3}{2}}}{(GM)^{\frac{1}{2}}} \quad (2-100)$$

飞行高度

$$h = \frac{P}{1 + e \cos(\eta + \eta_0)} - R_0 \quad (2-101)$$

速度矢量与当地水平面的夹角

$$\cos \theta_H = \frac{(R_0 + h_k) V_k}{(R_0 + h) V} \cos \theta_k \quad (2-102)$$

以上的分析均就最小能量弹道而论。其含义是:飞行器能够达到最远的射程在最佳弹道倾角 θ_k 时由最小速度确定。由式(2-83),主动段终点时的飞行总能量

$$E = \frac{1}{2} m_T V_k^2 - \frac{GMm_T}{r_k}$$

从上式知,能量 E 与角度 θ_k 无关。因而从上面方程能够看出,当在可能的最低高度 h_k 上产生最小的速度时,就可获得能落于地球上最远目标点的最小能量轨道。由于 $h_k \ll R_0$,在实用中可以认为最小能量和最小速度的轨道是一致的。

利用以上有关计算轨道参数的表示式,可以绘出轨道参数之间关系的曲线族(图 2-29)。

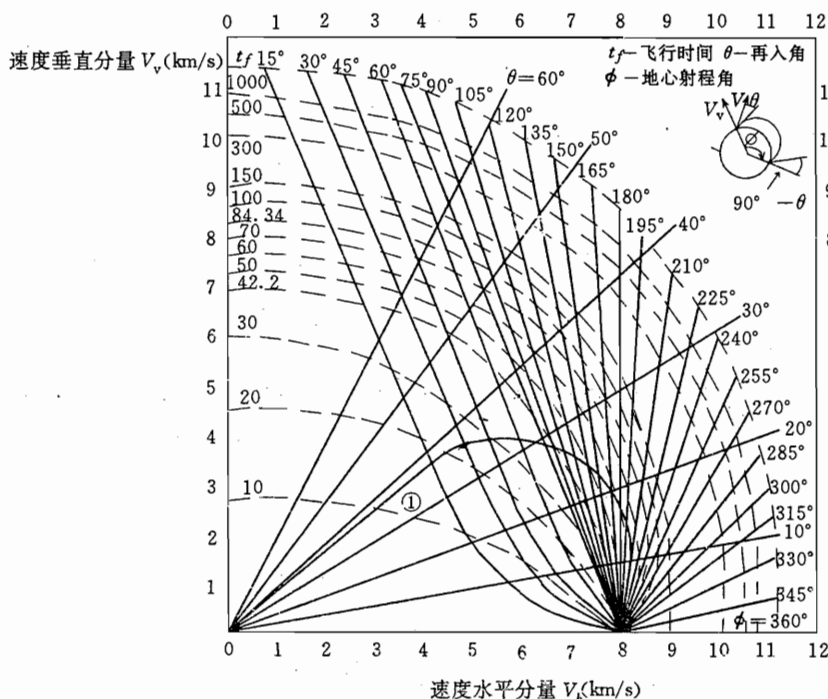


图 2-29 弹道导弹自由段飞行参数计算曲线图

从图 2-29 上查到:当射程 $L = 3300\text{km}$, 对应射程角 $\phi \approx 30^\circ$, 倾角 $\theta = 37^\circ$, 查曲线得 $V = 5000\text{m/s}$, $t_f = 15\text{min}$;

$L = 10000\text{km}$, $\phi = 90^\circ$, 倾角 $\theta = 22^\circ$, 有 $V = 7200\text{m/s}$, $t_f = 30\text{min}$

2.3.3 再入段轨道方程

飞行器(弹头、运载火箭、航天飞机)再入地球大气层时,会受到迎面阻力和升力等气动力影响。当静稳定的无翼飞行器进入大气层,气动力矩使飞行器朝着零攻角转动,并且气动力矢量倾向于与飞行速度矢量重合成一条直线。有翼飞行器进入大气层时,一般利用翼面调整升力和阻力之间的比例关系,藉以改变再入飞行路线,最后减速滑行达到地面。

弹道式导弹在被动段是一自由飞行体沿椭圆轨道再入大气层,飞行中主要受到大气阻力和地球引力影响。参考式(2-82),考虑气动阻力分量后的运动方程在极坐标系中的表达式是:

切向运动方程

$$m_T \dot{V} + F_D - m_T g \sin \theta = 0 \quad (2-103a)$$

法向运动方程

$$\ddot{r} - r \dot{\eta}^2 + g - \frac{F_D}{m_T} \sin \theta = 0 \quad (2-103b)$$

式中气动阻力表达式

$$F_D = \frac{1}{2} \rho V^2 C_d S_m \quad (2-103c)$$

其中 ρ ——大气层在高度 h 处的空气密度；
 C_d ——阻力系数；
 S_m ——飞行器在飞行方向的投影面积；
 θ ——再入角。

因再入体进入大气层后距地面高度降低时，大气变得稠密，气动力的作用比引力作用大，飞行器将承受到由于其减速和气动热形成的大结构载荷。同时，速度逐渐降低。所以运动参数随高度变化较为剧烈。因而一般将飞行器速度 V 和再入角 θ 写成高度的函数关系。

由图 2-30 有

$$\left. \begin{aligned} \dot{r} &= -V \sin \theta \\ r \dot{\eta} &= V \cos \theta \end{aligned} \right\} \quad (2-104)$$

因 $r = R_0 + h$ 所以 $\dot{r} = \dot{h} = -V \sin \theta$ 。

式(2-103a)又可写成

$$\frac{dV}{dt} = \frac{dV}{dh} \frac{dh}{dt} = \frac{dV}{dh} (-V \sin \theta) = g \sin \theta - \frac{F_D}{m_T}$$

由此得

$$\frac{dV}{dh} = -\frac{g}{V} + \frac{\rho V g}{2\beta \sin \theta} \quad (2-105)$$

式中 g ——引力加速度， $g = \frac{GM}{r^2}$

W ——飞行器重量， $W = m_T g = \frac{m_T GM}{r^2}$

β ——弹道系数， $\beta = \frac{W}{C_d S_m} = \frac{m_T GM}{r^2 C_d S_m}$

式(2-103b)法向加速度方程可改写成

$$\ddot{r} = r \dot{\eta}^2 - g + \frac{F_D}{m_T} \sin \theta \quad (2-106a)$$

利用式(2-104)第一式，可以表示成

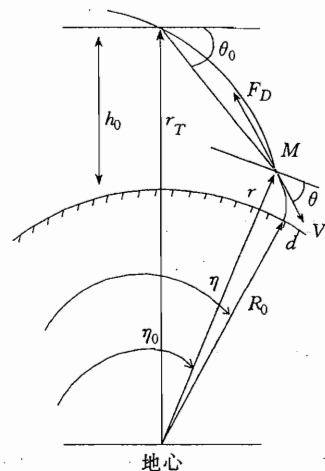


图2-30 飞行器再入轨道

$$\begin{aligned}\ddot{r} &= \frac{d\dot{r}}{dt} = \frac{dh}{dt} \frac{d\dot{r}}{dh} = -V \sin \theta \frac{d}{dh} (-V \sin \theta) \\ &= V \sin \theta \left(\sin \theta \frac{dV}{dh} + V \frac{d\theta}{dh} \cos \theta \right)\end{aligned}$$

式(2-106a)等号右边第一项

$$r\dot{\eta}^2 = \frac{V^2 \cos^2 \theta}{r}$$

将以上二式代入(2-106a)式,则得

$$V \cos \theta \frac{d\theta}{dh} = \frac{V \cos^2 \theta}{r \sin \theta} - \frac{g}{V \sin \theta} + \frac{F_D}{m_T V} - \sin \theta \frac{dV}{dh} \quad (2-106b)$$

再将式(2-105)代入上式中,整理后得

$$\frac{d\theta}{dh} = - \left(\frac{g}{V^2} - \frac{1}{r} \right) \operatorname{ctg} \theta \quad (2-107)$$

利用式(2-105)、(2-107)可计算出简化的再入轨道。图 2-31 是简化再入轨道的典型示例。

再入段射程

$$dL_c = - \operatorname{ctg} \theta dh$$

因此,射程方程式是

$$L_c = \int_{h_0}^{h=0} - \operatorname{ctg} \theta dh = \int_{h=0}^{h_0} \operatorname{ctg} \theta dh \quad (2-108)$$

式中 $h \leq h_0$

弹道系数对速度的影响可以用下述方法确定,忽略式(2-105)中引力项,对速度 V 的方程积分,得

$$V = V_0 e^{\frac{p}{2\beta \sin \theta}} \quad (2-109)$$

式中 p —高度 h 处的大气压力

$$p = \int_h^{h_0} g \rho dh = \bar{h} g \rho \quad (2-110)$$

式(2-110)中 $\bar{h}$ 是假定大气密度随高度变化是指数型:

$$\rho = \bar{\rho} e^{-h/\bar{h}}$$

其中: $\bar{\rho}$ ——海平面大气密度;

$\bar{h}$ ——大气密度下降到 $1/e$ 海平面密度的高度。

这样,利用主动段、自由段、再入段的飞行轨道方程,就可以进行制导初步计算和制导精度分析。

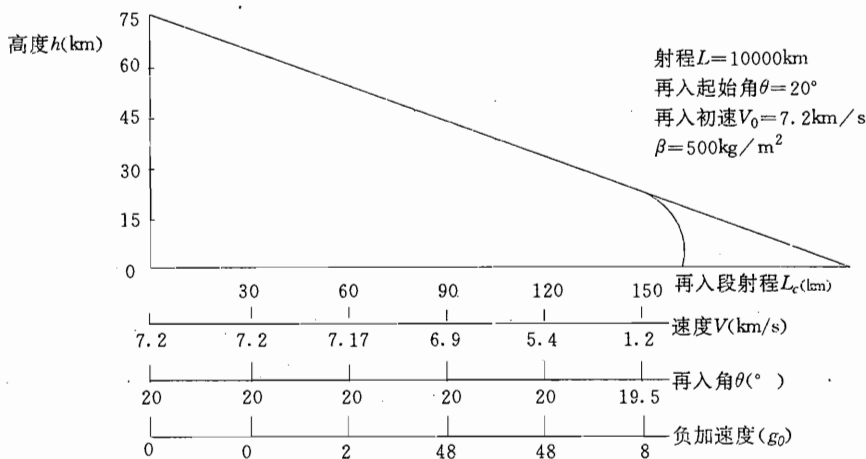


图 2-31 简化的再入轨道(参数随高度变化)

2.3.4 空间轨道的几何形状和参数

飞行器无动力飞行的空间轨道形状,主要由偏心率 e 来确定。由式(2-90b)及解析几何学知,当

$$e = 1, \quad \frac{V_k^2}{2} - \frac{GM}{r_k} = 0 \quad V_k = \sqrt{\frac{2GM}{r_k}} \quad \text{轨道是抛物线形状}$$

$$e > 1, \quad \frac{V_k^2}{2} - \frac{GM}{r_k} > 0 \quad V_k > \sqrt{\frac{2GM}{r_k}} \quad \text{轨道是双曲线形状}$$

$$e = 0, \quad 1 + \frac{2r_k^2 V_k^2 \cos^2 \theta_k}{(GM)^2} \left(\frac{V_k^2}{2} - \frac{GM}{r_k} \right) = 0 \quad \text{轨道是圆形}$$

$$V_k^2 = \frac{GM}{r_k} \left(1 \pm \sqrt{1 - \frac{1}{\cos^2 \theta_k}} \right)$$

在轨道矢径 r 为某一确定值的情况下,速度 V 不同、轨道倾角 θ_H 不同,因而 e 不同,对应的

轨道几何形状也不同。

由式(2-90b),在 $\theta_H = 0$ (速度矢量与轨道矢径 r 垂直),轨道是圆形, $r \approx R_0 = 6371100\text{m}$ 时

$$V_p = \sqrt{\frac{GM}{R_0}} \approx 7.91\text{km/s}$$

称为第一宇宙速度,即形成人造地球卫星的初始速度;

称 $V_e = \sqrt{\frac{2GM}{R_0}} \approx 11.20\text{km/s}$ 为第二宇宙速度,即逃逸地球引力场束缚,脱离地球椭圆轨道进入空间的初始速度。图2-32是当主动段终点的倾角 $\theta_k = 30^\circ$ 时,不同速度的飞行轨线。

因为单位质量的动量矩是常数(式(2-81)第一式),所以质点在空间的运动速度随椭圆轨道高度的增加而减少。当飞行器绕地球旋转运动,其相对地球中心扫过的角速度等于地球自转运动角速度 ω_e 时,则成为地球同步卫星。同步卫星距地球表面的高度、飞行速度和运行周期,可利用式(2-82)第二式及式(2-100)求出。令式中 $\dot{r}=0$ 和 $\dot{\eta}=\omega_e$,得

地球同步卫星轨道高度

$$h_s = r - R_0 = 35792\text{km}$$

速度

$$V_s = \sqrt{\frac{GM}{r}} = 3075\text{m/s}$$

轨道运行周期

$$T = 23\text{h } 56\text{ min } 04\text{s}$$

人造地球卫星在近地空间的飞行运动状况,可在发射点地心赤道惯性坐标系 O_eXYZ (见2.1节)内描述。卫星的轨道几何形状由6个轨道根数确定。确定空间椭圆轨道的6个轨道根数及其表示式是^[12]

轨道半长轴

$$a = r(2 - \frac{rV^2}{GM})^{-1}$$

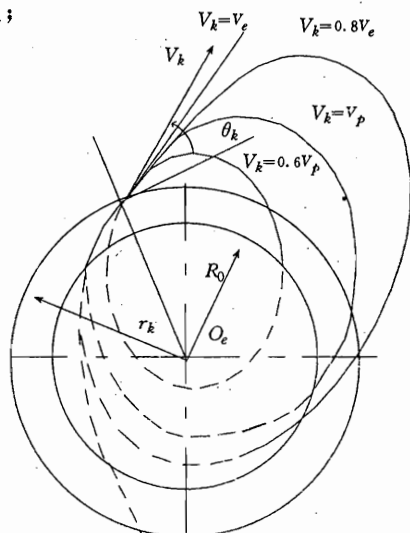


图2-32 飞行器不同速度下的轨线(主动段终点倾角 $\theta_k = 30^\circ$)

偏心率

$$e = [1 - (2 - \frac{rV^2}{GM}) \frac{rV^2}{GM} \cos^2 \theta_H]^{1/2}$$

轨道倾角

$$i = \arccos(\frac{C_s}{h_s}) \quad (2-111)$$

升交点赤径

$$\Omega = \Omega' + S_0$$

近地点幅角

$$\omega = \theta_s - f$$

平近点角

$$M = E - e \sin E$$

式中

$$V = (V_x^2 + V_y^2 + V_z^2)^{1/2}$$

$$r = (X'^2 + Y'^2 + Z'^2)^{1/2}$$

$$X' = x + R_{0x}$$

$$Y' = y + R_{0y} + H_0$$

$$Z' = z + R_{0z}$$

$$R_{0x} = -R_0 \sin \gamma_p \cos A$$

$$R_{0y} = R_0 \cos \gamma_p$$

$$R_{0z} = R_0 \sin \gamma_p \sin A$$

$$R_0 = \alpha_e (1 - \alpha_e) (1 - e'^2 \cos^2 \varphi_c)^{1/2}$$

$$e'^2 = 2\alpha_e - \alpha_e^2$$

$$\gamma_p = B - \varphi_c$$

$$\varphi_c = \text{tg}^{-1} [1 - e'^2] \text{tg} B]$$

$$\sin \theta_H = \frac{(V_x X' + V_y Y' + V_z Z')}{rV}$$

$$\sin \Omega' = \frac{A_s}{(A_s^2 + B_s^2)^{1/2}}$$

$$\cos \Omega' = \frac{B_s}{(A_s^2 + B_s^2)^{1/2}}$$

$$\begin{aligned}
h_s &= (A_s^2 + B_s^2 + C_s^2)^{\frac{1}{2}} \\
A_s &= m_{11}A'_s + m_{12}B'_s + m_{13}C'_s \\
B_s &= m_{21}A'_s + m_{22}B'_s + m_{23}C'_s \\
C_s &= m_{31}A'_s + m_{32}B'_s + m_{33}C'_s \\
A'_s &= Y'V_z - Z'V_y \\
B'_s &= Z'V_x - X'V_z \\
C'_s &= X'V_y - Y'V_x \\
\cos\theta_s &= \frac{(X_c \cos\Omega' + Y_c \sin\Omega')}{r}
\end{aligned}$$

若 $Z_c \geq 0$, $0 \leq \theta_s \leq \pi$; 若 $Z_c < 0$, $\pi < \theta_s < 2\pi$

$$\begin{aligned}
X_c &= m_{11}X' + m_{12}Y' + m_{13}Z' \\
Y_c &= m_{21}X' + m_{22}Y' + m_{23}Z' \\
Z_c &= m_{31}X' + m_{32}Y' + m_{33}Z' \\
m_{11} &= -\cos A \sin B \\
m_{12} &= \cos B \\
m_{13} &= \sin A \sin B \\
m_{21} &= \sin A \\
m_{22} &= 0 \\
m_{23} &= \cos A \\
m_{31} &= \cos A \cos B = \Omega_{xg} \\
m_{32} &= \sin B = \Omega_{yg} \\
m_{33} &= -\sin A \sin B = \Omega_{zg} \\
\cos f &= \frac{(P - r)}{er}
\end{aligned}$$

若 $\theta_H \geq 0$, 则 $0 \leq f \leq \pi$; 若 $\theta_H < 0$, 则 $-\pi < f < 0$

$$\operatorname{tg} \frac{E}{2} = \sqrt{\frac{1-e}{1+e}} \operatorname{tg} \frac{f}{2}$$

卫星过近地点的时间

$$t_p = t - \frac{(E - e \sin E)}{n}$$

卫星运动的平均角速度

$$n = \frac{\sqrt{GM}}{a^{\frac{3}{2}}}$$

其中 B ——发射点地理纬度；

E ——偏近点角；

f ——真近点角；

H_0 ——发射点高度差；

S_0 ——进入卫星轨道的格林威治恒星时(世界时 0^h)，从天文年历中查出， $O_e X_0 Y_0 Z_0$ 是格林威治地心赤道坐标系， S_0 以 $O_e X_0$ 轴起算；

α_e ——地球扁率(见式(2-24))；

θ_H ——卫星运动方向相对当地水平面的夹角，即卫星速度矢量倾角；

θ_s ——星下点角距(卫星的纬度幅角)；

φ_e ——发射点地心纬度；

A, A_0 ——发射方位角，轨道方位

角。

图 2-33 中卫星 S 运动的平面对应地球表明交线(星下点)的轨线为球大圆 $N'P'S'$ 。卫星的运动轨线在 N 处由赤道进入北半球。 N 称为轨道升交点，其位置可由坐标系 $O_e XYZ$ 内的经度 Ω' 确定，轨道平面 NPS 与赤道的夹角称轨道倾角，与过星下点 S' 经面的夹角 A_0 称轨道方位角。 P' 点是卫星的近地点的地面投影点。近地点幅角 ω 决定轨道拱线(近地点与焦点的连线)在轨道面的位置。

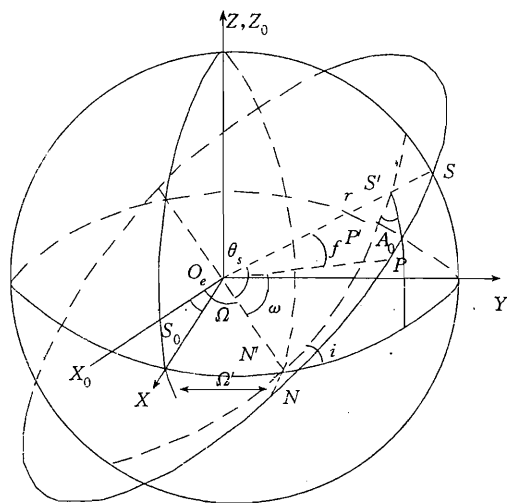


图 2-33 卫星运动椭圆轨线图

图 2-34 是确定椭圆轨道形状的几何

参数示意图，图中 F_1 是位于地球中心的椭圆焦点。由解析几何知

$$\frac{X'^2}{a^2} + \frac{Y'^2}{b^2} = 1$$

$$e = \frac{c}{a} = \frac{\sqrt{a^2 - b^2}}{a^2}$$

c 为半焦距(沿 X 方向为正)。

准线距

$$m_d = \frac{a}{e} - c = \frac{a(1 - e^2)}{e} = \frac{P}{e}$$

半长轴	$a = \frac{P}{1 - e^2}$	} (2-112)
半短轴	$b = \sqrt{aP}$	
远地点距离	$r_a = a(1 + e) = a + c$	
近地点距离	$r_p = a(1 - e) = a - c$	

式中 $P = \frac{p^2}{GM}$, $p = rV\cos\theta_H$ (式 2-83)。在椭圆轨道情况下, a, b, r_a, r_p, c, m_d 均为正数。
由图 2-34 的几何参数关系, 可得出

$$ae = a\cos E + r\cos(\pi - f)$$

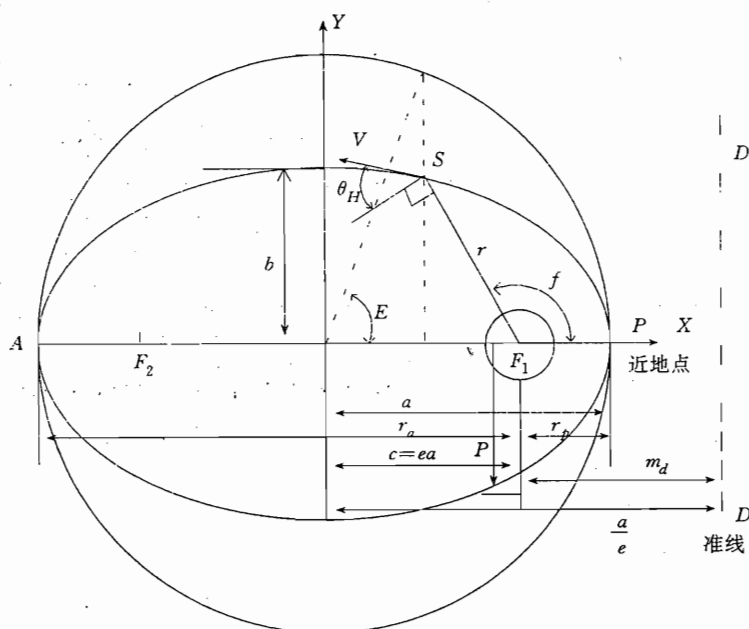


图 2-34 偏近点角 E , 真近点角 f 及卫星速度矢量、倾角 θ_H 示意图

真近点角

$$f = \arccos\left[\frac{a}{r}(\cos E - e)\right] \quad (2-113)$$

又由图 2-34 及式(2-112)第一式、(2-113)得

$$ae\arccos E = a - r$$

偏近点角

$$E = \arccos\left(\frac{a-r}{ae}\right) \quad (2-114)$$

根据角动量 p 守恒原理和式(2-92),有

$$\begin{aligned} r_a V_a &= r_p V_p \\ P &= \frac{r_a^2 V_a^2}{GM} = a(1-e^2) \end{aligned}$$

由此得出

近地点速度

$$V_p = V_{\max} = \left[\frac{GM(1+e)}{r_p} \right]^{\frac{1}{2}}$$

远地点速度

$$V_a = V_{\min} = \left[\frac{GM(1-e)}{r_a} \right]^{\frac{1}{2}} \quad (2-115)$$

式(2-115)表明,根据飞行角动量 p 守恒,远地点矢径 r_a 最长,速度 V_a 最小,而近地点矢径 r_p 最短,但速度 V_p 最大。

利用以上的式(2-111)~(2-115)中方程,根据卫星入轨点或某瞬时的速度和位置参数($t, V_x, V_y, V_z, x, y, z$)就可计算出6个轨道常数,确定椭圆轨道。

2.4 落点计算

2.4.1 航程计算

落点计算是一种航程计算。卫星的星下点轨线距离,导弹从发射点到落点之间的距离,是飞行器在地球表面的航迹曲线。对应制导系统,计算航程是为了进行航程控制,保证卫星进入预计的自由飞行轨道位置、保证导弹落在预定的目标点。导弹的航程就是射程,是由主动段、自由段、再入段的三段射程叠加构成。在没有干扰的飞行状态下,可以认为射程是发射点、落点和地心三点决定的大圆弧平面与椭圆球体地球表面的交线长度。但是实际的飞行器轨迹是一条空间曲线,尤其在主动段有干扰作用和制导的情况下,主动段飞行的轨道面不是一个平面(发射点、关机点和地心三点决定的弧面),而是一个弯曲的面。即使主动段轨道面是一个平面,也不与自由段轨道平面相重合。所以,一般采用发射点、飞行器(或落点)和地心决定的圆弧平面与地面交线作为射程是不严格的。

考虑到上述情况,计算航程的方法:一种是采用轨道计算,即利用2.3节的主动段,自由段,再入段轨道方程,进行实时积分计算,得出三段航程的总和就是射程;另一种方法则是利用地球椭圆面的几何关系求取射程角和落点方位角,而对应卫星则为求取轨道航程角 θ_s 。

本节着重介绍采用地球表面的几何关系求取导弹射程、射向的方法。

导弹落点——交会地面的目标点是随着地球一起转动的,射程、射向的计算需考虑地球转动的影响。式(2-96)表示的射程是飞行器被动段为绝对运动情况下的轨线。而地球自转运动对被动段初始条件和终止条件均有影响。椭圆轨道的初始条件变化是地球自转引起的牵连速度(式2-80b)。考虑牵连速度以后,在 $Cxyz$ 惯性坐标系上飞行器运动速度的一般表示式是

$$\left. \begin{aligned} V_x &= V_{xg} + \omega_e(R_0 + Y_g)\cos B\sin A + \omega_e z\sin B \\ V_y &= V_{yg} - \omega_e X_g\cos B\sin A - \omega_e Z_g\cos B\cos A \\ V_z &= V_{zg} - \omega_e X_g\sin B + \omega_e(R_0 + Y_g)\cos B\cos A \end{aligned} \right\} \quad (2-116)$$

式中 $X_g, R_0 + Y_g, Z_g$ 是相对坐标系表示的位置参量。

飞行器在主动段飞行是三维运动,考虑牵连影响的主动段终点速度分量在主动段终点惯性坐标系的表示式是

$$\left. \begin{aligned} V_{xA} &= V_{xk}\cos\beta_r\cos\gamma_c - V_{yk}\sin\beta_r + V_{zk}\cos\beta_r\sin\gamma_c \\ V_{yA} &= V_{xk}\sin\beta_r\cos\gamma_c - V_{yk}\cos\beta_r + V_{zk}\sin\beta_r\sin\gamma_c \\ V_{zA} &= -V_{xk}\sin\gamma_c + V_{zk}\cos\gamma_c \\ V_A &= (V_{xA}^2 + V_{yA}^2 + V_{zA}^2)^{\frac{1}{2}} \end{aligned} \right\} \quad (2-117)$$

位置分量表示式

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} x_A \\ y_A \\ z_A \end{bmatrix} &= B \begin{bmatrix} x_k \\ y_k \\ z_k \end{bmatrix} \\ B &= \begin{bmatrix} \cos\beta_r\cos\gamma_c & -\sin\beta_r & \cos\beta_r\sin\gamma_c \\ \sin\beta_r\cos\gamma_c & \cos\beta_r & \sin\beta_r\sin\gamma_c \\ -\sin\gamma_c & 0 & \cos\gamma_c \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (2-118)$$

主动段终点的矢径 r_k 偏斜,利用图 2-35 有如下表示式

$$\left. \begin{aligned} \sin\gamma_c &= \frac{z_k}{(x_k^2 + z_k^2)^{\frac{1}{2}}} & |\gamma_c| &\leq \frac{\pi}{2} \\ \sin\beta_r &= \frac{(x_k^2 + z_k^2)^{\frac{1}{2}}}{r_A} & \beta &\leq \frac{\pi}{2} \\ r_A &= r_k = [x_k^2 + (R_0 + y_k)^2 + z_k^2]^{\frac{1}{2}} \end{aligned} \right\} \quad (2-119)$$

式中 β_r ——主动段终点在地表投影点 K 所对应的射程角;

γ_c ——飞行轨道偏离发射点的方向角(在惯性空间的主动段弹道平面相对瞄准方向角)。

速度 V_A 与关机点矢径 r_k 的夹角余弦由下式确定

$$\cos \theta_A = \frac{(V_{xA}^2 + V_{yA}^2)^{\frac{1}{2}}}{V_A} \quad \theta_A \leq \frac{\pi}{2} \quad (2-120)$$

速度 V_A 与主动段弹道平面之间的偏角 γ_A 为

$$\gamma_A = \arcsin \left[\frac{V_{zA}}{(V_{xA}^2 + V_{yA}^2)^{\frac{1}{2}}} \right] \quad (2-121)$$

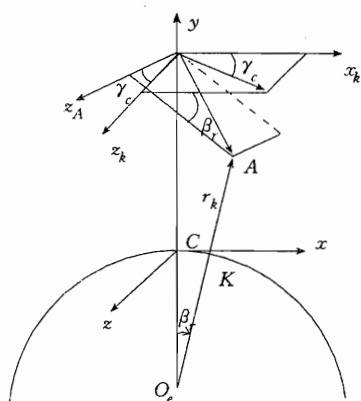


图2-35 瞬时惯性坐标系表示主动段关机点矢径 r_k 偏斜示意图

现在利用飞行器运动在地球表面投影轨线与椭球面的几何图形关系来求射程和射向方向角。首先对图 2-36 上的符号作说明： D_0 是预计落点，其经、纬度是 λ_d, B_d ； D_T 是实际落点，其经、纬度是 λ_T, B_T ； K 是飞行器主动段终点的地面投影点，其经、纬度以 λ_k, B_k 表示， K 点随地球旋转一起移动， K 点沿 C_0KD_0 弧线移动； A 为发射方向角； β_r 是主动段飞行轨线在地球坐标系内的射程角（ C, K 二点球面地心角）， Φ 为全航程射程角，是飞行总距离在地球坐标系内的地心角（ C_i 与 D_i 二点间球大圆角）； ψ_{ac} 是惯性坐标系表示的主动段地表轨线相对发射点 C_0 的方向角； ψ_A 是主动段地表线相对 K 点（地球坐标系）的方向角； C_0, D_0 是发射时刻的发射点与目标点；经过主动段飞行时间 t_k 的发射点位置随地球转至惯性坐标系的 C 点，即飞行器飞抵 K 点时刻的发射点位置；地表轨线 C_0D_0, C_iD_T 是飞行器从发射点飞到落地时间内的射程； C_0D_T 是惯性坐标系的发射点和落地之间的球大圆面， C_0D_0 是惯性坐标系表示的预计（标准）的发射点和落点间的球大圆面； $C_0 \textcircled{1} D_0$ 是惯性空间的预计飞行轨道； ψ_φ 是落点 D_0 相对发点 C_T 经面的方向角； $\psi_{\beta c}$ 是被动段弹道面与过 K 点子午面的夹角。

现在利用图 2-36 的几何图形来分步求取有关参量和落点。

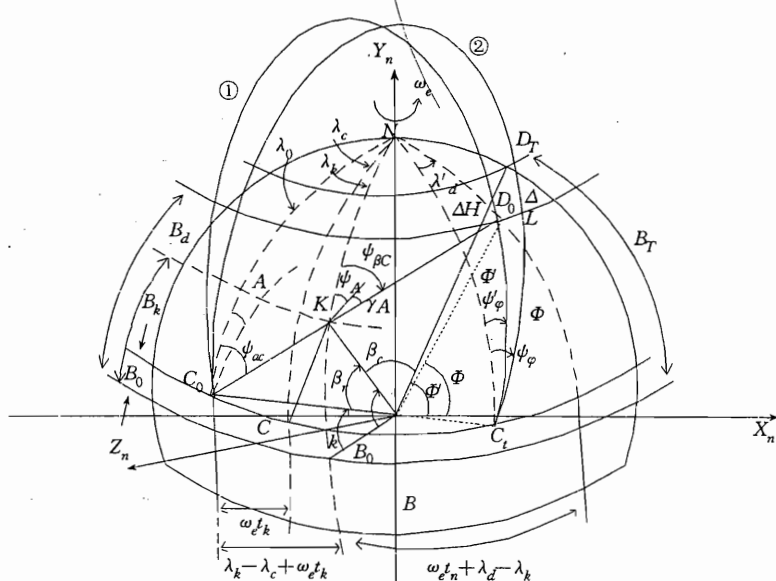


图 2-36 飞行器运动投影平面的飞行轨线示意图

(1) 主动段终点 K 的经、纬度 λ_K, B_K

飞行器的主动段终点 K (被动段起始点) 在惯性球壳投影点 K 的经度 λ_k 和纬度 B_k 按下述方法求得。由图 2-36 的球面三角形 NC_0K 有

NC_0 子午面与 NK 子午面的夹角

$$\angle N = \lambda_k - \lambda_c + \omega_e t_k = \lambda_k - \lambda_0 \quad (2-122a)$$

方向角

$$\angle C_0 = \phi_{ac} = A + \gamma_c$$

$$\angle k = 180^\circ - \phi_A$$

由于地表弧线对应地心角, 且地球半径垂直于地表, 所以将地表弧线表示为大圆角。

N 与 K 二点间的球大圆角

$$\widehat{NK} = 90^\circ - B_k$$

N 与 C_0 二点间的球大圆角

$$\widehat{NC_0} = 90^\circ - B_0 \quad (2-122b)$$

C_0 与 K 二点间的球大圆角

$$\widehat{C_0K} = \beta_r$$

式中 λ_k, λ_c —— 主动段终点, 发射点相对初始子午面的经度 (发射点 C_0 不随地球旋转);

B_0, B_k —— 发射点、关机点的纬度;

t_k —— 主动段飞行时间。

根据球面三角正余弦公式, 对 B_k 和 λ_k 可列出表示式

$$\cos \beta_r = \sin B_0 \sin B_k + \cos B_0 \cos B_k \cos (\lambda_k - \lambda_c + \omega_e t_k) \quad (2-123a)$$

$$\sin (\lambda_k - \lambda_c + \omega_e t_k) = \frac{\sin \beta_r \sin \phi_{ac}}{\cos B_k} \quad (2-123b)$$

上式中的 B_0 已知, $\beta_r, \gamma_c, \phi_{ac}$ 可由式 (2-119) 和 (2-122a) 根据主动段终点参数求得, 于是由方程 (2-123a)、(2-123b) 求得 B_k, λ_k 。

(2) 被动段初始参数

被动段轨线初始方向角

$$\psi_{\beta C} = \psi_A + \gamma_A \quad (2-124)$$

主动段地表轨线与关机点子午面的夹角通过下式求得。仍利用球面三角形 NC_0K , 根据球面三角正弦公式, 有

$$\sin \phi_A = \frac{\cos B_0 \sin \phi_{ac}}{\cos B_k} \quad (2-125a)$$

根据余弦公式,有

$$\cos\phi_A = \frac{\sin B_k \cos \beta_r - \sin B_0}{\sin \beta_r \cos B_k} \quad (2-125b)$$

由式(2-123a)求出 B_k 再将 β_r 及 ϕ_{ac} 代入上式后,则可解得 ϕ_A, γ_A 由式(2-121)求得。

(3)落点经、纬度

首先求出预计落点的经、纬度 λ_d, B_d

取图 2-36 上球面三角形 KD_0N

子午面 $\widehat{ND_0}$ 与 $\widehat{NK}$ 之间的夹角 $\angle N = \lambda_d - \lambda_k + \omega_e t_n$

式中 t_n ——被动段飞行时间。

大圆弧 $\widehat{KD_0}$ 与 $\widehat{KN}$ 之间的夹角 $\angle k = \psi_{\beta c}$

N, D_0 两点间球大圆角 $\widehat{ND_0} = 90^\circ - B_d$

K, D_0 两点间球大圆角(惯性球面的射程角)为 β_c , 根据球面三角的正、余弦公式,有

$$\left. \begin{aligned} \sin B_d &= \sin B_k \cos \beta_c + \cos \psi_{\beta c} \cos B_k \sin \beta_c \\ \cos(\lambda_d - \lambda_k + \omega_e t_n) &= \frac{1}{\cos B_k \cos B_d} (\cos \beta_c - \sin B_d \sin B_k) \\ \sin(\lambda_d - \lambda_k + \omega_e t_n) &= \frac{\sin \beta_c}{\cos B_d} \sin \psi_{\beta c} \end{aligned} \right\} \quad (2-126)$$

由上式得出经度 λ_d 、纬度 B_d 后,根据 λ_d 和 B_d 就能确定落点在地球上的位置。按照同样方法可求得实际落点在地面的位置。

(4)射程

利用式(2-126)求得的 λ_d, B_d 可求取射程角 ϕ' , 从而确定了发射点 C_t 和落点 D_0 之间的射程(C_t 与 D_0 间的圆弧线)。由图 2-36 上的球面三角形 C_tND_0 知,其中

$$\angle N = \lambda'_d = \lambda_d - \lambda_c$$

$$\widehat{NC_t} = 90^\circ - B_0$$

$$\widehat{ND_0} = 90^\circ - B_d$$

根据球面三角余弦公式,有

$$\cos \Phi' = \sin B_0 \sin B_d + \cos B_0 \cos B_d \cos \lambda'_d \quad (2-127)$$

由上式可求得射程角 Φ'

射程

$$L = R_0 \Phi' \quad (2-128)$$

同样利用三角形 C_iND_0 可求得落点方位角 ψ'_φ , 其表达式有

$$\left. \begin{aligned} \sin\psi'_\varphi &= \frac{\sin\lambda_d \cos B_d}{\sin\Phi'} \\ \cos\psi'_\varphi &= \frac{\sin B_d - \cos\Phi' \sin B_0}{\sin\Phi' \cos B_0} \end{aligned} \right\} \quad (2-129)$$

联解上列方程组可求得 ψ'_φ 。落点方位角 ψ'_φ 是落点 D_0 相对发射点 C_i 子午面向东的偏角。利用落点方位角 ψ'_φ 可求得落点相对发射点子午面的横向距离

$$H = R_0 \sin\Phi' \sin\psi'_\varphi \quad (2-130)$$

以同样方法, 可求得实际落点的射程角 Φ , 方位角 ψ_φ 。

本节的全部方程是按照地表为球形推导的, 虽不够精确, 但可用以进行制导系统性能的分析。以上这些方程的特点是可以直接由弹道状态参数计算出落点位置 (λ_d, B_d) , 计算中不引入轨道中间参量, 故方程比较简洁, 数量少。但是, 计算被动段轨道平面方向角 ψ_β , 必须依赖于主动段终点的参数, 因而引入了主动段终点惯性坐标系(瞬时惯性坐标系)的概念。

2.4.2 落点偏差计算

由于飞行器在运动过程中受到内外干扰作用, 使其飞行轨道偏离标准(预计)轨道。对于弹道导弹而言, 偏离标准轨道的最后结果是落点偏差; 对于运载火箭来说, 干扰作用的后果是产生运载有效载荷的入轨偏差。落点偏差的计算与入轨偏差计算的原理相似, 因此, 本节仅介绍落点偏差计算方法。

落点偏差计算主要采用如下的两种计算方法。

(1) 利用地面的几何关系计算落点偏差

图 2-36 上的 D_T 是实际落点, D_0 是标准弹道落点, 由这两点的经、纬度的差值就可决定落点纵向(射程)偏差和横向偏差。

类似上节计算落点的过程, 取球面三角形 C_iND_T , 参照式(2-127)、(2-129), 可求得对应实际落点的地心角 Φ 和落点方位角 ψ_φ , 按照标准量的通常表示形式, 将标准的射程地心角和标准的落点方位角表示成 $\bar{\Phi}$ 和 $\bar{\psi}_\varphi$, 则有

射程偏差

$$\Delta L = R_0(\Phi - \bar{\Phi}) = L - \bar{L} \quad (2-131)$$

横向偏差

$$\Delta H = R_0 \sin\Phi \sin(\psi_\varphi - \bar{\psi}_\varphi) = H - \bar{H} \quad (2-132)$$

式中 $\bar{L}_\varphi, \bar{H}$ ——标准射程, 标准横向距离

(2) 利用主动段飞行状态参数计算落点偏差

(a) 弹道求差法

设 Y 是飞行器质心运动轨迹的控制目标函数, 对于导弹而言, 控制目标函数是射程和落点偏差; 对于运载火箭, 虽无落点, 但可视“落点”为运载有效载荷进入卫星轨道的目标点, 其控制目标函数则是轨道根数及其偏差。

当只在主动段制导和姿态控制的情况下, 可以将目标函数 Y 表达为主动段终点状态参数的函数, 即 $Y = f(V(t_k), r(t_k), t_k)$, 将主动段状态参数表示成状态矢量形式, 同时考虑干扰的情况下, 则主动段、被动段状态方程是

$$\text{被动段方程} \quad Y = f_y(x, \epsilon_y) \quad (2-133)$$

$$\text{主动段方程} \quad \dot{x} = f_x(x, U, \epsilon_x)$$

式中 ϵ_x, ϵ_y 是系统所受的干扰, U 是主动段所受外界的强制作用, 如发动机推力、气动力、控制力等的作用。式(2-133)的第一方程是代数方程组, 第二方程是微分方程组。设被动段飞行轨道的变化主要是主动段引起的, 则式(2-133)状态方程可改写成

$$\begin{aligned} \text{标准弹道飞行时:} \quad & \bar{Y} = f_y(\bar{x}, \bar{\epsilon}_y) \\ & \dot{\bar{x}} = f_x(\bar{x}, \bar{U}) \end{aligned} \quad (2-134)$$

$$\begin{aligned} \text{干扰弹道飞行时:} \quad & Y = f_y(x, \epsilon_y) \\ & \dot{x} = f_x(x, U, \epsilon_x) \end{aligned}$$

式中 $\bar{\epsilon}_y$ 表示被动段空气动力、重力异常等的影响并认为是已知的, 而 $\Delta\epsilon = \epsilon_y - \bar{\epsilon}_y$ 则是由于主动段干扰状态下产生的被动段飞行轨道与标准状态下有差别所引起的结果。利用 2.3 节的有关主动段运动方程和被动段运动方程, 进而可求出导弹落点偏差($\Delta L, \Delta H$)、卫星轨道根数偏差($\Delta a, \Delta e, \Delta i, \Delta \Omega, \Delta \omega, \Delta M$)。

计算式(2-134)两个飞行状态方程, 并求差

$$\Delta Y = Y - \bar{Y} \quad (2-135)$$

ΔY 就是实际飞行中目标函数的偏差。这种 ΔY 的计算方法称为弹道求差法。弹道求差法计算复杂, 但计算参数精确, 多用于制导精度计算。

(b) 摄动法

由 2.3 节的椭圆轨道计算公式, 当忽略被动段空气动力、重力异常等因素的影响时, 飞行器飞行轨道及地表上的射程仅是主动段终点状态参数的函数

$$L = R_0 \Phi = \mathcal{L}(V(t_k), r(t_k), t_k) \quad (2-136)$$

式中 $r(t_k)$ —— 惯性坐标系的飞行器在主动段终点距地心的矢径, 也可以表示成 r_k ;

$V(t_k)$ —— 惯性坐标系表示的主动段终点飞行器速度矢量,也可以表示成 V_k ;

t_k —— 主动段飞行时间。

弹道导弹在干扰作用下的实际飞行轨道与标准(预计)轨道的偏差是不大的。因此,小偏差的实际轨道与飞行状态参数之间的关系,可以按线性化在标准轨道近旁展开成泰勒级数表示式。忽略级数展开式中二阶以上的项,则得到一阶近似下的射程偏差线性展开式

$$\begin{aligned} \Delta L = & \frac{\partial L}{\partial V_x} [V_x(t_k) - \bar{V}_x(\bar{t}_k)] + \frac{\partial L}{\partial V_y} [V_y(t_k) - \bar{V}_y(\bar{t}_k)] \\ & + \frac{\partial L}{\partial V_z} [V_z(t_k) - \bar{V}_z(\bar{t}_k)] + \frac{\partial L}{\partial x} [x(t_k) - \bar{x}(\bar{t}_k)] \\ & + \frac{\partial L}{\partial y} [y(t_k) - \bar{y}(\bar{t}_k)] + \frac{\partial L}{\partial z} [z(t_k) - \bar{z}(\bar{t}_k)] + \frac{\partial L}{\partial t} (t_k - \bar{t}_k) \end{aligned} \quad (2-137a)$$

将上式简化成如下形式

$$\Delta L = \sum_{i=1}^6 \frac{\partial L}{\partial \zeta_i} \Delta \zeta_i(t_k) + \frac{\partial L}{\partial t_k} \Delta t_k \quad (2-137b)$$

式中

$$\Delta \zeta_i(t_k) = \zeta_i(t_k) - \bar{\zeta}_i(\bar{t}_k), i = 1, 2, \dots, 6$$

$$\Delta t_k = t_k - \bar{t}_k$$

$$\zeta_1 = V_x, \zeta_2 = V_y, \zeta_3 = V_z, \zeta_4 = x, \zeta_5 = y, \zeta_6 = z$$

系数 $\frac{\partial L}{\partial \zeta_i} (i = 1, 2, \dots, 6)$ 称做射程偏导数(或称射程偏差系数),其值由标准轨道主动段终点的运动参数算出,即

$$\frac{\partial L}{\partial \zeta_1} = \frac{\partial L}{\partial V_x} \Big|_{t=\bar{t}_k}, \frac{\partial L}{\partial \zeta_2} = \frac{\partial L}{\partial V_y} \Big|_{t=\bar{t}_k}, \dots$$

飞行器实际飞行中,状态量偏差包括两部分:等时偏差和由于关机时刻不是在标准关机时刻 $\bar{t}_k$ 的时间所造成的偏差,即

$$\Delta \zeta_i = \delta \zeta_i(t_k) + \frac{\partial \zeta_i}{\partial t}(\bar{t}_k) \Delta t_k \quad (2-138)$$

或 $\Delta \zeta_i = \delta \zeta_i(t_k) + \zeta_i(\bar{t}_k) \Delta t_k$

$\Delta \zeta_i$ 的物理意义可利用图 2-37 说明。例如关机时刻在 t_k ,这时的状态量与标准关机时刻

的标准状态量相比,其值 $\Delta\zeta = \zeta(t_k - \bar{t}_k) + \delta\zeta$, 其中 $\delta\zeta$ 就是实际状态量和标准状态量在同一时间的差值。

将式(2-138)代入式(2-137b),则射程偏差表示式可写成

$$\Delta L(t_k) = \sum_{i=1}^6 \frac{\partial L}{\partial \zeta_i} [\delta\zeta_i(t_k) + \dot{\zeta}(\bar{t}_k) \Delta t_k] + \frac{\partial L}{\partial t_k} \Delta t_k$$

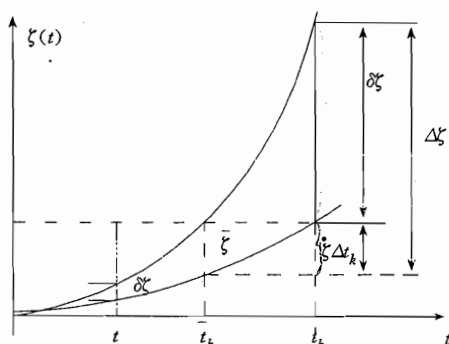


图2-37 状态量的等时偏差和全偏差

$$\text{或} \quad \Delta L(t_k) = \delta L(t_k) + \dot{L}(\bar{t}_k) \Delta t_k \quad (2-139)$$

式中

$$\begin{aligned} \delta L(t_k) &= \sum_{i=1}^6 \frac{\partial L}{\partial \zeta_i}(\bar{t}_k) \delta\zeta_i(t_k) \\ \dot{L} &= \frac{\partial L}{\partial V_x} \frac{\partial V_x}{\partial t} + \frac{\partial L}{\partial V_y} \frac{\partial V_y}{\partial t} + \frac{\partial L}{\partial V_z} \frac{\partial V_z}{\partial t} + \frac{\partial L}{\partial x} \frac{\partial x}{\partial t} \\ &\quad + \frac{\partial L}{\partial y} \frac{\partial y}{\partial t} + \frac{\partial L}{\partial z} \frac{\partial z}{\partial t} + \frac{\partial L}{\partial t} \end{aligned} \quad (2-140)$$

横向偏差表示式可类似射程偏差表示方法,在泰勒级数展开式中保留一阶近似项,则有

$$\Delta H(t_k) = \delta H(t_k) + \dot{H}(\bar{t}_k) \Delta t_k \quad (2-141)$$

式中

$$\begin{aligned} \delta H(t_k) &= \sum_{i=1}^6 \frac{\partial H}{\partial \zeta_i}(\bar{t}_k) \delta\zeta_i(t_k) \\ \dot{H} &= \frac{\partial H}{\partial V_x} \frac{\partial V_x}{\partial t} + \frac{\partial H}{\partial V_y} \frac{\partial V_y}{\partial t} + \frac{\partial H}{\partial V_z} \frac{\partial V_z}{\partial t} + \frac{\partial H}{\partial x} \frac{\partial x}{\partial t} \\ &\quad + \frac{\partial H}{\partial y} \frac{\partial y}{\partial t} + \frac{\partial H}{\partial z} \frac{\partial z}{\partial t} + \frac{\partial H}{\partial t} \end{aligned} \quad (2-142)$$

称 $\frac{\partial H}{\partial \zeta_i}$ 为横向偏导数。

射程偏导数和横向偏导数可以用解析式在惯性坐标系或地球坐标系中推导得出。惯性坐标系中的射程偏导数、横向偏导数的表示式见附录 C。

卫星轨道偏差系数也可以利用摄动法推导得出,其偏差系数表示式

$$\Delta \xi_i = \sum_{j=1}^6 \frac{\partial \xi_j}{\partial \xi_i} \Delta \xi_j \quad (2-143)$$

式中

$$\Delta \xi_j = [\Delta a, \Delta e, \Delta i, \Delta \Omega, \Delta \omega, \Delta M]^T$$

$$\Delta \xi_i = \xi_i - \bar{\xi}_i$$

$$\xi_i = [V_x, V_y, V_z, x, y, z] \quad \text{实际状态量}$$

$$\bar{\xi}_i = [\bar{V}_x, \bar{V}_y, \bar{V}_z, \bar{x}, \bar{y}, \bar{z}] \quad \text{标准状态量}$$

各系数的表示式见文献[12]。

2.4.3 落点散布度

弹道导弹的运动受多种干扰因素作用,而干扰因素有确知部分(常值干扰)与不确定部分。对于常值干扰的影响一般可以进行修正和补偿,所以,导弹的误差大部分是随机误差,也就是这一次发射和另一次发射导弹的落点和制导系统的误差范围的中心点是有差别的。所以,描述导弹的精度(或制导精度)须以概率为基础。一般情况下,实际落点相对标准(计算)值的偏差不大,因此,多发导弹的实际落点将分布在标准落点周围区域,而且离标准落点愈近则越密集。

落点的这样随机分布可以用概率分布函数来描述,即采用导弹命中预定(目标)点的概率大小来表示落点精度。因为导弹的误差是一系列干扰因素引起的,这些干扰因素可视为彼此不相关。根据概率论的“中心极限定理”,可以认为落点偏差的概率分布是正态分布。

弹道导弹射击地面目标,射击误差在目标平面内是二维分布(图2-38),可用双变量分布概率密度函数来表示落点散布度。图2-38的点O是假定目标区的中心,落点在OX轴的分布称为纵向散布(射程误差),落点在OZ轴的分布称为横向散布(横向误差)。

在正态分布情况下,一维(射程)误差概率密度函数

$$f(x) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma_x} e^{-\frac{(x-m_L)^2}{2\sigma_x^2}} \quad (2-144)$$

式中 m_L —— x 分布偏离目标中心的平均值(数学期望值)。

当射程误差 x 、横向误差 z 都是独立的,而且对目标中心点的误差平均值为零的特殊情况下,概率密度函数

$$f(x, z) = \frac{1}{2\pi\sigma_x\sigma_z} e^{-\frac{1}{2}(\frac{x^2}{\sigma_x^2} + \frac{z^2}{\sigma_z^2})} \quad (2-145)$$

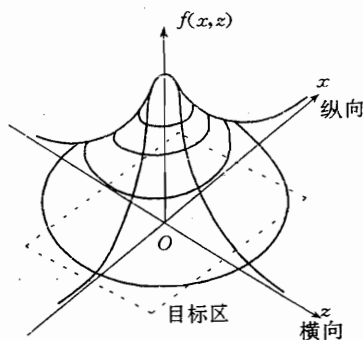


图2-38 落点在平面内的散布

式中 σ_x, σ_z 分别表示随机变量 x, z 的均方根误差(标准偏差), 它表示落点沿射程和横向方向的散布程度, 当 σ_x, σ_z 愈小, $f(x, z)$ 分布愈靠近中心点, 即概率分布 $P(x, z) = \int f(x, z) dx dz$ 愈陡。

落点散布度通常用公算偏差(或称概率误差)表示。公算偏差的定义是: 有 50% 落点在某一范围的边界值。

对于一维分布, 概率分布值

$$P(x) = \int_{-B_L}^{B_L} f(x) dx = 0.5 \quad (2-146)$$

时, 变量值 $\pm B_L$ 则称为公算偏差。

最常用的表示导弹落点散布度是圆概率误差或圆公算偏差(CEP)。它的定义是: 有 50% 的导弹落在以目标中心点为圆心, 半径为 R 的圆内, 此 R 值称为圆概率误差 CEP, 即

$$P(R) = \int_0^R \int_0^{2\pi} f(x, z) dx dz = 0.5$$

圆概率误差与标准误差的关系, 可由下式求取。令 $\sigma_x = \sigma_z = \sigma$, 即落点分布是圆形, 且假设 σ_x, σ_z 都是独立的, 将式(2-145) 表示成极坐标形式, 有

$$\left. \begin{aligned} f(x, z) &= \frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma^2} \exp\left[-\frac{R^2}{2}\left(\frac{\cos^2\theta}{\sigma^2} + \frac{\sin^2\theta}{\sigma^2}\right)\right] \\ P(R) &= \frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma^2} \int_0^R \int_0^{2\pi} e^{-\frac{R^2}{2\sigma^2}} R dR d\theta \end{aligned} \right\} \quad (2-147)$$

式中

$$\begin{aligned} \sigma_x &= \sigma_z = \sigma \\ x^2 + z^2 &= R^2, x = R\cos\theta, z = R\sin\theta \end{aligned}$$

对式(2-147)第二式积分, 得圆概率误差

$$P(0.5) = 1 - e^{-\frac{R^2}{2\sigma^2}} = 0.5$$

由此

$$\frac{R^2}{\sigma^2} = 1.38629$$

$$\text{CEP} = R = 1.1774\sigma$$

(2-148)

为保证导弹落点准确度和运载火箭入轨准确度,在设计中作为要求指标给出均方根误差 σ 或概率误差 B 以及最大误差($\pm 2.7\sigma$ 或 $\pm 4B$)的允许值。在控制系统误差为正态分布的情况下,最大误差值相当于出现的误差概率为99.3%。

对导弹,习惯用最大偏差来表示,即用射程最大偏差($\Delta L_{\max}$)和横向最大偏差($\Delta H_{\max}$)来衡量落点散布度。这样,由最大偏差作为半长轴和半短轴构成的椭圆中,有99.3%的导弹或弹头落在这里。椭圆半长轴为 $\Delta L_{\max} = 2.7\sigma_L$,半短轴为 $\Delta H_{\max} = 2.7\sigma_H$ 。但是,在一些场合,使用圆概率误差(或称圆公算偏差)更为方便。所以可将散布椭圆换算成圆,其圆半径为圆概率误差CEP的比数,其概率误差等于椭圆概率误差。

由以上叙述的表示制导误差几种形式的含义,可以写成如下的关系式
最大偏差

$$\begin{aligned} \Delta L_{\max} &= 4B_L & \Delta H_{\max} &= 4B_H \\ \Delta L_{\max} &= 2.7\sigma_L & \Delta H_{\max} &= 2.7\sigma_H \\ \text{均方偏差} & & \sigma_L &= 1.4826B_L, \sigma_H = 1.4826B_H \end{aligned} \quad (2-149)$$

圆概率误(偏)差

$$\begin{aligned} \text{CEP} &= 1.1774\sigma & (\sigma_L = \sigma_H = \sigma) \\ \text{CEP} &= 1.746B & (B_L = B_H = B) \end{aligned}$$

式中符号脚标 L 表示射程方向, H 表示横向方向。

这些偏差对应的误差概率值是

$$\begin{aligned} P(|x| \leq \sigma) &= \int_{-\sigma}^{\sigma} f(x)dx = 0.6745 \\ P(|x| \leq 2.7\sigma) &= \int_{-2.7\sigma}^{2.7\sigma} f(x)dx = 0.993 \\ P(|x| \leq 3\sigma) &= \int_{-3\sigma}^{3\sigma} f(x)dx = 0.9973 \end{aligned}$$

通常称 $\pm 3\sigma$ 为极限误差。

一般情况下,落点散布是椭圆形,但可以折合成圆概率误差表示,其表示式

$$\text{CEP} = 0.568\sigma_L + 0.609\sigma_H \quad \text{当 } \sigma_H > 0.348\sigma_L \text{ 时}$$

$$\text{CEP} = 0.676\sigma_L + 0.84 \frac{\sigma_H^2}{\sigma_L} \quad \text{当 } \sigma_H < 0.348\sigma_L \text{ 时}$$

实际上采用下式具有足够精度

$$\left. \begin{aligned} \text{CEP} &= 0.615\sigma_L + 0.562\sigma_H \quad (\sigma_H > \sigma_L) \\ \text{CEP} &= \frac{1.177}{2}(\sigma_L + \sigma_H) \\ \text{CEP} &= 0.873(B_L + B_H) \end{aligned} \right\} \quad (2-150)$$

对应于各类干扰的最大随机值所造成的落点偏差最大值

$$\Delta L_{\max} = \sqrt{\sum_{i=1}^n \Delta L_{i\max}^2}$$

$$\Delta H_{\max} = \sqrt{\sum_{i=1}^n \Delta H_{i\max}^2}$$

式中 $\Delta L_{i\max}, \Delta H_{i\max}$ 是 i 个干扰源造成的最大射程误差和最大横向误差。

思考题

1. 选取坐标系的原则是什么？为了满足制导和控制分析的需要，可以选用的坐标系有哪些？
2. 在什么条件下应考虑火箭牵连运动？哥氏力、牵连力是怎样产生的，对火箭运动有什么影响？
3. 火箭在大气层中飞行，其不失控的重要条件是什么？
4. 液体火箭的推进剂晃动及结构弹性振动的影响，就姿态控制稳定性来说，应采取的措施？
5. 试阐明控制力产生的方式、实现的主要类型及应用范围。
6. 在地球旋转角速度 $\omega_e \neq 0$ 情况下，火箭的推力、轨道程序角，主动段飞行时间为一定时，向东或向西发射火箭，哪个方向飞行航程远，为什么？
7. 当主动段终点的速度 V_k 是常数，且达到第一宇宙速度，而不同速度倾角状况下，卫星轨线呈何形状？形成卫星圆轨道的条件是什么？
8. 试阐述弹道导弹的落点计算的主要方法及其各自的优缺点。

第3章 控制系统功能与原理

3.1 控制系统组成及其作用

控制系统包括飞行控制系统和测试发射控制系统^①。

飞行控制系统的主要功能是实时测量飞行器运动参数并解算成某种坐标系的状态量,根据这些状态量和飞行前装定的量,通过飞行控制软件生成制导、姿态控制和时序的信号,控制飞行器状态和运动规律。制导信号用以控制飞行器质心运动,调节飞行轨道、控制发动机关机,使飞行器交会目标(或进入空间指定点);姿态控制信号用以控制飞行器绕质心运动,保证姿态机动和飞行稳定性;时序信号用以控制飞行器按时间程序进行有序的动作。时序指令有实时的和固定的,固定性的时序指令是飞行前装定的,实时性的时序指令是飞行中产生的,其时间是浮动的。以上这些功能分别由导航、制导、姿态控制和时序、配电诸分系统完成。所以,飞行控制系统通常由导航、制导、姿态控制和电子综合四个分系统组成。每个分系统包含硬件和软件。

各分系统的信号生成、变换、分配、传输、驱动和控制的硬件,有的单独一套,但一般是多分系统共用一套。利用这些硬件并在软件操作下,综合实现飞行控制功能。图3-1是控制系统功能联系示意图,图中上部是飞行控制系统功能框图,下边部分是测试发射控制系统功能框图。

飞行控制系统的敏感器件将测量的飞行器运动参数送入中间装置,经信息处理、运算生成导航状态量,然后按照制导律、控制律和综合软件产生制导、姿态控制和时序等指令。这些指令操纵执行机构和作动部件,实现控制飞行器的动作。通常利用一台弹(箭)载计算机完成导航状态量、制导律、控制律计算、编排时序和控制指令。这些多种指令再经时序指令分配器分配、输出。配电装置既管理一次电源的供电、也分配、控制一次和二次电源的通、断。

测试发射控制系统是检查、测试飞行控制系统,确保飞行状态正确的手段,同时也是操纵导弹(运载火箭)发射的监视控制的中枢。其主要功能是在地面对飞行控制系统进行功能检查、参数测试及发射过程的状态监视和控制,操纵飞行器点火发射。系统包含测试、监视和发射控制两个部分,在手动和自动控制下,由测试发射控制台设置测试和发射的状态指令,经测试发射控制组合产生有关程序和指令,发送激励信号、数据采集编排和发射操纵等一系列作动信号,对弹(箭)载系统和主要单机(装置)实行功能检查、性能测试和控制发射进程的动作,最后引爆火工品使发动机启动产生推力推动弹(箭)飞离发射台,或使发射筒燃气装置启动产生高压气体以弹射导弹出筒。此外,还具有飞行参数装定、数据实时处理和误差修正计算等功能,承担在发射前向飞行控制系统的计算机和其它装置装定飞行参数和误差修正(补偿)数据,并保证初始化状态性能。

在发射过程中,先进行功能检查、性能测试,正常后,系统进入发射控制状态,按发射动作程序进行操作。一般采用自动方式施加激励信号、采集测量数据、信息变换和功能查询,进行操作进程监视、测试数据检查及处理、故障监控、进程状态、过程参数及结果显示、记录等工作内

^① 测试发射控制系统也称做测试发控系统

容。必要(紧急)情况下,在某些环节则采用人工干预,以保证操作安全可靠。

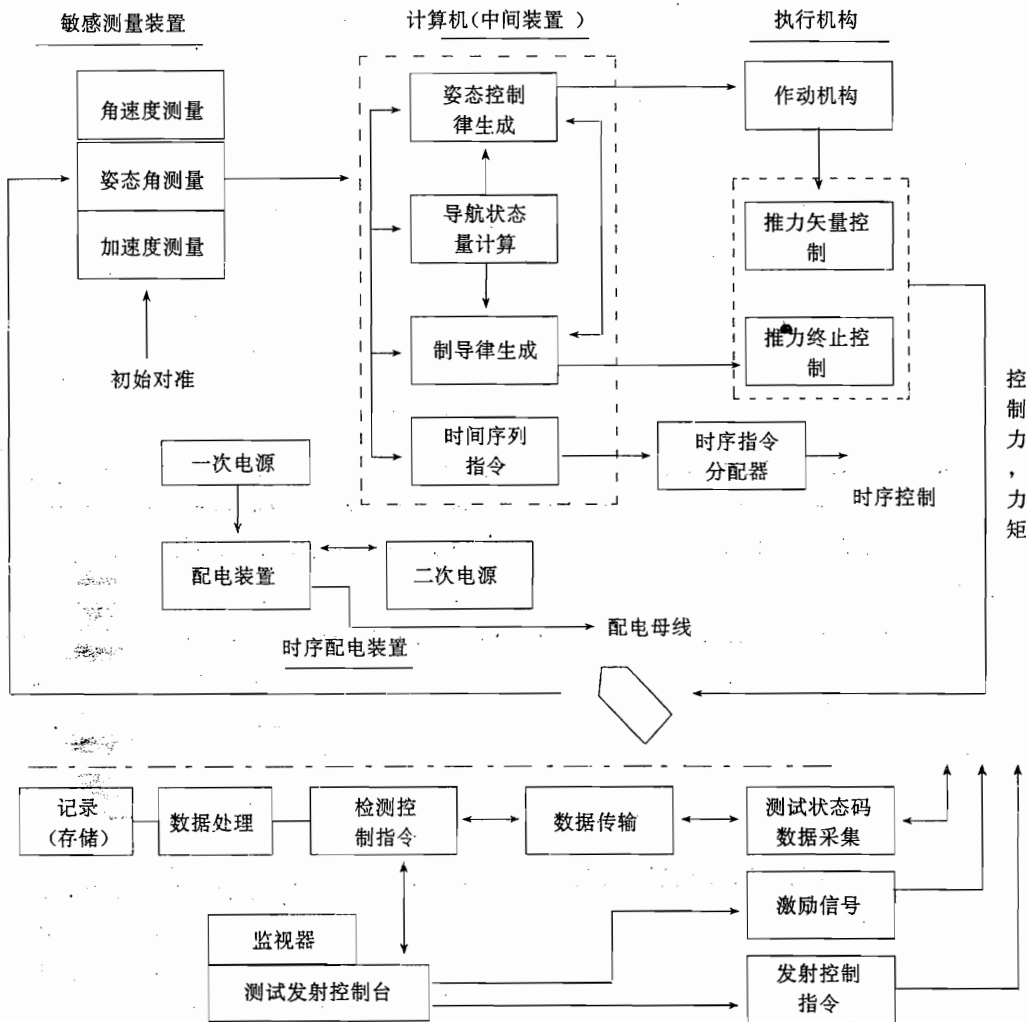


图 3-1 控制系统功能框图

从控制系统应具备的功能和所处的环境来看,有如下特点:

飞行主动段终点的弹道参数决定了被动段轨道,所以,飞行控制系统的功能要求主要在主动段;

主动段的飞行时间虽然较短,但飞行控制系统经受的环境却是恶劣、严苛,除力学环境、自然环境作用外,还有空间辐射环境(含核爆炸辐射)的影响,且这些环境一般是综合作用;

弹道式飞行器(导弹、运载火箭)的全程飞行轨道位于发射点、落点和地心三点构成的地球引力场的平面内。实际飞行轨道偏离预计轨道不大,因此,飞行控制系统功能、作用有一定范围。除特殊机动轨道,一般情况下则利用制导、姿态控制和时序等综合控制,在小范围内改变飞行轨道来达到控制有效载荷的落点或空间入轨点的要求;

飞行控制系统的设备装在飞行器上,其中多数装在控制舱(段),是一次性使用的产品,应

具有高可靠性和轻小特点;

测试发控系统用于检测、监控飞行控制系统在贮存状态和发射前的功能与技术性能,是在地面全面检查、确认飞行控制系统性能的手段。它的监控能力、检测水平应满足要求,并能评估受控系统的功能和精度;

测试发控设备多数位于固定场所(控制间、中继间和电源间)或机动平台(车辆、舰艇)内,少量设备根据特殊需要装在飞行器上,因此,这些设备所处的环境也较恶劣。但是,测试发控设备一般属多次重复使用,所以视为可维修性产品,应满足可靠性和可维修性要求。装在飞行器上的测试设备一般不在飞行中使用,因而除不要求某些飞行环境条件作用外,其余的均同飞行控制系统设备。

飞行控制系统可以采用自主式和组合式。自主式控制系统是控制装置装在弹(箭)上,依靠这套装置由系统自身完成飞行控制系统的功能、要求。组合式控制系统是以惯性测量装置为基础并利用无线电测量装置或星光跟踪器等获取外界信息,实行惯性测量信息和外界信息相组合来实现飞行控制功能和要求。两种控制系统制式各有所长,根据具体需要选择应用。

3.2 导航系统

利用敏感器件测量飞行器运动参数,并将测量的信息直接或经过变换、计算来表征飞行器在某种坐标系的角度、速度和位置等状态量,这个过程就是通常定义的导航。而由测量、传递、变换、计算几个环节组成并给出飞行器初始状态和飞行运动参数的系统称为导航系统。

飞行器是六自由度运动体,包含角运动和线运动,一般称做绕质心运动和质心运动。绕质心运动参数的测量主要利用惯性器件,质心运动参数的测量有惯性测量方法和依靠外界参照信息的无线电测量、光学测量方法几类。

惯性器件测量的飞行器运动信息是视加速度和姿态角度、角速度,其测量参照基准一般根据惯性器件使用方式不同有:敏感器件装在常平架上,以惯性坐标系为参照基准,这样一套惯性测量装置并与计算机构成的系统称做惯性平台导航系统;另一种是惯性器件固连安装在飞行器上,测量参照基准是飞行器坐标系,这套系统称做捷联导航系统。

利用无线电装置测量获取飞行器运动信息,求取的导航状态量一般是质心运动的参数。早期,根据多普勒效应的原理对飞行器测速、定位,组成无线电导航系统。70年代以来,全球定位系统(美国 GPS、俄罗斯 GLONASS)可用于确定飞行器的空间位置、速度和地面运动体的位置、速度,它也是无线电导航系统。

3.2.1 飞行器姿态角测量

(1)陀螺稳定平台的框架取向与姿态角测量

三轴稳定平台可提供一个相对惯性坐标系不转动的真实常平架,给出测量加速度定向基准和测角参考轴。

飞行器的姿态角是以惯性坐标系为基准确定的。飞行器在空间的姿态,一般用飞行器坐标系($O_1x_1y_1z_1$)相对飞行器转动前的初始坐标系(惯性坐标系 O_1xyz)之间的夹角来表示,这些角就是欧拉-克雷洛夫角。装在飞行器上的陀螺稳定平台的框架角一般不是飞行器俯仰角 φ 、偏航角 ψ 、滚动角 γ ,而是平台内框架相对台体轴的转角、外框架相对内框架的转角、平台基座相对外框架的转角,通常称做台体框架角、内框架角和外框架角。

平台基座与飞行器固连,平台框架角是飞行器运动带动平台框架转动的结果。飞行器某一时间的姿态,可看做 $O_1x_1y_1z_1$ 坐标系从初始位置——平台台体坐标系 ($O_1x_p y_p z_p$) 先绕与台体轴相重合的飞行器某一轴转一个角度,此时飞行器带动外、内框架绕台体轴转过同一角度,即台体框架角。其次,飞行器又绕与内框架轴相重合(或相近)的另一飞行器轴转一角度,与此同时飞行器带动外框架绕内框架轴转过一个角度,即内框架角。最后,飞行器绕与外框架轴相重合的第三个飞行器轴转过一角度,这时飞行器带动平台基座绕外框架轴转过同一角度,即外框架角。这些框架角是飞行器坐标系从某一初始位置依次绕相应的飞行器轴转过的同一角度。于是,一组平台框架角唯一地确定了飞行器姿态角。利用惯性坐标系 O_1xyz (平台台体坐标系 $O_1x_p y_p z_p$ 与其重合) 和飞行器坐标系 $O_1x_1y_1z_1$ 之间的转换矩阵可以得到两者角度对应的表示关系。

绕不同的非重合轴依次转动三次就给出了欧拉角旋转变换。当三次平面转动的欧拉角顺序是先俯仰角 φ ,再偏航角 ψ ,最后滚动角 γ 时,惯性坐标系与飞行器坐标系间的转换矩阵(参看第2章2.1.3节)

$$T_d^i = \begin{bmatrix} \cos\varphi\cos\psi & -\sin\varphi\cos\gamma + \sin\gamma\sin\psi\cos\varphi & \sin\varphi\sin\gamma + \cos\varphi\sin\psi\cos\gamma \\ \sin\varphi\cos\psi & \cos\varphi\cos\gamma + \sin\gamma\sin\psi\sin\varphi & -\cos\varphi\sin\gamma + \cos\gamma\sin\psi\sin\varphi \\ -\sin\psi & \cos\psi\sin\gamma & \cos\psi\cos\gamma \end{bmatrix} \quad (3-1)$$

矩阵 T_d^i 也可用四元数分量表示。根据四元数理论,按三个轴的每一平面旋转的四元数可得出合成旋转四元数。所以,在刚体旋转运动的正交变换中给定旋转变换的四元数分量同欧拉角方向余弦(正交变换阵元)是完全对应的,于是 T_d^i 能以四元数分量表示成

$$T_d^i = \begin{bmatrix} (q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2) & 2(q_1q_2 - q_0q_3) & 2(q_0q_2 + q_1q_3) \\ 2(q_1q_2 + q_0q_3) & (q_0^2 - q_1^2 + q_2^2 - q_3^2) & 2(q_2q_3 - q_0q_1) \\ 2(q_1q_3 - q_0q_2) & 2(q_0q_1 + q_2q_3) & (q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2) \end{bmatrix} \quad (3-2)$$

平台框架角与飞行器姿态角之间的对应关系同三轴稳定平台框架安装取向有关。对于弹道式飞行器,当飞行器不同时绕两个轴作大角度转动的情况下,三轴稳定平台作为角测量装置可提供飞行器三个轴姿态角信号。如果飞行器的两个轴同时有大角度转动,则平台出现两个框架轴重合或相距角度很小,当两个轴相距角小于 45° 时,三轴平台实际上只起到两轴平台的作用。这时为拾取三个轴的姿态角,需采用四轴四框架平台。三轴稳定平台的框架安装取向,可有六组形式。由于弹道式飞行器必须在射面内作大角度俯仰(轴)程序转弯,因此,实际可采用的三轴稳定平台框架安装取向仅有四组形式。

a. 安装形式一

三轴稳定平台外框架轴用作俯仰轴,即外框架轴与飞行器俯仰轴一致(图3-2)

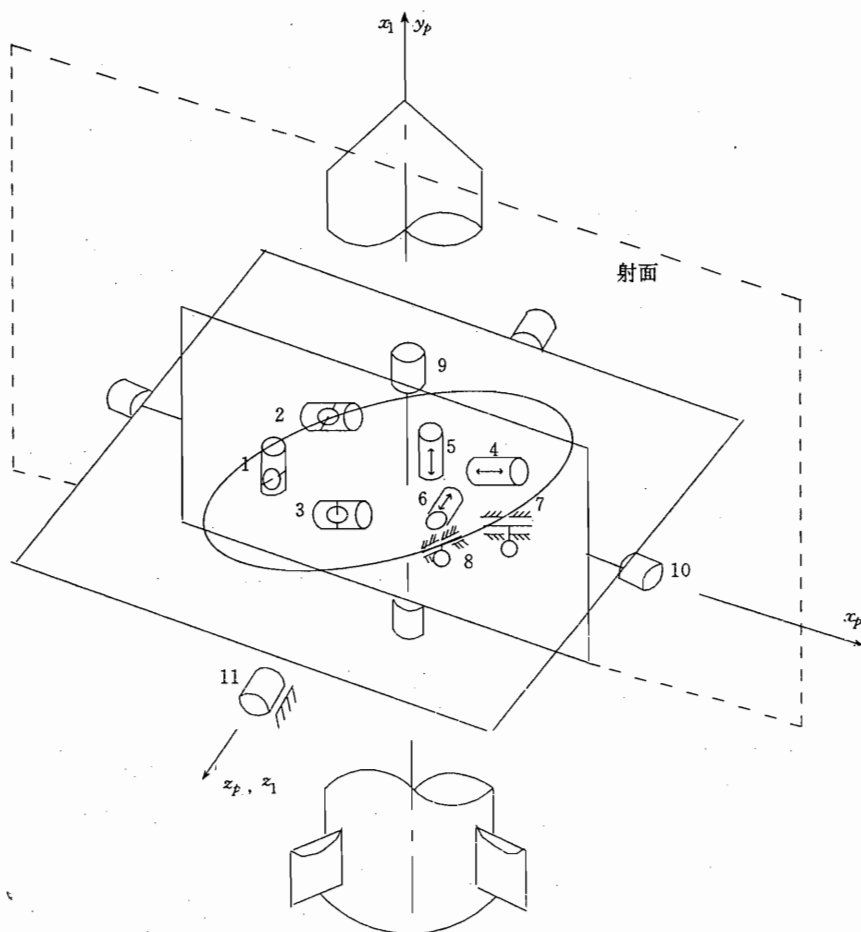


图3-2 三轴稳定平台框架安装取向形式之一(外框架轴用作俯仰轴)

图中1,2,3是稳定平台 x_p 轴, y_p 轴和 z_p 轴的敏感元件——单自由度陀螺 G_x, G_y, G_z ;

4,5,6是 x 向、 y 向和 z 向加速度计;

7,8是平台保持当地水平的 x 向, z 向调平摆;

9,10,11是台体轴、内框架轴、外框架轴角度测量传感器。

飞行器姿态角可利用平台的三个框架轴角度按下述方法求取。

平台框架转动次序按先绕台体轴 y_p 转 β_y , 再绕内框轴 x_{1p} 转 β_x , 最后绕外框轴 z_{1p} 转角 β_z , 三框架平台各轴输出角转换关系如图3-3所示。

平台坐标系 $O_1 x_p y_p z_p$ 与飞行器坐标系

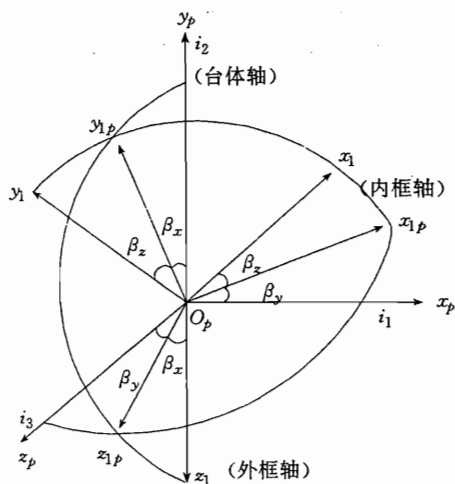


图3-3 外框轴作俯仰轴的三框架平台各轴输出角转换

$O_1x_1y_1z_1$ 之间转换的数学关系为

$$\begin{bmatrix} x_p \\ y_p \\ z_p \end{bmatrix} = T_d^p \begin{bmatrix} x_1 \\ y_1 \\ z_1 \end{bmatrix} \quad (3-3)$$

式中转换矩阵

$$T_d^p = \begin{bmatrix} \cos\beta_z\cos\beta_y + \sin\beta_z\sin\beta_y\sin\beta_x & -\sin\beta_z\cos\beta_y + \cos\beta_z\sin\beta_y\sin\beta_x & \sin\beta_y\cos\beta_x \\ \sin\beta_z\cos\beta_x & \cos\beta_z\cos\beta_x & -\sin\beta_x \\ -\cos\beta_z\sin\beta_y + \sin\beta_z\sin\beta_y\sin\beta_x & \sin\beta_z\sin\beta_y + \cos\beta_z\cos\beta_y\sin\beta_x & \cos\beta_y\cos\beta_x \end{bmatrix} \quad (3-4)$$

选取的平台坐标系应保持同惯性坐标系一致,所以有 $T_d^p = T_d^i$, 即式(3-1)、(3-2)、(3-4)等价。

根据四元数原理,平面旋转一角度 θ 的四元数等于 $\sin \frac{\theta}{2} + j \sin \frac{\theta}{2}$, 式中 j 是旋转轴的单位矢。对应图 3-3, 令 N 为绕 y_p 轴转角 β_y 的第一次旋转的四元数, 则有

$$N = \cos \frac{\beta_y}{2} + i_2 \sin \frac{\beta_y}{2}$$

第二次绕 X_{1p} 轴转一角度 β_x 的四元数

$$P = \cos \frac{\beta_x}{2} + i_1 \sin \frac{\beta_x}{2}$$

第三次绕 Z_1 轴转一角度 β_z 的四元数

$$M = \cos \frac{\beta_z}{2} + i_3 \sin \frac{\beta_z}{2}$$

i_1, i_2, i_3 分别为绕对应旋轴的单位矢。

合成特征四元数 Q 将等于积

$$Q = N \cdot P \cdot M = q_0 + i_1 q_1 + i_2 q_2 + i_3 q_3 \quad (3-5)$$

式(3-5)中符号“ $\cdot$ ”表示四元数矢量相乘。四元数的乘法规则是两四元数相乘的积等于数乘积与矢乘积之和(参看文献[1]附录 D)。将四元数矢量 N, P, M 代入式(3-5)运算, 并使等号两边对应项相等, 于是有

$$\left. \begin{aligned} q_0 &= \cos \frac{\beta_x}{2} \cos \frac{\beta_y}{2} \cos \frac{\beta_z}{2} + \sin \frac{\beta_x}{2} \sin \frac{\beta_y}{2} \sin \frac{\beta_z}{2} \\ q_1 &= \sin \frac{\beta_x}{2} \cos \frac{\beta_y}{2} \cos \frac{\beta_z}{2} + \cos \frac{\beta_x}{2} \sin \frac{\beta_y}{2} \sin \frac{\beta_z}{2} \\ q_2 &= \cos \frac{\beta_x}{2} \sin \frac{\beta_y}{2} \cos \frac{\beta_z}{2} - \sin \frac{\beta_x}{2} \cos \frac{\beta_y}{2} \sin \frac{\beta_z}{2} \\ q_3 &= \cos \frac{\beta_x}{2} \cos \frac{\beta_y}{2} \sin \frac{\beta_z}{2} - \sin \frac{\beta_x}{2} \sin \frac{\beta_y}{2} \cos \frac{\beta_z}{2} \end{aligned} \right\} \quad (3-6)$$

由于式(3-1)和式(3-2)等价,矩阵的各对应元素应相等,选取矩阵 T_d^i 的第二行第一列,第三行第一列,第三行第二列对应元素列出等式,有

$$\left. \begin{aligned} \sin\varphi \cos\psi &= 2(q_1 q_2 + q_0 q_3) \\ -\sin\psi &= 2(q_1 q_3 - q_0 q_2) \\ \cos\psi \sin\gamma &= 2(q_0 q_1 + q_2 q_3) \end{aligned} \right\} \quad (3-7a)$$

将式(3-6)的四元数分量代入式(3-7a),整理后得

$$\left. \begin{aligned} \sin\varphi \cos\psi &= \sin\beta_x \cos\beta_z \\ -\sin\psi &= \sin\beta_x \cos\beta_y \sin\beta_z - \sin\beta_y \cos\beta_z \\ \cos\psi \sin\gamma &= \sin\beta_x \cos\beta_y \cos\beta_z + \sin\beta_y \sin\beta_z \end{aligned} \right\} \quad (3-7b)$$

如果弹(箭)在飞行过程中只有俯仰轴作大角度机动,偏航、滚动通道不加飞程序角,则 ψ, γ 和 β_x, β_y 始终保持小角度,于是式(3-7b)作一阶近似化简则成为

$$\left. \begin{aligned} \varphi &= \beta_z \\ \psi &= \beta_y \cos\beta_z - \beta_x \sin\beta_z \\ \gamma &= \beta_x \cos\beta_z + \beta_y \sin\beta_z \end{aligned} \right\} \quad (3-8)$$

利用平台欧拉角方向余弦转换矩阵 T_d^i (式(3-4)与式(3-1)),也可推导出式(3-8)结果。但是采用四元数计算姿态角是单值可解的,比求解欧拉角方向余弦矩阵方便、优越,很适宜于数字姿态控制系统求取姿态角应用。

式(3-8)表明,平台外框轴角度传感器的测量基准面是 $x_p O_p z_p$ (图3-3)。一般情况下,弹(箭)是垂直发射,如以此测量基准面作为传感器测量零位,则弹(箭)在飞行前垂直状态下 $\beta_z = 90^\circ$ 。这时,姿态角表示式为

$$\left. \begin{aligned} \varphi &= \beta_z + 90^\circ \\ \psi &= -(\beta_x \cos\beta_z + \beta_y \sin\beta_z) \\ \gamma &= \beta_y \cos\beta_z - \beta_x \sin\beta_z \end{aligned} \right\} \quad (3-9)$$

b. 安装形式二

三轴稳定平台外框架轴水平方向与飞行器法向轴 (O_1y_1) 一致, 内框架轴向上, 台体轴水平并与平台坐标系 O_pz_p 方向一致(图 3-4), 外框架随飞行器绕 Ox_1, Oz_1 轴转动。

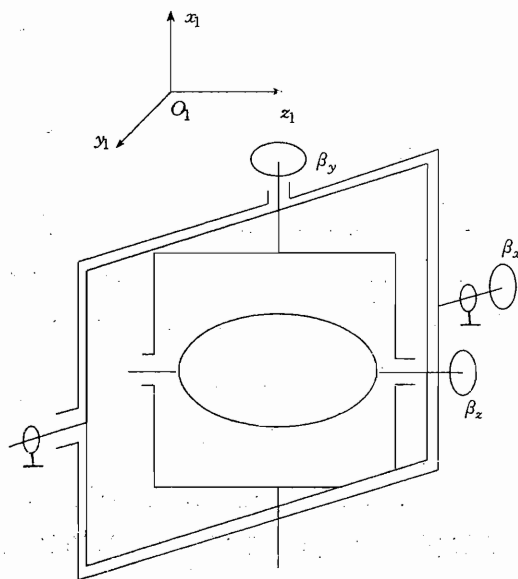


图 3-4 三轴稳定平台外框架轴作偏航轴在飞行器上的安装取向

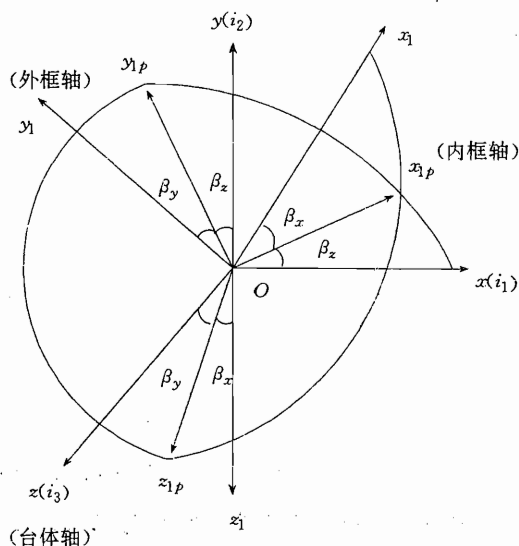


图 3-5 外框架作偏航轴的三框架平台各轴输出角转换

平台框架转动次序 仍按先绕台体轴 z_p 转 β_z 角, 再绕内、外框架轴分别转 β_y 和 β_x 角(图 3-5)。

旋转角四元数矢量表示式

$$\left. \begin{aligned} N &= \cos \frac{\beta_z}{2} + i_3 \sin \frac{\beta_z}{2} \\ P &= \cos \frac{\beta_y}{2} + i_1 \sin \frac{\beta_y}{2} \\ M &= \cos \frac{\beta_x}{2} + i_2 \sin \frac{\beta_x}{2} \end{aligned} \right\} \quad (3-10)$$

合成特征四元数

$$Q = N \cdot P \cdot M = q_0 + i_1 q_1 + i_2 q_2 + i_3 q_3$$

将式(3-10)的各四元数矢量代入上式 Q 中, 整理后得四元数分量

$$\left. \begin{aligned} q_0 &= \cos \frac{\beta_x}{2} \cos \frac{\beta_y}{2} \cos \frac{\beta_z}{2} - \sin \frac{\beta_x}{2} \sin \frac{\beta_y}{2} \sin \frac{\beta_z}{2} \\ q_1 &= \cos \frac{\beta_x}{2} \sin \frac{\beta_y}{2} \cos \frac{\beta_z}{2} - \sin \frac{\beta_x}{2} \cos \frac{\beta_y}{2} \sin \frac{\beta_z}{2} \\ q_2 &= \sin \frac{\beta_x}{2} \cos \frac{\beta_y}{2} \cos \frac{\beta_z}{2} + \cos \frac{\beta_x}{2} \sin \frac{\beta_y}{2} \sin \frac{\beta_z}{2} \\ q_3 &= \sin \frac{\beta_x}{2} \sin \frac{\beta_y}{2} \cos \frac{\beta_z}{2} + \cos \frac{\beta_x}{2} \cos \frac{\beta_y}{2} \sin \frac{\beta_z}{2} \end{aligned} \right\} \quad (3-11)$$

由式(3-1)和式(3-2)矩阵第二行第一列的对应元素等价关系,并将式(3-11)四元数分量代入,有

$$\begin{aligned} \sin \varphi \cos \psi &= 2(q_1 q_2 + q_0 q_3) \\ &= \sin \beta_x + \sin \beta_x \sin \beta_y \end{aligned} \quad (3-12a)$$

当 ψ, β_x, β_y 为小量时,可取上式一阶近似,得

$$\varphi \approx \beta_x \quad (3-12b)$$

同样方法,取矩阵 T_d^i 第三行第一列的对应元素等价关系,并将式(3-11)四元数分量代入,有

$$\begin{aligned} -\sin \psi &= 2(q_1 q_3 - q_0 q_2) \\ &= \sin \beta_x \end{aligned} \quad (3-13a)$$

$$\psi = -\beta_x \quad (3-13b)$$

上式的负号表示:平台外框轴传感器输出角 β_x 沿 $O_p x_p$ 方向为正,而飞行器偏航角沿法向轴 $O_1 y_1$ 指向为正,由于 $O_1 y_1$ 与 $O_p x_p$ 指向相反,所以出现负号。

再取矩阵 T_d^i 第三行第二列的对应元素等价关系,并将式(3-11)四元数分量代入,有

$$\begin{aligned} \cos \psi \sin \gamma &= 2(q_0 q_1 + q_2 q_3) \\ &= \sin \beta_y \end{aligned} \quad (3-14a)$$

当 ψ 为小量时,上式一阶近似后

$$\gamma = \beta_y \quad (3-14b)$$

一般情况下, $\psi, \gamma, \beta_x, \beta_y$ 为小角度,所以三轴稳定平台框架按安装形式二取向时,则姿态角表示式为

$$\left. \begin{aligned} \varphi &= \beta_z \\ \psi &= -\beta_x \\ \gamma &= \beta_y \end{aligned} \right\} \quad (3-15)$$

c. 安装形式三

将安装形式二的平台框架绕台体轴逆时针方向转 90° , 使外框架轴向上与飞行器纵轴 O_1x_1 方向一致(图 3-6)。

令平台各框架轴传感器输出角标号仍同安装形式二。旋转角四元数矢量

$$\left. \begin{aligned} N &= \cos \frac{\beta_x}{2} + i_3 \sin \frac{\beta_x}{2} \\ P &= \cos \frac{\beta_y}{2} + i_2 \sin \frac{\beta_y}{2} \\ M &= \cos \frac{\beta_z}{2} + i_1 \sin \frac{\beta_z}{2} \end{aligned} \right\} \quad (3-16)$$

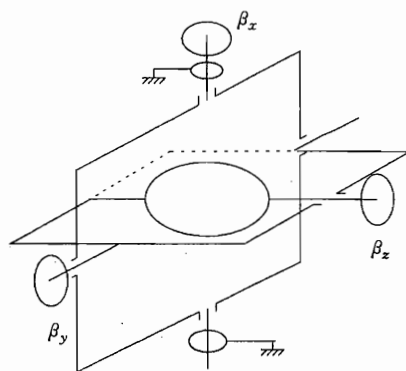


图3-6 外框架轴作滚动轴的三轴平台在飞行器上的安装取向

合成特征四元数

$$Q = N \cdot P \cdot M = q_0 + i_1 q_1 + i_2 q_2 + i_3 q_3$$

由上式得到四元数分量

$$\left. \begin{aligned} q_0 &= \cos \frac{\beta_x}{2} \cos \frac{\beta_y}{2} \cos \frac{\beta_z}{2} + \sin \frac{\beta_x}{2} \sin \frac{\beta_y}{2} \sin \frac{\beta_z}{2} \\ q_1 &= \sin \frac{\beta_x}{2} \cos \frac{\beta_y}{2} \cos \frac{\beta_z}{2} - \cos \frac{\beta_x}{2} \sin \frac{\beta_y}{2} \sin \frac{\beta_z}{2} \\ q_2 &= \cos \frac{\beta_x}{2} \sin \frac{\beta_y}{2} \cos \frac{\beta_z}{2} + \sin \frac{\beta_x}{2} \cos \frac{\beta_y}{2} \sin \frac{\beta_z}{2} \\ q_3 &= \cos \frac{\beta_x}{2} \cos \frac{\beta_y}{2} \sin \frac{\beta_z}{2} - \sin \frac{\beta_x}{2} \sin \frac{\beta_y}{2} \cos \frac{\beta_z}{2} \end{aligned} \right\} \quad (3-17)$$

根据式(3-1)和式(3-2)矩阵对应元素相等的原理,有

$$\begin{aligned} \sin \varphi \cos \psi &= 2(q_1 q_2 + q_0 q_3) \\ -\sin \psi &= 2(q_1 q_3 - q_0 q_2) \\ \cos \psi \sin \gamma &= 2(q_2 q_3 + q_0 q_1) \end{aligned} \quad (3-18)$$

将式(3-17)的四元数分量代入上式,在小角度函数式取一阶近似时,得

$$\left. \begin{aligned} \varphi &= \beta_z \\ \psi &= \beta_y \\ \gamma &= \beta_x \end{aligned} \right\} \quad (3-19)$$

对比式(3-15)与式(3-19)可以看出,三轴平台在安装形式二情况下,将内、外框架转过 90° 之后,外框轴传感器测得的是滚动角,内框轴测量偏航角。两式表示姿态角形式相同,仅是 β_y 、 β_x 传感器在平台上的安装轴对换而已。

d. 安装形式四

将安装形式一的平台台体轴、内框轴绕外框轴逆时针旋转 90° ,则得到另一种平台框架取向形式(图3-7)即台体轴成水平方向。

利用平台三个轴输出角转换关系,可得旋转角四元数矢量(各轴传感器输出角标号仍采用安装形式一),当飞行器纵轴为水平时有

$$\left. \begin{aligned} N &= \cos \frac{\beta_y}{2} + i_1 \sin \frac{\beta_y}{2} \\ P &= \cos \frac{\beta_x}{2} + i_2 \sin \frac{\beta_x}{2} \\ M &= \cos \frac{\beta_z}{2} + i_3 \sin \frac{\beta_z}{2} \end{aligned} \right\} \quad (3-20)$$

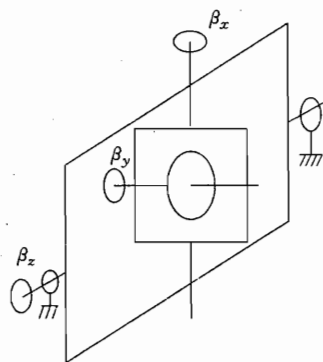


图3-7 外框作俯仰轴、台体轴水平的三轴平台安装取向

合成特征四元数分量

$$\left. \begin{aligned} q_0 &= \cos \frac{\beta_x}{2} \cos \frac{\beta_y}{2} \cos \frac{\beta_z}{2} - \sin \frac{\beta_x}{2} \sin \frac{\beta_y}{2} \sin \frac{\beta_z}{2} \\ q_1 &= \sin \frac{\beta_x}{2} \cos \frac{\beta_y}{2} \sin \frac{\beta_z}{2} + \cos \frac{\beta_x}{2} \sin \frac{\beta_y}{2} \cos \frac{\beta_z}{2} \\ q_2 &= \sin \frac{\beta_x}{2} \cos \frac{\beta_y}{2} \cos \frac{\beta_z}{2} - \cos \frac{\beta_x}{2} \sin \frac{\beta_y}{2} \sin \frac{\beta_z}{2} \\ q_3 &= \sin \frac{\beta_x}{2} \sin \frac{\beta_y}{2} \cos \frac{\beta_z}{2} + \cos \frac{\beta_x}{2} \cos \frac{\beta_y}{2} \sin \frac{\beta_z}{2} \end{aligned} \right\} \quad (3-21)$$

仍利用式(3-1)、式(3-2)矩阵对应元素相等关系,将四元数分量代入式(3-18)等号右边,在小角度函数式取一阶近似情况下,得

$$\left. \begin{aligned} \varphi &= \beta_z \\ \psi &= \beta_x \cos \beta_z - \beta_y \sin \beta_z \\ \gamma &= \beta_z \sin \beta_z + \beta_y \cos \beta_z \end{aligned} \right\} \quad (3-22)$$

对比式(3-22)、(3-8)可看出,两式形式相同,只将式(3-8)中的 β_x, β_y 传感器在平台上的安装轴对换后即为式(3-22)。

(2) 捷联导航系统的飞行器姿态角测量

a. 利用角位置陀螺仪测量姿态角

飞行器上安装两个二自由度陀螺仪,每个陀螺仪具有两个姿态角测量轴,所以两个陀螺仪可以提供四个测量轴,能够共同拾取飞行器绕三个轴的姿态角。根据两个陀螺仪安装方式不同,分别称为水平陀螺仪和垂直陀螺仪。两个陀螺仪的安装取向如图 3-8 所示。

二自由度陀螺仪亦称自由陀螺仪,它有三个互相垂直的轴:转子轴、内环轴、外环轴。转子轴(H 轴)保持陀螺定轴性,不能给出测量角度信息,只有内、外环轴能够测出飞行器的姿态角。按图 3-8 的陀螺仪安装取向,水平陀螺仪用以测量俯仰角,垂直陀螺仪的内环轴测量滚动角,外环轴测量偏航角,水平陀螺仪的内环轴可以作为测量冗余轴。两个自由陀螺仪测量姿态角的原理与三轴陀螺稳定平台相似,转子轴视为平台台体轴,转子轴、内环轴、外环轴保持互相垂直。陀螺仪内、外环轴测量的欧拉角对应飞行器运动的姿态角。欧拉角旋转顺序是依二自由度陀螺仪由绕转子轴旋转起,再绕内环轴旋转,最后绕外环轴旋转,经这样旋转后得到的一组欧拉角就是测量的姿态角。

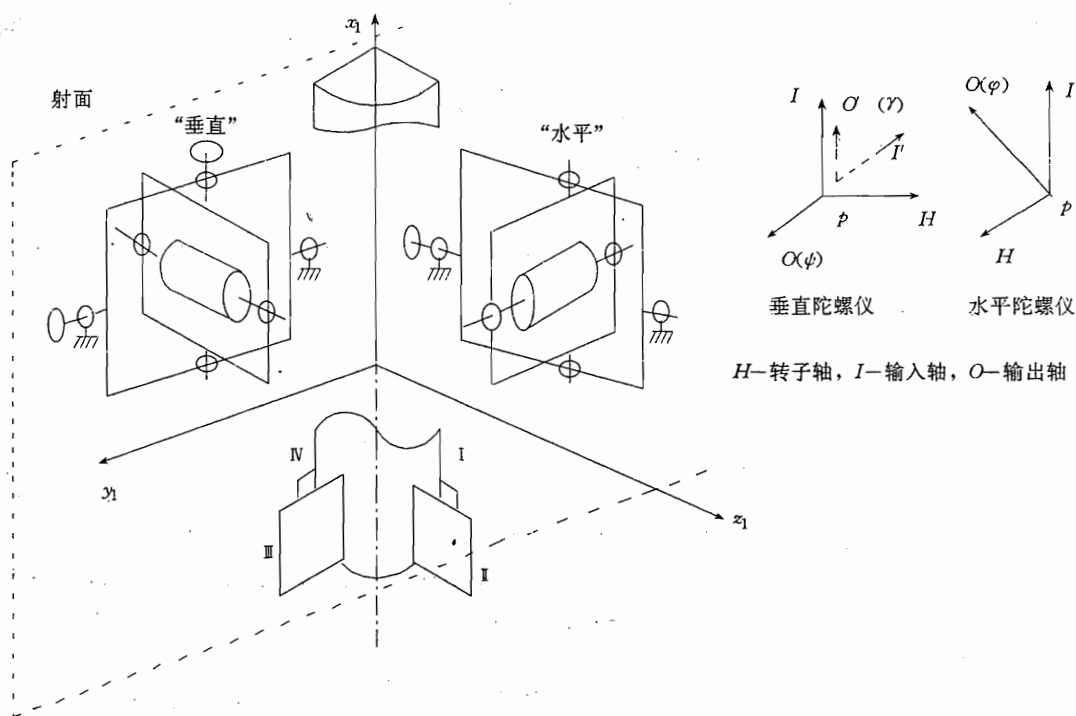


图 3-8 水平陀螺仪、垂直陀螺仪在飞行器上安装取向

飞行器运动时,陀螺仪内、外轴传感器测出的转角是欧拉角组中的两个角度。这两个欧拉角与姿态角的对应关系取决于陀螺仪坐标系与飞行器坐标系之间的取向位置,即取决于陀螺仪转子轴、内环轴和外环轴的安装取向。

(a) 水平陀螺仪输出角

陀螺仪转子轴与射面平行,陀螺仪输出角转换关系见图 3-9,其欧拉角转动次序是:先绕轴 O_1x_p (陀螺仪转子轴) 转动 α_x 角,再绕轴 O_1y' (内环轴) 转 α_y 角,最后绕 O_1z_1 轴(外环轴)转 α_z 角。图中 $O_1x_p y_p z_p$ 与惯性坐标系一致,是陀螺仪初始坐标系。

类似式(3-3)

$$\begin{bmatrix} x_p \\ y_p \\ z_p \end{bmatrix} = T_{d^s}^T \begin{bmatrix} x_1 \\ y_1 \\ z_1 \end{bmatrix} \quad (3-23a)$$

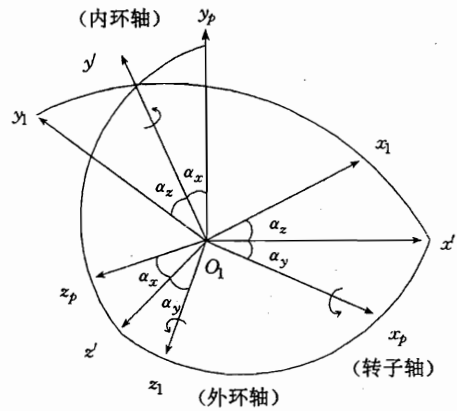


图3-9 水平陀螺仪输出角转换

式中

$$T_{d^s}^T = \begin{bmatrix} \cos\alpha_z \cos\alpha_y & -\sin\alpha_z \cos\alpha_y & \sin\alpha_y \\ \sin\alpha_z \cos\alpha_x + \cos\alpha_z \cos\alpha_x & \cos\alpha_z \cos\alpha_x - \sin\alpha_z \cos\alpha_x & -\cos\alpha_y \sin\alpha_x \\ \cos\alpha_z \sin\alpha_y \sin\alpha_x & \sin\alpha_z \sin\alpha_y \sin\alpha_x & \cos\alpha_y \cos\alpha_x \\ \sin\alpha_z \sin\alpha_x - \cos\alpha_z \sin\alpha_y + \cos\alpha_y \cos\alpha_x & \cos\alpha_z \sin\alpha_y + \sin\alpha_z \sin\alpha_y \cos\alpha_x & \sin\alpha_y \cos\alpha_x \end{bmatrix} \quad (3-23b)$$

由于式(3-1)与式(3-23b)等价,有如下关系式

$$\cos\varphi \cos\psi = \cos\alpha_z \cos\alpha_y$$

水平陀螺仪内环轴输出角 α_y 较小,取上式一阶近似,得

$$\varphi = \alpha_z \quad (3-24)$$

上式表明,水平陀螺仪外环轴传感器测出的转角是飞行器俯仰角。如利用内环轴输出角,则传感器测出的是

$$\alpha_y = \gamma \sin\varphi + \psi \cos\varphi$$

(b)垂直陀螺仪内、外环轴的输出角

其转子轴垂直于射面,外环轴随飞行器俯仰转动,输出角的转换关系见图 3-10。

类似矩阵式(3-23)的求取方法,垂直陀螺仪欧拉角转换矩阵

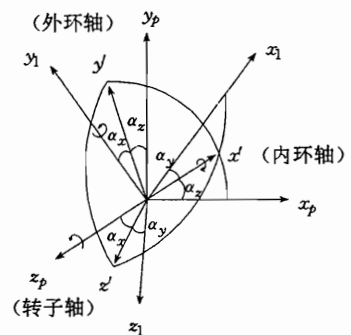


图3-10 垂直陀螺仪输出角转换

$$T_d^{T_c} = \begin{bmatrix} \cos\alpha_z \cos\alpha_y - \sin\alpha_z \sin\alpha_x & \cos\alpha_z \sin\alpha_x + \sin\alpha_z \cos\alpha_y \sin\alpha_x \\ \sin\alpha_z \sin\alpha_y \sin\alpha_x & \sin\alpha_z \cos\alpha_y \sin\alpha_x \\ \sin\alpha_z \cos\alpha_y + \cos\alpha_z \cos\alpha_x & \sin\alpha_z \sin\alpha_y - \cos\alpha_z \cos\alpha_y \sin\alpha_x \\ \cos\alpha_z \sin\alpha_y \sin\alpha_x & \cos\alpha_z \cos\alpha_y \sin\alpha_x \\ -\sin\alpha_y \cos\alpha_x & \sin\alpha_x & \cos\alpha_y \cos\alpha_x \end{bmatrix} \quad (3-25)$$

式(3-25)与式(3-1)等价,取两式矩阵对应元素相等关系,有

$$\begin{aligned} -\sin\psi &= -\sin\alpha_y \cos\alpha_x \\ \cos\psi \sin\gamma &= \sin\alpha_x \end{aligned}$$

取上式一阶近似,得

$$\begin{cases} \psi = \alpha_y \\ \gamma = \alpha_x \end{cases} \quad (3-26)$$

式(3-26)表示飞行器 O_1x_1 轴初始位置为水平状态下的姿态角。

b. 利用角速度陀螺仪测量姿态角

角速度陀螺仪传感器测出飞行器角速度或角增量时,经适当计算变换可得到姿态角。利用飞行器每个轴上捷联安装的角速度陀螺仪测出绕飞行器对应惯性主轴的角速度,再按如下关系式求得姿态角。

$$\begin{cases} \dot{\varphi} = \omega_{x1} \sec\psi \cos\gamma + \omega_{y1} \sec\psi \sin\gamma \\ \dot{\psi} = \omega_{y1} \cos\gamma - \omega_{x1} \sin\gamma \\ \dot{\gamma} = \omega_{x1} + (\omega_{y1} \sin\gamma + \omega_{z1} \cos\gamma) \tan\psi \end{cases} \quad (3-27)$$

式中 $\omega_{x1}, \omega_{y1}, \omega_{z1}$ 是飞行器 O_1x_1, O_1y_1, O_1z_1 轴上的角速度敏感器件的量测量。利用数值积分法对上式计算可得出飞行器姿态角 φ, ψ, γ 。

采用四元数算法也能得出姿态角。由四元数表示的惯性坐标系与飞行器坐标系之间转换关系的式(3-2)同式(3-1)等价,因而有下式:

$$\left. \begin{aligned} \tan\varphi &= \frac{\sin\varphi \cos\psi}{\cos\varphi \cos\psi} = \frac{2(q_1q_2 + q_0q_3)}{q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2} \\ \sin\psi &= -2(q_1q_3 - q_0q_2) \\ \tan\gamma &= \frac{\cos\psi \sin\gamma}{\cos\psi \cos\gamma} = \frac{2(q_0q_1 + q_2q_3)}{q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2} \end{aligned} \right\} \quad (3-28)$$

式中四元数分量 q_0, q_1, q_2, q_3 由四元数微分方程给出:

$$\dot{q} = \frac{1}{2}\Omega(t)q \quad (3-29a)$$

写成矩阵形式

$$\begin{bmatrix} \dot{q}_0 \\ \dot{q}_1 \\ \dot{q}_2 \\ \dot{q}_3 \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} 0 & -\omega_{x1} & -\omega_{y1} & -\omega_{z1} \\ \omega_{x1} & 0 & \omega_{z1} & -\omega_{y1} \\ \omega_{y1} & -\omega_{z1} & 0 & \omega_{x1} \\ \omega_{z1} & \omega_{y1} & -\omega_{x1} & 0 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{bmatrix} \quad (3-29b)$$

将上式改写成另一形式

$$\begin{bmatrix} \dot{q}_0 \\ \dot{q}_1 \\ \dot{q}_2 \\ \dot{q}_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} q_0 & -q_1 & -q_2 & -q_3 \\ q_1 & q_0 & -q_3 & q_2 \\ q_2 & q_3 & q_0 & -q_1 \\ q_3 & -q_2 & q_1 & q_0 \end{bmatrix} \cdot \frac{1}{2}\Omega \quad (3-29c)$$

式(3-29c)的增量积分表示式

$$q_{n+1} = q_n \cdot e^{\frac{1}{2} \int_{t_n}^{t_{n+1}} \Omega dt} \triangleq q_n e^{\frac{1}{2} \Delta\theta} \quad (3-29d)$$

式中

$$\Omega = [0, \omega_{x1}, \omega_{y1}, \omega_{z1}]^T$$

$$\Delta\theta = i_1 \Delta\theta_1 + i_2 \Delta\theta_2 + i_3 \Delta\theta_3 = \int_{t_n}^{t_{n+1}} \Omega dt$$

将式(3-29d)中的 $e^{\frac{1}{2} \Delta\theta}$ 展成级数并代入式(3-29c), 得到

$$\begin{bmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{bmatrix}_{(n+1)h} = \begin{bmatrix} q_0 & -q_1 & -q_2 & -q_3 \\ q_1 & q_0 & -q_3 & q_2 \\ q_2 & q_3 & q_0 & -q_1 \\ q_3 & -q_2 & q_1 & q_0 \end{bmatrix}_{nh} \cdot \begin{bmatrix} \cos \frac{\Delta\theta_0}{2} \\ \frac{\Delta\theta_1}{\Delta\theta_0} \sin \frac{\Delta\theta_0}{2} \\ \frac{\Delta\theta_2}{\Delta\theta_0} \sin \frac{\Delta\theta_0}{2} \\ \frac{\Delta\theta_3}{\Delta\theta_0} \sin \frac{\Delta\theta_0}{2} \end{bmatrix} \quad (3-30a)$$

式中

$$\Delta\theta_1 = \int_{nh}^{(n+1)h} \omega_{x1} dt$$

$$\Delta\theta_2 = \int_{nh}^{(n+1)h} \omega_{y1} dt$$

$$\Delta\theta_3 = \int_{nh}^{(n+1)h} \omega_{z1} dt$$

$$\Delta\theta_0^2 = \Delta\theta_1^2 + \Delta\theta_2^2 + \Delta\theta_3^2$$

h 为积分步长。

将式(3-30a)中正、余弦三角函数展开成级数后,有

$$\begin{bmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{bmatrix}_{(n+1)h} = \begin{bmatrix} q_0 & -q_1 & -q_2 & -q_3 \\ q_1 & q_0 & -q_3 & q_2 \\ q_2 & q_3 & q_0 & -q_1 \\ q_3 & -q_2 & q_1 & q_0 \end{bmatrix}_{nh} \cdot \begin{bmatrix} 1 - \frac{\Delta\theta_0^2}{8} \\ \Delta\theta_1(\frac{1}{2} - \frac{\Delta\theta_0^2}{48}) \\ \Delta\theta_2(\frac{1}{2} - \frac{\Delta\theta_0^2}{48}) \\ \Delta\theta_3(\frac{1}{2} - \frac{\Delta\theta_0^2}{48}) \end{bmatrix}_T \quad (3-30b)$$

式中 T ——采样周期。

将计算的 q_0, q_1, q_2, q_3 代入式(3-28),再解算出姿态角 φ, ψ, γ 。

3.2.2 测速定位

(1) 惯性测速定位

飞行器的速度、位置是制导系统的状态量。利用测速元件测量获取飞行器的加速度(或速度)量,再对时间求加速度(或速度)积分则得到位置量。

惯性加速度计的测量作用原理是基于牛顿经典力学,其比力方程

$$\left. \begin{aligned} F_a &= m\dot{V}_a - mg_a \\ W_a &= \dot{V}_a - g_a \end{aligned} \right\} \quad (3-31a)$$

式中 F_a ——加速度计的弹簧拉力(或测量头的惯性力)产生的平衡力;

$\dot{V}_a$ ——加速度计载体的惯性加速度在弹簧拉力方向的分量;

g_a ——加速度计测量方向的地球引力加速度;

W_a ——加速度计测量量;

m ——加速度计测量头质量。

根据牛顿定律,飞行器飞行中在 $\alpha(\alpha = x, y, z)$ 方向的力平衡式可写成

$$\left. \begin{aligned} M\dot{V}_a &= P_a + R_a + Mg_a \\ \dot{V}_a &= \frac{\sum F_i}{M} + g_a \end{aligned} \right\} \quad (3-31b)$$

式中 P_a ——发动机推力；

R_a ——气动力；

M ——飞行器质量；

$\sum F_i$ ——不包含引力的外力合力。

比较式(3-31a)、(3-31b)，有视加速度

$$\dot{W}_a = \frac{\sum F_i}{M} \quad (3-31c)$$

从上式可看出，飞行器飞行中加速度计的测量中不包含地球引力加速度，即仅能测量对应外力的视加速度。

根据万有引力理论计算分析，月球在地球表面的最大引力效应相当于 $4 \times 10^{-6}(g_0)$ ，其他星球(太阳系中除月球以外的行星及太阳)对地球的引力效应比月球的小一个量级以上。所以，当要求加速度计敏感精度优于 $1 \times 10^{-6}(g_0)$ 时，在制导系统设计中需考虑月球引力场的影响。

装在陀螺稳定平台上的测速元件一般是三个正交安装的加速度计，分别测量飞行器在惯性坐标系三个轴向的视加速度(或视速度增量)。在导航、制导系统中，有时需要飞行器运动的显式状态参量，即真速度、真位置量。这时，利用地球引力场模型和加速度计输出量来计算真速度、真位置：

$$\left. \begin{aligned} V_a &= \int_0^t (W_a + g_a) dt \\ \alpha &= \int_0^t V_a dt \end{aligned} \right\} \quad (3-32)$$

式中 $\alpha = x, y, z$ ，表示惯性坐标系三个轴方向。

在显式制导中需要导航计算，提供真速度、真位置，在隐式制导中一般直接用加速度计输出量求解制导方程。

在捷联式控制系统中，加速度计固连安装于飞行器上，敏感测量飞行器加速度的方向与飞行器坐标系一致，要获取惯性坐标系上的量需经过飞行器坐标系向惯性坐标系转换。两坐标系转换的角度中间参量由速率型陀螺仪输出角增量或角位置陀螺仪输出角得到。利用加速度量测量和姿态角量测量可建立加速度测量的转换关系：

$$\dot{W}_a = T_d^i \dot{W}_{a1} \quad \alpha = x, y, z \quad (3-33)$$

式中 W_{x1}, W_{y1}, W_{z1} —— 捷联安装在飞行器上的 x_1, y_1, z_1 轴向加速度计量测量;
 W_x, W_y, W_z —— 转换到惯性坐标系 x, y, z 轴向的视加速度
 T_d^i —— 坐标转换矩阵(见式 3-1)。

将式(3-33)经一次和二次积分得视速度和视位置。再利用式(3-32)计算得真速度、真位置。图 3-11 是生成惯性导航状态量的框图。

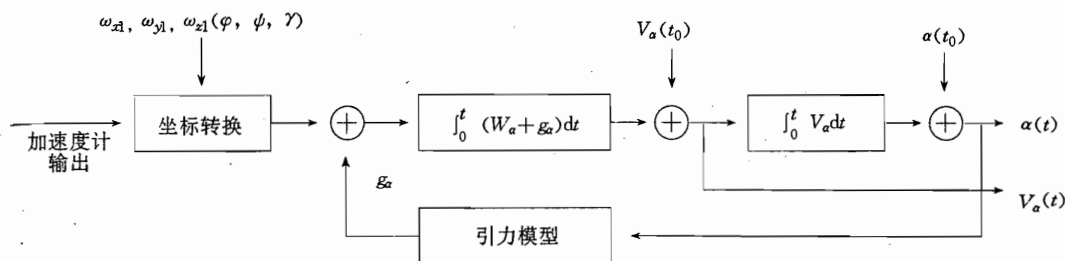


图 3-11 捷联惯性导航状态量计算编排框图

$$\alpha = x, y, z$$

图中 $\omega_{x1}, \omega_{y1}, \omega_{z1}$ 是速率型陀螺仪测量输出的飞行器绕三个惯性主轴旋转角速度。 $V_a(t_0)$, $\alpha(t_0)$ 是速度量, 位置量的初值。

(2)GPS 用于导航测速定位

GPS 全球定位系统(全称是: 导航星授时和测距全球定位系统, 英文缩写为 NavstarGPS)是美国 1973 年 11 月开始研制的无线电定位和速度测量系统。这套系统可以实时和全天候地为全球范围从地面到 9000km 高空之间任一装有接收装置的物体提供高精度三维位置、三维速度和系统时间信息。

GPS 作为导航可以确定飞行器和地面载体(坦克、火车、汽车、轮船……)的运动状态量信息。

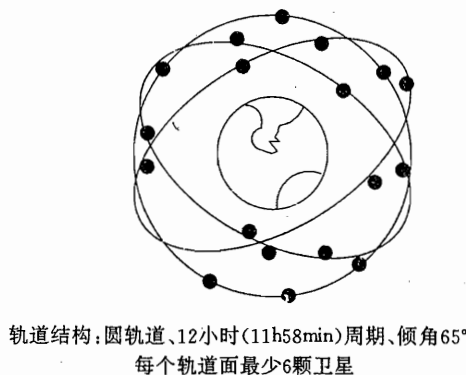


图 3-12 GLONASS 轨道卫星配置图

GPS 由 24 颗星组网, 配置在赤道上相隔 60° 的 6 个轨道上, 每个轨道均匀布置 4 颗星, 轨道为圆形, 高约 22000km, 运行周期 12h, 与赤道面倾角 55° 。每颗卫星均以双频($L_1 = 1575.42\text{MHz}$, $L_2 = 1227.6\text{MHz}$)发送连续载波信号, 载波用伪随机码进行扩频调制, L_1 用 P 码(军用码)和 C/A 码, L_2 用 P 码调制。这些导航信息包括卫星星历、历书、时钟、修正参数、大气传播修正……。

俄罗斯也布置了 GLONASS 全球定位系统, 计划由 24 颗卫星组成, 配置在间隔 120° 的三个轨道面上, 卫星轨道也是高度为 22000km 的圆轨道, 运行周期 12h, 倾角 65° , 每颗星均以双频($L_1 = 1579 \sim 1617\text{MHz}$, $L_2 = 1240 \sim 1260\text{MHz}$)发射连续载波信号, 也用军用码和民用码, 其带宽约为美国 GPS 的一半。卫星轨道结构如图 3-12 所示。

GLONASS 与 GPS 不同的是各卫星发射的载波频率不相同, 这可以防止整个卫星导航系统同时被干扰, 因而 GLONASS 具有较强的抗干扰能力, 但其精度比 GPS 低。除美、俄两国

外,欧洲共同体组织等也计划布置自己的卫星定位系统。

GPS 由空间部分、地面控制部分、用户系统三大部分组成。空间部分有 18 颗卫星就可组网构成系统。每颗卫星上有一个原子钟,其稳定度约为 10^{-13} 。原子钟用来产生导航信号的时标、包括卫星星历表和时钟性能的信号。卫星连续向用户发送导航信号,信号中包含卫星位置参数(卫星轨道参数)、卫星的时钟修正参数和电离层传播修正参数等。地面控制部分由主控站、相距很远的监控站及地面发送站组成。监控站接收导航信号,并把所收到的导航数据发送到主控站,在此进行数据处理、计算出卫星新的位置参数和时钟修正参数,然后再将数据通过发送站传输到卫星上,存储于星上存储器,以便以后送给用户。用户系统由天线、接收机、数据处理、显示设备等组成。地面接收机同时接收多于四颗卫星发来的导航信号,信号中包括测量伪距离和伪距离变化率,这些信号经数据处理转换成三维位置,三维速度和系统标准时间。

全球定位系统是被动式工作,不要求用户发射任何信号,可以为无限多个用户服务。在地面和近地空间的任一点都能利用该系统,且可全天候工作。GPS 采用扩频调制发射两个伪随机导航信号,导航信号为调制在载波上的数字序列,星历表和卫星时钟数据以另一数字序列调制在载波上,信号频段及调制速率等参数列于表 3-1。

表 3-1 GPS 卫星的导航信号参数

信号频段	调制码速率			长度
频率(MHz)	精码(P 码)	粗码(C/A 码)	时钟、星历	天
$L_1=1575.42$	10.23Mb/s	1.023Mb/s	50b/s	7
$L_2=1227.6$	10.23Mb/s	无	50b/s	7

GPS 卫星传送的伪随机噪声(PRN)码实际上有 3 种:(1)精码(P 码);(2)Y 码,在反电子对抗模式时,用来代替 P 码;(3)粗捕获码(C/A 码),主要用来辅助 P(Y)码的捕获。

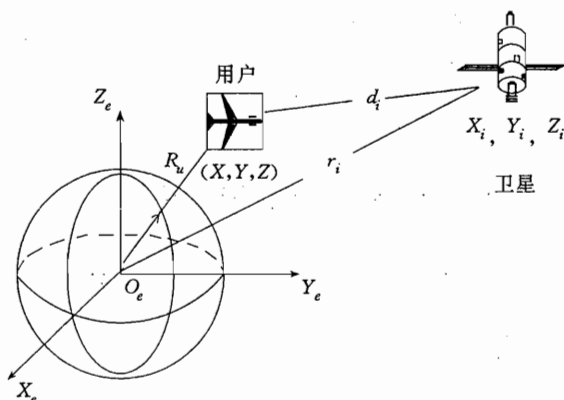


图 3-13 卫星/用户的几何关系

由于 GPS 是三维导航,再加上时间修正,有 4 个未知量。因此,只要能同时观察到四颗或四颗以上 GPS 卫星时,就可以对地面和空中运动体定位、测速,其示意图如图 3-13 所示。

用户测量距离时,存在用户时钟偏差,因此,GPS 用户接收机测得的距离不是用户到卫星的真实距离,而是伪距 ρ_i 。所以,接收机是利用四个卫星中每个卫星发来的导航信号测量伪距和伪距变化率。处理机再把这些数据转换成三维位置、速度和系统标准时间。

设用户时钟偏差为 Δt_u ,它引起测距误差是

$$\alpha = c \cdot \Delta t_u \quad \alpha = X, Y, Z \quad (3-34a)$$

式中 c —— 光速。

$$\text{位置方程} \quad \rho_i = d_i - \alpha \quad (3-34b)$$

式中 d_i —— 用户距卫星的距离。

将式(3-34b)写成地心坐标系参量形式

$$[(X_i - X)^2 + (Y_i - Y)^2 + (Z_i - Z)^2]^{\frac{1}{2}} - \alpha = \rho_i \quad (3-35a)$$

$$d_i = [(X_i - X)^2 + (Y_i - Y)^2 + (Z_i - Z)^2]^{\frac{1}{2}} \quad (3-35b)$$

式中 (X, Y, Z) —— 用户位置矢量 $\mathbf{R}_u$ 在地心坐标系的坐标;

(X_i, Y_i, Z_i) —— 卫星 i 位置矢量 $\mathbf{r}_i$ 在地心坐标系的坐标。

式(3-35)中的用户位置坐标和用户时钟偏差是未知量,所以解 4 个未知量 $(X, Y, Z, \Delta t_u)$ 至少需要四颗卫星的伪距值。

利用接收机测量卫星发来信号的多普勒频移以确定运动速度(伪距变化率)。由于用户时钟和卫星时钟之间存在频差,因而频差直接包括于量测量的多普勒频移中,测量的不是用户与卫星之间真实距离变化率,而是伪距变化率 $\dot{\rho}_i$ 。这时速度方程

$$\dot{\rho}_i = \frac{(X_i - X)(\dot{X}_i - \dot{X}) + (Y_i - Y)(\dot{Y}_i - \dot{Y}) + (Z_i - Z)(\dot{Z}_i - \dot{Z})}{[(X_i - X)^2 + (Y_i - Y)^2 + (Z_i - Z)^2]^{\frac{1}{2}}} - \dot{\alpha} \quad (3-36)$$

式中 $(\dot{X}, \dot{Y}, \dot{Z})$ —— 用户速度矢量 $\dot{\mathbf{R}}_u$ 在地心赤道坐标系的坐标;

$(\dot{X}_i, \dot{Y}_i, \dot{Z}_i)$ —— 卫星速度矢量 $\dot{\mathbf{r}}_i$ 在地心赤道坐标系的坐标;

$\dot{\alpha} = C \cdot \dot{\Delta t}_u$ —— 时钟时差变化率。

由于 $\dot{\Delta t}_u$ 及 $\dot{\Delta X}, \dot{\Delta Y}, \dot{\Delta Z}$ 是未知量,所以需测 4 颗卫星参数求解 4 个未知量。

位置量和速度量可求解式(3-35)和(3-36)得到。

a. 位置方程的线性化求解

令 $\hat{X}, \hat{Y}, \hat{Z}, \hat{\alpha}, \hat{\rho}$ 为真值 X, Y, Z, α, ρ 的估值, $\Delta X, \Delta Y, \Delta Z, \Delta \alpha, \Delta \rho$ 是真实值与测量估计值之

间的偏差,有

$$\left. \begin{aligned} X &= \hat{X} + \Delta X \\ Y &= \hat{Y} + \Delta Y \\ Z &= \hat{Z} + \Delta Z \\ \alpha &= \hat{\alpha} + \Delta\alpha \\ \rho &= \hat{\rho} + \Delta\rho \end{aligned} \right\} \quad (3-37a)$$

$$\hat{\rho} = [(X_i - \hat{X})^2 + (Y_i - \hat{Y})^2 + (Z_i - \hat{Z})^2]^{\frac{1}{2}} - \hat{\alpha} \quad (3-37b)$$

将以上二式代入(3-35a)式,得

$$\begin{aligned} \hat{\rho}_i + \Delta\rho_i + \hat{\alpha} + \Delta\alpha &= [(X_i - \hat{X} - \Delta X)^2 + (Y_i - \hat{Y} - \Delta Y)^2 \\ &\quad + (Z_i - \hat{Z} - \Delta Z)^2]^{\frac{1}{2}} \end{aligned} \quad (3-38a)$$

将式(3-38a)展成泰勒级数并忽略二阶以上的项,则上式成为

$$\begin{aligned} &[(X_i - \hat{X})^2 + (Y_i - \hat{Y})^2 + (Z_i - \hat{Z})^2]^{\frac{1}{2}} - \frac{(X_i - \hat{X})\Delta X + (Y_i - \hat{Y})\Delta Y + (Z_i - \hat{Z})\Delta Z}{[(X_i - \hat{X})^2 + (Y_i - \hat{Y})^2 + (Z_i - \hat{Z})^2]^{\frac{1}{2}}} \\ &= \hat{\rho}_i + \Delta\rho_i + \hat{\alpha} + \Delta\alpha \end{aligned} \quad (3-38b)$$

再将式(3-37b)代入式(3-38b),有

$$\frac{(X_i - \hat{X})}{\hat{d}_i} \Delta X + \frac{(Y_i - \hat{Y})}{\hat{d}_i} \Delta Y + \frac{(Z_i - \hat{Z})}{\hat{d}_i} \Delta Z + \Delta\alpha = -\Delta\rho_i \quad i = 1, 2, 3, 4 \quad (3-39)$$

式中 $\hat{d}_i = [(X_i - \hat{X})^2 + (Y_i - \hat{Y})^2 + (Z_i - \hat{Z})^2]^{\frac{1}{2}}$ —— 用户距卫星真实距离 d_i 的估计值。

式(3-39)就是用户需求解的导航信息同伪距测量值及用户时钟偏差的线性方程。式中 $\Delta X, \Delta Y, \Delta Z$ 的系数是卫星 i 到用户的方向余弦,写成矩阵形式

$$\gamma_i = (S_i - X) / [(S_i - X)^T (S_i - X)]^{\frac{1}{2}}$$

式中 $X = (X, Y, Z)^T$, $S_i = (X_i, Y_i, Z_i)^T$

于是,式(3-39)可用矩阵形式表示成

$$\begin{bmatrix} \gamma_{11} & \gamma_{12} & \gamma_{13} & 1 \\ \gamma_{21} & \gamma_{22} & \gamma_{23} & 1 \\ \gamma_{31} & \gamma_{32} & \gamma_{33} & 1 \\ \gamma_{41} & \gamma_{42} & \gamma_{43} & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \Delta X \\ \Delta Y \\ \Delta Z \\ \Delta \alpha \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\Delta \rho_1 \\ -\Delta \rho_2 \\ -\Delta \rho_3 \\ -\Delta \rho_4 \end{bmatrix} \quad (3-40)$$

其中 γ_{ij} 为 d_i 相对地心坐标系三个坐标轴的方向余弦。

令：方向余弦矩阵

$$A = \begin{bmatrix} \gamma_{11} & \gamma_{12} & \gamma_{13} & 1 \\ \gamma_{21} & \gamma_{22} & \gamma_{23} & 1 \\ \gamma_{31} & \gamma_{32} & \gamma_{33} & 1 \\ \gamma_{41} & \gamma_{42} & \gamma_{43} & 1 \end{bmatrix}$$

用户状态和测量矩阵

$$G = [X, Y, Z, \alpha]^T$$

$$\rho = [-\rho_1, -\rho_2, -\rho_3, -\rho_4]^T$$

则有

$$A\Delta G = \Delta \rho \quad (3-41a)$$

$$\Delta G = A^{-1}\Delta \rho \quad (3-41b)$$

式中 ΔG 为求得的位置修正值。

利用式(3-41b)可得出用户位置参量

$$G = \hat{G} + A^{-1}\Delta \rho \quad (3-42)$$

根据四颗卫星导航信息能够对用户进行三维定位,得到三维位置参数。

b. 速度方程的线性化求解

速度方程的线性化求解有两种方法：一种是将位置和速度方程联立求解,但方程的系数阵有 8×8 阶,计算量大；另一种是将位置和速度方程分开,先求位置方程解,再求速度方程解。采用后一种方法的解算过程如下：

令：

$$\dot{\rho}_i = \frac{X_i - X}{d_i} \dot{X}_i + \frac{Y_i - Y}{d_i} \dot{Y}_i + \frac{Z_i - Z}{d_i} \dot{Z}_i$$

d_i 见式(3-35),将 $d_i, \dot{\rho}_i$ 代入式(3-36)后,有

$$\frac{X_i - X}{d_i} \dot{X} + \frac{Y_i - Y}{d_i} \dot{Y} + \frac{Z_i - Z}{d_i} \dot{Z} + \dot{\alpha} = \dot{\rho}_{si} - \dot{\rho}_i \quad i = 1, 2, 3, 4 \quad (3-43)$$

式中 X, Y, Z 的系数含义同式(3-39)。

将式(3-43)写成矩阵形式

$$\dot{G} = A^{-1}(\dot{\rho}_s + \dot{\rho}) \quad (3-44)$$

式中

$$\dot{G} = [\dot{X}, \dot{Y}, \dot{Z}, \dot{\alpha}]^T$$

$$\dot{\rho}_s = [\dot{\rho}_{s1}, \dot{\rho}_{s2}, \dot{\rho}_{s3}, \dot{\rho}_{s4}]^T$$

$$\dot{\rho} = [-\dot{\rho}_1, -\dot{\rho}_2, -\dot{\rho}_3, -\dot{\rho}_4]^T$$

通过选择卫星参数算法可保证矩阵 A 非奇异性。这种算法分两步,首先根据各卫星星历数据算出卫星的位置,计算其相对用户的仰角,找出可见的卫星。再从这些可见卫星中选择一组使定位误差最小的卫星导航信息。卫星选择后,最初的 A^{-1} 仍采用标准矩阵形式,用矩阵求逆算法或伴随矩阵来计算。

根据式(3-42)和式(3-44)算得的导航状态量是相对坐标系参量,再利用坐标转换可换算成惯性坐标系的真速度、真位置值。

3.3 制导系统

制导系统的主要功能是利用导航系统提供的飞行器运动参数,对质心运动进行控制,按照制导律使飞行器从某一飞行状态达到要求状态的轨道机动,并达到期望的终端条件以保证弹头命中目标或空间有效载荷进入预定轨道。惯性制导是基于惯性方法测得的导航状态量,复合制导是以惯性测量运动参数为基础,辅以无线电测量或其他方式测量,获得导航状态量,构成制导律,对飞行器推力实行控制(推力调节、推力终止)和质心运动导引。导引是通过推力矢量控制来完成。

弹道式飞行器在实际飞行中,由于内、外干扰的作用往往偏离目标点(对于空间有效载荷,其预计入轨点可视为目标点)。所以,偏离目标的偏差可分解为飞行航路平面内的偏差和偏离这个平面的横向偏差。对于导弹的落点失准,可将偏差分解为射面内的射程偏差(或称纵向偏差),偏离射面的横向偏差(或称射向偏差)。因而制导的作用可归结为对飞行器运动实行射程控制和横向运动控制。射程控制是实现交会目标的第一条件,追求射程偏差最小。横向控制是实现交会目标的第二条件,使横向偏差小于容许值。

落点的射程偏差和横向偏差是由制导误差和非制导误差造成的。制导误差是因为制导系统存在软件误差和硬件误差所引起,非制导误差是导弹在被动段飞行中由于不进行制导所形成的误差(制导以外的其他误差也列为非制导误差)。

制导误差又分为制导方法误差和制导工具误差。制导方法误差是由于在外干扰作用下,制导方法不完全,软件实现不完善引起的,即软件误差。制导工具误差是由于制导器件不精确引起的,即硬件误差。

非制导误差包括:发动机后效冲量偏差造成的落点偏差,通常叫做后效误差;发射点、目标点的坐标定位误差;重力异常误差,这是由于在计算引力加速度时,把地球看成匀质的椭球体,但实际地球是非匀质的,这样引起引力加速度计算误差。

本节重点研究制导原理和方法误差。

3.3.1 摄动制导

(1) 射程控制

射程控制目标函数是交会目标的偏差为零,对于弹道导弹就是控制实际射程等于标准(预定)射程。射程是主动段和被动段弹道在地表的轨线,所以控制射程实际上是控制飞行轨道。在再入段不进行制导的情况下,被动段弹道特性取决于弹头进入自由段飞行的初始速度和位置坐标。制导系统的任务则可归结为保证主动段终点的速度和位置坐标值符合要求。

弹道导弹主动段飞行的特点是按事先算好装定的弹道转弯程序飞行。如果飞行条件完全符合预定的情况,则导弹在程序控制信号作用下,将沿着计算的标准弹道飞行,在预定的标准时间关闭发动机,达到预定的主动段终点速度和位置。这样,只要由没有误差的时间控制装置按着装定时间发出关机指令,就可以使弹头命中目标。但是,实际上有许多干扰因素使飞行条件偏离预计的情况。制导系统的作用就是通过关机 and 导引消除干扰力和干扰力矩的影响,控制射程偏差达到最小。

摄动制导是50年代应用较多的一种制导方法。摄动制导是实际飞行弹道接近标准弹道情况下的制导,又称为 δ (增量)制导。

由第2章知,射程 L 是飞行弹道参数 (V, r) 和时间 t 的函数,在标准(预定)的情况下,标准射程

$$\bar{L} = l[\bar{V}_\alpha(\bar{t}_k), \bar{\alpha}(\bar{t}_k), \bar{t}_k] \quad \alpha = x, y, z \quad (3-45a)$$

式中 $\bar{t}_k$ —— 预定关机时间;

$\bar{V}_\alpha(\alpha = x, y, z)$ —— 预定的惯性速度在直角坐标系的三个分量;

$\bar{\alpha}(\alpha = x, y, z)$ —— 用直角坐标系表示的预定位置三个分量。

在实际飞行中,由于存在多种干扰力和干扰力矩因素的影响,实际弹道偏离预定弹道,因而实际射程

$$L = l[V_\alpha(t_k), \alpha(t_k), t_k] \quad \alpha = x, y, z \quad (3-45b)$$

式中 V_α, α, t_k 是实际飞行速度,位置和关机时间。

射程偏差

$$\Delta L = L - \bar{L} \quad (3-46)$$

从式(3-45a)、(3-45b)可知,弹道导弹的射程取决于主动段关机点的参数,以射程偏差作为关机控制函数涉及七个参量 ($V_x, V_y, V_z, x, y, z, t$), 要保证射程准确,最直接的方法是控制导弹沿标准弹道飞行,即控制主动段终点的飞行状态量与预先计算的标准值完全相等。但是,要在关机时刻同时保证七个参数都等于预定值是困难的。事实上这种要求是不必要的,因为在实际弹道上有可能找出一个合适的关机点,这个关机点的七个运动参数组合值可以与标准关机点的七个标准运动参数组合值相等,即使飞行弹道不同,也可以使 $\Delta L = 0$ 。图3-14 是不同飞行弹道而具有同一射程的弹道示意图。基于这样特点,关机控制的指标函数选取综合值 ΔL , 而不选择七个参量。

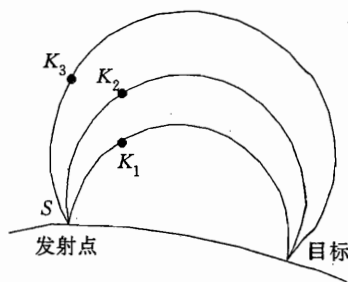


图3-14 命中同一目标的弹道族

只有主动段制导的情况下,飞行器质心运动可由下面的非线性微分方程描述,其

$$\left. \begin{aligned} \text{目标方程} \quad Y &= f(X, t) \\ \text{主动段方程} \quad \dot{X} &= f_x(X, U, t) \\ X(t) &= [X_1(t), X_2(t), \dots, X_n(t)]^T \\ U(t) &= [U_1(t), U_2(t), \dots, U_n(t)]^T \end{aligned} \right\} \quad (3-47a)$$

式中 $X(t)$ 是飞行器速度 V 和位置 $\alpha (\alpha = x, y, z)$ 在给定坐标系的状态矢量, $U(t)$ 是系统所受外界的强制作用。在惯性制导情况,这种外界强制作用可以视加速度概念表示,如发动机推力、气动力(在干扰状态下还有控制力)产生的视加速度。

设式(3-47a)存在标准解 $\bar{X}(t)$, 它相当于有制导作用下的标准弹道,其方程

$$\left. \begin{aligned} \dot{\bar{X}} &= f_x(\bar{X}, \bar{U}, \bar{t}) \\ \bar{X}(t_0) &= \bar{X}_0 \end{aligned} \right\} \quad (3-47b)$$

在有干扰作用时

$$\left. \begin{aligned} X(t) &= \bar{X}(t) + \Delta X(t) \\ U(t) &= \bar{U}(t) + \Delta U(t) \end{aligned} \right\} \quad (3-47c)$$

实际的状态变量 $X(t)$ 满足方程(3-47a), $X - \bar{X}, U - \bar{U}$ 可代表主动段干扰的影响,因此可以 $\bar{X}(t), \bar{U}(t)$ 为基准将式(3-47a)第二式展开成泰勒级数

$$\dot{X}(t) = f_x(\bar{X}, \bar{U}, \bar{t}) + \frac{\partial f_x}{\partial X}|_{\bar{X}, \bar{U}}(X - \bar{X}) + \frac{\partial f_x}{\partial U}|_{\bar{X}, \bar{U}}(U - \bar{U}) + \text{高阶项} \quad (3-48)$$

如果 $\Delta X(t) = X - \bar{X}, \Delta U(t) = U - \bar{U}$ 足够小,允许略去泰勒级数展开式中二阶以上各项,于是状态变量偏差可表示为线性摄动方程

$$\left. \begin{aligned} \Delta \dot{X}(t) &= A_0(t) \Delta X + B_0(t) \Delta U \\ \Delta X(t_0) &= \Delta X_0 \end{aligned} \right\} \quad (3-49)$$

其中

$$A_0(t) = \left. \frac{\partial f_x}{\partial X} \right|_{x, U}$$

$$B_0(t) = \left. \frac{\partial f_x}{\partial U} \right|_{x, U}$$

$A_0(t), B_0(t)$ 是按标准弹道状态变量 $\bar{X}(t), \bar{U}(t)$ 计算的系数矩阵。由于标准状态变量 $\bar{X}(t), \bar{U}(t)$ 是已知的时间函数, 矩阵 $A_0(t), B_0(t)$ 的元素都是已知量, 所以式(3-49)是变系数线性方程组, $X(t)$ 与 $U(t)$ 线性相关。利用下列方程说明它们相关关系。

参考第2章, 在惯性坐标系内飞行器质心运动方程

$$\left. \begin{aligned} \dot{V}_x &= \frac{\partial g_x}{\partial x} x + \frac{\partial g_x}{\partial y} y + \frac{\partial g_x}{\partial z} z + \dot{W}_x \\ \dot{V}_y &= \frac{\partial g_y}{\partial x} x + \frac{\partial g_y}{\partial y} y + \frac{\partial g_y}{\partial z} z + \dot{W}_y \\ \dot{V}_z &= \frac{\partial g_z}{\partial x} x + \frac{\partial g_z}{\partial y} y + \frac{\partial g_z}{\partial z} z + \dot{W}_z \\ \dot{x} &= V_x \\ \dot{y} &= V_y \\ \dot{z} &= V_z \end{aligned} \right\} \quad (3-50a)$$

上式的线性摄动方程组对应式(3-49)形式则有

$$\left. \begin{aligned} \Delta \dot{X} &= [\Delta \dot{V}_x, \Delta \dot{V}_y, \Delta \dot{V}_z, \Delta \dot{x}, \Delta \dot{y}, \Delta \dot{z}]^T \\ \Delta X &= [\Delta V_x, \Delta V_y, \Delta V_z, \Delta x, \Delta y, \Delta z]^T \\ \Delta U &= [\Delta \dot{W}_x, \Delta \dot{W}_y, \Delta \dot{W}_z]^T \end{aligned} \right\} \quad (3-50b)$$

$$A_0(t) = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & \frac{\partial g_x}{\partial x} & \frac{\partial g_x}{\partial y} & \frac{\partial g_x}{\partial z} \\ 0 & 0 & 0 & \frac{\partial g_y}{\partial x} & \frac{\partial g_y}{\partial y} & \frac{\partial g_y}{\partial z} \\ 0 & 0 & 0 & \frac{\partial g_z}{\partial x} & \frac{\partial g_z}{\partial y} & \frac{\partial g_z}{\partial z} \\ 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$B_0(t) = I$$

弹道式飞行器(导弹,运载火箭)主动段有固定的飞程序,飞行弹道可以事先预计,实际飞行弹道偏离预定的弹道不大。所以,允许将式(3-47a)第一式在标准状态参数附近作泰勒级数展开,即以 $\bar{X}(t)$ 为展开点,展开式是

$$Y = f(\bar{X}, t) + \left[\sum_{q=1}^n \frac{1}{q!} (\Delta X \frac{\partial}{\partial \bar{X}} + \Delta t \frac{\partial}{\partial t}) \right]^q Y + R_n \quad t \in [0, t_k], X \in [V_a, \alpha]_{a=X, Y, Z} \quad (3-51a)$$

式中 R_n ——余式。

对式(3-51a)取至二阶项,并把 $\frac{\partial}{\partial X_i}$ 看做一个系数,而不视为微分运算符号,改写成增量形式后,有

$$\Delta Y = \sum_{i=1}^7 (\Delta X_i \frac{\partial}{\partial X_i}) Y + \frac{1}{2} \left[\sum_{i=1}^7 \Delta X_i \frac{\partial}{\partial X_i} \right]^2 Y \quad (3-51b)$$

式中

$$\Delta X_i = X_i - \bar{X}_i$$

$$X_{i(i=1,2,3)} = V_{a(a=x,y,z)}$$

$$X_{i(i=4,5,6)} = \alpha (\alpha = x, y, z)$$

$$X_7 = t$$

若式(3-47a)目标方程对应射程,同时把标准状态参数设在预定关机时刻,则有

$$\Delta L = \Delta L^{(1)} + \Delta L^{(2)} \quad (3-52)$$

其中

$$\begin{aligned} \Delta L^{(1)} &= K_x^L [V_x(t_k) - \bar{V}_x(\bar{t}_k)] + K_y^L [V_y(t_k) - \bar{V}_y(\bar{t}_k)] + K_z^L [V_z(t_k) - \bar{V}_z(\bar{t}_k)] + \\ &\quad K_x^L [x(t_k) - \bar{x}(\bar{t}_k)] + K_y^L [y(t_k) - \bar{y}(\bar{t}_k)] + K_z^L [z(t_k) - \bar{z}(\bar{t}_k)] + K_t^L [t_k - \bar{t}_k] \\ \Delta L^{(2)} &= \frac{1}{2} \sum_{l,m=x,y} (K_l^V [V_l(t_k) - \bar{V}_l(\bar{t}_k)] [V_m(t_k) - \bar{V}_m(\bar{t}_k)] + \\ &\quad K_l^Z [V_l(t_k) - \bar{V}_l(\bar{t}_k)] [m(t_k) - \bar{m}(\bar{t}_k)] + K_l^l [l(t_k) - \bar{l}(\bar{t}_k)] [m(t_k) - \bar{m}(\bar{t}_k)] + \\ &\quad K_t^V [t_k - \bar{t}_k] [V_l(t_k) - \bar{V}_l(\bar{t}_k)] + K_t^l [t_k - \bar{t}_k] [l(t_k) - \bar{l}(\bar{t}_k)] + \frac{1}{2} K_t^2 (t_k - \bar{t}_k)^2 \end{aligned}$$

表达式中

$$\begin{aligned}
K_x^L &= \frac{\partial L}{\partial V_x}, K_y^L = \frac{\partial L}{\partial V_y}, K_z^L = \frac{\partial L}{\partial V_z}, K_x^L = \frac{\partial L}{\partial x} \\
K_y^L &= \frac{\partial L}{\partial y}, K_z^L = \frac{\partial L}{\partial z}, K_t^L = \frac{\partial L}{\partial t}, (t = \bar{t}_k); \\
K_V^L &= \frac{\partial^2 L}{\partial V_m \partial V_L}, K_V^2 = \frac{\partial^2 L}{\partial V_m \partial t}, K_t = \frac{\partial^2 L}{\partial t \partial m}, \\
K_t^V &= \frac{\partial^2 L}{\partial t_k \partial V_L}, K_t^L = \frac{\partial^2 L}{\partial t \partial t}, K_t^2 = \frac{\partial^2 L}{\partial t^2}, (t = \bar{t}_k)
\end{aligned}$$

当目标方程对应速度,则式(3-51b)可写成

$$\Delta V = \Delta V^{(1)} + \Delta V^{(2)} \quad (3-53)$$

上式中的状态变量系数,则为 $K_x^V = \frac{\partial V}{\partial V_x}, \dots, K_x^V = \frac{\partial V}{\partial x}, \dots, V = [V_x^2 + V_y^2 + V_z^2]^{\frac{1}{2}}$, 其余的表达形式同式(3-52), 仅把射程 L 换成合成速度 V 而已。

一般情况下,射程偏差只取一阶项 $\Delta L^{(1)}$ 已能满足要求,这时简记成

$$\Delta L \triangleq J(t_k) - \bar{J}(\bar{t}_k) \quad (3-54a)$$

$$\begin{aligned}
J(t_k) &= \frac{\partial L}{\partial V_x} V_x(t_k) + \frac{\partial L}{\partial V_y} V_y(t_k) + \frac{\partial L}{\partial V_z} V_z(t_k) + \\
&\quad \frac{\partial L}{\partial x} x(t_k) + \frac{\partial L}{\partial y} y(t_k) + \frac{\partial L}{\partial z} z(t_k) + \frac{\partial L}{\partial t}(t_k) \\
\bar{J}(\bar{t}_k) &= \frac{\partial L}{\partial V_x} \bar{V}_x(\bar{t}_k) + \frac{\partial L}{\partial V_y} \bar{V}_y(\bar{t}_k) + \frac{\partial L}{\partial V_z} \bar{V}_z(\bar{t}_k) + \\
&\quad \frac{\partial L}{\partial x} \bar{x}(\bar{t}_k) + \frac{\partial L}{\partial y} \bar{y}(\bar{t}_k) + \frac{\partial L}{\partial z} \bar{z}(\bar{t}_k) + \frac{\partial L}{\partial t}(\bar{t}_k)
\end{aligned}$$

上式表明,虽然关机点七个运动参数与标准值不同,但其组合值 $J(t_k)$ 只要满足同标准射程条件,即

$$J(t_k) = \bar{J}(\bar{t}_k) \quad (3-54b)$$

则射程偏差 ΔL 就可以为零,因此定义 $J(t)$ 为关机特征量(也称关机控制泛函),写成

$$J(t) = \sum_{i=1}^7 K_i X_i \quad (3-55)$$

式中 $X_i (i = 1, 2, \dots, 7)$ 分别表示 $V_x(t), V_y(t), \dots, t$; $K_i (i = 1, 2, \dots, 7)$ 分别表示式(3-52) $\Delta L^{(1)}$ 中的状态变量系数(又称射程偏差系数)。关机特征量除采用射程外,也有速度和时间(如保证弹头再入速度大、卫星轨道运行周期)。

从式(3-54a)看出,摄动制导不需要飞行过程中将实际状态量与标准状态量作实时比较,而只需在关机点附近求取状态量并按式(3-55)计算关机特征量。将实际的关机特征量 $J(t_k)$ 与装定的 $\bar{J}(\bar{t}_k)$ 进行实时比较,当 $J(t_k)$ 与装定的标准关机特征量相等或小于某一允许值 ϵ_L 时,则发出关闭发动机指令。这样,按摄动制导原理实现的制导方案,其实时计算量小。 $\bar{J}(\bar{t}_k)$ 及标准关机时刻的系数 $K_i(\bar{t}_k)$ ($i = 1, 2, \dots, 7$) 可在飞行前计算好,在发射之前存储于弹(箭)载计算机里,从而使计算机功能简单,计算速度要求放宽。图 3-15 是摄动制导系统射程控制框图。

在某些情况下,存在飞行大干扰偏差,使得飞行器实际弹道偏离标准弹道较大,这时如果采用一般摄动制导的关机特征量将引起较大的射程偏差。因此,对要求较高制导精度的情况下,应考虑射程偏差泰勒级数展开式的二阶项,即关机特征量 $J(t_k)$ 中须包含偏差量值较大的二阶偏差项。

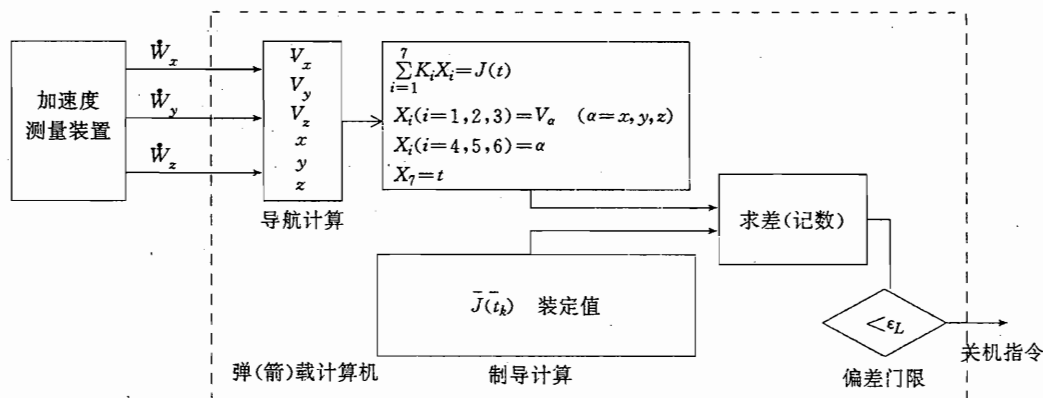


图 3-15 摄动制导系统射程控制框图

(2) 法向、横向导引

a. 法向导引

摄动制导的射程关机控制一般是开路控制,不利用飞行运动状态量进行反馈控制,不调节运动参量。因此,在大干扰、远射程的情况下,主动段终点关机时刻附近,实际弹道偏离预计轨道可能较大,不利于摄动制导线性化并使制导方案实现复杂。为了实现关机特征量方程线性化,需要实际弹道靠拢标准弹道。计算和分析射程偏差系数的影响表明,在二阶射程偏差系数中,偏导数 $\frac{\partial L}{\partial \theta_H}, \frac{\partial L}{\partial V \partial \theta_H}$ 对落点偏差的影响最大(弹道倾角 θ_H 是飞行器速度矢量与当地水平面的夹角)。因此,控制弹道倾角偏差 $\Delta\theta_H$ 小于容许值是保证一阶摄动制导方程实现较高射程控制精度的前提。同时,对于减小纵向运动参数偏差对落点横向散布的影响也有作用,主要是减小由于这些参数偏差引起被动段飞行时间变化,在地球旋转情况下导致的落点横向散布。

法向导引就是对飞行器在射面内质心运动的法向方向作控制。通过法向导引来控制质心运动的法向速度,达到控制 $\Delta\theta_H(t)$ 。取预定弹道倾角 $\bar{\theta}_H(t)$ 作为参照标准, $\Delta\theta_H(t)$ 作为法向控制函数。类似第 2 章式(2-139),关机点时刻弹道倾角偏差一阶近似表示式可写成

$$\Delta\theta_H(t_k) = \delta\theta_H(t_k) + \theta_H(t_k - \bar{t}_k) \quad (3-56)$$

式中等时偏差

$$\left. \begin{aligned} \delta\theta_H(t_k) &= \frac{\partial\theta_H}{\partial V_x}\delta V_x(t_k) + \frac{\partial\theta_H}{\partial V_y}\delta V_y(t_k) + \frac{\partial\theta_H}{\partial V_z}\delta V_z(t_k) + \frac{\partial\theta_H}{\partial x}\delta x(t_k) + \\ &\quad \frac{\partial\theta_H}{\partial y}\delta y(t_k) + \frac{\partial\theta_H}{\partial z}\delta z(t_k) = \sum E_i\delta\zeta_i \\ E_i &= \frac{\partial\theta_H}{\partial\zeta_i}\bigg|_{t_k} \\ \delta\zeta_i &= \delta V_x, \delta V_y, \delta V_z, \delta x, \delta y, \delta z \end{aligned} \right\} \quad (3-57a)$$

根据射程控制是实现交会目标的第一条件,存在可以使 $\Delta L = 0$ 的这样时间,即

$$\begin{aligned} \Delta L &= \delta L + \dot{L}(t_k - \bar{t}_k) = 0 \\ \text{由此} \quad t_k - \bar{t}_k &= -\frac{\delta L}{\dot{L}} \end{aligned} \quad (3-57b)$$

将(3-57a)、(3-57b)两式代入式(3-56),有

$$\Delta\theta_H(t_k) = \sum_{i=1}^6 (E_i - \frac{\partial\theta_H}{\partial L}a_i)\delta\zeta_i \quad (3-58a)$$

其中,射程偏差系数 $a_i = \frac{\partial L}{\partial V_x}, \frac{\partial L}{\partial V_y}, \dots, \frac{\partial L}{\partial z}\bigg|_{t_k}$

类似第2章的 $\dot{L}$ 表示形式,将 θ_H 写成

$$\theta_H = \frac{\partial\theta_H}{\partial V_x}\dot{V}_x + \frac{\partial\theta_H}{\partial V_y}\dot{V}_y + \frac{\partial\theta_H}{\partial V_z}\dot{V}_z + \frac{\partial\theta_H}{\partial x}\dot{x} + \frac{\partial\theta_H}{\partial y}\dot{y} + \frac{\partial\theta_H}{\partial z}\dot{z} \quad (3-58b)$$

式(3-58a)的 $\Delta\theta_H(t_k)$ 是期望在关机时刻达到的量,由于质点运动的周期长,控制 θ_H 最后到 $\Delta\theta_H(t_k)$ 需要一个时间过程。所以,在远离关机点时间 t_k 之前的飞行过程中某一时刻 t 就需开始法向导引,因而应采用的法向控制函数定义为

$$I_\theta(t) = \sum_{i=1}^6 (E_i - \frac{\partial\theta_H}{\partial L}a_i)_{t_k}\delta\zeta_i \quad t_\theta \leq t \leq t_k \quad (3-59)$$

式中 t_θ —— 允许导引起始时间。

显然,法向导引系统将逐渐使 $I_\theta(t)$ 减小,随着飞行时间接近 t_k ,则 $\Delta\theta_H(t_k) \approx 0$ 。采取法向导引,通过控制 $\theta_H(t)$ 保证了射面内的弹道接近标准弹道,从而保证了摄动制导线性化条件。

b. 横向导引

飞行器实际飞行中在干扰作用下要偏出射面。为保证导弹落点横向偏差和运载火箭飞行轨道横向偏差小于容许值,需要采取横向控制,将飞行器导引回到射面内飞行。横向导引实质

上是对飞行器质心横向运动的控制。导引是通过姿态控制回路来完成,即通过推力矢量控制实现质心横移运动的控制。

横向运动控制的目标是使关机时刻的运动参数偏差满足横向偏差

$$\Delta H(t_k) = 0 \quad (3-60)$$

类似法向导引方式,在偏差一阶近似下,关机点时刻造成的落点横向偏差

$$\Delta H(t_k) = \delta H(t_k) + \dot{H}(t_k - t_k) \quad (3-61)$$

将式(3-57b)代入上式,得

$$\Delta H(t_k) = \delta H(t_k) - \frac{H}{L} \delta L(t_k) = \sum_{i=1}^6 (b_i - \frac{H}{L} a_i) \delta \zeta_i(t_k) \quad (3-62)$$

式中

$$b_i = \frac{\partial H}{\partial V_x}, \frac{\partial H}{\partial V_y}, \frac{\partial H}{\partial V_z}, \frac{\partial H}{\partial x}, \frac{\partial H}{\partial y}, \frac{\partial H}{\partial z} \Big|_{\bar{t}_k}$$

$$H = \frac{\partial H}{\partial V_x} \dot{V}_x + \frac{\partial H}{\partial V_y} \dot{V}_y + \frac{\partial H}{\partial V_z} \dot{V}_z + \frac{\partial H}{\partial x} \dot{x} + \frac{\partial H}{\partial y} \dot{y} + \frac{\partial H}{\partial z} \dot{z}$$

称 b_i 为横向偏差系数。

为控制横向偏差,其起控时刻应远离关机时间之前,因而采用的横向控制函数定义为

$$I_H(t) = \sum_{i=1}^6 (b_i - \frac{H}{L} a_i) \delta \zeta_i(t) \quad t_H \leq t \leq t_k \quad (3-63)$$

式中 t_H ——允许横向控制的起始时间。

可见,当 t 趋近于 t_k 时, $I_H(t_k) \rightarrow \Delta H(t_k)$, 因此,按 $I_H(t_k) \rightarrow 0$ 控制质心横向运动与按横向偏差 $\Delta H(t) \rightarrow 0$ 控制在精度上等价。

横向导引是飞行器运动的偏离射面的归零控制,即要求 $\Delta H = 0$ 。因此,需要连续控制质心横向运动,按反馈控制原理构成横向导引系统。所以,横向导引和法向导引均是闭环控制。横(法)向导引系统利用位置、速度信息,经

过导引计算,算出横(法)向控制函数,并产生与之成比例的导引信号。此信号连续送入姿态控制系统偏航(俯仰)通道,通过推力矢量控制环节的控制力改变偏航角(俯仰角)实现对质心运动的控制。横、法向导引是控制质心在射面(法向)和横向两个平面内运动,因而一般可按两个独立控制通道来分析。导引系统框图如图 3-16 所示。

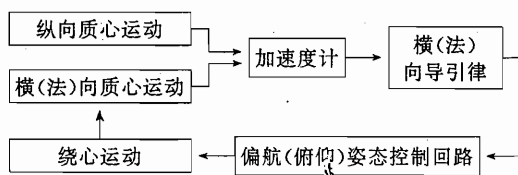


图3-16 横(法)向导引系统框图

在显式制导下,横向导引就是消除飞行器在惯性空间轨道平面垂直方向的速度 V_N ,以 V_N 作为横向控制函数,在飞行中连续保持 $V_N = 0$ 就可消除横向偏差。

3.3.2 外干扰补偿制导

把制导计算建立在实时惯性导航测速、定位的基础上,对于弹道式飞行器制导系统并不是不可缺少的。这是因为弹道导弹的落点精度和运载火箭保证有效载荷的入轨精度只取决于主动段关机时刻的速度和位置量的组合值,飞行过程中的制导量可以不进行实时计算。真速度、真位置的求解精度主要取决于计算引力加速度的精度。由于实际弹道偏离标准弹道不大,速度偏差和位置偏差属小偏差范围。实际弹道偏离标准弹道而引起的引力加速度计算偏差可以表示为视加速度的线性关系。虽然加速度计不能测量引力加速度 g ,但可利用加速度计测量的视加速度将 g 表示成与视位置量 $\iint W dr dt$ 及视位置积分量之间的函数关系,即引力加速度变化可以表示成加速度计测量的线性关系。与此类似,外干扰力和力矩引起的飞行器运动状态变化均可以通过加速度计和陀螺仪(或陀螺稳定平台)的输出反映出来。这样,飞行器动力学的非线性微分方程组就可以化为采用量测量构成的非齐次线性微分方程组来表示。利用弹道式飞行器的飞行特点,在保证关机点不变性约束条件下,采用测量信息对外干扰影响补偿代替飞行状态量的显式计算,从而简化了导航计算和制导过程实时计算,并将关机控制函数的计算简化为求解加速度计输出量和测角元件输出量积分的线性组合。

飞行器运动的摄动方程的一般形式^[1]:

$$\left. \begin{aligned} \dot{X}_i &= \sum_{j=1}^n a_{ij} X_j + b_i U + f_i \quad (i = 1, 2, \dots, n) \\ \dot{U} &= \sum_{j=1}^n K_j X_j + C U + \sum_{j=1}^n d_j f_j \end{aligned} \right\} \quad (3-64)$$

式中 X_i ——控制对象的状态量;

U ——制导系统选用的控制函数(简称制导律);

a_{ij}, b_i ——时间函数(已知的系数矩阵),反映控制对象的特性随时间变化时各个状态参数在不同时刻的相互作用关系及控制器参量对控制对象的作用;

f_i ——作用于控制对象的外干扰;

d_j, K_j, C ——已知的时间变系数。

根据外干扰补偿性质,设计一种制导律,由控制参数(时变系数)和测量元件量测量构成的控制函数

$$\dot{U} = \sum_{j=1}^n a_1^j X_j + \sum_{j=1}^n a_0^j X_j + a_0^U U \quad (3-65)$$

式中 a_1^j, a_0^j, a_0^U 是补偿外干扰影响的时间变系数。实际上,外干扰无法直接测得,但可以将控制对象作为干扰的测量工具,形成控制函数。由式(3-64)第一式得到

$$f_i = \dot{X}_i - \sum_{j=1}^n a_{ij} X_j - b_i U \quad (i = 1, 2, \dots, n) \quad (3-66)$$

再将式(3-66)代入(3-64)第二式,则 f_i 的作用可以隐含于状态量和控制量中,形成式(3-65)。

变系数 a_0^i, a_1^i, a_0^U 将在下面联系制导方案说明。

作用于飞行器的干扰力习惯上分为两类:一类干扰力的影响可由纵向加速度计的输出反映出来,这一类的干扰因素如发动机推力偏差、起飞重量偏差等;另一类干扰力是作用在飞行器的法向和横向,产生力矩使飞行器姿态发生变化,这种变化可由法、横向加速度计和陀螺仪的输出反映出来,这一类的干扰因素如风、发动机推力偏斜等。

(1) 射程控制

基于摄动制导原理的关机特征量不是采用控制运动参数,而是通过控制关机时间来实现的,因而制导系统的关机方程是按照开路系统设计的。由于飞行器是不调节推力大小的开路飞行运动,所以可以自由配置运动微分方程组的齐次项和非齐次项。补偿制导方案的设计特点是列写飞行器运动方程不采用以推力、气动力、引力和干扰力表示的形式,而是采用飞行器上的惯性器件量测量作为方程组非齐次项的形式。

现在来研究关机特征量方程,推导补偿外干扰影响的时间变系数。在惯性坐标系建立质点运动及补偿制导方程,有

$$\left. \begin{aligned} \dot{V}_x &= \dot{W}_x + g_x = g_x + \dot{W}_{x1} \cos \varphi - \dot{W}_{y1} \sin \varphi - W_{x1} \cos \varphi \frac{\dot{\varphi}^2}{2} + \dot{W}_{x1} \cos \varphi \cdot \dot{\varphi} \\ \dot{V}_y &= \dot{W}_y + g_y = g_y + \dot{W}_{x1} \sin \varphi + \dot{W}_{y1} \cos \varphi - W_{x1} \sin \varphi \frac{\dot{\varphi}^2}{2} + \dot{W}_{x1} \sin \varphi \cdot \dot{\varphi} \\ \dot{V}_z &= \dot{W}_z + g_z = g_z - W_{x1} \dot{\varphi} + \dot{W}_{z1} \\ \dot{x} &= V_x \\ \dot{y} &= V_y \\ \dot{z} &= V_z \\ \dot{t} &= 1 \\ \dot{W} &= M_0 + M_1 \dot{W}_{x1} + M_2 \dot{W}_{y1} + M_3 \dot{W}_{z1} \end{aligned} \right\} (3-67)$$

上式中 $\dot{W}$ 是设计构造的关机方程, M_0, M_1, M_2, M_3 是待定系数。

为简化分析,现在只考虑导弹在弹道平面内运动的捷联补偿制导问题,但不失一般性。设用于制导的惯性器件有纵轴方向、法向轴方向的加速度计、水平陀螺仪。补偿制导方程组有如下形式:

$$\left. \begin{aligned} \dot{V}_x &= \dot{W}_{x1}\cos\varphi - \dot{W}_{y1}\sin\varphi + g_x \\ \dot{V}_y &= \dot{W}_{x1}\sin\varphi + \dot{W}_{y1}\cos\varphi + g_y \\ \dot{x} &= V_x \\ \dot{y} &= V_y \\ \dot{t} &= 1 \\ \dot{W} &= \dot{W}_{x1} + K_1\dot{W}_{x1} + K_2\dot{W}_{y1} + K_3\Delta\varphi \end{aligned} \right\} \quad (3-68)$$

取上式的等时变分,有

$$\left. \begin{aligned} \delta\dot{V}_x &= \delta\dot{W}_{x1}\cos\varphi - \delta\dot{W}_{y1}\sin\varphi - (\dot{W}_{x1}\sin\varphi + \dot{W}_{y1}\cos\varphi)\delta\varphi + \delta g_x \\ \delta\dot{V}_y &= \delta\dot{W}_{x1}\sin\varphi + \delta\dot{W}_{y1}\cos\varphi + (\dot{W}_{x1}\cos\varphi - \dot{W}_{y1}\sin\varphi)\delta\varphi + \delta g_y \\ \delta\dot{x} &= \delta V_x \\ \delta\dot{y} &= \delta V_y \\ \delta\dot{t} &= 1 \\ \delta\dot{W} &= (1 + K_1)\delta\dot{W}_{x1} + K_2\delta\dot{W}_{y1} + K_3\delta\varphi \end{aligned} \right\} \quad (3-69)$$

式中 $\Delta\varphi = \varphi - \bar{\varphi}_{ex}, \bar{\varphi}_{ex}$ ——标准弹道的程序角

$\delta\varphi = \varphi - \varphi_{ex} = \varphi - \bar{\varphi}_{ex} - (\varphi_{ex} - \bar{\varphi}_{ex}) = \Delta\varphi - \Delta\varphi_{ex}$ ——实现程序角的偏差;

K_1, K_2, K_3 ——待定的时间变系数。

初始条件

$$\delta V_x(0) = \delta V_{x0}$$

$$\delta V_y(0) = \delta x(0) = \delta y(0) = 0$$

摄动制导线性化关机条件

$$\Delta L = J(t_k) - \bar{J}(t_k) = K_x^v \Delta V_x + K_y^v \Delta V_y + K_x \Delta x + K_y \Delta y + K_t \Delta t \quad (3-70)$$

式(3-68)中关机方程 $\dot{W}$ 是实现关机特征量的控制函数,其变分量 $\delta\dot{W}$ (式(3-69))是保证射程偏差的控制量,所以式(3-70)的参数满足式(3-69)。式(3-69)的伴随方程(忽略 $\delta g_x, \delta g_y$)

$$\left. \begin{aligned} \dot{G}_1 &= -\dot{G}_3 \\ \dot{G}_2 &= -\dot{G}_4 \\ \dot{G}_3 &= 0 \\ \dot{G}_4 &= 0 \\ \dot{G}_5 &= 0 \\ \dot{G}_6 &= 0 \end{aligned} \right\} \quad (3-71)$$

伴随方程的活动终端条件按线性化表示成 $\bar{t}_k$ 邻域的展开式,有

$$G_i(t, t_k) = G_i(t, \bar{t}_k) - \frac{\partial G(t, t_k)}{\partial t_k} (t_k - \bar{t}_k) \quad (3-72)$$

将状态参数方程式(3-69)与伴随方程式(3-71)的行与列对应项相乘则得射程偏差全微分式(布里斯公式)

$$d(\Delta L) = d(G_1 \delta V_x + G_2 \delta V_y + G_3 \delta x + G_4 \delta y + G_5 \delta t + G_6 \delta W)$$

将上式等号右边展开并考虑式(3-71)的关系,有

$$d(\Delta L) = G_1 \delta \dot{V}_x + G_2 \delta \dot{V}_y + G_5 + G_6 \delta W \quad (3-73)$$

积分后,得

$$\Delta L = \int_0^{t_k} [G_1 \delta \dot{V}_x + G_2 \delta \dot{V}_y + G_5 + G_6 \delta W] dt + G_1 \delta V_x(0) \quad (3-74)$$

因为关机时刻不是恰在标准弹道的 $\bar{t}_k$, 所以伴随方程的活动终端条件为

$$\begin{bmatrix} \frac{\partial L}{\partial V_x} \\ \frac{\partial L}{\partial V_y} \\ \frac{\partial L}{\partial x} \\ \frac{\partial L}{\partial y} \\ \frac{\partial L}{\partial t} \\ -1 \end{bmatrix}_{\bar{t}_k} + \begin{bmatrix} -\dot{G}_1 \\ -\dot{G}_2 \\ -\dot{G}_3 \\ -\dot{G}_4 \\ -\dot{G}_5 \\ -\dot{G}_6 \end{bmatrix}_{\bar{t}_k} (t_k - \bar{t}_k) \quad (3-75)$$

为了工程实现,希望式(3-74)积分括号内状态变量的系数是确知的时间变数,为此将参变量 t_k 相对 $\bar{t}_k$ 作线性展开,对式(3-71)积分,可将式(3-75)进一步写成

$$\left. \begin{aligned} G_1(t) &= G_1(t_k) - G_3(t - \bar{t}_k) + G_3(t_k - \bar{t}_k) \\ G_2(t) &= G_2(t_k) - G_4(t - \bar{t}_k) + G_4(t_k - \bar{t}_k) \\ G_3(t) &= G_3(t_k) \\ G_4(t) &= G_4(t_k) \\ G_5(t) &= G_5(t_k) \\ G_6(t) &= G_6(t_k) \end{aligned} \right\} \quad (3-76)$$

将式(3-69)、(3-76)代入式(3-74),有

$$\begin{aligned} \Delta L &= \int_0^{t_k} \{ [G_1 \cos \varphi + G_2 \sin \varphi + G_6(1 + K_1)] \delta \dot{W}_{x1} + [-G_1 \sin \varphi + G_2 \cos \varphi + G_6 K_2] \delta \dot{W}_{y1} + \\ &\quad [G_1(-\dot{W}_{x1} \sin \varphi - \dot{W}_{y1} \cos \varphi) + G_2(\dot{W}_{x1} \cos \varphi - \dot{W}_{y1} \sin \varphi) + G_6 K_3] \delta \varphi \} dt + K_0(t) \\ K_0(t) &= G_1(0) \delta V_x(0) + \int_0^{t_k} G_5 dt + (t_k - \bar{t}_k) \int_0^{t_k} [(G_3 \cos \varphi + G_4 \sin \varphi) \delta \dot{W}_{x1} + \\ &\quad \int_0^{t_k} (-G_3 \sin \varphi + G_4 \cos \varphi) \delta \dot{W}_{y1}] dt + \dots \end{aligned} \quad (3-77)$$

$K_0(t_k)$ 的积分量是按实际关机时间求得,但与标准关机时间的积分量相差不大,可按 $K_0(\bar{t}_k)$ 在标准关机特征量 $\bar{J}$ 中扣除。那么,根据式(3-77)知,使 $\Delta L = 0$ 的条件是量测量 $\delta \dot{W}_{x1}, \delta \dot{W}_{y1}, \delta \varphi$ 的系数即方括号中的量等于零,于是

$$\left. \begin{aligned} G_1 \cos \varphi + G_2 \sin \varphi + G_6(1 + K_1) &= 0 \\ -G_1 \sin \varphi + G_2 \cos \varphi + G_6 K_2 &= 0 \\ -G_1(\dot{W}_{x1} \sin \varphi + \dot{W}_{y1} \cos \varphi) + G_2(\dot{W}_{x1} \cos \varphi - \dot{W}_{y1} \sin \varphi) + G_6 K_3 &= 0 \end{aligned} \right\} \quad (3-78)$$

由上式可分别求得补偿制导误差的变系数

$$\left. \begin{aligned} K_1 &= -\frac{1}{G_6} (G_1 \cos \varphi + G_2 \sin \varphi) - 1 \\ K_2 &= \frac{1}{G_6} (G_1 \sin \varphi - G_2 \cos \varphi) \\ K_3 &= \frac{1}{G_6} [G_1(\dot{W}_{x1} \sin \varphi + \dot{W}_{y1} \cos \varphi) + G_2(\dot{W}_{x1} \cos \varphi - \dot{W}_{y1} \sin \varphi)] \end{aligned} \right\} \quad (3-79)$$

式(3-79)中的 $G_1(\bar{t}_k), G_2(\bar{t}_k), G_6(\bar{t}_k), \dot{W}_{x1}, \dot{W}_{y1}, \varphi$ 均取标准弹道的参数,因而 $K_1(t), K_2(t), K_3(t)$ 是已知的时变系数。

从以上公式推导出关机特征量

$$J(t_k) = W_{x1} + \int_0^{t_k} K_1(t) \dot{W}_{x1} dt + \int_0^{t_k} K_2 \dot{W}_{y1} dt + \int_0^{t_k} K_3 \Delta \varphi dt \quad (3-80)$$

捷联补偿制导系统框图示于图 3-17。

(2) 横、法向导引

为了减小射程控制的关机点非线性误差和消除横向偏差,也需要采用法向导引和横向导引。导引形式可按式(3-59)及(3-63)导引方程来实现。

也可以采用外干扰补偿的方法推导出导引方程。下面简要介绍导引方程的建立。

a. 横向导引

横向运动方程组

$$\left. \begin{aligned} \dot{V}_z &\approx -W_{x1} \cdot \phi + W_{y1} \cdot \gamma + W_{z1} + g_z \\ \dot{z} &= V_z \\ \dot{t} &= 1 \end{aligned} \right\} \quad (3-81a)$$

初始条件 $V_z(0) = V_{z0}$

伴随方程

终端条件 $t = t_k$

$$\left. \begin{aligned} \dot{N}_1(t, t_k) &= -\dot{N}_z \\ \dot{N}_2(t, t_k) &= -N_1 \frac{\partial g_z}{\partial z} \\ \dot{N}_3(t, t_k) &= 0 \end{aligned} \right\} \begin{bmatrix} \frac{\partial H}{\partial V_z} \\ \frac{\partial H}{\partial z} \\ \frac{\partial H}{\partial t} \end{bmatrix} \quad (3-81b)$$

类似式(3-74), (3-76)的推导射程偏差 ΔL 的方法,得出实际横向位移

$$H \approx \int_0^{t_k} N_1(t, t_k) (-W_{x1} \phi + W_{y1} \gamma + W_{z1}) dt + \int_0^{t_k} N_3(t, t_k) dt$$

对于中程以下导弹,在纵向干扰不大的情况下,采取横向引导规律

$$U_\phi = \int_0^t (-\phi \dot{W}_{x1} + \dot{W}_{z1}) d\tau \quad (3-81c)$$

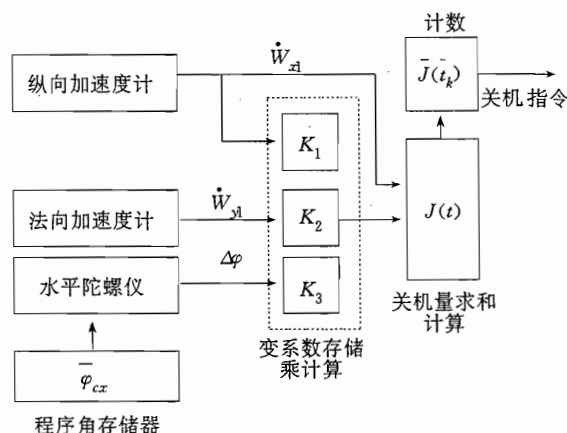


图3-17 捷联补偿制导系统结构框图

满足要求。

b. 法向导引

采取类似横向导引的方法,建立法向导引规律

$$U_{\varphi} = \int_0^t (-\dot{\varphi}_x \delta W_{x1} + \dot{W}_{y1} + W_{x1} \Delta \varphi) dt \quad (3-82)$$

3.3.3 显式制导

利用显函数表达式实时计算飞行器运动显式状态参量和控制函数,采用调节飞行器运动来达到任务终端条件,将这种制导方式称做显式制导。通常按闭路制导规律,采取改变推力向和大小,对质心运动和绕质心运动进行合理的导引和控制,准确实现飞行任务。

采用显式制导,对制导律提出一定的性能指标要求、初值和终端约束,如飞行器推进剂最用、航路飞行时间最短,保证需要速度等。显式制导方案优于摄动制导方案,它不仅适应性制导精度高,而且使用性能优良。

(1) 导航算法

闭路制导的原理是根据飞行器飞行中的位置 r 、飞行时间 t 和给定的速度倾角 θ_R 求出命中所需的需要速度 V_R 。为此,必须实时地算出飞行器的真速度、真位置。计算制导需要的状态参量一般有两种算法:全量计算,即实时计算速度、位置的全量;根据运动参数的采样值计算速度位置增量,并递推叠加得出全量。下面一组公式是用数值积分方法求其递推解,得出速度、位置的全量方程。

根据飞行器运动方程,在计算周期 $T_0 = t_n - t_{n-1}$ 内,可得

$$\left. \begin{aligned} \dot{V}_x &= \dot{W}_x + g_x \\ \int_{t_{n-1}}^{t_n} \dot{V}_x dt &= \int_{t_{n-1}}^{t_n} \dot{W}_x dt + \int_{t_{n-1}}^{t_n} g_x dt \\ V_{x,n} - V_{x,n-1} &\approx \Delta W_x + \frac{g_{x,n-1} + g_{x,n}}{2} T_0 \\ V_{x,n} &= V_{x,n-1} + \Delta W_x + \frac{T_0}{2} (g_{x,n-1} + g_{x,n}) \end{aligned} \right\} \quad (3-83)$$

由 $\dot{x} = V_x$ 可得在 T_0 间隔内的位置量

$$\int_{t_{n-1}}^{t_n} \dot{x} dt = \int_{t_{n-1}}^{t_n} V_x dt \quad (3-84)$$

取近似值

$$\begin{aligned} x_n - x_{n-1} &\approx T_0 (V_{x,n-1} + \frac{1}{2} \Delta V_{x,n}) \\ \Delta V_{x,n} &\approx \Delta W_{x,n} + g_{x,n-1} T_0 \end{aligned}$$

上式展开后,有

$$\begin{aligned}x_n - x_{n-1} &= V_{x,n-1}T_0 + \frac{1}{2}T_0(\Delta W_{x,n} + g_{x,n-1}T_0) \\&= (V_{x,n-1} + \frac{1}{2}\Delta W_{x,n} + \frac{T_0}{2}g_{x,n-1})T_0 \\x_n &= x_{n-1} + (V_{x,n-1} + \frac{1}{2}\Delta W_{x,n} + \frac{T_0}{2}g_{x,n-1})T_0\end{aligned}$$

同理可得 y_n, z_n 。

上列式中 $\Delta W_{x,n} = W_{x,n} - W_{x,n-1}$ 是视速度增量。

将式(3-83)、(3-84)整理得到计算飞行器在 t 时刻的速度、位置的递推公式是

$$\left. \begin{aligned}V_{x,n} &= V_{x,n-1} + \Delta W_{x,n} + \frac{T_0}{2}(g_{x,n-1} + g_{x,n}) \\V_{y,n} &= V_{y,n-1} + \Delta W_{y,n} + \frac{T_0}{2}(g_{y,n-1} + g_{y,n}) \\V_{z,n} &= V_{z,n-1} + \Delta W_{z,n} + \frac{T_0}{2}(g_{z,n-1} + g_{z,n}) \\x_n &= x_{n-1} + (V_{x,n-1} + \frac{1}{2}\Delta W_{x,n} + \frac{T_0}{2}g_{x,n-1})T_0 \\y_n &= y_{n-1} + (V_{y,n-1} + \frac{1}{2}\Delta W_{y,n} + \frac{T_0}{2}g_{y,n-1})T_0 \\z_n &= z_{n-1} + (V_{z,n-1} + \frac{1}{2}\Delta W_{z,n} + \frac{T_0}{2}g_{z,n-1})T_0\end{aligned} \right\} \quad (3-85)$$

采取适当计算周期 T_0 , 式(3-85)的计算结果与采用其他方法求解质点运动微分方程组的计算结果有同等精度, 能够满足制导的要求。

(2) 耗尽关机制导方法

不论是摄动制导还是显式(状态量)制导, 通常采用的方法是: 当弹(箭)满足关机条件时, 则发出关闭发动机指令或使弹头(有效载荷)分离, 以保证弹头命中目标或有效载荷进入空间预定轨道。这种关机条件是针对液体火箭发动机或固体火箭发动机能够采用推力终止的情况下实现的。如果是液体火箭发动机, 关机是容易实现的。对于固体火箭发动机, 要实现推力终止即在不耗尽推进剂情况下关机则需要在导弹各级设置推力终止装置。这样, 不但结构复杂, 而且要损失射程或有效载荷。所以, 一般不采取这种方式, 而是采用固体推进剂耗尽的关机方式, 并通过闭路制导进行弹道能量管理来实现制导任务目标要求。

a. 需要速度

显式制导通常以“需要速度”作为控制函数(制导律)。

闭路制导按照命中给定目标的需要速度和待增速度进行导引和姿态控制。如果导弹关机

点 K (图 3-18) 的实际速度等于需要速度, 导弹能够经过被动段飞行命中目标。

由第 2 章式(2-126)的第二式, 有

$$\cos \beta_c = \sin B_d \sin B_k + \cos B_k \cos B_d \cos(\lambda_d - \lambda_k + \omega_e t_n) \quad (3-86)$$

式中 B_d, λ_d ——目标点地理纬度和经度;

B_k, λ_k ——导弹主动段关机点的地理纬度和经度;

t_n ——被动段飞行时间;

ω_e ——地球自转角速度。

由于导弹被动段计算复杂, 无法根据实际目标求解需要速度, 因而采用间接方法求得。由第 2 章的式(2-90b)、(2-92), 可得需要速度和速度倾角

$$V_R = \sqrt{GM} \sqrt{\frac{2}{r} - \frac{1}{a}}, \quad \theta_R = \theta_k \quad (3-87)$$

式中半长轴 a 的表示式见式(2-92)第一式,

r, θ_R 含义见图 3-18。

将半长轴 a 写成射程角的函数式

$$a = \frac{r}{2} \left[1 + \frac{r_T(1 - \cos \beta_c)}{2[r \cos^2 \theta_k - r_T \cos^2(\theta_k + \frac{\beta_c}{2})]} \right] \quad (3-88)$$

求取需要速度 V_R , 应在弹道某一点(如图 3-18 的 A 点)迭代求 a , 首先选择一适当的被动段飞行时间 t_{mi} 代入式(3-86)求出 β_c , 然后代入式(3-87), 得到 V_{Ri} , 同时迭代求 t_n 的实际值。可取下述方法迭代计算。

对式(3-86)微分得

$$\sin \beta_c \Delta \beta_c = \omega_e \Delta t_n \cos B_k \cos B_d \sin(\lambda_d - \lambda_k + \omega_e t_n) \quad (3-89)$$

将第 2 章式(2-126)第三式

$$\sin(\lambda_d - \lambda_k + \omega_e t_n) \cos B_d = \sin \beta_c \sin \phi_{\beta c}$$

代入式(3-89), 有

$$\Delta \beta_c = \omega_e \Delta t_n \cos B_k \sin \phi_{\beta c} \quad (3-90)$$

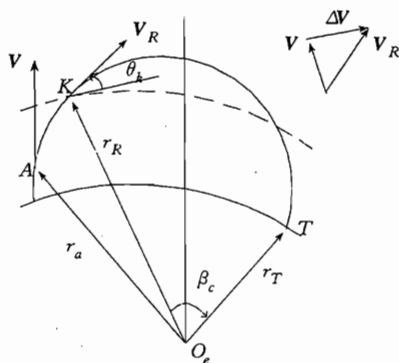


图3-18 需要速度示意图

式中 $\psi_{\beta c}$ 是被动段弹道初始方向角, 可以根据主动段参数计算(参看 2.4.1 节)。

将被动段飞行时间取一阶微分, 得

$$\Delta t_n = \Delta \beta_c \frac{dt_n}{d\beta_c} \quad (3-91)$$

迭代计算过程中, 第 j 步的时间偏差 $\Delta t_{n,j}$ 引起有关参量偏差:

$$\begin{aligned} \Delta \beta_{cj} &= \omega_e \Delta t_{n,j} \cos B_k \sin \psi_{\beta c} \\ \Delta t_{n,j+1} &= \Delta \beta_{cj} \frac{dt_n}{d\beta_c} \\ \text{故有} \quad \left[\frac{\Delta t_{n,j+1}}{\Delta t_{n,j}} \right] &\leq \omega_e \frac{dt_n}{d\beta_c} \end{aligned} \quad (3-92)$$

迭代是收敛的。

由此, 得出制导指令为

$$\mathbf{V} = \dot{\mathbf{r}}_R - \dot{\mathbf{r}} \quad (3-93)$$

式中 $\dot{\mathbf{r}}_R$ 为需要速度矢量, $\dot{\mathbf{r}}$ 为实际速度矢量。

因为在计算 $\dot{\mathbf{r}}_R$ 时, 选择 $\theta_R = \theta_k$, 因而只需使

$$\left. \begin{aligned} |\Delta \mathbf{V}| &= |\dot{\mathbf{r}}_R - \dot{\mathbf{r}}| \leq \varepsilon_r \\ \sigma_k &\rightarrow \psi_{\beta c} \end{aligned} \right\} \quad (3-94)$$

时, 即可关机。式中 σ_k 为关机点的航向角。

b. 导引和控制

制导系统的功能是在固体发动机工作期间向姿态控制系统提供导引指令, 把导弹姿态控制到待增速度 $\Delta \mathbf{V}$ 方向, 并预估出命中目标所需要的待增速度, 由此确定发动机的多余能量, 从而利用改变导弹姿态消耗能量。

任意时刻对应的待增速度为

$$\Delta \mathbf{V} = \mathbf{V}_{R \cdot k} - \mathbf{V} \quad (3-95)$$

待增视速度

$$\Delta \mathbf{W}_D = \mathbf{V}_{R \cdot k} - \mathbf{V} - g \mathbf{T}_c \quad (3-96)$$

式中 T_c —— 从预估速度开始到关机的发动机工作时间;

$V_{R,k}$ —关机点处的需要速度矢量;

V ——实际速度矢量;

g ——引力加速度矢量。

对于待增速度时间内的发动机多余能量则要消耗掉,达到耗尽关机。所以,耗尽关机导引和控制的基本原则是合理地管理导弹能量。对于非最大射程弹道,则按照一条特定的弹道飞行,准确地消耗掉导弹能量,同时通过导引和姿态控制来保证需要速度(关机点需要速度倾角可预先优选确定),使落点偏差的制导方法误差最小。进行这样的非最佳弹道飞行,可以避免采取高弹道消耗弹道能量所带来的工具误差大的后果。若不采取高弹道飞行来打小射程目标,则需要按照闭路导引律进行姿态机动,交变控制导弹姿态,以推力的正方向和负方向按时间前后交替消耗多余能量。

导弹飞行能量管理一般采取两个段落进行:先在闭路导引段按导引指令将弹体姿态控制到预定交变调制中心附近,考虑姿态调整过渡时间后,认为闭路导引结束时弹体纵轴已与待增视速度矢量 W_D 方向一致;接着在交变姿态导引段,交变地控制姿态把多余的能量消耗掉。

交变姿态控制开始时弹体纵轴已与 W_D 方向一致(此时弹的姿态角记为 $\varphi = \varphi_1, \psi = \psi_1, \gamma = 0$),再通过姿态的交替变化消耗掉多余的能量。图 3-19 是实现能量管理的俯仰姿态交变调制曲线。

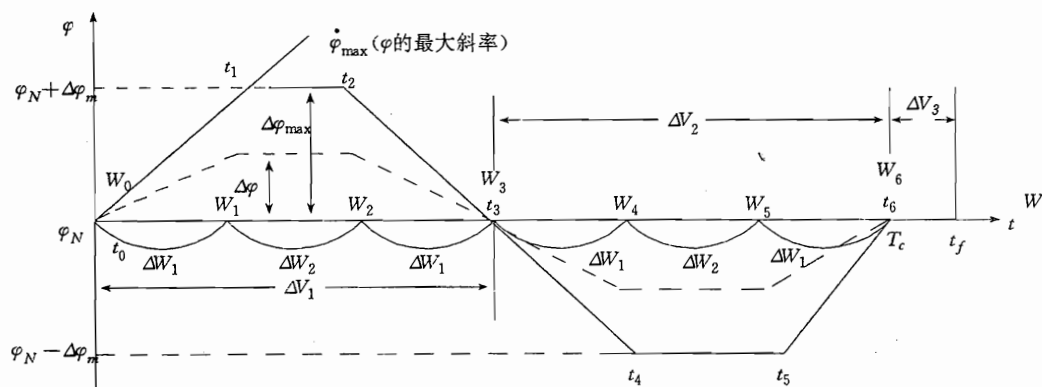


图 3-19 固体发动机能量管理的俯仰姿态交变调制曲线

在上图的第一个正斜坡段的机动调姿期间,消耗掉的视速度为

$$\Delta W_{N1} = \int_{t_0}^{t_1} W_{x1} (1 - \cos \varphi) dt \quad (3-97)$$

需要视速度增量

$$\Delta W_1 = \int_{t_0}^{t_1} W_{x1} \cos \varphi dt \quad (3-98)$$

在 φ 为常值的时间周期内,消耗掉的视速度是

$$\Delta W_{N2} = (1 - \cos\varphi) \int_{t_1}^{t_2} \dot{W}_{x1} dt \quad (3-99)$$

需要视速度增量

$$\Delta W_2 = \cos\Delta\varphi_m \int_{t_1}^{t_2} \dot{W}_{x1} dt \quad (3-100)$$

将姿态角变化率用视速度增量表示,则姿态角表示成

$$\varphi = \begin{cases} \varphi_N + \frac{\Delta\varphi_m}{\Delta W_1} (W - W_0) & W_0 \leq W < W_1 \\ \varphi_N + \Delta\varphi_m & W_1 \leq W < W_2 \\ \varphi_N + \Delta\varphi_m - \frac{\Delta\varphi_m}{\Delta W_1} (W - W_2) & W_2 \leq W < W_4 \\ \varphi_N - \Delta\varphi_m & W_4 \leq W < W_5 \\ \varphi_N - \Delta\varphi_m + \frac{\Delta\varphi_m}{\Delta W_1} (W - W_5) & W_5 \leq W < W_6 \end{cases} \quad (3-101)$$

根据 $\Delta W_1/\Delta W$, ($\Delta W = 4\Delta W_1 + 2\Delta W_2$) 来选取导弹交变姿态最大角速度。从姿态控制角度希望 $\Delta W_1/\Delta W$ 尽可能小,以尽量减小 $\Delta\varphi_m$,而 $\Delta\varphi_m$ 又不能太小,太小则增长飞行时间,所以 $\Delta W_1/\Delta W$ 不能太小,可取导弹最大角速度小于最小要求值 $\Delta W_1/\Delta W$ 。

消耗掉的总(过剩)速度按下述方法计算。按照图 3-19 曲线可有如下关系式

$$\dot{\varphi} = \dot{\varphi}_{\max} \frac{\dot{W}_{x1}}{\bar{W}_{x1}} \quad (3-102)$$

式中 $\dot{\varphi}_{\max} = \frac{\Delta\varphi_m}{\Delta t}$, $\Delta t = t_1 - t_0$;

$\dot{\varphi}_{\max}, \bar{W}_{x1}$ ——标准弹道下最大姿态角速度及标准视加速度;

$\dot{\varphi}, W_{x1}$ ——实际姿态角速度、视加速度;

$\Delta\varphi_m$ ——姿态角最大增量。

于是式(3-97)便有

$$\Delta W_{N1} = \frac{\bar{W}_{x1}}{\dot{\varphi}_{\max}} (\varphi - \sin\varphi) \varphi_0 = \frac{\bar{W}_{x1}}{\dot{\varphi}_{\max}} (\Delta\varphi - \sin\Delta\varphi) \quad (3-103)$$

同样方法代换式(3-99),因 $t_1 \sim t_2$ 周期内 $\Delta\varphi_m$ 为常值,即

$$\Delta W_{N_2} = (1 - \cos \Delta \varphi_m) \int_{t_1}^{t_2} \dot{W}_{x1} dt = C_1 \quad (3-104)$$

t_2 由制导导航计算机积分确定, 由此

$$\int_{t_1}^{t_2} \dot{W}_{x1} dt = \frac{C_1}{(1 - \cos \Delta \varphi_m)} = C_2 \quad (3-105)$$

C_1 和 C_2 是预先确定的常数。

通常采取姿态交变之后保持一段“常姿态”控制, 最后消耗掉剩余能量, 所以从 t_0 到 t_f 期间消耗掉的总视速度

$$\Delta W = \frac{4}{\varphi_{\max}} \bar{W} (\Delta \varphi - \sin \Delta \varphi) + 2(1 - \cos \Delta \varphi) C_2 + C_3 \quad (3-106)$$

式中 C_3 ——对应常姿态角 φ_N 飞行消耗的能量。

ΔW 对应的待减速度矢量是: $\Delta V = \Delta V_1 + \Delta V_2 + \Delta V_3$ 。

根据不同射程下进行姿态机动的能量管理, 可以采取混合制导模型。图 3-20 是将弹道程序(角)导引、闭路导引与姿态调制等结合起来在飞行中分段实施。

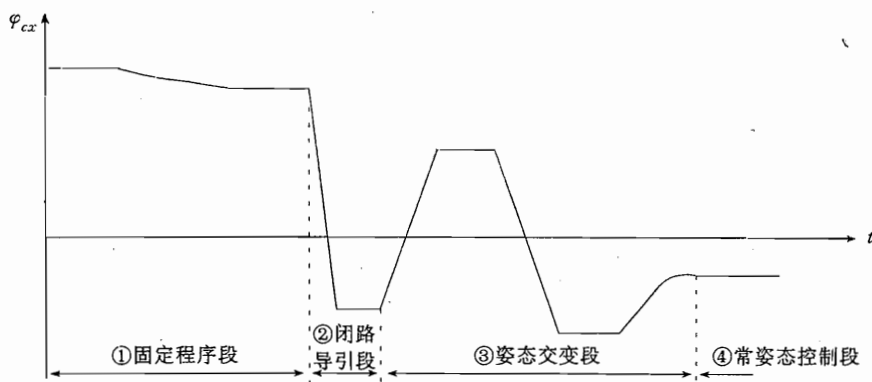


图 3-20 混合型的发动机能量管理方式

在耗尽关机下对横向落点偏差的控制一般选择合适的横向导引方法, 以保证外干扰作用下的横向偏差最小。

显式制导有较大的灵活性, 容许实际飞行轨道对预计轨道有较大的偏离, 在大干扰下有较高的制导精度。但是, 飞行中实时计算量大, 除实时计算导航显式状态量外, 还需计算制导律即目标控制函数, 因此必须有较好性能的弹(箭)载计算机才能实现显式制导。

3.3.4 复合制导

惯性制导精度的提高主要受惯性器件在设计和加工方面存在困难的限制, 另外, 主动段制导对于保证更高的命中精度也有限度, 制导精度的极限值是非制导误差。非制导误差因素有:

主动段发动机关机推力后效偏差、再入段大气扰动下弹头动力学特性变化,目标定位不准、机动发射导弹的发射点位置及射向测量不准确、重力异常,等等。这些因素对于主动段惯性制导是非可控的。所以,落点失准是制导误差和非制导误差造成的,而非制导误差占有相当比例。因此,若进一步提高导弹命中精度,复合制导是一条有效途径。

复合制导有多种形式。它是几种制导方式的组合,主要有惯性制导与无线电制导组合、惯性制导与星光制导组合,或与图像(地形)匹配制导组合等,但是各种制导形式的组合均以惯性制导为基础。组合制导可用于主动段,也可以用于全程制导——主动段、中段和再入段相结合的制导。全程制导如以惯性制导为基础,在主动段(或中段)辅以星光跟踪定位,在中段辅以雷达测速定位,在再入段辅以图像(地形)匹配等,则能提高导弹落点精度,并且对消除或减小非制导误差有显著作用。

不同的复合制导形式,其组成和原理则不同。以下仅简要介绍图像(地形)匹配与惯性制导组合的复合制导系统。惯性图像匹配复合制导系统是在导弹飞行中利用某种遥感手段将目标区或轨道下方的某些地区的图形摄取下来,并转换成制导信息,用以对惯性制导系统误差进行修正,从而提高总制导精度。地图匹配系统主要含图像(地形)遥感装置,数字原图、相关计算机和姿态控制系统等。图 3-21 是这种复合制导系统原理框图。

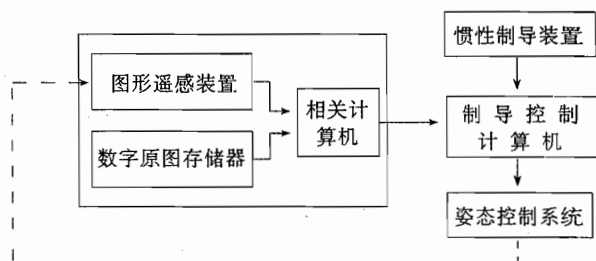


图3-21 惯性图像匹配复合制导系统框图

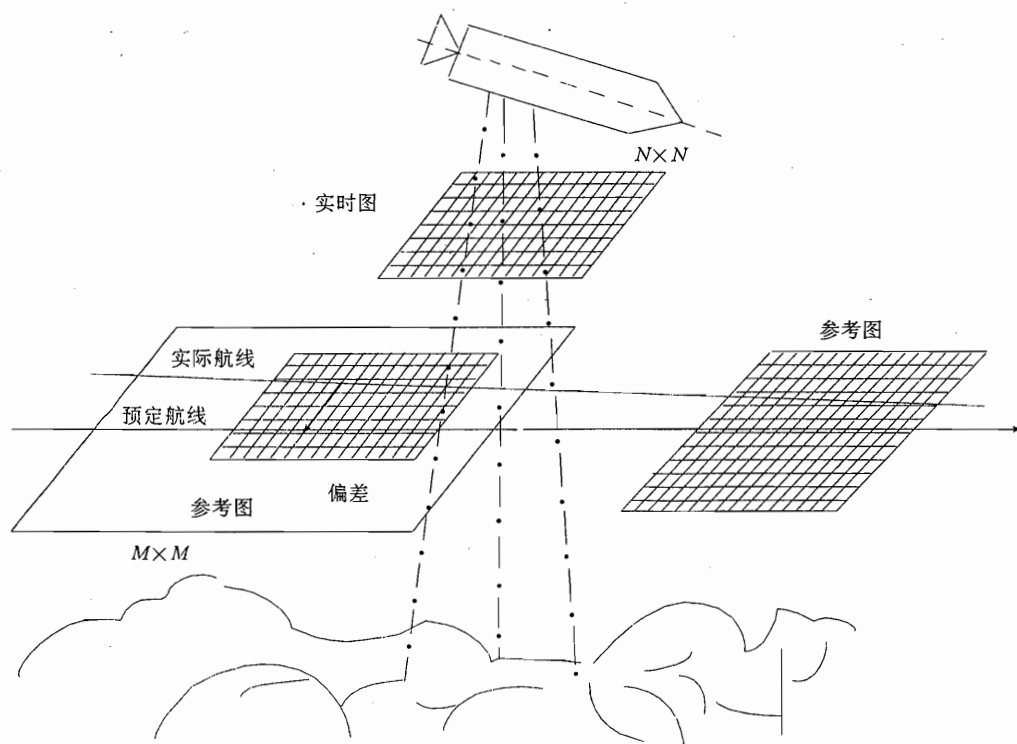


图 3-22 图像匹配飞行示意图

遥感器具有:雷达高度表、合成孔径雷达、微波辐射计、红外敏感器等。利用遥感装置实时地测得航路下的地形或图像,并将摄取的遥感信息转换成数字量,再利用配准技术在相关计算机中将实时图和参考图(原图)进行匹配,找到实时图在数字存储原图中的对应位置,从而确定出导弹此时所在的位置坐标,再与预计航线相比较得出坐标偏差值。将这个偏差作为误差信号在控制系统中形成制导指令,用以修正惯性制导系统误差并控制导弹实行轨道机动。图 3-22 是图像匹配飞行示意图。

地形匹配是匹配制导技术的一种实现形式。它利用雷达高度表,实时测量地面的高程起伏,构成高程实时图,并在相关计算机中进行比较判别,计算出导弹的实时位置。若实时位置坐标偏离预定(原图)值时,则将偏差值作为制导指令,控制导弹飞回预定航路。地形匹配常常是采集一维实时地图来获得二维定位。雷达高度表在导弹飞行中沿垂直航路方向左右扫描测高,形成横向测高线,当沿着航路连续测量则形成高程图形网格。将图形网格离散化并处理形成数字量,再与存储于计算机的原图相对比,则可以度量两个图的相似程度。网格不能划分太粗,应以能分辨出要求的地貌特征为准。一般要分辨出公路,网格宜取 $25\text{m} \times 25\text{m}$ 。但网格不能取得太细,太细则增加相关计算机的存储容量和计算速度。因为实际上要存储多幅沿航路的原图,为降低对计算机的要求,通常取网格为 $50\text{m} \times 50\text{m}$, $100\text{m} \times 100\text{m}$,而一幅原图的图幅区域远大于网格值,如 $5\text{km} \times 20\text{km}$, $10\text{km} \times 36\text{km}$ ……。

实时图与参考图(原图)进行匹配是不断配准的过程。配准是用一种测度来衡量两图的相似程度。配准技术要解决的问题是如何快而准确地找到实时图在原图中的相对位置。

配准过程是使实时图对原图的拟合计算。

将原图和实时图的像素灰度分成等级(像素灰度指像素黑白程度),图形网格离散化数组与图像像素对应。图像灰度等级不能分得太多,这样可以减少相关计算机的运算量,减轻遥感、器具和计算机的复杂性。实际应用中,可设置灰度门限,将灰度分成两个等级并表示为 1 和 0,对应的雷达测量值也设置门限,高于门限值为 1,低于门限值为 0。

匹配的拟合算法有多种,其中相关法是常用的。

设存储的原图矩阵 X 有 $m \times m$ 个像素,其第 l 行、 m 列的那个像素的灰度值为 $x(l, m)$,实时图矩阵 Y 有 $n \times n$ 个像素,其第 l 行第 m 列的那个像素的灰度值为 $y(l, m)$,当灰度 x 与 y 相同,则这两个像素正好对上。若原图中的任意两上不同窗口的像素灰度与实时图的两个窗口像素灰度相同,假定 $m > n$, X 和 Y 之间无比例、旋转、同步等等相对几何失真,则实时图与原图的每个像素正好可以对上。如 X 中的任一 $n \times n$ 个像素的子图像为 X_N^{ij} ,其对应的像素灰度值与整个原图像素灰度值之间的关系是

$$X_N^{ij}(l, m) = X(i + l - 1, j + m - 1) \quad (1 \leq l, m \leq n, 1 \leq i, j \leq m - n + 1)$$

其中角标 i, j 是表示子图像 X_N^{ij} 的左上角第一元素在原图 X 中的位置(图 3-23)。

两个图相似程度的相关数(拟合度)表示式是

$$R(i, j) = \frac{\sum_{l=1}^N \sum_{m=1}^N X(i + l - 1, j + m - 1) Y(l, m)}{\left[\sum_{l=1}^N \sum_{m=1}^N Y^2(l, m) \right]^{\frac{1}{2}} \left[\sum_{l=1}^N \sum_{m=1}^N X^2(i + l - 1, j + m - 1) \right]^{\frac{1}{2}}} \quad (3-107)$$

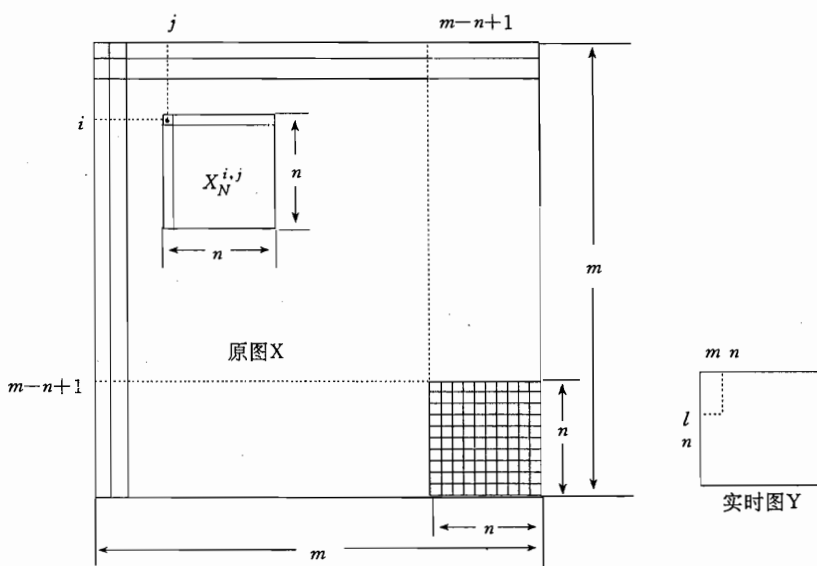


图 3-23 原图、子图、实时图的相互关系

式(3-107)的分子是两个随机矢量的统计相关矩,而分母则是它们各自的统计标准偏差, $R(i, j)$ 的大小反映这两个图的相关程度, R 越大则两个图越相似。

匹配制导的精度涉及多种因素,如原图的获取特性真实度、地形图的数字模型及数字化预处理精度、相关算法的误差,飞行中飞行状态及各种误差源对测高参数的影响,网格尺寸要求等。虽然存在导弹发射前进行原图制作、向弹载计算机装定等的使用复杂性,但它对于精度提高的作用却很明显。从图 3-21 可以看出,控制信号的主要来源是图像系统(地形探测成像和匹配),因而制导误差与射程无关,导弹落点精度主要取决于图像遥感测量精度和匹配精度。所以匹配制导允许放宽对惯性器件的精度要求。由于地表高程起伏不随时间变化,人为的地貌变化相对来讲也是极微的。因此图像(地形)匹配不仅是全天候,而且是全季候,其地形原图具有持久使用性。

3.4 姿态控制系统

3.4.1 姿态控制系统的作用

弹(箭)姿态控制系统的作用是控制姿态、保证飞行稳定性。姿态控制系统接受两个方面的控制信息,一是来自姿态敏感器的信息,这个信息是由于弹(箭)受干扰作用使姿态偏离原来状态而产生的。姿态敏感器信息经过自动稳定装置(控制器)生成控制信号,再通过伺服机构产生控制力,控制力作用于弹(箭)体,使弹体回到原来姿态位置,这样形成一个负反馈的自动稳定闭环控制,保证弹(箭)姿态稳定。另一控制信息来自制导系统,它们是弹道程序转弯的程序角指令和导引指令,这些指令要求姿态保持,使之通过姿态控制达到调整质心运动轨迹的作用。

典型的弹(箭)姿态控制系统作用图示于图 3-24。这是以弹(箭)载计算机为基础建立的控制回路图。图中的姿态敏感器测量姿态状态,测量的信息经变换或直接输入弹(箭)载计算

机。在计算机里根据姿态控制律,将信息计算加工生成控制信号,信号经数 / 模变换或直接送往伺服机构,伺服机构驱动力作动器以产生控制力,从而使弹(箭)作姿态运动。所以,姿态控制系统是一个“导弹(运载火箭)加自动稳定装置”的闭环控制系统,在系统中弹(箭)是被控制对象,自动稳定装置是控制器。

姿态控制系统应保证弹(箭)运动的稳定性,确保姿态角偏差和质心坐标偏离给定值的控制精度。

弹(箭)绕质心运动可以分解为绕三个惯性主轴的角运动。在角运动范围较小的条件下,按照线性化方法认为三个轴的角运动是相互独立的,这样的姿态控制是三维控制系统,与之对应的是三个独立的控制通道,分别对应俯仰轴、偏航轴、滚动轴进行姿态控制和稳定。

各控制通道的组成基本相同,每个通道有敏感姿态运动的姿态敏感器、形成控制信号的中间装置和产生操纵动作的执行机构。

从控制回路的组成及实现原理来划分,有连续式控制和数字式控制两种基本方式。前者的特点是控制信号的拾取、变换、综合和传输、操纵完全是模拟量,后者主要是采样脉冲或数字量。

弹(箭)是被控制对象,它的结构、布局、力作动器(控制机构)的形式决定了动力学特点,当然也就决定了自动稳定装置的基本要求和控制回路特性。

(1) 姿态敏感器

角度敏感器和角速度敏感器可作为姿态控制的敏感器件,在大型运载火箭需要进行载荷控制的情况下,加速度计也是一种敏感器件。角度敏感器一般有二自由度陀螺仪,采用水平陀螺仪和垂直陀螺仪可以共同提供俯仰、偏航和滚动角信息;三轴陀螺稳定平台同样能测量弹(箭)运动的姿态角。角速度敏感器一般采用速率陀螺仪,通常捷联安装在弹(箭)上,测量信息是飞行器坐标系的参照量。加速度计也是一种姿态敏感器件。

(2) 自动稳定装置

根据连续式控制和数字式控制方式的不同,采用变换放大器或数字计算机作为自动稳定中间装置(控制装置)。变换放大器的功能是对输入信号进行检波、综合,经过校正网络产生符合控制律的信号,再将控制信号功率放大、分配形成对应伺服机构的控制指令,其特点是这些信号和指令均为模拟量。作为姿态控制中间装置的弹(箭)计算机,其作用与变换放大器相似,主要完成输入、输出信息变换、校正算法计算,它的输入、输出信息变换主要采用硬件接口来实现,而校正网络特性的计算则完全依靠软件程序编排来完成。

执行机构由伺服机构和力作动器构成。

(3) 伺服机构

它是接受控制指令经功率放大推动力作动器产生控制力的设备。伺服机构包括放大、反馈和能源三个主要部分。

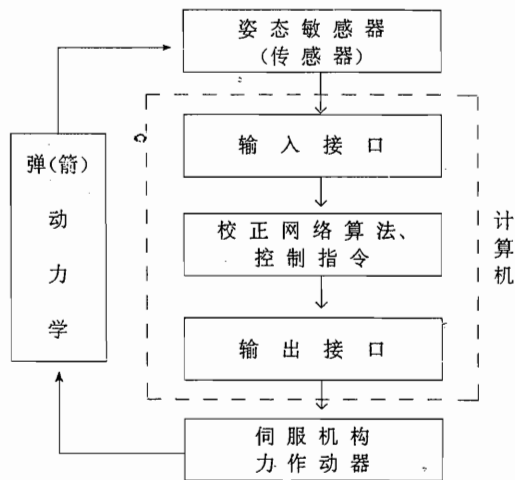


图3-24 姿态控制系统框图

按能源分类有：电动、气动、液压伺服机构。

按反馈类型可将伺服机构分为机械反馈和电气反馈两种。图 3—25 是两种反馈方式的框图。第一种情况下(图 3—25a) 反馈包含伺服机构信号输入之前的反馈信号装置，一般与自动稳定装置中的输出指令综合放大器合在一起。第二种情况下(图 3—25b) 由伺服机构自身构成反馈回路使作动臂输出为位移或角度量。

根据控制类型，伺服机构可分为模拟式、数字式、脉宽控制式。控制类型的选择决定于飞行器的类型、自动稳定装置的结构。

伺服装置放大器是控制信号的放大环节，同时又是控制信号和反馈信号的加法器。图 3—25(a) 是电反馈式伺服机构，它的放大环节是电子综合放大器和液压伺服阀构成。图 3—25(b) 是机械反馈式伺服机构，它的放大环节是伺服阀。

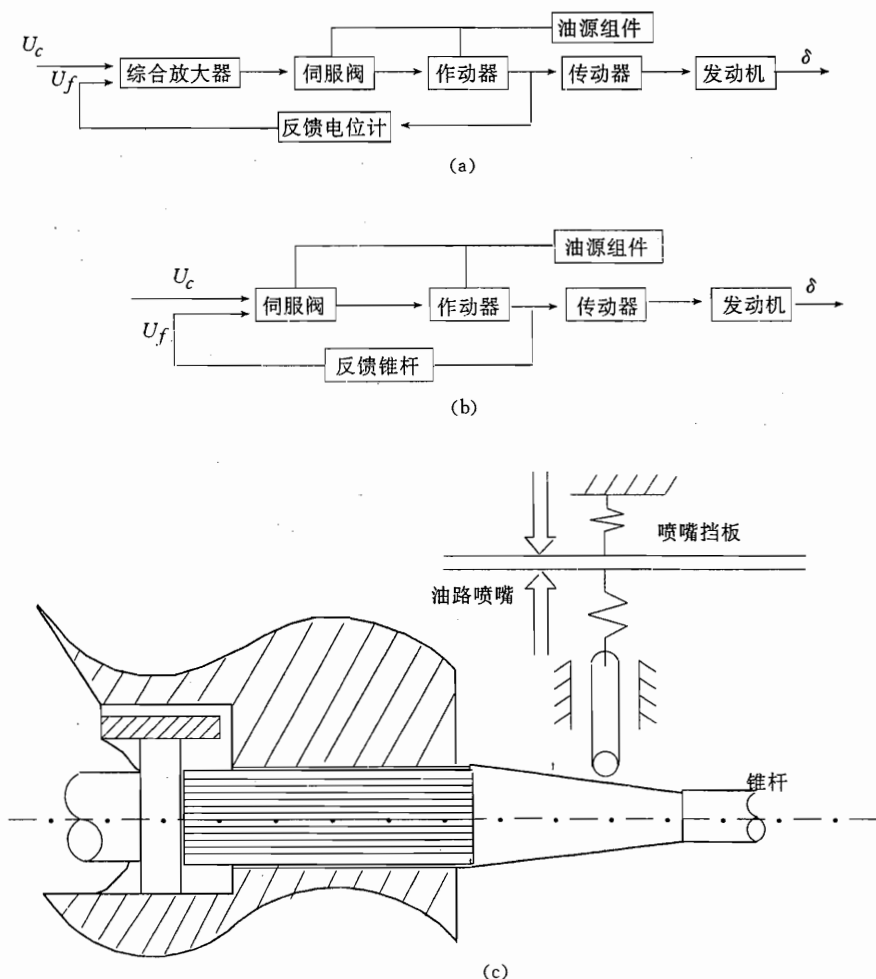


图3-25 伺服机构原理框图

(a) 电反馈式； (b) 机械反馈式； (c) 机械反馈作动锥杆

u_c ——控制信号；

u_f ——反馈信号；

δ ——发动机摆角。

(4) 力作动器

力作动器的类型由弹(箭)结构,所用能源种类和产生控制力的大小不同而有多种多样:

空气舵——它是活动的翅形翼面,利用相对气流运动产生控制力,控制能力较小,主要用于大气层内飞行段。

燃气舵——它是将舵置于发动机燃气流中,利用舵相对发动机喷管射流偏转角,改变射流反射方向产生控制力。燃气舵受发动机喷流烧蚀,在飞行中舵烧损不均匀,使控制力偏差较大。

姿控发动机——又称游动发动机,通过伺服机构摆动它而改变发动机推力方向,从而产生控制力,进行姿态控制。姿控发动机为小推力发动机(与主发动机相比而言),一般用四台游动发动机完成三个通道的姿态控制。

姿控喷管——有游动式和固定式。前者通过转动喷嘴改变射流方向从而改变控制力的方向,后者是喷嘴(管)不动,通过调节燃气流的开断时间改变冲量以产生不同大小控制力。燃气工质(工作气体)可采用专门贮备的气体或固体和液体燃料产生的气体或者由主发动机分流的燃气。

摆主发动机——又称推力矢量控制。主发动机推力矢量的改变可相对一个或二个轴利用伺服机构摆动发动机燃烧室或尾喷管(柔性喷管)来实现。推力矢量的侧向分量就是控制力,一般需要大控制力的时候,多采用这种方式。

此外,还有采取二次喷射即在喷管或燃烧室中喷射某种气体和液体,使燃气流偏斜来产生控制力。在多台发动机共用情况下,改变发动机组中不同位置单台发动机的推力,也能产生控制力矩,进行姿态控制。

伺服机构的油源组件(图 3-25)为伺服机构提供动力,油源组件提供的液压力转化为推动力作动器的机械力。使油源组件液压泵旋转产生液压力的能源则是电动机或液(固)态燃气发生器的燃气,燃气推动与液压泵连轴的涡轮旋转。液压泵也可以利用弹(箭)上旋转机构直接被传动,如液压泵直接连挂于液体发动机涡轮泵轴上,涡轮泵旋转时带动液压泵高速转动,使之产生液压力提供伺服机构使用。

姿态控制系统在飞行中由于被控对象和自动稳定装置受到外部随机干扰和参数扰动作用,一般是处于干扰运动状态。干扰运动可理解为实际运动与标准运动之间存在广义坐标差别的运动。标准运动则认为飞行器壳体在运动中不变形,且每一时刻处在给定程序控制指令相应的位置。所以,分析姿态控制系统稳定性和精度时应采用干扰运动方程(第 2 章 2.2.4),式(2-69)列出了“冻结”系数的受扰运动方程。这组运动方程可以计算分析弹(箭)体弹性振动、推进剂晃动和刚体运动对自动稳定装置静、动态特性的基本要求,表示飞行器动力学的一些基本特点。

“冻结”系数的时间点可根据具有特征性的动态飞行段选取,一般可选在:

最大速度头飞行段(此段的特点是飞行器的静不稳定性最大);

弹性振动频率和刚体角运动频率最靠近的飞行段;

弹性振动和箱内推进剂晃动频率最靠近的飞行段;

还有弹(箭)发射、级间分离、主发动机或姿控发动机的状态转换(如发动机关机、或小推力)的特征时间点。

对于液体推进剂的弹(箭),作为被控对象,其动力学特性可以分成三个特征频率范围:作为刚体的运动范围;箱内推进剂晃动范围;壳体的弹性振动范围。对于固体推进剂的导弹,则不存在推进剂晃动。对于运载火箭,一般具有代表性的频率是:

质心运动 0.01~0.03Hz

推进剂晃动 0.5~1.5Hz

刚体角运动 0.1~0.3Hz

弹性振动 2~15Hz

姿态控制系统的所有参数应满足被控对象动力学特性的运动稳定要求。

3.4.2 姿态运动的状态方程和传递函数

第2章2.2节列写的姿态运动方程的系数(式(2-65))都是随时间变化的,是变系数微分方程组。对于变系数微分方程组,原则上不能应用拉普拉斯变换方法使其代数化。但是,弹(箭)绕质心运动的暂态过程比起方程组系数的变化要快得多,所以可近似认为在暂态过程中方程组系数不变。这样就可以按照“冻结”系数的方法,将方程作为常系数微分方程组来对待。

(1)刚体姿态运动的传递函数

一般认为弹(箭)是轴对称体,所以俯仰和偏航通道的受扰运动方程是一样的。根据第2章式(2-69),为分析说明问题方便,只考虑刚性弹(箭)体,列出俯仰、偏航和滚动通道的干扰运动方程为

$$\left. \begin{aligned} \Delta\ddot{\theta} &= C_1\Delta\alpha + C_2\Delta\theta + C_3\delta_\varphi + C_1'\alpha_w + \bar{F}_{yc} \\ \Delta\ddot{\varphi} + b_1\Delta\dot{\varphi} + b_2\Delta\alpha + b_3\delta_\varphi &= -b_2\alpha_w + \bar{M}_{x1} \\ \Delta\varphi &= \Delta\alpha + \Delta\theta \end{aligned} \right\} \quad (3-108)$$

$$\left. \begin{aligned} \dot{\sigma} &= C_1\beta + C_2\sigma + C_3\delta_\varphi + C_1'\beta_w + \bar{F}_{zc} \\ \ddot{\psi} + b_1\dot{\psi} + b_2\beta + b_3\delta_\varphi &= -b_2\beta_w + \bar{M}_{y1} \\ \sigma &= \psi - \beta \end{aligned} \right\} \quad (3-109)$$

$$\ddot{\gamma} + d_1\dot{\gamma} + d_3\delta_\gamma = \bar{M}_{x1} \quad (3-110)$$

对于俯仰通道,选 $\Delta\varphi, \Delta\dot{\varphi}, \Delta\theta$ 为状态变量, δ_φ 为控制变量,根据式(3-108),以矩阵形式表示的俯仰通道状态方程为

$$\dot{X}_\varphi = A(t)X_\varphi + B(t)\delta_\varphi + C(t)\alpha_w + \bar{F}_\varphi(t) \quad (3-111)$$

式中

$$\begin{aligned} X_\varphi &= \begin{bmatrix} \Delta\theta \\ \Delta\varphi \\ \Delta\dot{\varphi} \end{bmatrix} \\ A(t) &= \begin{bmatrix} C_2 - C_1 & C_1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ b_2 & -b_2 & -b_1 \end{bmatrix} \\ B(t) &= \begin{bmatrix} C_3 \\ 0 \\ -b_3 \end{bmatrix} \\ C(t) &= \begin{bmatrix} C_1' \\ 0 \\ -b_2 \end{bmatrix} \end{aligned}$$

$$\bar{F}_\varphi(t) = \begin{bmatrix} \bar{F}_{yc} \\ 0 \\ \bar{M}_{z1} \end{bmatrix}$$

类似的偏航通道状态方程为

$$\dot{X}_\psi = A(t)X_\psi + B(t)\delta_\psi + C(t)\beta_w + \bar{F}_\psi(t) \quad (3-112)$$

式中

$$X_\psi = \begin{bmatrix} \sigma \\ \psi \\ \dot{\psi} \end{bmatrix}$$

$$\bar{F}_\psi(t) = \begin{bmatrix} \bar{F}_{zc} \\ 0 \\ \bar{M}_{y1} \end{bmatrix}$$

对于滚动通道,选 γ 和 $\dot{\gamma}$ 为状态变量, δ_γ 为控制变量,根据式(3-110)得矩阵形式的状态方程为

$$\dot{X}_\gamma = A_\gamma(t)X_\gamma + B_\gamma(t)\delta_\gamma + \bar{F}_\gamma(t) \quad (3-113)$$

式中

$$X_\gamma = \begin{bmatrix} \gamma \\ \dot{\gamma} \end{bmatrix}$$

$$A_\gamma(t) = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & -d_1 \end{bmatrix}$$

$$B_\gamma(t) = \begin{bmatrix} 0 \\ -d_3 \end{bmatrix}$$

$$\bar{F}_\gamma(t) = \begin{bmatrix} 0 \\ \bar{M}_{x1} \end{bmatrix}$$

传递函数是在拉普拉斯变换基础上引入的描述线性定常系统或线性元件的输入-输出关系的函数式。它反映了线性定常系统或线性元件的内在固有特性,对于分析系统稳定性或元件特性很方便。

设式(3-108)是冻结系数后的常系数方程组,当初值为零时,其拉氏变换式是

$$\left. \begin{aligned} -C_1\Delta\varphi(S) + (S + C_1 - C_2)\Delta\theta(S) &= C_3\delta_\varphi(S) + C_1'\alpha_w(S) + \bar{F}_{yc}(S) \\ (S^2 + b_1S + b_2)\Delta\varphi(S) - b_2\Delta\theta(S) &= -b_3\delta_\varphi(S) - b_2\alpha_w(S) + \bar{M}_{z1}(S) \\ \Delta\varphi(S) - \Delta\theta(S) - \Delta\alpha(S) &= 0 \end{aligned} \right\} \quad (3-114)$$

由式(3-114)得到以发动机偏转角为输入、姿态角为输出的俯仰通道传递函数

$$W_{\delta}^{\varphi}(S) = \frac{\Delta_{\varphi}(S)}{\delta_{\varphi}(S)} = \frac{\Delta_{\varphi}}{\Delta} \quad (3-115a)$$

式(3-115a)表示输出 $\Delta_{\varphi}(S)$ 对输入 $\delta_{\varphi}(S)$ 的传递函数,其中

$$\Delta = \begin{vmatrix} -C_1 & S + C_1 - C_2 & 0 \\ S^2 + b_1S + b_2 & -b_2 & 0 \\ 1 & -1 & -1 \end{vmatrix} \quad (3-115b)$$

$$\Delta_{\varphi} = \begin{vmatrix} C_3 & S + C_1 - C_2 & 0 \\ -b_3 & -b_2 & 0 \\ 0 & -1 & -1 \end{vmatrix} \quad (3-115c)$$

于是,得到

$$W_{\delta}^{\varphi}(S) = \frac{-[b_3S + b_3(C_1 - C_2) - b_2C_3]}{S^3 + (b_1 + C_1 - C_2)S^2 + [b_2 + (C_1 - C_2)b_1]S - b_2C_2} \quad (3-115d)$$

将式(3-114)等号右边的三项分别作为输入量,等号左边 $\Delta\theta(S)$, $\Delta\varphi(S)$, $\Delta\phi(S)$ 分别为输出量,写成矩阵形式的传递函数式是

$$\begin{aligned} W_{\delta}^X(S) = \frac{X_{\varphi}(S)}{\delta_{\varphi}(S)} &= \begin{bmatrix} W_{\delta}^{\theta}(S) \\ W_{\delta}^{\varphi}(S) \\ W_{\delta}^{\phi}(S) \end{bmatrix} \\ &= \begin{bmatrix} \frac{C_3S^2 + b_1C_3S + b_2C_3 - b_3C_1}{S^3 + (b_1 + C_1 - C_2)S^2 + [b_2 + (C_1 - C_2)b_1]S - b_2C_2} \\ \frac{-[b_3S + b_3(C_1 - C_2) - b_2C_3]}{\Delta} \\ \frac{-S[b_3S + b_3(C_1 - C_2) - b_2C_3]}{\Delta} \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (3-116)$$

$$W_{a_w}^X(S) = \begin{bmatrix} W_{a_w}^{\theta}(S) \\ W_{a_w}^{\varphi}(S) \\ W_{a_w}^{\phi}(S) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{C_1'S^2 + b_1C_1'S + b_2C_1' - b_2C_1}{\Delta} \\ \frac{-[b_2S + b_2(C_1 - C_2) - b_2C_1']}{\Delta} \\ \frac{-S[b_2S + b_2(C_1 - C_2) - b_2C_1']}{\Delta} \end{bmatrix} \quad (3-117)$$

$$W_{F\varphi}^X(S) = \begin{bmatrix} W_{F\varphi}^{\theta}(S) \\ W_{F\varphi}^{\varphi}(S) \\ W_{F\varphi}^{\dot{\varphi}}(S) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{S^2 + b_1S + b_2}{\Delta} \\ \frac{b_2}{\Delta} \\ \frac{b_2S}{\Delta} \end{bmatrix} \quad (3-118)$$

$$W_{M\varphi}^X(S) = \begin{bmatrix} W_{M\varphi}^{\theta}(S) \\ W_{M\varphi}^{\varphi}(S) \\ W_{M\varphi}^{\dot{\varphi}}(S) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{C_1}{\Delta} \\ \frac{S + (C_1 - C_2)}{\Delta} \\ \frac{S^2 + (C_1 - C_2)S}{\Delta} \end{bmatrix} \quad (3-119)$$

姿态角 $\Delta\varphi(S)$ 对于干扰力、干扰力矩作输入的传递函数式

$$\Delta\varphi(S) = \frac{(S + C_1 - C_2)\bar{M}_{z1} + b_2\bar{F}_{yc}}{\Delta} \quad (3-120)$$

利用式(3-120)、(3-115d)画出的俯仰扰动运动信号传递特性的结构图如图3-26。

偏航通道的传递函数形式与俯仰通道完全相同,从略。

滚动通道的传递函数矩阵,可利用式(3-113)写成

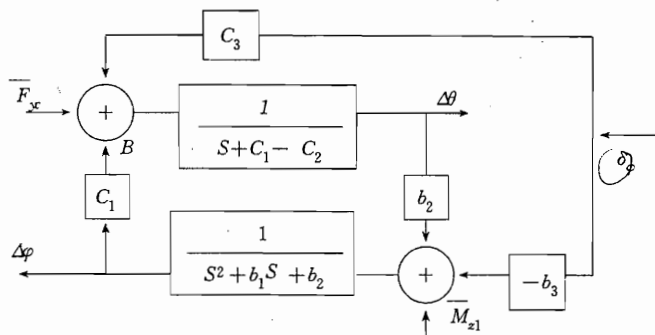


图3-26 俯仰扰动运动结构框图

$$W_{\delta\gamma}^X(S) = \begin{bmatrix} W_{\delta\gamma}^x(S) \\ W_{\delta\gamma}^y(S) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{-d_3}{S^2 + d_1S} \\ \frac{-d_3S}{S^2 + d_1S} \end{bmatrix} \quad (3-121)$$

$$W_{M_{z1}}^X(S) = \begin{bmatrix} W_{M_{z1}}^x(S) \\ W_{M_{z1}}^y(S) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{S^2 + d_1S} \\ \frac{S}{S^2 + d_1S} \end{bmatrix} \quad (3-122)$$

(2)含弹性振动的姿态运动的传递函数

仍应用第2章式(2-69),俯仰通道含弹性振动的姿态运动方程为

$$\left. \begin{aligned} \Delta\ddot{\theta} &= C_1\Delta\ddot{\varphi} - C_1\Delta\dot{\theta} + C_2\Delta\dot{\theta} + C_3\delta_{\varphi} + C_3'\delta_{\varphi} + \sum_{i=1}^n C_{1i}\dot{q}_i + \sum_{i=1}^n C_{2i}q_i \\ &\quad + C_1'\alpha_w + \bar{F}_{yc} \\ \Delta\ddot{\varphi} + b_1\Delta\dot{\varphi} + b_2\Delta\dot{\theta} + b_3\delta_{\varphi} + b_3'\delta_{\varphi} + \sum_{i=1}^n b_{1i}\dot{q}_i + \sum_{i=1}^n b_{2i}q_i + b_2\alpha_w &= \bar{M}_{z1} \\ \ddot{q}_i + 2\zeta_i\omega_i\dot{q}_i + \omega_i^2q_i &= D_{1i}\Delta\dot{\varphi} + D_{2i}\Delta\alpha + D_{3i}\delta_{\varphi} + D_{3i}'\delta_{\varphi} - Q_{iy} \end{aligned} \right\} \quad (3-123a)$$

按“冻结”系数方法将上式写成拉氏变换式

$$\left. \begin{aligned} (S + C_1 - C_2)\Delta\theta(S) - C_1\Delta\varphi(S) - \sum_{i=1}^n (C_{1i}S + C_{2i})q_i(S) \\ = (C_3'S^2 + C_3)\delta_{\varphi}(S) + C_1'\alpha_w(S) + \bar{F}_{yc}(S) \\ - b_2\Delta\theta(S) + (S^2 + b_1S + b_2)\Delta\varphi(S) + \sum_{i=1}^n (b_{1i}S + b_{2i})q_i(S) \\ = - (b_3'S^2 + b_3)\delta_{\varphi}(S) - b_2\alpha_w(S) + \bar{M}_{z1}(S) \\ D_{2i}\Delta\theta(S) - (D_{1i}S + D_{2i})\Delta\varphi(S) + (S^2 + 2\zeta_i\omega_iS + \omega_i^2)q_i(S) \\ = (D_{3i}'S^2 + D_{3i})\delta_{\varphi}(S) - Q_{iy}(S) \end{aligned} \right\} \quad (3-123b)$$

姿态运动变量与控制变量之间的传递函数式

$$W_{\theta}^{\varphi}(S) = \frac{\Delta_{\theta}(S)}{\delta_{\varphi}(S)} = \frac{\Delta_{\theta}}{\Delta} \quad (3-124)$$

$$W_{\theta}^{q_i}(S) = \frac{q_i(S)}{\delta_{\varphi}(S)} = \frac{\Delta_{q_i}}{\Delta} \quad (i = 1, 2, 3 \dots) \quad (3-125)$$

式中 $\Delta, \Delta_{\varphi}, \Delta_{q_i}$ 分别为

$$\Delta = \begin{vmatrix} S + C_1 - C_2 & -C_1 & -(C_{1i}S + C_{2i}) \\ -b_2 & S^2 + b_1S + b_2 & b_{1i}S + b_{2i} \\ D_{2i} & -(D_{1i}S + D_{2i}) & S^2 + 2\zeta_i\omega_iS + \omega_i^2 \end{vmatrix} \quad (i = 1, 2, 3 \dots) \quad (3-126)$$

$$\Delta_{\varphi} = \begin{vmatrix} S + C_1 - C_2 & C_1'S^2 + C_3 & -(C_{1i}S + C_{2i}) \\ -b_2 & -(b_3'S^2 + b_3) & b_{1i}S + b_{2i} \\ D_{2i} & D_{3i}'S^2 + D_{3i} & S^2 + 2\zeta_i\omega_iS + \omega_i^2 \end{vmatrix} \quad (i = 1, 2, 3 \dots) \quad (3-127)$$

$$\Delta_{q1} = \begin{vmatrix} S + C_1 - C_2 & -C_1 & C_3'S^2 + C_3 & C_{1i}S + C_{2i} \\ -b_2 & S^2 + b_1S + b_2 & -(b_3'S^2 + b_3) & b_{1i}S + b_{2i} \\ D_{2i} & D_{1i}S + D_{2i} & D'_{3i}S^2 + D_{3i} & S^2 + 2\zeta_i\omega_iS + \omega_i^2 \\ & i = 1, 2, 3 \dots & & i = 2, 3 \dots \end{vmatrix} \quad (3-128a)$$

同样可得 $\Delta_{q2}, \Delta_{q3} \dots$

$$\Delta_{q2} = \begin{vmatrix} S + C_1 - C_2 & -C_1 & C_3'S^2 + C_3 & (C_{1i}S + C_{2i}) \\ -b_2 & S^2 + b_1S + b_2 & -(b_3'S^2 + b_3) & b_{1i}S + b_{2i} \\ D_{2i} & D_{1i}S + D_{2i} & D'_{3i}S^2 + D_{3i} & S^2 + 2\zeta_i\omega_iS + \omega_i^2 \\ & i = 1, 2, 3 \dots & & i = 1, 3 \dots \end{vmatrix} \quad (3-128b)$$

将式(3-126)~(3-128b)代入式(3-124)、(3-125),可得有理分式表示的传递函数。

偏航通道含弹性振动的传递函数形式同俯仰通道,在此从略。

滚动通道含弹性扭转的姿态运动方程,由第2章式(2-71),有

$$\left. \begin{aligned} \ddot{\gamma} + d_1\dot{\gamma} + d_3\delta_\gamma + d_3'\delta_\gamma &= \overline{M}_{x1} \\ \ddot{q}_\gamma + 2\delta_\gamma\omega_\gamma\dot{q}_\gamma + \omega_\gamma^2q_\gamma &= d_{31}\delta_\gamma + d'_{31}\delta_\gamma \end{aligned} \right\} \quad (3-129a)$$

按“冻结”系数方法,式(3-129a)的拉氏变换式是

$$\left. \begin{aligned} (S^2 + d_1S)\gamma(S) &= -(d_3'S^2 + d_3)\delta_\gamma(S) + \overline{M}_{x1}(S) \\ (S^2 + 2\zeta_\gamma\omega_\gamma S + \omega_\gamma^2)q_\gamma(S) &= (d'_{31}S^2 + d_{31})\delta_\gamma(S) \end{aligned} \right\} \quad (3-129b)$$

传递函数

$$\left. \begin{aligned} W_\delta^\gamma(S) &= \frac{\gamma(S)}{\delta_\gamma(S)} = \frac{-(d_3'S^2 + d_3)}{S^2 + d_1S} \\ W_{q_\gamma}^\gamma(S) &= \frac{q_\gamma(S)}{\delta_\gamma(S)} = \frac{d'_{31}S^2 + d_{31}}{S^2 + 2\zeta_\gamma\omega_\gamma S + \omega_\gamma^2} \end{aligned} \right\} \quad (3-130)$$

(3)含推进剂晃动的姿态运动的传递函数

为简单起见,只研究有两个推进剂箱的运载火箭的运动情况。仍利用第2章式(2-69),俯

仰通道含推进剂晃动的姿态运动方程是

$$\left. \begin{aligned} \Delta\dot{\theta} &= C_1\Delta\alpha + C_2\Delta\dot{\theta} + C_3\delta_\varphi + C_1'\alpha_w - m_1\Delta\ddot{y}_1 - m_2\Delta\ddot{y}_2 + \bar{F}_{yc} \\ \Delta\ddot{\varphi} + b_1\Delta\dot{\varphi} + b_2\Delta\varphi + b_3\delta_\varphi + b_2\alpha_w + n_1\Delta\ddot{y}_1 + n_2\Delta\ddot{y}_2 - n_1'\Delta y_1 - n_2'\Delta y_2 &= \bar{M}_{z1} \\ \Delta\ddot{y}_1 + 2\xi_1\Omega_1\Delta\dot{y}_1 + \Omega_1^2\Delta y_1 &= -V\Delta\dot{\theta} + g\sin\varphi\Delta\varphi + \dot{V}\Delta\alpha - (X_1 - x_z)\Delta\ddot{\varphi} \\ \Delta\ddot{y}_2 + 2\xi_2\Omega_2\Delta\dot{y}_2 + \Omega_2^2\Delta y_2 &= -V\Delta\dot{\theta} + g\sin\varphi\Delta\varphi + \dot{V}\Delta\alpha - (X_2 - x_z)\Delta\ddot{\varphi} \end{aligned} \right\} \quad (3-131a)$$

X_1, X_2 ——第1个、第2个推进剂贮箱晃动质量到理论尖端的距离。

按“冻结”系数方法,将上式写成拉氏变换式:

$$\left. \begin{aligned} (S + C_1 - C_2)\Delta\theta(S) - C_1\Delta\varphi(S) + m_1S^2\Delta y_1(S) + m_2S^2\Delta y_2(S) \\ = C_3\delta_\varphi(S) + C_1'\alpha_w(S) + \bar{F}_{yc} \\ - b_2\Delta\theta(S) + (S^2 + b_1S + b_2)\Delta\varphi(S) + (n_1S^2 - n_1')\Delta y_1(S) \\ + (n_2S^2 - n_2')\Delta y_2(S) = b_3\delta_\varphi(S) - b_2\alpha_w(S) + \bar{M}_{z1}(S) \\ (VS + \dot{V})\Delta\theta(S) + [(X_1 - X_z)S^2 - g\sin\varphi - \dot{V}]\Delta\varphi(S) \\ + (S^2 + 2\xi_1\Omega_1S + \Omega_1^2)\Delta y_1(S) = 0 \\ (VS + \dot{V})\Delta\theta(S) + [(X_2 - X_z)S^2 - g\sin\varphi - \dot{V}]\Delta\varphi(S) \\ + (S^2 + 2\xi_2\Omega_2S + \Omega_2^2)\Delta y_2(S) = 0 \end{aligned} \right\} \quad (3-131b)$$

利用式(3-131b),可求得考虑推进剂晃动的俯仰通道的传递函数。

俯仰姿态角对发动机摆角的传递函数

$$W_\varphi^*(S) = \frac{\Delta_\varphi}{\Delta} = \frac{\Delta_\varphi(S)}{\delta_\varphi(S)} \quad (3-132)$$

特征方程行列式为

$$\Delta = \begin{vmatrix} S + C_1 - C_2 & -C_1 & m_1S^2 & m_2S^2 \\ -b_2 & S^2 + b_1S + b_2 & n_1S^2 - n_1' & n_2S^2 - n_2' \\ VS + \dot{V} & [(X_1 - X_z)S^2 - g\sin\varphi - \dot{V}] & S^2 + 2\xi_1\Omega_1S + \Omega_1^2 & 0 \\ VS + \dot{V} & [(X_2 - X_z)S^2 - g\sin\varphi - \dot{V}] & 0 & S^2 + 2\xi_2\Omega_2S + \Omega_2^2 \end{vmatrix} \quad (3-133a)$$

Δ_φ 的表达式

$$\Delta_\varphi = \begin{vmatrix} S + C_1 - C_2 & C_3 & m_1S^2 & m_2S^2 \\ -b_2 & -b_3 & n_1S^2 - n_1' & n_2S^2 - n_2' \\ VS + \dot{V} & 0 & S^2 + 2\xi_1\Omega_1S + \Omega_1^2 & 0 \\ VS + \dot{V} & 0 & 0 & S^2 + 2\xi_2\Omega_2S + \Omega_2^2 \end{vmatrix} \quad (3-133b)$$

将式(3-133a)、(3-133b)代入式(3-132),解行列式可得有理分式表示的传递函数,如

$$W_{\varphi}(S) = \frac{b_0 S^5 + b_1 S^4 + b_2 S^3 + b_3 S^2 + b_4 S + b_5}{a_0 S^7 + a_1 S^6 + a_2 S^5 + a_3 S^4 + a_4 S^3 + a_5 S^2 + a_6 S + a_7} \quad (3-133c)$$

式中 $b_0, b_1, b_2, b_3, b_4, b_5$ ——由行列式 Δ_{φ} 解得的方程系数;

$a_0, \dots, a_7$ ——由行列式 Δ 解得的方程系数。

偏舵通道含有推进剂晃动的传递函数形式与俯仰通道相同,在此从略。

3.4.3 连续式姿态控制系统

连续式系统通常也称做模拟系统,它表示系统的构成及对其设计分析均以模拟量为前提,即姿态控制系统的信息生成、传递变换、控制律编排及控制指令全为模拟量。连续控制理论属于古典控制理论,它以传递函数为基础,控制特性的设计和分析主要在频域内进行。评价系统的品质指标着重于稳定性、稳定裕度、过渡过程品质及静态误差,同时要求有一定的抗干扰能力。

连续式姿态控制系统的结构编排及采用的硬件装置与对其要求的功能和控制品质有关。单级近、中程导弹的动力学特性比较简单,保证姿态稳定的控制回路相对大型弹(箭)来说比较简单。而多级导弹或大型运载火箭的运动一般要经受导弹飞出地下井、穿过大风区和稠密大气层、火箭级间分离、无动力滑行等多种飞行姿态和状态。对于液体大型运载火箭必须将其视为有刚性、弹性振动和液体晃动的综合体,具有刚性运动、弹性、晃动的综合动力学特性。所以,根据不同被控对象的特点,组成不同结构形式的姿态控制系统。

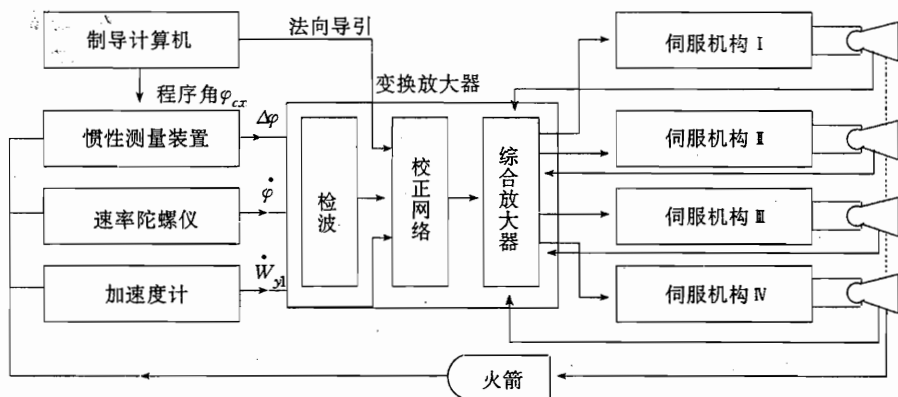


图 3-27 俯仰多回路控制框图

连续式姿态控制系统功能完全依靠硬件来实现。图 3-27 是多回路控制,一条是由姿态敏感器、变换放大器、执行机构和火箭构成的绕质心运动控制闭合回路,称为内控制回路;另一条回路是导引装置、变换放大器、执行机构和火箭构成的质心运动控制闭合回路,称为外控制回路。姿态敏感器采用姿态角测量装置(如惯性平台或水平陀螺仪)、速率陀螺仪、加速度计。速率陀螺仪是针对飞行器弹性振动的姿态稳定而采取的,加速度计是为减小气动载荷引起执行机构偏摆角过大而设置的。速率陀螺仪、加速度计根据敏感信号特性的需要,分别安装在选定的位置。变换放大器是中间装置,它接受姿态敏感器的信号,将多种姿态敏感信号加以调制、综

合,再经校正网络产生符合控制律的校正特性,然后形成控制指令输出到伺服机构。伺服机构驱动力作动器,操纵飞行器改变姿态,从而形成闭环控制。变换放大器是连续式姿态控制系统的标志。校正网络是姿控系统的核心,校正特性可以保障飞行器的稳定性和相坐标相对程序值给定的精度。

校正网络是控制回路中的调节环节,它是由有源元件或无源元件的电路构成,通常称前者为有源网络,后者为无源网络。虽然它是硬件,但改动校正网络中某一元件参数则能使校正网络特性改变,从而得到需要的控制律校正特性。所以,若改变控制回路特性,往往是首先调整或改变校正网络特性。这是因为控制回路中的姿态敏感器、执行机构多为机电装置,制造比较复杂,结构方案一经确定则不易改动,而控制对象——飞行器的结构复杂,更难为改善控制特性而轻易改动。所以在控制回路总特性要求确定后,为改善姿态控制系统性能、适应某些需要而改变参数时,则往往是改变校正网络结构和元件参数,使之形成保证飞行稳定性的动、静态参数。

姿态控制系统的静、动态特性可由系统传递函数及其频率特性曲线得出。图 3-28 是以传递函数表示的飞行器闭环系统框图。

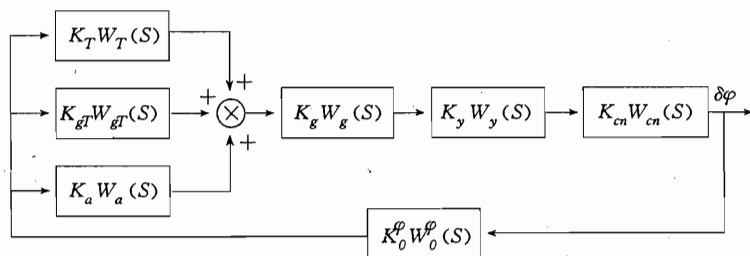


图 3-28 姿态控制系统结构框图

图 3-28 与图 3-27 对应,图中:

$K_T W_T(S)$ ——姿态角测量装置传递函数, K_T 为传递系数;

$K_{gT} W_{gT}(S)$ ——速率陀螺仪传递函数, K_{gT} 为其传递系数;

$K_g W_g(s)$ ——校正网络传递函数, K_g 为其传递系数;

$K_y W_y(S)$ ——变换放大器综合放大部分的传递函数, K_y 为其传递系数;

$K_a W_a(S)$ ——加速度计传递函数, K_a 为其传递系数;

$K_{cn} W_{cn}(S)$ ——伺服机构传递函数, K_{cn} 为其传递系数;

$K_o^φ W_o^φ(S)$ ——弹(箭)运动俯仰通道传递函数。 $K_o^φ$ 是传递系数,表示飞行器是静稳定或静不稳定的一种系数,系数值也与执行机构产生控制力系数有关。

参照图 3-28,为简化分析,假定加速度计不参与控制,且只考虑飞行器是刚体的情况。

控制方程 $\left[\frac{\delta\varphi(S)}{\Delta\varphi(S)} \right]$ 以传递函数形式表示:

$$\begin{aligned} \delta\varphi(S) &= [K_T W_T(S) \Delta\varphi(S) + K_{gT} W_{gT}(S) \Delta\dot{\varphi}_{gT}(S)] K_g W_g(S) \cdot K_y W_y(S) \cdot K_{cn} W_{cn}(S) \\ &= a_0 [W_T(S) \Delta\varphi(S) + T_1 W_{gT}(S) \Delta\dot{\varphi}_{gT}(S)] W_g(S) W_y(S) W_{cn}(S) \end{aligned} \quad (3-134)$$

式中 $a_0 = K_T K_g K_y K_{cn}$ ——静态传递系数;

$a_1 = K_{gT} K_g K_y K_{cn}$ ——动态传递系数;

$$T_1 = \frac{a_1}{a_0}。$$

系统开环传递函数

$$KW(S) = a_0[W_T(S) + T_1W_{gT}(S)S]W_g(S)W_y(S) \cdot W_{cn}(S) \cdot K_0^*W_0^*(S) \quad (3-135a)$$

式中 $K_0^*W_0^*(S) = \frac{\Delta\varphi(S)}{\delta_\varphi(S)}$

为了分析问题方便并考虑到系统是负反馈系统,现在记以

$$\delta_c(S) = +W_T(S)\Delta\varphi(S) + T_1W_{gT}(S)\Delta\dot{\varphi}_{gT}(S) \quad (3-135b)$$

并令

$$\frac{\delta_c(S)}{\delta_\varphi(S)} = K_0^\delta W_0^\delta(S) \quad (3-135c)$$

于是,系统开环传递函数为

$$KW(S) = a_0W_g(S)W_y(S)W_{cn}(S)K_0^\delta W_0^\delta(S) \quad (3-136)$$

根据乃奎斯特稳定判据方法,可以利用开环传递函数的性质来研究控制回路闭合后的反馈系统的稳定情况。判据准则按照闭合系统稳定的充要条件:当角频率 ω 由0变化到时 $+\infty$,开环对数频率特性在 $\log|KW(j\omega)| > 0$ 频段内相频特性正、负穿越 $-\pi$ 线的次数差为 $\frac{P}{2}$ (P 是开环传递函数极点位于 S 平面右半平面的数目)。所以在工程上多采用系统开环对数频率特性进行设计和分析。

对式(3-136)取对数:

$$\begin{aligned} L(j\omega) &= 20\log|KW(j\omega)| \\ \theta(j\omega) &= \arg W(j\omega) \end{aligned} \quad (3-137a)$$

有

$$\begin{aligned} L(j\omega) &= 20\log|a_0K_0^\delta W_0^\delta(j\omega)| + 20\log|W_g(j\omega)W_y(j\omega)W_{cn}(j\omega)| \\ \theta(j\omega) &= \arg[K_0^\delta W_0^\delta(j\omega)] + \arg[W_g(j\omega)W_y(j\omega)W_{cn}(j\omega)] \end{aligned} \quad (3-137b)$$

将式(3-137b)的对数频率式进行计算或画出对数频率图,并将两部分对数频率曲线相加可以得出系统的幅值和相位的裕度。

图3-29示例的某一“冻结”系数时间点的俯仰通道对数频率特性是采用倒幅相特性绘出的,对于读取幅、相稳定裕度方便。

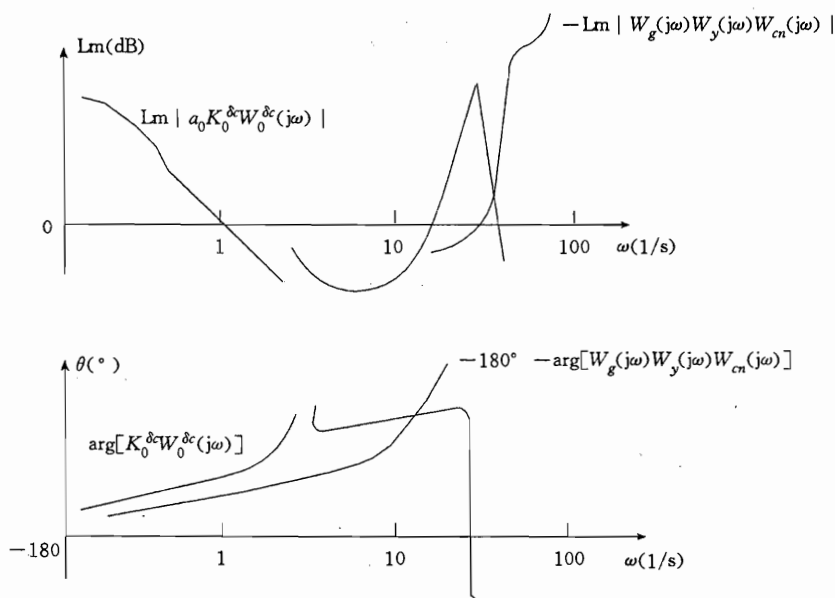


图 3-29 俯仰通道对数频率图

连续式姿态控制系统的控制特性决定于自动稳定装置各单机的静、动态特性,而各单机的静、动态特性由单机的硬件保证。所以连续式姿态控制系统的灵活性、适应性不如数字式控制。为了改变系统特性,往往需要重新调整或更换单机部件,加工、调试工作量大。因此,随着计算机技术的发展、应用,姿态控制系统将扩大采用数字式控制。

3.4.4 数字式姿态控制系统

它是建立在采用数字计算机的基础上,把时间上连续的信号加以离散化,采样后用于控制,所以又称采样控制系统。数字式姿态控制系统的功能与连续式系统相同,主要区别是以数字计算机代替变换放大器。通常情况下,姿态敏感器、伺服机构仍为模拟(连续)式,即姿态敏感器的输出信息和控制伺服机构的信号均为模拟量。为了构成闭环控制回路,在数字计算机的输入、输出端设置模数(A/D)和数模(D/A)接口(图 3-30)。

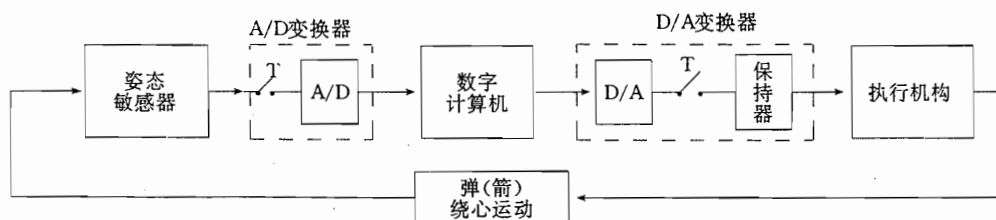


图 3-30 数字式姿态控制系统框图

T ——采样开关

数字式姿态控制系统与连续式的相比,其主要优点有:控制规律和校正网络特性由软件实现,使系统变得灵活。当被控对象参数变化和需要改变控制要求时,可通过改变弹(箭)载计算机程序编排解决,不需对硬件作大的改动或保持硬件不变;易于编排实现性能更好的复杂控制

规律,如非线性控制或自适应控制等;由于计算机字长可变,加长控制字位进行解算可以提高精度,避免了连续式控制中变换放大器参数偏差、零漂等造成的控制误差;用计算机对姿态敏感器输出信息进行合理性检验或控制回路故障检测,有利于提高系统可靠性;飞行控制系统共用一台(套)计算机,导航、制导、姿态控制、时序控制等由弹(箭)载计算机综合实现,使弹(箭)控制装置减少。所以,数字式姿态控制系统具有较强的灵活性、适应系统变化的能力,这些对于缩短研制周期、节省设计、生产费用有很好的作用。

姿态控制系统回路引入计算机也带来一些缺点。这些缺点主要是对弹(箭)载计算机输入、输出的幅值和时间信息必须进行量化所造成的。姿态控制计算要求计算机有足够精度和计算速度,特别是在输入信息采样速度快、量化频率高的时候,要求接收、输出信息的转换时间和计算时间短,输出控制指令的时间延迟小。同时,还必须注意选择适当的采样频率和采取抗干扰措施,避免高阶弹性振动和控制装置电气噪声带来的频率折叠效应,造成控制性能下降的问题。为使输入信号不失真,采样(量化)频率至少要比输入信号频谱的最高频率高一倍。

频率折叠效应是采样频率 ω_s 小于原连续信号频谱所含最高频率 $\omega_{\max}$ 的两倍时,则采样产生的频谱不离散孤立,使相邻两频谱相互重叠,以至在采样后的信号中出现低频分量,分量的幅值与采样前信号频谱的高频分量幅值相近,但频率 $\omega_0 = N \left| \frac{1}{2} \omega_s - \omega_{\max} \right|$, 即折叠分量的频率是采样频率一半与原信号中有效的高频分量频率之差的整数倍 N 。这些折叠频率分量混杂在低频控制信号中,容易造成控制通道饱和(堵塞),使控制性能下降。图 3-31 说明折叠频率的关系。

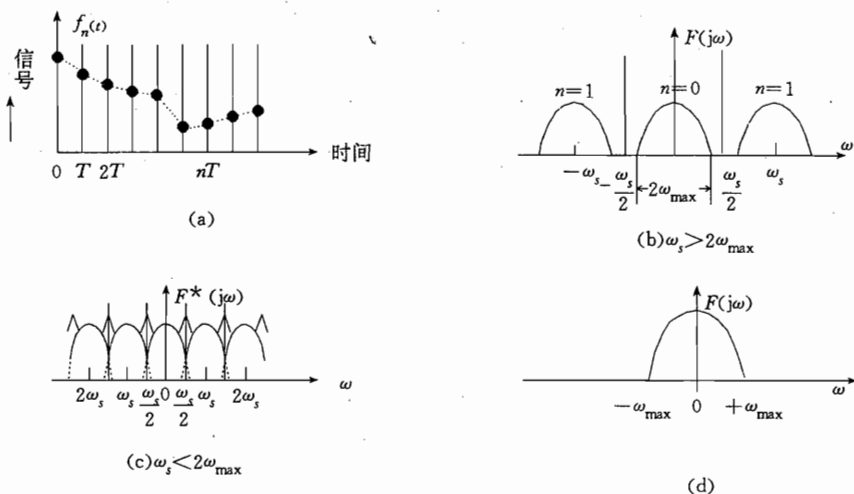


图 3-31 连续信号离散化的频率特性

图 3-31a 是等周期的连续信号随时间采样, T 是采样周期;图 3-31b 是采样周期 T 很小, 频谱的高频部分互相不发生干涉, 离散信号 $f_s(t)$ 的频谱 $F(j\omega)$ 是由无穷多个孤立频谱组成的离散频谱, 其中与 $n=0$ 对应的便是采样前原连续信号 $f_n(t)$ 的频谱(图 3-31d), 其它与 $|n| \geq 1$ 对应的各项频谱, 都是由于采样而产生的高频频谱;图 3-31c 表示 T 取得很大, $\omega_s < 2\omega_{\max}$, 频谱的高频部分互相重叠, 表明采样值不能表示原来信号的波形。当然连续信号中也包含干扰, 所

以对采样后的离散信号 $f_s(t)$ 还须采用低通滤波措施。

数字控制是等间隔采样系统,其作用原理与连续式系统无根本区别。如果采样系统的输入量与输出量之间的关系是线性的,则可以采用连续式控制系统的基本分析方法及设计方法。

在图 3-30 中,模/数(A/D)变换器将连续变化的模拟信号变换为离散型的数字信号,作为弹(箭)载计算机的输入数码,其基本过程是采样→量化→编码。

采样:以 T 为周期将连续信号 $f_n(t)$ 的瞬时值转换成不等幅值的脉冲序列。采样周期越小越能逼真反映信号的变化,但也不必太小,周期太小则采样太快将使 A/D 硬件复杂。根据采样定理,取采样频率

$$\omega_s > 2\omega_{\max}$$

已能满足使用要求。式中 $2\omega_{\max}$ 为连续信号 $f_n(t)$ 的有限频谱(图 3-31)。

量化:将采样后的信号脉冲序列用某一基本单位整数倍来表示(基本单位称量化单位),经过量化的信号值有些被舍入,所以信号是有限个等幅离散值。

编码:用数码表示量化信号,一般 A/D 变换器的输出是二进制数码,将对应输入信号 $f_n(t)$ 的不同值转换成采样周期内数码。数码的最低位所代表的信号值就是量化单位。

根据数字式姿态控制系统硬件编排的具体方案,量化和编码也可以在数字计算机中完成。

执行机构一般接受模拟控制信号,所以需要将弹(箭)载计算机输出的数码控制信号经数模(D/A)变换器转换为连续信号。这一变换过程包括解码和成型两种操作。

解码:将控制数码量转换为离散时间信号。离散信号幅值是与数码量成比例的量化值。数/模转换周期一般是数码信号的周期 T 或 T 的整数倍。

成型保持:将分段常值的阶梯形信号在频域或时域整形量化,形成连续模拟量信号。利用保持器将前一个采样时刻 nT 的采样值按着常值、线性、二次函数型外推到下一个采样时刻 $(n+1)T$ 。这样将各采样时刻的输出值连接起来就成为连续信号(当采样间隔很小时)。按着常值规律将前一采样时刻的采样值不增不减地保持到下一个采样时刻的保持器称为零阶保持器。按线性外推规律恢复离散信号的保持器称为一阶保持器。零阶、一阶保持器的输出信号形状如图 3-32 所示。

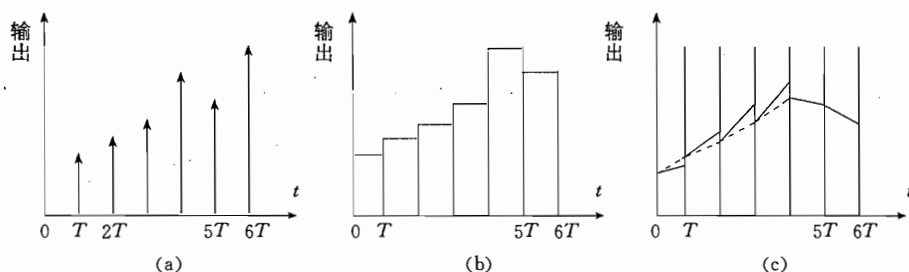


图3-32 保持器的输出信号

(a)输出信号原形

(b)零阶保持器输出信号

(c)一阶保持器输出信号

根据以上各个环节的特性描述,图 3-30 表示的数字式姿态控制系统就可以按采样控制系统来分析。

采样系统与连续系统的特性本质上是相同的,只是对连续系统的状态方程、控制方程采用微分方程表示,而采样系统改用差分方程表示。连续系统的特性以传递函数描述比较方便,在采样系统则需应用脉冲传递函数来描述特性。

线性连续系统的传递函数是输出量与输入量的拉普斯变换的比值

$$\frac{Y(S)}{U(S)} = G(S) \quad (3-138a)$$

式中 $Y(S)$ ——输出 $Y(t)$ 的拉氏变换式;

$U(S)$ ——输入 $U(t)$ 的拉氏变换式。

在采样系统也可用同样的研究方法,取输出 Z 变换与输入 Z 变换之比为开环脉冲传递函数,其表示式

$$\frac{Y(Z)}{U(Z)} = G(Z) \quad (3-138b)$$

连续系统与采样系统之间有如下变换关系:

$$Y(Z) = U(Z)Z[G(S)] \quad (3-139)$$

式中 $Z[G(S)]$ 表示 $G(S)$ 的 Z 变换,与作为脉冲传递函数定义的 $G(Z)$ 完全一致。

类似连续系统,在采样系统也可以用开环脉冲传递函数分析闭环系统特性。

$G(Z)$ 在大多数情况下是 Z 的有理分式,形式是

$$G(Z) = \frac{Y(Z)}{U(Z)} = \frac{a_0 + a_1Z^{-1} + a_2Z^{-2} + \cdots + a_lZ^{-l}}{1 + b_1Z^{-1} + b_2Z^{-2} + \cdots + b_mZ^{-m}} \quad (3-140)$$

式中 Z^{-1} 是 e^{-TS} 的变换算子,表示迟后 ZT 时间,所以,将式(3-140)写成时域差分方程,有

$$Y(nT) = a_0U(nT) + a_1U(n-1)T + a_2U(n-2)T + \cdots + a_lU(n-l)T - b_1Y(n-1)T - b_2Y(n-2)T - \cdots - b_mY(n-m)T \quad (3-141)$$

差分方程(3-141)可用数字机计算。

弹(箭)载计算机是控制回路中的离散型(数字)滤波器,主要内容是建立校正算法,实现校正网络的功能。数字校正算法模型有

递归校正算法,具有脉冲传递函数形式

$$W(Z) = \frac{\sum_{i=0}^n a_i Z^i}{\sum_{i=0}^m b_i Z^i}, \quad m \geq n \quad (3-142)$$

非递归校正算法,具有脉冲传递函数形式

$$W(Z) = \sum_{i=0}^n a_i Z^{-i} \quad (3-143)$$

上两式中 $Z = e^{TS}$ 为 Z 变换算子, T —采样周期。

根据上述关系,式(3-142)、(3-143)的脉冲传递函数表示的串联校正网络可以变换为时域差分方程,由弹(箭)载计算机程序实现。

考虑到零阶保持器的传递函数

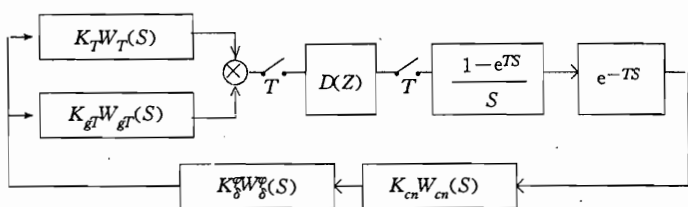


图3-33 数字式姿态控制系统结构框图

$$H_0(S) = \frac{1 - e^{-TS}}{S}$$

和采样开关时延 e^{-TS} 后,将闭环系统框图(图3-30)绘成系统结构图如图3-33所示。

图3-33中的姿态敏感器和伺服机构均为模拟式,所以,开环系统连续(模拟)量部分的传递函数为

$$K_0 W_0(S) = K_0 \left[\frac{1 - e^{-TS}}{S} \cdot e^{-TS} \left(W_T(S) + \frac{K_{gT}}{K_T} W_{gT}(S) \right) W_y(S) W_{cn}(S) \cdot W_0^*(S) \right]_{S=j\omega} \quad (3-144)$$

式中 $K_0 = K_T K_y K_{cn} K_0^*$

数字网络校正算法 $D(Z)$ 的频率特性: $D(j\omega) = W(e^{j\omega T})$

控制回路总的开环传递函数

$$KW(j\omega) = K_0 W_0(j\omega) \cdot D(j\omega) \quad (3-145)$$

类似连续系统的分析方法,将式(3-145)的离散系统转换为连续系统传递函数,按照开环频率特性来分析闭环系统稳定性。保证稳定性的主要环节是按给定的离散幅相频率特性进行数字校正算法的综合,即设计合适的数字校正网络。综合数字自动稳定装置校正算法时采用频率法最简单。

任何一个离散系统,只要能给出它在 S 平面上的特性,就可以根据乃奎斯特判据来判断其稳定性。因此,校正网络可以先按照连续系统的频率法编排出传递函数,然后经 Z 变换成为脉冲传递函数,再写成时域差分方程形式在计算机上实现。这样一个差分方程表示校正算法的

频率特性完全对应于频域 S 平面上校正网络频率特性。所以,利用数字计算机获得幅相频率特性不困难。

3.4.5 姿态运动的稳定性分析

稳定性是飞行器姿态控制系统设计中的一个主要问题,系统的参数确定和某些结构参数选择完全服从于姿态运动稳定程度的要求。

姿态运动最简单的状态是刚体情况,假设这时只有姿态角的稳定,而无导引控制的质心运动的稳定,因而只对力矩方程进行稳定性分析,且不考虑推进剂晃动、弹(箭)壳体弹性振动和质心运动的影响。

由式(3-115d),只考虑刚体姿态角运动时的传递函数

$$W_{\delta}^{\omega}(S) = \frac{\Delta \varphi(S)}{\delta_{\varphi}(S)} = \frac{-[b_3 S + b_3(C_1 - C_2) - b_2 C_3]}{S^3 + (b_1 + C_1 - C_2)S^2 + [b_2 + b_1(C_1 - C_2)]S - b_2 C_2} \quad (3-146)$$

式(3-146)是无控制的刚体运动方程,即动力学方程中未包括姿态角偏差反馈控制项,这时姿态运动稳定与否取决于运动方程特征根的分布情况。开环系统的特征方程就是传递函数分母的多项式

$$D(S) = S^3 + (b_1 + C_1 - C_2)S^2 + [b_2 + b_1(C_1 - C_2)]S - b_2 C_2 \quad (3-147)$$

分析稳定性,对连续系统采用劳斯和胡尔维茨稳定判据方法(采样系统可用舒尔-柯恩法)比较方便。劳斯和胡尔维茨的方法是由代数方程式的系数来研究根的性质,以此判别系统是否稳定。

研究几种特征时刻的无控弹(箭)体姿态稳定性。

(1)起飞时刻, $b_1 \approx 0$

这时的特征方程为

$$D(S) \approx S^3 + (C_1 - C_2)S^2 + b_2 S - b_2 C_2 \quad (3-148)$$

分析一下特征方程系数, $C_1 - C_2 > 0, C_2 > 0$, 但 $b_2, -b_2 C_2$ 不能同时大于零, 所以有正根, 出现不稳定分量。不稳定分量的形式有下面两种情况:

1) 当 $b_2 < 0$, 弹(箭)体是静不稳定状态时, 式(3-148)可分解成

$$D(S) \approx (S + C_1 - C_2)(S^2 + 2\zeta\omega S + \omega^2) \quad (3-149)$$

式中 $\omega = \sqrt{-\frac{b_2 C_2}{C_1 - C_2}}, \zeta\omega = \frac{b_2 C_1}{2(C_1 - C_2)^2} < 0$

这时, 有一对复根在 S 平面的右半平面, 因此, 姿态运动是振荡发散。

2) 当 $b_2 > 0$ 时, 式(3-148)可分解成

$$D(S) = (S + C_1 - C_2) \left[S + \frac{b_2 C_1}{2(C_1 - C_2)^2} + \sqrt{\frac{b_2 C_2}{C_1 - C_2}} \right] \times \\ \left[S + \frac{b_2 C_1}{2(C_1 - C_2)^2} - \sqrt{\frac{b_2 C_2}{C_1 - C_2}} \right] \quad (3-150)$$

式中 $\frac{b_2 C_1}{2(C_1 - C_2)^2} - \sqrt{\frac{b_2 C_2}{C_1 - C_2}} < 0$

这时,有一个正实根在 S 平面的右半平面,因此,姿态运动是单调发散。

上述不稳定的原因是:当 $b_2 > 0$ 时,在有姿态角偏差情况下,弹(箭)体姿态在引力作用下单调发散($C_2 = \frac{g}{V} \sin \theta_0 > 0$),或当 $b_2 < 0$ 时,在静不稳定力矩作用下姿态振荡发散。如果能够根据姿态角偏差产生一种控制力矩,用此力矩平衡静不稳定力矩并产生与姿态角偏差方向相反的姿态运动则可使姿态角趋于减小,最后消除姿态角偏差,从而达到姿态运动稳定。为此,需加入姿态角偏差反馈控制。

设反馈时的控制方程为

$$\delta_\varphi = a_0^* \Delta \varphi \quad (3-151)$$

式中 a_0^* ——俯仰通道自动稳定装置静态传递系数。

将式(3-151)代入式(3-123a)并只考虑刚体角运动,则有

$$\Delta \ddot{\varphi} + b_1 \Delta \dot{\varphi} + b_2 \Delta \alpha + a_0^* b_3 \Delta \varphi = \overline{M}_{z1} \quad (3-152)$$

此时,当考虑 $\Delta \theta$ 变化很缓慢,即 $\Delta \theta \approx 0, \Delta \varphi = \Delta \alpha$ 情况下,闭环系统的特征方程

$$D(S) = S^2 + b_1 S + b_2 + a_0^* b_3 \quad (3-153)$$

式(3-153)特征方程没有正根的必要条件是

$$b_2 + a_0^* b_3 > 0 \quad (3-154)$$

此条件表明,对应姿态角偏差 $\Delta \varphi$ 所产生的控制力矩必须大于静不稳定力矩 $b_2 \Delta \alpha$ 。在有反馈控制情况下,通过选择 a_0^* 总能保证 $b_2 + a_0^* b_3 > 0$ 的条件。这样,在弹(箭)有姿态角偏差的情况下,能将它控制回来。但是,也应注意到,由于起飞时刻 b_1 很小,即使特征方程 $D(S)$ 的根全部在 S 平面的左半平面,这对根也是很靠近虚轴,因此角运动仍表现为衰减很慢的振荡稳定过程。

振荡衰减很慢的原因是固有阻尼太小。为了增大角运动的阻尼,须在控制方程中引进与 $\Delta \dot{\varphi}$ 成比例的超前控制项,即相当于增大 b_1 系数。这时,将式(3-151)控制方程改为具有姿态角偏差和姿态角速度偏差的反馈控制,方程形式为

$$\delta_{\varphi} = a_0^e \Delta \varphi + a_1^e \Delta \dot{\varphi} \quad (3-155)$$

此时,闭环系统的特征方程为

$$D(S) = S^2 + (b_1 + a_1^e b_3)S + (b_2 + a_0^e b_3) \quad (3-156)$$

保证式(3-156)特征方程的根全部在 S 平面左半平面的条件为

$$\left. \begin{aligned} a_0^e b_3 + b_2 &> 0 \\ a_1^e b_3 + b_1 &\approx a_0^e b_3 > 0 \end{aligned} \right\} \quad (3-157)$$

因为 $b_3 > 0$, 所以选择自动稳定装置静、动态传递系数 a_0^e, a_1^e , 总是可使系统稳定。

上述的稳定性分析是略去力的平衡方程条件下得出的, 如果将力的作用方程同姿态角运动方程一起考虑, 利用式(3-114), 可得具有姿态角偏差和姿态角速度偏差反馈的闭环系统刚体特征方程为

$$D(S) = S^3 + (a_1^e b_3 + b_1 + C_1 - C_2)S^2 + [a_0^e b_3 + b_2 + (a_1^e b_3 + b_1)(C_1 - C_2) - a_1^e b_2 C_3]S + a_0^e b_3(C_1 - C_2) - b_2(a_0^e C_3 + C_2) \quad (3-158)$$

由于 $b_1, C_1, C_2, b_2 C_3$ 很小, 上式可近似成

$$D(S) \approx (S^2 + a_1^e b_3 S + a_0^e b_3 + b_2) \left[S + \frac{a_0^e b_3(C_1 - C_2) - b_2(a_0^e C_3 + C_2)}{a_0^e b_3 + b_2} \right] \quad (3-159)$$

从式(3-159)可以看出, 只要 $a_0^e b_3 + b_2 > 0$, 则 $a_0^e b_3(C_1 - C_2) - b_2(a_0^e C_3 + C_2) > 0$, 因为式(3-159)的稳定条件仍是式(3-157), 即考虑力的平衡方程式之后, 闭环系统的稳定条件也是选用合适的姿态角、角速度偏差反馈控制方程。

姿态角偏差和角速度偏差反馈控制的系统框图示于图 3-34 (分析稳定性时视指令控制信号 $\Delta \varphi_c$ 为零)。

(2) 气动压力矩最大时刻

此时 b_2 最大, 姿态角运动的特征方程式由式(3-146)有

$$D(S) \approx (S - C_2)(S^2 + b_1 S + b_2) \quad (3-160)$$

1) 当 $b_2 > 0$ 时

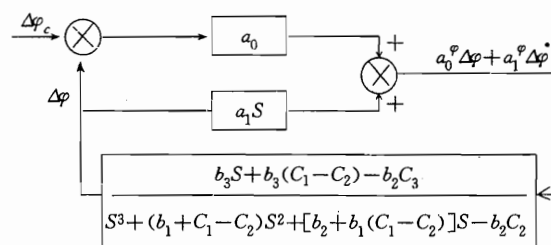


图 3-34 具有反馈控制的姿态控制系统框图

$$S^2 + b_1 S + b_2 = S^2 + 2\zeta\omega S + \omega^2 \quad (3-161)$$

式中 $\omega = \sqrt{b_2}, \zeta\omega = \frac{b_1}{2} > 0$

从式(3-161)知,特征方程中只有一个实根($S = C_2$)在 S 平面右半平面,姿态运动单调发散。

2) 当 $b_2 < 0$ 时

$$\begin{aligned} S^2 + b_1 S + b_2 &= (S + \frac{b_1}{2} - \sqrt{|b_2|})(S + \frac{b_1}{2} + \sqrt{|b_2|}) \\ &\approx (S - \sqrt{|b_2|})(S + \sqrt{|b_2|}) \end{aligned} \quad (3-162)$$

这样,特征方程有两个实根($S_1 = C_2, S_2 = \sqrt{|b_2|}$)在 S 平面的右半平面,姿态运动快速发散。其物理现象是:当弹(箭)无控作用下,对于火箭处于静稳定情况,在引力作用下慢慢地单调发散,发散速度决定于 C_2 值的大小;对于无控作用的静不稳定情况,弹(箭)在气动力矩作用下快速单调发散。

为了使弹(箭)在 $|b_2|$ 最大情况下飞行稳定,也必须加入姿态角(角速度)偏差反馈控制量

$$\delta_{\varphi} = a_0 \Delta\varphi + a_1 \Delta\dot{\varphi}$$

此时,保证特征方程 $D(S)$ 的根全部在 S 平面左半平面的条件,仍可由式(3-158)导出

$$a_0^* b_3 + b_2 > 0$$

$$a_1^* b_3 > 0$$

(3) 质心运动控制的稳定性分析

以横向质心运动对姿态控制的影响进行分析,设 $b_1 \approx 0$, 则运动方程为

$$\left. \begin{aligned} \ddot{\psi} + b_2 \psi + b_3 \delta_{\psi} &= \overline{M}_{y1} \\ \ddot{z} &= K_2 \beta + K_3 \delta_{\psi} \approx K_2 \psi + K_3 \delta_{\psi} \\ \psi &= \beta + \sigma \approx \beta \end{aligned} \right\} \quad (3-163)$$

式中 $\ddot{z}$ —— 横向质心运动加速度;

$K_2 \beta, K_3 \delta_{\psi}$ —— 气动力, 推力矢量分量(侧向力)作用产生的加速度

当有控制的情况下,执行机构摆角

$$\left. \begin{aligned} \delta_{\psi} &= \delta_{\psi a} + \delta_z \\ \delta_z &= a_z z \end{aligned} \right\} \quad (3-164)$$

其中 $\delta_{\psi_0}, \delta_z$ —— 绕质心运动和质心运动的摆角；

a_z —— 质心运动控制回路的静态传递系数。

将式(3-164)代入(3-163), 进行拉普拉斯变换后, 可求得传递函数及特征方程式。

传递函数

$$W_0^z(S) = \frac{\psi(S)}{\delta_{\psi_0}(S)} = \frac{\Delta\psi}{\Delta} \quad (3-165)$$

其中

$$\Delta = \begin{vmatrix} S^2 + b_2 & a_z b_3 \\ -K_2 & S - a_z K_3 \end{vmatrix} = S^3 - a_z K_3 S^2 + b_2 S + a_z (b_3 K_2 - b_2 K_3) \quad (3-166)$$

$$\Delta\psi = \begin{vmatrix} -b_3 & a_z b_3 \\ K_3 & S - a_z K_3 \end{vmatrix} = -b_3 S \quad (3-167)$$

特征方程

$$D(S) = S^3 - a_z K_3 S^2 + b_2 S + a_z (b_3 K_2 - b_2 K_3) \quad (3-168)$$

因为 $a_z K_3 > 0, b_2 < 0$ 或 $b_2 > 0$, 很明显, 式(3-168)的根有位于 S 平面右半平面的正根, 因此系统为不稳定。为了使系统稳定, 必须加入姿态角(角速度)偏差反馈控制。

设控制方程为

$$\delta_{\psi_0} = a_0^{\psi} \psi + a_1^{\psi} \dot{\psi} \quad (3-169)$$

这时, 闭环系统特征方程

$$D(S) = S^3 + a_1^{\psi} b_3 S^2 + (a_0^{\psi} b_3 + b_2 + a_1^{\psi} a_z K_3) S + a_z (a_0^{\psi} K_3 + K_2) \quad (3-170)$$

这样, 式(3-170)特征方程的根将全部位于 S 平面左半平面, 闭环系统稳定。

无控制弹(箭)传递函数写成复数形式, 有

$$W_0^z(j\omega) = \frac{-jb_3\omega}{-j\omega^3 + a_z K_3 \omega^2 + jb_2\omega + a_z (b_3 K_2 - b_2 K_3)} \quad (3-171)$$

当 ω 由 0 变至 ∞ 时, 分子有 -90° 相位滞后, 分母相位的变化为 $0 \sim +90^\circ$, 总的相位特性曲线可在 $-90^\circ \sim 0^\circ$ 内变化, 总的幅值变化为 $0 \sim b_3$, 式(3-171)的频率特性图如图 3-35(a) 所示。

有控制的开环系统传递函数的复数形式是“弹(箭)加自动稳定装置”的频率特性。

$$W_{0a}^Z(j\omega) = W_0^Z(j\omega)W_k(j\omega) = \frac{-jb_3a_0^{\#}(1+j\omega T_1)}{-j\omega^3 + a_zK_3\omega^2 + jb_2\omega + a_z(b_3K_2 - b_2K_3)} \quad (3-172)$$

式中 $W_k(j\omega) = a_0^{\#}(1+j\omega T_1)$ ——自动稳定装置开环传递函数

$$T_1 = \frac{a_1}{a_0}$$

加入 $W_k(j\omega) = a_0^{\#}(1+j\omega T_1)$ 后,当 ω 由 0 变至 ∞ 时,频率特性曲线的相位等于 90° ,幅值与 $a_0^{\#}$ 成比例变化,其幅频特性示于图 3-35(b)。由于加入了 $(1+j\omega T_1)$ 环节,特性曲线在 S 平面从第四象限拉入第一象限,并包围了 $(0, +1)$ 点。

以上的稳定性分析是针对弹(箭)壳体为刚性的情况。对于考虑有壳体弹性振动、箱内推进剂晃动的弹(箭)稳定性时,可分别按刚体加弹性体、刚体加晃动的动力学特性进行分析。不过它们的频率特性比刚体的要复杂,稳定性分析要难一些,但是采用的基本分析方法与刚体一样。

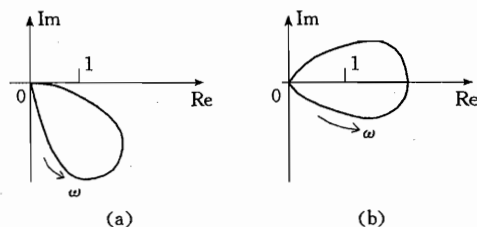


图 3-35 考虑质心运动的飞行器频率特性曲线
(a)无控制状态 (b)有自动稳定装置状态

3.5 飞行控制电子综合系统

飞行控制电子综合系统是实现导航、制导、姿态控制功能和飞行程序动作的电子系统,主要包括控制信息传输、变换、综合、控制信号(指令)生成等,涉及系统功能的综合实现,作动指令分配,电源配电,发射前飞行控制系统对准等方面。本节只介绍时序、电源配电系统及飞行控制系统初始对准的功能与原理。

3.5.1 时序系统

时序是指弹(箭)在飞行过程中按预先或实时确定的顺序和时间的动作点。控制这些动作的时间顺序指令是由硬件或软件与硬件结合来实现。时序指令按作用类型划分,可有:

弹道飞行程序动作的时序,如弹道程序角生成的时序,弹(箭)级间分离、分离后的火箭下面级安全自毁的程序等;

动力装置的接通和断开的时序,如液体发动机的涡轮泵起动、推进剂箱增压、推进剂导管活门开通、断流活门动作等;

控制系统的程序动作的时序,如发射操作程序、姿态控制系统变更静态传递系数、校正网络参数,制导系统导引作用的起始和结束时间、各飞行级信号的转换等。

飞行程序时间指令是较多的。根据弹(箭)级数和飞行时间长短,程序时间指令一般为几十个,而复杂的液体三级火箭的程序时间指令数多达 80 余个。图 3-36 是程序时间指令排列图。

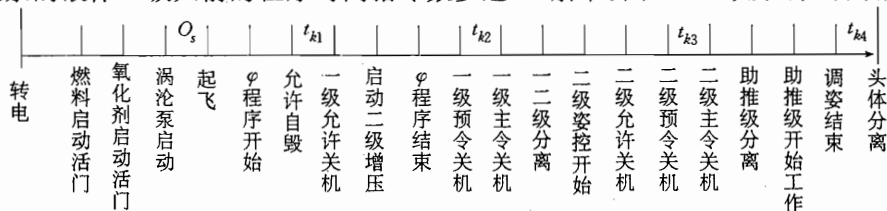


图 3-36 发射、动力段飞行时序排列图

程序动作、控制信号顺序和控制时间点的精度必须满足时序要求。时序的特点和要求主要是：严格的时间顺序、固定的和浮动的时间点、精确的时间间隔和时间指令精度(特性)。这些时间指令是有序的时间指令串，所以通常称做时序指令或时间串。

时序系统由时间基准和输出装置两部分组成。时序指令产生器是生成时间基准的部件(装置)，常用的有：

1) 恒速转动装置，如恒速电机、步进电机或其他步进装置。这些装置以恒速转动一组凸轮，各个凸轮上的电路接点对应不同的转角位置，该转角则对应于某一设定时间点，即以转角作为时间基准；

2) 电子计数电路，以恒频脉冲为输入并计数，计数值可作为时间基准；

3) 弹(箭)载计算机，将时序点存储于弹(箭)载计算机存储器中，在飞行中按时间再顺序输出时序指令。

时序指令产生器是生成固定时间点和间隔时间指令的装置，而浮动时间指令主要由制导和姿态控制系统的运行状态在弹(箭)载计算机产生。

输出装置，通常由时序信号分配器和功率放大电路组成(有的分配器包括功放电路)，其主要功能是将串行时间指令分路，扩展成多路时序指令并送往受控部件。常用的时序输出装置有：

1) 凸轮-触点机构，用不同形状的凸轮组成凸轮串，各凸轮的形状变化控制一组簧片触点的接通或断开，实现多路时间指令序列；

2) 继电器组，用多个继电器组成阵列完成时序信号分配和输出。

3) 电子部件，利用光电耦合器，三极管或可控硅等功放元件，将弹(箭)载计算机存储的时序量按编程分配的顺序和通路送出时序指令。

实现时序系统功能可有多种形式，选用何种形式取决于时序信号数量、计时基准、时序时间长短及时间点精度要求。为减少弹(箭)载控制装置品种，数量，时序指令多由程序配电器或综合控制器实现。前者是将时序与配电功能组合在一起，很适合于火工品的起爆控制，后者是将弹(箭)载计算机的时序码与综合分配电路组合起来，适于时序指令多的场合。

图 3-37a 是综合控制器实现程序指令的原理框图，图 3-37b 是部分时序指令图。

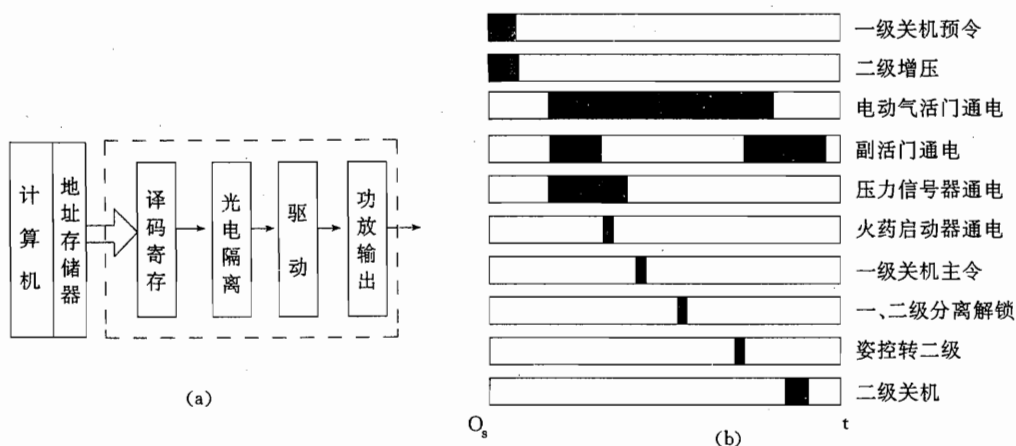


图3-37 数字/电子时序装置框图

(a) 综合控制器实现时序的框图；

(b) 时序指令图

图 3-37a 中的译码寄存器可用只读存储器(PROM),其容量与编码字位相对应,如计算机输出地址总线为 8 条,则具有 8 位编码,时序容量为 $2^8=256$ 个。指令分配信息是通过编程写入只读存储器。这些信息经驱动器(门)送至功放部件,功放部件控制时序指令对象,如电磁活门、火工品等。功放部件可以用继电器或功放电路。译码寄存器的字长取决于输出时序指令路数,每位字长控制一路驱动门,按照指令控制位写“1”或“0”,控制光电隔离开关和功放部件的导通(开)或截止(断)。例如,凡是在某个时序发出后要保持接通的指令,这个时序时间所送出的地址单元的指令控制位写“1”,否则写“0”,其编程应如表 3-2 所示。

表 3-2 时序指令分配编程

时 序	地 址	输 出 路					
		1	2	3	4	5	
t_1	1	1					
t_2	2	0					
t_3	3		1				
t_4	4		0				
t_5	5			1			
t_6	6			1	1		
t_7	7			0	0		
...	...						

表中示意是:1 路输出的时序在 t_1 接通,这个时间所送出的地址单元的指令控制位写“1”, t_2 断开,则控制位写“0”;

t_3 接通, t_4 断开的指令分配到 2 路输出;

t_5 、 t_6 接通, t_7 断开的指令分配到 3 路输出;

t_6 接通, t_7 断开的指令分配到 4 路输出……

如需改变时序指令发出的顺序,可通过改变计算机编程来解决。

3.5.2 电源配电系统

电源配电系统由一次电源、二次电源、配电器和电缆网组成,主要功能是:为飞行控制系统提供能源,进行供电控制及将各控制装置连接成一个系统以实现控制系统运行。

一次电源是化学能源(电池)。弹(箭)的电池有可储存一次性使用的电池,如激活式锌银电池和可重复充电式锌银电池。电池输出通过配电器馈电至各用电装置。根据用电负载类型,有的系统只用一个电池,而有的则由多个电池分别供电。火工品用电为脉冲式波动大的负载,若与控制装置共用一个电池则

对控制装置要求稳定电压供电是一矛盾,所以,通常独立设置火工品电池。图 3-38 是一种弹

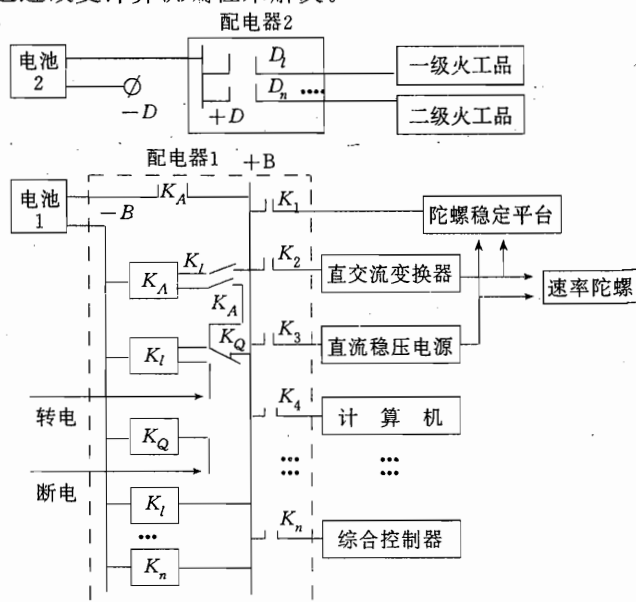


图 3-38 电源配电系统框图

上电源配电系统框图。

二次电源是电源变换器,其作用是将电池输出的电压变换为控制装置能够使用的交流和直流类型电源。因为控制装置有的需要多种电压、高稳压精度、交流供电,所以设置二次电源。二次电源可以做成模块型式安装在用电装置内部,也可做成集中供电的装置。通常多用户共用的二次电源有:

直流稳压电源;

直流—交流变换器,通常称逆变器;

脉冲电源。

弹(箭)选用的电池额定电压为 28.5V。直流稳压电源是将电池直流电变换成高稳定性、彼此隔离的多路相同电压或不同电压和功率不等的直流电。变换后的电源通常具有电压稳定、纹波与噪声电平低、在接通与断开负载时无脉冲电压、电磁干扰小等特性。逆变器电源是将电池直流电变换成需要的交流电,一般有单相、二相、三相,不同电压和频率,主要为惯性器件供电。逆变器电源均采用固态型,具有效率高、体积小、重量轻、工作可靠等特点。脉冲电源是将直流电变换为有较大功率、适当电压的脉冲,多用于时序系统,以它输出的等时脉冲来推动程序凸轮组。

系统中需要相同电源类型的多个用电装置采取集中供电还是分散供电,在电子综合系统设计时应考虑下列因素来确定:

1) 配电的方便性,若两个用电装置相近,由一个电源集中供电;若两个用电装置位于弹(箭)不同子级,则分别各由一个电源供电为宜;

2) 会否通过电源对两个或几个用电装置产生相互影响,例如大功率用电装置状态变化往往影响小功率用电装置;

3) 地面测试检查时各控制装置是否需同时通电工作,根据系统需要来确定。如不需同时对用电装置供电,则分散供电有利,可延长用电装置的工作寿命。

配电器的功能设置需要考虑上列因素,并能实现地面-弹(箭)供电转换。图 3-38 上的 K_1 继电器就是用以将先是地面供电状态转为弹(箭)上供电的转换控制。其他继电器则是用以接通或断开连接于供电母线上的用电装置。配电器只是用继电器 K_A 的接点使供电母线 B 与电池连接。 K_A 接点的闭合由地面控制,“转电”时由地面通过控制线启动继电器 K_1 ,其接点闭合使 K_A 继电器动作,随之其接点使 B 连于电池, K_A 继电器通电后实行自保持,因而保证了电池的不间断供电。“转电”前后应始终保持所有用电装置可靠用电,为此,转电过程中地面、弹(箭)应同时供电,不允许母线 B 产生瞬时断电。

配电器 2 是专为控制火工品用电设置的,其接点 $D_1, D_2, \dots$ 的接通由时序装置按规定的时序进行。独立设置火工品的电池和配电器主要出自安全需要,因为火工品的误通电将引起全弹(箭)非常危险的后果,所以专门设立火工品母线和控制它们的接通。

电缆网是用以将弹(箭)上的各部位控制装置连接成一个整体,并藉以传输测量信号、控制指令和提供供电通路。对于信号线、测试线和供电线路一般有不同的要求,但也有共同性,主要是电磁兼容性和可靠性。所以,电缆网多采用分束、分段、屏蔽、双点双线连接(含与电缆网连接的电连接器)、导线路径简短。

发射前,地面与弹(箭)的测试、控制、供电等的有线联系,通过脐带电缆完成。脐带电缆与弹(箭)的连接界面是脱落或脱拔连接器。脱落连接器由地面遥控电操纵自动脱落,也可机械牵

引脱落,脱拔连接器多安装在弹(箭)尾部,藉助弹(箭)起飞的拉力予以脱开。

3.6 测试发射控制系统

3.6.1 组成和作用

测试发射控制系统是导弹武器系统和运载火箭系统的重要组成部分,用以对导弹和运载火箭进行测试、监视和控制发射。

测试发射控制系统包含测试监视和发射控制两部分内容,具有在地面(舰艇)对弹(箭)进行检测、初始对准、状态监视和操纵发射的功能。为确保弹(箭)准确无误地飞行,在发射前必须检查、测试飞行控制系统各个部分的功能和参数,控制系统与动力装置、遥测、安全系统及头部之间的匹配性及相关性能。发射控制是弹(箭)进入飞行状态前不可缺少的环节,为了确保正常发射,监视和有线控制起着关键性的作用。

检查测试分为贮存状态系统测试(水平测试)、发射状态系统测试(垂直测试)。战略导弹、运载火箭均由多个系统构成,系统复杂,检测项目多,测试精度要求高,一般均进行水平测试和垂直测试,所以这两种系统测试状态具有代表性。发射过程监视、发射控制在发射阵地进行,用于临射状态的过程、测试参数监视、指挥决策、远距离对弹(箭)的状态操纵、控制点火发射。

因为弹(箭)在地面无法产生真实的飞行环境,所以只能进行模拟飞行状态的检查测试,即对被测对象施加激励信号或藉助地球重力场、地球自转特性等的状态下,测量系统运行中的参数和功能。为完成测试发射控制的任务,系统的硬件构成应包括以下几个主要部分:

激励信号源,用以对弹(箭)载控制装置和分系统施加多种信号,如正弦波、方波、电压、恒电流等信号;

采集装置,采集(测量)在激励信号作用下和系统运行中的有关环节输入、输出参数;

检测设备,如数据传输、转换装置,绝缘电阻测试装置等;

监视通信设备,如显示器,通信接口、数据信息接收、发送设备;

电源,大功率直流、交流电源变换器;

计算机,进行自动程序控制、数据处理、信息管理及测试后处理等;

发射控制设备,是自动控制、手动控制、监视、发射操纵的集中控制的设备,包含发射控制台、继电器柜(转接控制柜)等;

瞄准控制装置,接受瞄准系统光瞄信号并对惯性测量装置(平台或垂直陀螺、惯性测量组合)方位准直回路施加控制信号,完成方位对准。

根据发射方式的不同,测试发射控制系统的构成和使用要求有某些区别。对于固定发射方式的导弹、运载火箭,发射的准备工作可以在地面或地下井进行,测试、发射控制设备事先已到位、校准,操作时间较充裕,而且设备的体积、布置较灵活。对于机动发射方式,无论是车载的陆基公路机动或艇载的海上机动,均要求作战反应快,测试发射时间短,但操作项目一般多于固定发射方式,设备的装车、装艇的条件限制严格,因此系统的布局、设备的结构型式与固定发射方式相比较有许多不同和特殊要求。图 3-39 是固定发射方式的测试发射控制系统框图。

固定发射方式的弹(箭)有发射塔架,信号源、采集装置可以安装在离弹(箭)较近的塔架上,以利于解决激励信号、采集信号远距离传输的问题。

根据以上所述,测试发射控制系统的作用可简要归纳成以下几点:

1)对飞行控制系统各控制装置进行静态、动态参数测试及误差模型系数测定,上述工作称为单元测试;

2)分系统测试,对弹(箭)电源配电系统、姿态控制系统、制导系统、发动机点火装置等分系统的静态参数、动态参数进行测试,检查系统极性;

3)总检查,对飞行控制系统的性能参数、时序信号等进行测试和监视,同时还检查控制系统与安全系统、遥测系统、头部控制系统之间的匹配协调性;

4)临射前对弹(箭)控制系统进行初始对准和参数装定,包括惯性测量装置调平和方位瞄准、姿态控制系统零位调整、飞行参数的装定和检查;

5)将测试过程中的地面供电转为弹上控制系统自供电、远控发动机点火发射,当发射过程出现故障或异常时实行紧急关机并使弹(箭)控制系统断电;

6)对测试和发射过程进行监视、控制,提供决策指挥需要的测试发射进程、状态、测试量等信息,对关键环节状态、参数实行远控。

水平测试,主要是做性能参数和功能的全面检查并侧重于性能测试,垂直测试的重点是功能检查、少量的性能参数测试,各自的检查内容、重点、方法和手段则根据测试发射控制要求确定。

3.6.2 控制系统的检查和测试

系统的检查测试和发射的流程大致是:测试发射控制系统自检查、飞行控制系统初始对准、分系统测试、总检查、发射操作。每个流程的编排内容、要求和方法根据发射方式、控制系统方案的不同而有所区别。

测试发射控制设备可以全部在地面,也可有一部分装在弹(箭)上;全部测试项目可以由测试发射控制系统完成,也可采取飞行控制系统与测试发射控制系统相结合由弹(箭)和地面两个系统共同完成。测试、发射控制的项目、要求及某些保证精度的测试方法,通常由飞行控制系统设计者提出。

(1)测试发射控制系统自检测

系统自检测的目的是保持测试发射控制的功能、技术指标处于合格状态和完好水平,其内容主要是状态自检、性能自测试,硬、软件运行协调抽检。测试系统一般均具有自我校准能力。利用事先装定的测试误差模型,将实测结果与已知值对比,从而对实测结果进行修正,以消除测试的系统误差。发射控制部分的自检测内容主要是供电状态、状态显示及电缆网导通、绝缘电阻检查等。

陆基装车机动测试发射控制系统的自检测尤为重要。因为在这种机动发射方式下,测试发射控制设备一般为分车装载,进入发射阵地后,需要车辆就位,展开电缆,连接成系统,然后通电运行。通常,测试发射控制系统与飞行控制系统硬件连接之前必须进行测试发控系统自检,避免由于测试发控系统自身问题带来测试检查结果的虚假和误判。

测试发射控制系统自检测采用等效器代替飞行控制系统并模拟其负载、功能和状态。等效

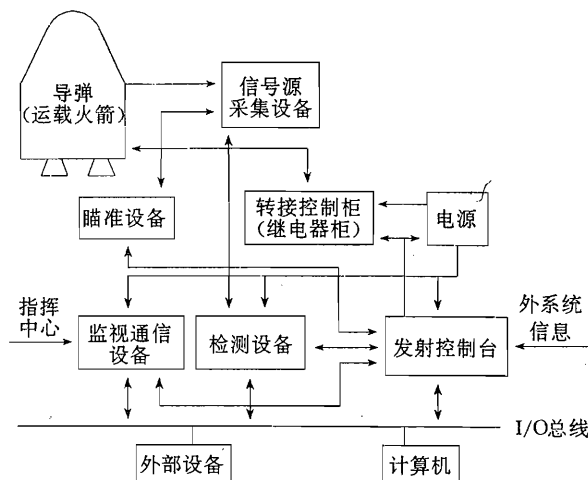


图3-39 固定发射方式的测试发射控制系统框图

器具有模拟硬件和软件的功能。等效器状态的系统检测是不可少的测试检查环节。

(2) 初始对准

控制系统初始对准主要包括:姿态控制系统零位调整、制导系统的初始定向——水平对准和方位瞄准。初始对准是确定初始化条件以保证导弹、运载火箭飞行性能和精度的重要内容。

a. 零位调整

姿态控制系统调零的目的是消除起飞干扰,保证弹(箭)在起飞过程垂直飞行中,其纵轴保持垂直,避免碰撞塔架或倾倒。实际姿态控制系统由于弹(箭)体的垂直度误差、各装置的零漂、惯性测量装置的安装误差及风吹等因素,系统的无控制信号状态的总输出可能不为零,这时,执行机构已有输出值,起飞时此输出值就是姿态控制系统的初始干扰。初始干扰力将引起弹(箭)姿态角和起飞漂移。所以,起飞中力求消除姿态角和起飞漂移,至少减到允许值。

零位调整就是设法消除零位输出值。根据自动控制负反馈原理,将执行机构零位输出值以负反馈方式加到系统或执行机构输入端,即施加一个相反的信号,使系统产生一个与零位输出值作用相反的输出,恰好两者抵消。这样,构成一个闭环自动零位调整回路完成调零作用。图 3-40 是调零回路示意图。

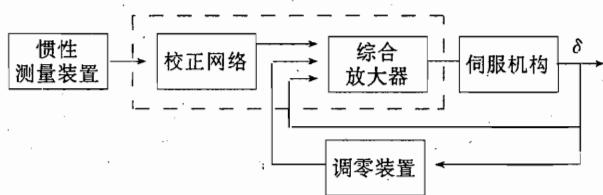


图 3-40 零位调整回路示意图

零位调整的另一内容为:检测和调整姿态控制系统实际的开环静态传递系数值偏差不超出偏差门限,以保证符合设计值。

b. 水平对准

水平对准又称惯性测量基准调平,为加速度计提供一个惯性测量基准,使基准在地面随时保持垂直于重力线位置。弹(箭)起飞后,此基准则为惯性坐标系。保持惯性坐标系的基准对于制导精度有重要意义。计算表明,惯性坐标系水平面(在地面垂直于重力线的平面)偏移 1' 则会造成位置误差约 1.86km。所以,导航系统在发射点的惯性测量基准调平是必要的。水平对准可以数学对准,即通过惯性测量装置测量信息计算出一个数学惯性平台,它与发射点的惯性坐标系方向一致或保持已知的相对方向;也可以物理对准,即利用陀螺稳定平台通过跟踪地球旋转来保持一个垂直于重力线的平面,作为加速度计测量基准平面。

(a) 捷联式制导系统水平对准

利用加速度计和陀螺仪的输出值计算出数学平台。

设惯性器件在飞行器坐标系 O_1y_1, O_1z_1 方向两个测量轴偏离水平的角度为 $\Delta\varphi_0$ 和 ψ_0 , 它们由常值性分量 $\Delta\varphi_{0c}, \psi_{0c}$ 和交变分量 $\Delta\varphi_{0F}, \psi_{0F}$ 两部分组成。常值性分量是由仪表装配、安装等原因造成的,交变分量是由弹(箭)体摆动形成的。在此情况下,水平对准就是将陀螺仪的输出 $\Delta\varphi_0$ 和 ψ_0 值加以调整。但是,由于陀螺仪存在着误差,只靠陀螺仪不能确定 $\Delta\varphi_{0c}$ 和 ψ_{0c} 值,还需要用加速度计来确定。

由于 $\Delta\varphi_0$ 和 ψ_0 均为小角度,横、法向加速度计的测量量可近似表示为

$$\left. \begin{aligned} \dot{W}_{y1} &= -g_0\Delta\varphi_{0c} - g_0\Delta\varphi_{0F} + \dot{W}_{FY} \\ \dot{W}_{z1} &= g_0\psi_{0c} + g_0\psi_{0F} + \dot{W}_{FZ} \end{aligned} \right\} \quad (3-173)$$

式中 $\dot{W}_{FY}, \dot{W}_{FZ}$ ——弹(箭)体摆动形成的法、横向加速度。

$\Delta\varphi_{0F}, \psi_{0F}, \dot{W}_{FY}, \dot{W}_{FZ}$ 是风和弹(箭)体弹性振型的函数,弹(箭)竖在发射台上,只考虑一次弹性振型的影响,其摆动的轨迹通常是椭圆锥形。设弹(箭)法向轴 O_1y_1 与椭圆长轴之间的夹角为 ζ ,则摆动在 O_1y_1, O_1z_1 轴上的分量可表示为

$$\left. \begin{aligned} Y_F &= A\cos\omega t\cos\zeta - B\sin\omega t\sin\zeta \\ Z_F &= B\sin\omega t\cos\zeta + A\cos\omega t\sin\zeta \end{aligned} \right\} \quad (3-174)$$

对上式两次微分后,有

$$\left. \begin{aligned} \dot{W}_{FY} &= -A\omega^2\cos\omega t\cos\zeta + B\omega^2\sin\omega t\sin\zeta \\ \dot{W}_{FZ} &= -B\omega^2\sin\omega t\cos\zeta - A\omega^2\cos\omega t\sin\zeta \end{aligned} \right\} \quad (3-175)$$

式中 A, B ——椭圆的长、短轴;

ω ——弹(箭)体摆动圆频率。

用弹(箭)载计算机对陀螺仪和横、法向加速度计的输出进行采样,求出加速度计输出交变一周的最大与最小值,取其平均值,再除以量化系数 K_{WG_0} (K_W 是加速度计的传递系数),则由式(3-173)可以得出 $\Delta\varphi_{0c}, \psi_{0c}$ 值。陀螺仪输出中的交变部分就是 $\Delta\varphi_{0F}, \psi_{0F}$,可直接测得。由此可得出发射点惯性水平的偏斜角 $\Delta\varphi_{0c} + \Delta\varphi_{0F}, \psi_{0c} + \psi_{0F}$ 。

发射点惯性水平基准也可以只用加速度计输出量经换算求得惯性基准水平面的偏斜角。因为 $\Delta\varphi_{0F}, \psi_{0F}$ 与 $\dot{W}_{FY}, \dot{W}_{FZ}$ 摆动状态下的各自大小的比值关系,取决于弹(箭)体弹性振型函数和周期,与风的大小无关,其比值可依据弹性振型函数在事先计算。根据比值可由加速度计输出的交变分量求出 $\dot{W}_{FY}, \dot{W}_{FZ}$ 值,再从加速度计输出扣除 $\dot{W}_{FY}, \dot{W}_{FZ}$ 量,然后除以 K_{WG_0} ,就能得到 $\Delta\varphi_{0c} + \Delta\varphi_{0F}, \psi_{0c} + \psi_{0F}$ 。将此值与陀螺仪的输出值加以比较,可得到陀螺误差,如进行修正可消除误差值。

将上述的偏斜角值引入制导系统作为初始条件,并在关机量中扣除它的影响。对于位置捷联系统,可利用弹(箭)载计算机输出信号修正陀螺仪的量测量,消除其输出的常值角 $\Delta\varphi_{0c}, \psi_{0c}$ 。对于速率捷联系统,可将 $\Delta\varphi_{0c} + \Delta\varphi_{0F}, \psi_{0c} + \psi_{0F}$ 值存于计算机作为制导计算的初始姿态角,并据此计算对制导精度的影响。

(b) 陀螺稳定平台的水平对准

又称平台调平。在平台台体(平台坐标系)上安装两个正交的调平敏感器件,通过两个独立的控制回路,自动调整、保持平台 O_pX_p, O_pZ_p 轴在发射点水平面上。敏感器件可用加速度计或泡式水准仪。敏感器件在平台坐标系中的位置如图 3-41 所示。测量误差方程

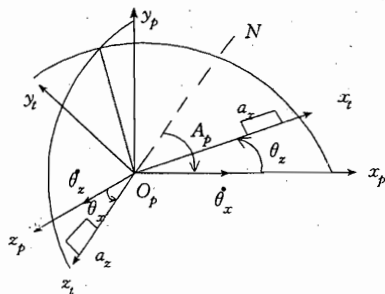


图3-41 调平敏感器件坐标位置

$$\left. \begin{aligned} a_x &= a_{x0} + \theta_z g_0 \\ \theta_z &= K_{WZ}a_x + d_z + \Omega_N \sin A_p \\ a_z &= a_{z0} - \theta_x g_0 \\ \theta_x &= -K_{WX}a_z - d_x - \Omega_N \cos A_p \end{aligned} \right\} \quad (3-176)$$

式中 A_p ——陀螺稳定平台方位角;
 Ω_N ——地球自转角速度在当地的水平分量;
 d_x, d_z ——陀螺仪漂移率;
 a_{x0}, a_{z0} ——X, Z 加速度计零位输出;
 K_{WX}, K_{WZ} ——加速度/角度量化系数。

为使调平系统有较好的静、动态特性,需加入校正环节,设校正网络传递函数为

$$W_g(S) = \frac{S + K_2}{S(S + K_1)}$$

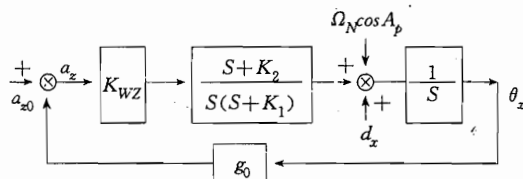


图3-42 调平系统框图

考虑上式及描述式(3-176)的调平系统框图如图 3-42 所示。

x 轴调平误差角以传递函数形式表示:

$$\theta_x(S) = \frac{S^2(d_x - \Omega_N \cos A_p) + S[(S + K_1)(d_x - \Omega_N \cos A_p) + a_{z0} K_{WZ}] + a_{z0} K_2 K_{WZ}}{S^3 + K_1 S^2 + g_0 K_{WZ} S + g_0 K_2 K_{WZ}} \quad (3-177)$$

在常值干扰下, θ_x 的静态误差由式(3-177)可得

$$\theta_x(\infty) = \frac{a_{z0}}{g_0} \quad (3-178)$$

调平精度取决于加速度计的零位偏差 a_{z0} 。

c. 方位瞄准

方位瞄准是将制导系统的初始方位调整到射击方位或它们之间的相对关系位置。方位瞄准有两种方式:光学式瞄准、自主式瞄准(解析瞄准)。

(a) 方位瞄准误差引起的落点横向偏差

参考图 2-36(第二章)及图 3-43, 设瞄准落点为 B , D 为实际落点, S 为发射点, 根据球面三角关系, 横向偏差可按下式求出。

在 $\triangle SBD$, 由球面三角公式

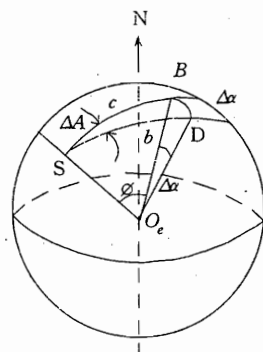


图3-43 瞄准造成落点横向偏差几何关系

$$\cos \Delta a = \cos b \cos c + \sin b \sin c \cos \Delta A \quad (3-179)$$

式中 ΔA ——瞄准方位角误差;

Δa ——横向偏差;

c, b ——发射点与瞄准落点之间的射程角、发射点与实际落点之间的射程角。

由于射程远,可视为 $b = c = \angle \phi$, 则上式成为

$$\cos \Delta a = \cos^2 \phi + \sin^2 \phi \cdot \cos \Delta A$$

变换成半角表示式: $\sin^2 \frac{\Delta a}{2} = \sin^2 \phi \sin^2 \frac{\Delta A}{2}$

取主值:

$$\sin \frac{\Delta a}{2} = \sin \phi \sin \frac{\Delta A}{2} \quad (3-180)$$

或

$$\Delta a = \sin \phi \cdot \Delta A$$

改写成距离形式:

$$\Delta H = \Delta A \cdot R \sin \phi \quad (3-181)$$

式中 ΔH — 横向偏差;

R — 地球半径。

当瞄准误差 ΔA 为某一定值时,对应 ΔH 最大时的射程角是

$$\phi = \frac{\pi}{2}, \frac{3\pi}{2}$$

即射程 $L=10000\text{km}$ 和 30000km 时,横向偏差最大。如果射程角 $\phi = \pi, 2\pi$ 则任何瞄准误差下的横向偏差均最小。

设瞄准方位角误差 $\Delta A = 1'$, 射程为 10000km 和 30000km 的瞄准引起的横向偏差约为 1.86km 。

(b) 光电式瞄准

光电式瞄准是以地面光学瞄准轴为基准,将弹(箭)上惯性测量的方位准直到这个瞄准轴上。这套系统由光电瞄准仪、反射棱镜、方位驱动装置等组成。反射棱镜装在垂直陀螺仪或陀螺稳定平台、捷联式陀螺基板上。在进行瞄准之前,先将光电瞄准仪的瞄准轴置于与射向重合的方位上或与射面有确定夹角的方向上,再转动陀螺仪或陀螺稳定平台的方位轴或者转动弹(箭)体,使反射棱镜的反射光与入射光平行,从而返回的平行光束将在原光路中穿过,瞄准仪表指示为零。否则,继续调整,直至达到瞄准要求的方位角为止。

方位瞄准一般分两步进行。首先是粗瞄,通过转动发射台使瞄准方位接近实际射向;然后是精瞄,通过光学瞄准达到方位要求精度。

光学方位瞄准的基准是大地真北(北极星),地面瞄准仪与基准方向的大地方位角是事先确定的,并通过大地测量确定发射点 F , 瞄准点 M , 基准点 G 和检查点 J 以及射击方向角 A (图 3-44)。

在应用陀螺稳定平台的机动发射的导弹,可以利用制导系统功能使平台方位瞄准准直不

— 180 —

光电式瞄准系统的误差除与大地测量定标、光电瞄准仪敏区有关外也与棱镜反射误差角、棱镜光轴同地平面之间的仰角有关。

参考图 3-46, 棱镜反射误差角

$$\Delta\alpha_y = \operatorname{tg}\xi \frac{\cos\alpha_x}{\cos\alpha_y} \Delta\alpha_x \quad (3-182)$$

式中 α_x ——棱镜在垂直平面内偏离 OZ 轴的安装角；

α_y ——棱镜在方位平面内偏离 OZ 轴的安装角；

ξ ——瞄准仰角；

l ——瞄准点与棱镜间的光路距离, 称瞄准斜距。

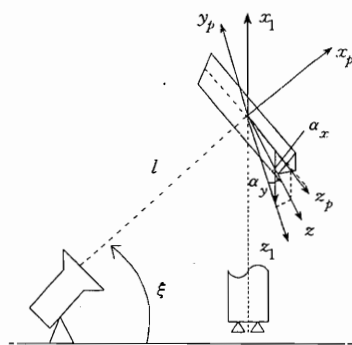


图3-46 棱镜反射示意图

从式(3-182)知, 减小垂直面内安装误差角 $\Delta\alpha_x$ 可以减小瞄准误差角, 但降低瞄准仰角 ξ 效果更大。所以, 瞄准距离越长对瞄准精度越有利, 表 3-3 列出瞄准参数对瞄准误差的影响关系。

表 3-3 瞄准参数 ξ 、 $\Delta\alpha_x$ 对反射误差角 $\Delta\alpha_y$ 的影响

$\Delta\alpha_x$	ξ				
	1'	20'	0°	15°	
1'	0".02	0".35	1"	5".2	$\alpha_x = \alpha_y$
5'	0".09	1".75	5".2	26".1	
10'	0".17	3".49	10".47	52".35	

虽然瞄准仰角越小对减小瞄准误差越有利, 但是却使瞄准光路加长。从使用角度看, 瞄准距离远、在雨雾天气下其能见度降低, 影响全天候作战使用。所以, 瞄准仰角 ξ 的取值要综合考虑瞄准场地、天气情况来选定。

(c) 自主式瞄准

与光学瞄准方式不同, 自主式瞄准是利用装在陀螺稳定平台上的敏感器件(陀螺仪、加速度计、重力摆等)敏感平台相对方位基准偏差来实现。自主式瞄准, 需要平台调平与方位瞄准同时进行。敏感器件测量的物理基准是重力加速度和地球旋转角速度, 重力加速度矢量作为水平对准的基准, 地球自旋角速度矢量作为方位对准的基准。

地球自转角速度 ω_e 在陀螺稳定平台陀螺仪测量轴方向的分量(参看式 2-1c)是

$$\left. \begin{aligned} \omega_x &= \omega_e \cos B \cos A = \Omega_N \cos A \\ \omega_y &= \omega_e \sin B = \Omega_V \\ \omega_z &= -\omega_e \cos B \sin A = -\Omega_N \sin A \end{aligned} \right\} \quad (3-183)$$

式中 ω_e ——地球自转角速度；

B ——地理纬度(发射前已知)；

A ——方位角。

平台上的 X 向加速度计的输出经放大、校正后加到平台 z_P 轴陀螺仪力矩器,使平台绕 z_P 轴反向转动而保持 x_P 轴水平,构成了绕 z_P 轴的调平回路。同理, Z 向加速度计与 x_P 轴陀螺仪构成绕 x_P 轴调平回路。同时,将 z_P 轴陀螺仪输出量加到 y_P 轴陀螺仪,调整的方位基准是当地子午线方向(方位角 $A = 0^\circ$),这时 z_P 轴陀螺仪输出为零。然后,再按照方位装定角,将控制信号加至 Y 陀螺力矩器,控制陀螺稳定平台绕方位轴 y_P 转过一个发射方位角,并通过 y_P 轴高精度传感器将方位轴锁定。这样,就实现了调平和自动瞄准。

$\omega_x, \omega_y, \omega_z$ 的量测量中不包含陀螺仪的漂移率,因此陀螺稳定平台相对地球呈现视漂移率。平台处于调平和方位电气锁定状态时,陀螺仪力矩器的电流就是使平台跟踪地球自转所需要的力矩电流。

如果陀螺仪有漂移,其漂移值就是自主瞄准能达到的精度,为了保持较高的方位对准精度,必须采用低漂移率的陀螺仪。陀螺仪漂移率与方位误差的关系式是

$$d_z = -\Omega_N \cos A \cdot \Delta A \quad (3-184)$$

如纬度 $B = 40^\circ, A = 0^\circ$, 要求方位瞄准精度 $\Delta A \leq 1'$ 时,陀螺漂移率 d_z 应小于 $0.003(^{\circ})/h$ 。

(3) 分系统测试

它是系统综合测试的重要内容,使用综合测试设备对控制系统的各个分系统的功能、参数及系统的协调性进行检查测试,包括电源参数测量,姿态控制系统的装置和系统静态传递系数测量,制导系统加速度计的精度测试,系统动态特性检查,极性检查等。

分系统的测试项目多,采集的数据量大,为了缩短测试检查时间,通常采用自动化测试手段来完成。

系统测试一般采取以下基本过程:

- 1) 电路连接与开关转换;
- 2) 向被测对象施加激励信号;
- 3) 被测对象工作过程的控制;
- 4) 采集(测量)被测对象对激励信号的响应和输出量;
- 5) 测量数据处理;
- 6) 结果的记录与显示。

a. 激励信号的施加方法

(a) 载体运动施加激励

主要用于惯性测量装置的测试。在惯性测量装置装弹(箭)之前进行测试时,将其装在转台上,通过转台运动使惯性测量装置输出信号。

(b) 对控制装置直接加激励信号

如惯性测量装置、其他控制装置装入弹(箭)之后,无法再用转台作载体运动,则对它们的输入力矩器(受感器)加电,激励控制装置或敏感器件使其输出信号。

如对陀螺仪输出轴上的力矩器施加电压,则力矩器产生力矩

$$M = K_M U$$

随之,陀螺仪输出信号

$$U_0 = \int_0^t K_0 M dt$$

式中 U ——力矩器输入电压;

K_M ——力矩器的力矩系数;

K_0 ——陀螺仪结构所决定的常数;

t ——力矩保持时间。

如对综合放大器输入端施加电压 U_i ,则输出端有电流输出 i_0 ,则

$$i_0 = K_y U_i$$

式中 K_y ——放大器系数。

激励信号也可以是恒流源输出,如对火工品通路测试,则施加恒定电流。

b. 测试方法

对不同分系统,由于系统构成、特性、测试要求不同,可有不同的测试方法。现列举几个代表性的测试项目为例。

(a) 姿态控制系统静态传递系数的测试

对姿态控制系统控制通道施加激励信号,测量各路输出值,然后计算出各通道的静态传递系数。

对于四台发动机呈“十”字形安装时,静态传递系数按下式求取

$$\left. \begin{aligned} K_{\varphi} &= \frac{\delta_{ii} - \delta_{iv}}{2U_i^{\varphi}} \\ K_{\psi} &= \frac{\delta_{ii} - \delta_{iii}}{2U_i^{\psi}} \\ K_{\gamma} &= \frac{\sum_{j=1}^4 \delta_j}{4U_i^{\gamma}} \end{aligned} \right\} \quad (3-185)$$

式中 $\delta_i, \delta_{ii}, \delta_{iii}, \delta_{iv}$ ——I, II, III, IV 发动机摆角;

$U_{i\varphi}, U_{i\psi}, U_{i\gamma}$ ——俯仰、偏航、滚动通道控制信号。

(b) 加速度计精度测试

捷联式惯性测量装置装入弹(箭)之后,加速度计测量轴的方向已经确定。因弹(箭)无法翻转,所以对于纵向加速度计可以利用当地重力加速度 g_0 作为激励(输入)信号。因为弹(箭)垂直竖立时,纵向加速度计的输入恰好是 $1g_0$ 。但是由于不能倒置,无法形成负输入条件,因此不能分离零位输出值。对于横、法向加速度计,无法利用 g_0 作为输入信号,一般只能对加速度计的力矩器施加电流产生一个力矩作为标准输入信号,测量其输出值,但精度不高,只宜作功能检查。

陀螺稳定平台的三个加速度计可通过转动陀螺稳定平台台体(面)在多个位置,改变加速度计测量轴的方向,可以敏感 $1g_0, g_0$ 的分量,从而能够测出加速度计的精度。

加速度计的输出量方程

$$n_f = n_k \frac{a}{g_0} + n_0 \quad (3-186)$$

式中 n_f ——加速度计的输出量;

n_k ——加速度计当量值,即输入 $1g_0$ 下的输出量;

n_0 ——加速度计的零位输出;

a ——被测加速度。

将加速度计的输入轴沿测量方向正、倒置各一次,则在测试时间间隔 T 的加速度计输出量为

$$\left. \begin{aligned} \text{正输入时} \quad N^+ &= n_f^+ T = n_k \frac{a}{g_0} T + n_0 T \\ \text{负输入时} \quad N^- &= n_f^- T = -n_k \frac{a}{g_0} T + n_0 T \end{aligned} \right\} \quad (3-187)$$

将 N^+ 和 N^- 相加或相减,得

$$\left. \begin{aligned} n_0 &= \frac{1}{T} (N^+ + N^-) \frac{1}{2} \\ n_k &= \frac{1}{T} (N^+ - N^-) \frac{g_0}{2a} \end{aligned} \right\} \quad (3-188)$$

若将平台台体绕另外两个轴各转 90° ,再使另外两个加速度计沿 g_0 方向正、倒置各 1 次,则可以测得其余两个加速度计的精度。如果将平台台体沿某一轴转动 6 个或 12 个位置,还可以测量刻度因数(比例误差)。

如果将平台沿台体坐标系三个轴共转动 13 个位置,根据测得的参数则可以计算出陀螺仪、加速度计的误差系数共 15 个。

另外,还有 g_0^2 方法测加速度计精度^[1]。

c. 动态特性检查

对有动态特性要求的控制装置,如伺服机构(舵机)、陀螺稳定平台、加速度计的稳定回路、速率陀螺等,在装入弹(箭)的情况下,进行快速、简单的动态特性检查。可以采用如下方法。

(a) 逐点测量频率特性法

给被测对象施加正弦激励信号,测量输出与输入的幅值之比和相角差,从此得到幅频和相频特性。

(b) 测量过渡过程的特征参数

给被测对象施加一个阶跃扰动,测量其过渡过程参数。根据对动态特性的分析和事前的实验参数可以给出过渡过程的参数变化范围要求,如峰值、振荡次数、达到峰值的时间和过渡过程时间等。

(c) 施加阶跃信号测频率特性

阶跃输入信号包括宽带频率分量,因而可以检查被测对象所有频率的传递特性。将输入、

输出量全部测量下来,用快速傅里叶变换即可得出频率特性。

(4)总检查

总检查是模拟飞行状态下系统工作情况的全面检查,重点是检查全系统工作的协调性和典型系统参数的准确性。同时,通过转换供电和紧急关机或紧急断电的总检查,实现对发射电路检查、发射不成功时处置操作的检查。

总检查的主要内容有:

a. 制导方程的装定数据校验

关机时间,一般选择总检查的关机时间与实际飞行的标准关机时间基本相同。但在地面由于制导系统的输入量与飞行状态下的值不同,需按地面条件重新计算制导方程的系数装定值。地面总检查的状态引起制导系统装定值与飞行中不同的原因是:

加速度计输出量的变化。对捷联式制导系统,在总检查过程中,纵向加速度计的输入是 $1g_0$,其余的横、法向加速度计的输入为零。对于平台-计算机制导系统,陀螺稳定平台的调平和方位锁定回路是断开的,加速度计处于惯性空间位置,因地球自转使重力加速度在加速度计输入轴上的分量随时间而变化。捷联式制导系统的陀螺仪在总检查中,其修正电路也是断开的,地球自转使姿态角输出随时间而变化。所以,这些用于总检查的装定数据需要计算。

在总检查中无法产生导引下的质心运动,为检查导引输出信号的变化规律,往往选择在某些特定时间内使导引按照便于观察的波形而变化。为此,需要采用加速度与姿态角的变化关系计算导引方程的装定数据。

总检查所处地理位置的地理纬度、方位的不同也影响当地重力加速度值和陀螺仪的输入量。这样将带来关机时间的变化,因此需计算修正量。当方位、纬度、高程等与预定值差别不大时,可按下列线性化公式计算修正量:

$$\Delta W = \frac{\partial \bar{J}_k}{\partial A} \Delta A + \frac{\partial \bar{J}_k}{\partial B} \Delta B + \frac{\partial \bar{J}_k}{\partial g_0} \Delta g_0 \Big|_{t=\bar{t}_k} \quad (3-189)$$

式中 ΔA ——方位角变化值;

ΔB ——地理纬度不同值;

Δg_0 ——重力加速度变化值;

$\bar{J}_k$ ——标准关机量。

b. 时序信号检查

利用弹(箭)载计算机和时序装置输出一些标准波形的程序信号,以检查飞行程(时)序控制电路的功能。拟定的波形应当是既可由测试系统测量其特征值,又便于专业人员直接观察。

c. 计算机装定内容的检查

弹(箭)载计算机接收地面发送的飞行用的程序和数据,装定后的程序和数据应予以校验。这种检查无论是在地面的总检查还是正式发射,均是必需的。通常采用奇偶校验、累加和检查,调出已装定的程序和数据内容送至地面与原始的程序和数据进行比对,检查是否一致。

d. 转电检查

检查弹(箭)上电源是否转电和脱落连接器(脐带电缆)是否脱落。

e. 发射控制电路检查

主要是动力装置点火电路及紧急关机、断电的检查。

紧急关机、断电的控制采取自动与手动共用的方式。在点火程序中安排紧急关机时间断点,当发射过程中点火电路接通后、动力装置不正常,达到设定的紧急关机时间点时实行自动关机。在总检查中对自动和手动紧急关机分别检查。

3.6.3 发射控制

经过射前检查测试合格后,就可进入发射状态。发射时,对控制系统及地面控制设备的一些主要工作状态还要进行临射检查或循环检测,但内容较简单而且项目有限。检查或循环检测的结果、进程均显示在操作(控制)台上,为发射指挥人员提供决策依据。发射控制严格按操作程序进行,并在弹(箭)起飞前以倒计时的方式排列操作程序(图 3-36)。

发射控制的主要程序是:按要求次序给控制系统各装置供电,进行制导系统方位对准,向弹(箭)载计算机装定飞行用程序和数据,进行地面供电转换为弹(箭)自供电,接通发动机点火电路,发动机点火。若不能正常起飞,采取紧急关机,及时断电和关闭发动机。

发射操作是由地面发射控制设备在测试设备配合下完成的。发射控制有自动方式或手动方式或二者结合的方式。发射操作的基本要求是准确控制和安全发射。所以发射控制设备应具备:

- 1) 正确地执行规定的发射程序,一般情况下,自动完成各个发射程序的细节;
- 2) 确保发射安全,对一些关键操作项目,如转电、点火等,应设置联锁(保险)条件,只有满足规定条件时,控制才能生效,以免误动发射;
- 3) 能显示控制命令、操作进程、工作状态及重要参数;
- 4) 应急控制,当弹(箭)出现故障,发动机在预定时间不能达到起飞推力时,点火时间机构发出超时紧急关机信号。同时,发射控制台上设置的手动紧急关机按钮在手动操作下也可发出关机和断电信号。

测试发射控制系统与控制系统功能、发射方式紧密相关,并与之适应。随着控制系统技术的发展和弹(箭)功能的扩大,要求发射准备时间日益缩短,检测及控制手段日益完善。因此,快速校准、重复检测、数据实时处理、自动显示、故障诊断等已成为测试发射控制应具备的内容。以计算机为主体的自动化测试发射控制已成为主要型式。依据计算机的作用和所在部位不同,可有弹(箭)载计算机检测、地面计算机进行数据处理和控制;地面计算机检测和控制;弹(箭)载计算机与地面计算机联合检测、地面计算机进行监视控制的三种制式。这几种检测控制的设备均可用于固定发射方式或车载机动发射。

思考题

1. 弹道式飞行器控制系统的主要特点是什么? 质心运动的制导指令为什么要通过姿态控制系统来执行?
2. 三框架陀螺稳定平台用于制导系统,当飞行前一段有俯仰程序角 φ_x ,后一段施加偏航程序角 ψ_x ,且 φ_x, ψ_x 均为大角度,这时选用何种框架安装取向为宜?
3. 惯性测速定位系统与 GPS 测速定位系统的运用机理,它们各自优缺点有哪些?
4. 摄动制导、显式制导的特点,各自的优缺点有哪些?
5. 横、法向导引的作用是什么?

6. 耗尽关机制导方式的作用,能量管理(控制)的基本形式有哪些?
7. 阐述连续式姿态控制系统与数字式姿态控制系统的区别、构成特点,各自的优缺点。
8. 姿态控制系统执行机构的基本类型,用途范围。
9. 数字控制系统的频率折叠效应的含义。避免产生频率折叠的措施。
10. 姿态控制方程中动态项的必要性。举例分析控制方程的作用。
11. 飞行时序系统的主要功能,基本技术要求。
12. 测试发射控制系统的功能,检测、监视和控制的主要内容、方法。
13. 利用加速度计作为调平敏感测量元件,当陀螺稳定平台要达到调平精度 $1'$ 时,加速度计的灵敏限(零位误差)应是多少?
14. 以数字计算机为主体的测试发控系统中,弹(箭)载计算机检测、地面计算机检测和弹(箭)-地计算机联合检测方式的各自优缺点是什么?
15. 飞行电子综合系统的综合内容,基本原则。

第4章 控制系统硬件

控制系统硬件是弹(箭)控制装置和测试发射控制设备的总称,前者包括敏感测量装置、中间装置和执行机构,利用它们构成飞行控制系统,实现制导、姿态控制、时序、电源配电及信号传输、控制等功能;后者包括检测设备、发射控制设备和监视控制设备,利用它们构成测试发射控制系统,完成飞行控制系统的测试、发射控制和监视控制的功能。这些硬件的基本类型是电子线路、机电部件、机械结构、电缆网和车辆(机动发射方式时)。根据系统功能配置需要的部件,构成硬件系统。

本章主要介绍飞行控制系统硬件结构、原理和性能要求,为构成和分析控制系统提供硬件选择。

4.1 敏感测量装置

4.1.1 陀螺仪

(1) 自由陀螺仪

自由陀螺仪又称两自由度陀螺仪或位置陀螺仪。自由陀螺仪具有三个正交的转动自由度,除自转轴外,有两个可以敏感载体相对基准轴(自转轴)的姿态角输出轴。这三个互相垂直的轴通常称为转子轴、内框轴和外框轴。其典型结构的主要组件有:内框架组件、外框架组件、底座及安装在内、外框架轴上的传感器、力矩器、输出装置等,图4-1是陀螺仪构造示意图。

陀螺转子用陀螺马达

驱动作高速旋转,因而具有定轴特性,内、外框架构成万向支架以支持转子,使转子能与载体运动隔离开,构成三个正交的转动自由度。两自由度陀螺仪除自转轴外,有两个轴能敏感载体相对基准轴的姿态角。该姿态角由传感器测得并以电信号输出,且输出信号正比于转角。力矩器^①10、11用于陀螺开始工作时,使内轴、外轴能从任意姿态回归到零位工作姿态。内框架轴上装的内轴传感器可测量外框架相对内框架转动的角位移。外框架组件连同内框架组件并与

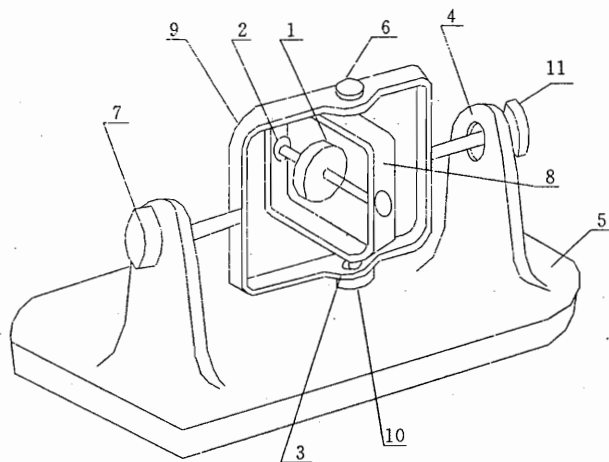


图4-1 自由陀螺仪基本构造示意图

- 1—转子; 2—转子轴承(前、后各一); 3—内轴轴承(上、下各一);
4—外轴轴承(左、右各一); 5—底座; 6—内轴传感器; 7—外轴传感器;
8—内框架; 9—外框架; 10—内轴力矩器; 11—外轴力矩器。

^① 力矩器(或力发生器)是将输入电量转变成机械力矩的机电转换元件,主要用于陀螺仪的调平、对准和归零

内框架组件一起可以绕外框架轴相对底座转动,转角由外轴传感器测得并以电信号输出。力矩器绕内框架轴对陀螺施加力矩,使陀螺绕外轴进动;绕外框架轴对陀螺施加力矩,可使其绕内轴进动。

a. 自由陀螺仪的框架误差

当陀螺坐标系与飞行器坐标系不重合(如由于安装误差),或者弹(箭)相对惯性坐标轴(或第3章图3-9的 $O_1x_p y_p z_p$)转动时,由于陀螺仪框架之间的几何位置或陀螺仪在载体上安装取向的原因,使得陀螺仪输出轴测得的角度与弹(箭)绕其相应轴的转动角不相同,由此引起的测量误差,称为框架误差。

框架误差的大小与陀螺仪坐标系和载体坐标系之间的取向有关,也与两坐标系之间的初始安装误差角有关。现以垂直陀螺仪为例说明框架误差。参看第3章图3-8,陀螺仪的这种安装取向的坐标系如图4-2所示。

设飞行器坐标系 $O_1x_1y_1z_1$ 与陀螺壳体坐标系 $O_1X_0Y_0Z_0$ 之间不存在安装误差。陀螺仪外框架坐标系、内框架坐标系相对壳体坐标系之间的相对位置如图4-3所示。

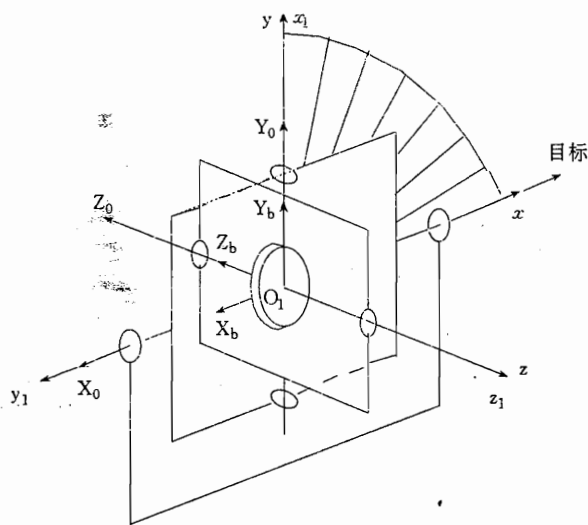


图4-2 垂直陀螺仪坐标系

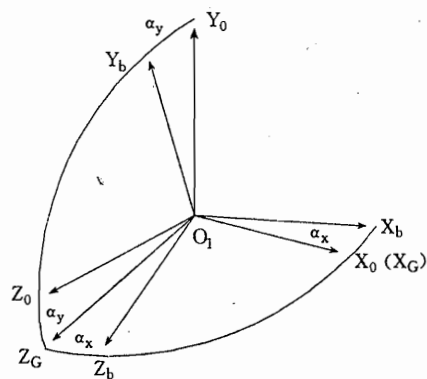


图4-3 垂直陀螺仪测量转角与其坐标系相对位置关系

$O_1X_0Y_0Z_0$ ——陀螺壳体坐标系, $O_1X_cY_cZ_c$ ——外框架坐标系,

$O_1X_bY_bZ_b$ ——内框架坐标系, O_1xyz ——发射点惯性坐标系, $O_1x_1y_1z_1$ ——飞行器坐标系。

设内框架坐标系 $O_1X_bY_bZ_b$ 中有一个坐标轴与转子轴 O_1z_p 一致,由于陀螺仪的定轴性, O_1z_p 轴在弹(箭)运动前后均不改变指向。按照两坐标系转换矩阵相等关系,可得出(见第3章式(3-1),式(3-2))

$$\left. \begin{aligned} \alpha_y &= -\psi(\gamma=0) \\ \alpha_x &= -\gamma(\psi=0) \end{aligned} \right\} \quad (4-1)$$

式(4-1)表明,当弹(箭)同时绕两个轴(陀螺仪内、外框架轴)转动时,垂直陀螺仪内轴转

角 α_x 并不真正代表姿态角 γ 。仅有弹(箭)只绕内框轴转动时,陀螺仪输出转角 α_x 才与滚动角 γ 完全对应。然而当弹(箭)已经绕外框轴(偏航轴)转过 ψ 角的情况下,陀螺仪壳体随弹(箭)也转过 ψ 角,即陀螺仪壳体绕陀螺仪外框轴转过 α_y 角,使滚动轴不再与内框轴重合,弹(箭)的滚动运动只有 $\cos\psi$ 倍的转角加在内框轴上,这是造成框架误差的原因。

如垂直陀螺仪是任意安装取向,当弹(箭)同时绕两个轴(ψ, γ)转动时,陀螺仪的输出转角 α_y, α_x 与偏航角、滚动角之差即为框架误差,一般可写为

$$\left. \begin{aligned} \Delta\psi &= \alpha_y + \psi \\ \Delta\gamma &= \alpha_x + \gamma \end{aligned} \right\} \quad (4-2)$$

类似上述方法,也可对水平陀螺仪的框架误差进行分析。

b. 自由陀螺仪误差模型

为了分析陀螺仪的误差和对误差进行修正、补偿,常将典型误差量以误差模型表示。一般按作用于陀螺仪的加速度(或比力)物理量、按运动参量和温度等物理量来构成误差模型。误差模型可以表示成力矩形式或漂移量形式。制导精度分析和制导工具误差补偿主要涉及陀螺仪漂移量,因此,只介绍以漂移角速度表示的陀螺仪误差模型。

根据陀螺理论,陀螺仪漂移角速度

$$\dot{\alpha} = \frac{M}{H} \quad (4-3)$$

式中 $H = J\Omega$ ——陀螺的角动量(J —陀螺转子的转动惯量, Ω —转子旋转角速度);

M ——陀螺绕输出轴的干扰力矩。

对于二自由度陀螺仪,内框轴上的力矩引起外框轴漂移,外框轴上力矩引起内框轴漂移。各轴的干扰力矩包括

(a)与加速度无关的常值力矩 M_0 。

产生 M_0 的误差源有:输电装置(如软导线)的扭力矩,电磁元件(如传感器和力矩器)的电磁干扰力矩,空气轴承的常值涡流力矩等。这些力矩一般与陀螺仪所受加速度的大小无关,故称为与加速度无关项,或称常值力矩项。

(b)与加速度一次方成比例的力矩 M_1 。

设陀螺仪质心静不平衡位移矢量

$$D = \begin{bmatrix} D_{0x} \\ D_{0y} \\ D_{0z} \end{bmatrix} \quad (4-4)$$

陀螺仪受外界加速度作用产生的惯性力

$$F = m \begin{bmatrix} \dot{W}_x \\ \dot{W}_y \\ \dot{W}_z \end{bmatrix} \quad (4-5)$$

式中 m ——陀螺质量。
干扰力矩

$$M = D \times F \quad (4-6)$$

将式(4-4)、(4-5)代入式(4-6),按图 4-2 所示的陀螺坐标系,列出的力矩分量形式

$$\begin{bmatrix} M_{x1} \\ M_{y1} \\ M_{z1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & -m\dot{W}_z & m\dot{W}_y \\ m\dot{W}_z & 0 & -m\dot{W}_x \\ -m\dot{W}_y & m\dot{W}_x & 0 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} D_{0x} \\ D_{0y} \\ D_{0z} \end{bmatrix} \quad (4-7)$$

(c)与加速度平方成比例的力矩 M_z

这是陀螺仪非等刚度在两个正交加速度作用下产生的。设陀螺弹性变形位移矢量

$$L_s = C \cdot F \quad (4-8)$$

柔性系数张量的矩阵形式

$$C = \begin{bmatrix} C_{xx} & C_{yx} & C_{zx} \\ C_{xy} & C_{yy} & C_{zy} \\ C_{xz} & C_{yz} & C_{zz} \end{bmatrix} \quad (4-9)$$

式中 $C_{ij}(i,j=x,y,z)$ 是由沿 i 轴向的惯性力所引起的 i,j 轴方向质心位移的柔性系数。矩阵 C 的元素代表陀螺转子、内框架组件、外框架组件以及各支承元件在受到沿三个坐标轴任一轴向惯性力作用时,沿此轴方向的弹性变形位移量(如 C_{xx}, C_{yy}, C_{zz}) 或与此轴正交的两个轴向的弹性变形位移量(如 $C_{xy}, C_{xz}, C_{yx}, C_{yz}, C_{zx}, C_{zy}$)。

设沿 Y 轴的加速度 $\dot{W}_y$ 作用于陀螺时,形成的惯性力 $F = m\dot{W}_y$ 使外框架组件的质量中心沿 Y 轴移动 $mC_{yy}\dot{W}_y$, 同时有沿 Z 轴的加速度 $\dot{W}_z$ 时,由于惯性力 $F = m\dot{W}_z$ 的作用,产生绕 X 轴的力矩 $m^2C_{yy}\dot{W}_y\dot{W}_z$ 。有时由于陀螺的结构材料和结构形状也会在 $\dot{W}_y$ 作用下产生沿 Z 轴的质心位移,沿 Z 轴方向的位移量为 $mC_{yz}\dot{W}_y$, 又在惯性力 F_y 的作用下,将产生绕 X 轴的力矩 $m^2C_{yz}\dot{W}_y^2$ 。

于是可列出绕陀螺仪两输出轴上的干扰力矩

$$\begin{bmatrix} M_{x2} \\ M_{y2} \end{bmatrix} = m^2 \begin{bmatrix} 0 & C_{yz} & -C_{zy} \\ -C_{zx} & 0 & C_{zx} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{W}_x^2 \\ \dot{W}_y^2 \\ \dot{W}_z^2 \end{bmatrix} + m^2 \begin{bmatrix} C_{zx} & -(C_{yy} - C_{zz}) & -C_{xy} \\ -C_{yz} & C_{yx} & (C_{xx} - C_{zz}) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{W}_x & \dot{W}_y \\ \dot{W}_y & \dot{W}_z \\ \dot{W}_z & \dot{W}_x \end{bmatrix} \quad (4-10)$$

将以上列出的 M_0, M_1, M_2 代入式(4-3), 得到只考虑稳态进动运动的漂移角速度

$$\begin{bmatrix} \dot{\alpha}_x \\ \dot{\alpha}_y \end{bmatrix} = \frac{1}{H} \begin{bmatrix} -M_{y0} \\ M_{x0} \end{bmatrix} + \frac{m}{H} \begin{bmatrix} D_{0x} & 0 & -D_{0x} \\ 0 & D_{0x} & -D_{0y} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{W}_x \\ \dot{W}_y \\ \dot{W}_z \end{bmatrix} + \frac{m^2}{H} \begin{bmatrix} C_{zx} & 0 & -C_{zx} \\ 0 & C_{yz} & -C_{zy} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{W}_x^2 \\ \dot{W}_y^2 \\ \dot{W}_z^2 \end{bmatrix} + \frac{m^2}{H} \begin{bmatrix} C_{yz} & -C_{yx} & -(C_{xx} - C_{zz}) \\ C_{zx} & -(C_{yy} - C_{zz}) & -C_{xy} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{W}_x & \dot{W}_y \\ \dot{W}_y & \dot{W}_z \\ \dot{W}_z & \dot{W}_x \end{bmatrix} \quad (4-11)$$

式(4-11)可改写为

$$\begin{bmatrix} \dot{\alpha}_x \\ \dot{\alpha}_y \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} D(X)_F \\ D(Y)_F \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} D(X)_X & 0 & D(X)_Z \\ 0 & D(Y)_Y & D(Y)_Z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{W}_x \\ \dot{W}_y \\ \dot{W}_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} D(X)_{XX} & 0 & D(X)_{ZZ} \\ 0 & D(Y)_{YY} & D(Y)_{ZZ} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{W}_x^2 \\ \dot{W}_y^2 \\ \dot{W}_z^2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} D(X)_{XY} & D(X)_{YZ} & D(X)_{XZ} \\ D(Y)_{xy} & D(Y)_{yz} & D(Y)_{xz} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{W}_x & \dot{W}_y \\ \dot{W}_y & \dot{W}_z \\ \dot{W}_z & \dot{W}_x \end{bmatrix} \quad (4-12)$$

式(4-12)中各项系数的含义为

$\dot{\alpha}_x$ ——陀螺仪 OX 轴(外轴)的总漂移角速度;

$\dot{\alpha}_y$ ——陀螺仪 OY 轴(内轴)的总漂移角速度;

$D(X)_F = -\frac{M_{y0}}{H}$ ——OX 轴向的常值漂移角速度;

$D(Y)_F = \frac{M_{x0}}{H}$ ——OY 轴向的常值漂移角速度;

$D(X)_X = \frac{mD_{0x}}{H}$ ——OX 轴向的一次项漂移系数;

$D(X)_Z = -\frac{mD_{0x}}{H}$ ——OX 轴向的一次项漂移系数;

$D(Y)_Y = \frac{mD_{0y}}{H}$ ——OY 轴向的一次项漂移系数;

$D(Y)_Z = -\frac{mD_{0y}}{H}$ ——OY 轴向的一次项漂移系数;

$$\begin{aligned}
D(X)_{xy} &= \frac{m^2 C_{yz}}{H} \text{——与加速度乘积成比例的沿 OX 轴向的二次项漂移系数;} \\
D(X)_{yz} &= -\frac{m^2 C_{yz}}{H} \text{——与加速度乘积成比例的沿 OX 轴向的二次项漂移系数;} \\
D(X)_{xz} &= -\frac{m^2 (C_{xx} - C_{zz})}{H} \text{——与加速度乘积成比例的沿 OX 轴向的二次项漂移系数;} \\
D(Y)_{xy} &= \frac{m^2 C_{xz}}{H} \text{——与加速度乘积成比例的沿 OY 轴向的二次项漂移系数;} \\
D(Y)_{yz} &= -\frac{m^2 (C_{yy} - C_{zz})}{H} \text{——与加速度乘积成比例的沿 OY 轴向的二次项漂移系数;} \\
D(Y)_{xz} &= -\frac{m^2 C_{xy}}{H} \text{——与加速度乘积成比例的沿 OY 轴向的二次项漂移系数;} \\
D(X)_{xx} &= \frac{m^2 C_{zz}}{H} \text{——与加速度平方成比例的沿 OX 轴向的二次项漂移系数;} \\
D(X)_{zz} &= -\frac{m^2 C_{zz}}{H} \text{——与加速度平方成比例的沿 OX 轴向的二次项漂移系数;} \\
D(Y)_{yy} &= \frac{m^2 C_{yz}}{H} \text{——与加速度平方成比例的沿 OY 轴向的二次项漂移系数;} \\
D(Y)_{zz} &= -\frac{m^2 C_{zy}}{H} \text{——与加速度平方成比例的沿 OY 轴向的二次项漂移系数。}
\end{aligned}$$

将式(4-12)改写成一般形式的两自由度陀螺仪静态误差模型,有

$$\begin{aligned}
\begin{bmatrix} \dot{\alpha}_x \\ \dot{\alpha}_y \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} D(X)_F \\ D(Y)_F \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} D(X)_x & D(X)_y & D(X)_z \\ D(Y)_x & D(Y)_y & D(Y)_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{W}_x \\ \dot{W}_y \\ \dot{W}_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} D(X)_{xx} & D(X)_{yy} & D(X)_{zz} \\ D(Y)_{xx} & D(Y)_{yy} & D(Y)_{zz} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} W_x^2 \\ W_y^2 \\ W_z^2 \end{bmatrix} \\
&+ \begin{bmatrix} D(X)_{xy} & D(X)_{yz} & D(X)_{xz} \\ D(Y)_{xy} & D(Y)_{yz} & D(Y)_{xz} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{W}_x & \dot{W}_y \\ \dot{W}_y & \dot{W}_z \\ \dot{W}_x & \dot{W}_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \epsilon_x \\ \epsilon_y \end{bmatrix} \quad (4-13)
\end{aligned}$$

式(4-13)中的最后一项 ϵ_x, ϵ_y 称为随机漂移误差,主要代表误差模型中还有一些尚未考虑到的不确定因素和在误差模型标定测试过程中引入一些干扰因素对陀螺漂移的影响。

(2) 单自由度陀螺仪

当两自由度陀螺仪的外框架与壳体固连时,就失去一个自由度,这样的陀螺仪称为单自由度陀螺仪。

对于单自由度陀螺仪,当壳体绕失去自由度的轴转动时(图 4-4 的 Y 轴),会通过内框架对转子施加外力矩,使转子绕内框架轴进动(漂移)。因此,实际应用中的单自由度陀螺仪要辅以其它条件,例如将单自由度陀螺仪安装在陀螺稳定平台上,借用平台的框架轴来弥补失去的自由度,或者在内框架轴上增加控制力矩,驱使转子绕失去的自由度的轴跟踪壳体的转动,成为捷联工作状态。

图 4-4 是单自由度陀螺仪的结构示意图。图中 Y 轴即为失去自由度的轴,称为输入轴, X 轴即保留自由度的轴,称为输出轴, Z 轴为转子轴。

单自由度陀螺仪的简化运动方程

$$J\ddot{\beta} + C\dot{\beta} + K\beta = H\omega_y \quad (4-14)$$

式中 $\beta, \dot{\beta}, \ddot{\beta}$ ——输出轴相对于壳体的转角、角速度、角加速度；
 J ——转子(包括浮子)相对于输出轴的转动惯量, $J\ddot{\beta}$ 为惯性力矩；
 C ——转子相对于壳体的阻尼系数, $C\dot{\beta}$ 为阻尼力矩；
 K ——转子相对于壳体的弹性系数, $K\beta$ 为弹簧力矩；
 H ——陀螺角动量；
 ω_y ——壳体绕输入轴的角速度。

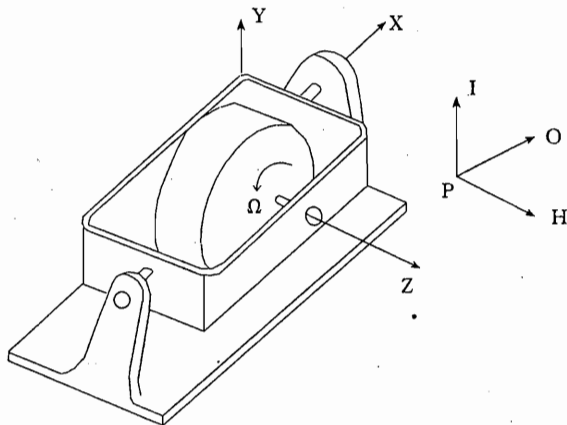


图4-4 单自由度陀螺仪结构示意图

一般单自由度陀螺仪无扭转弹簧, 输出轴有阻尼。当稳态时, 陀螺仪的输出

$$\beta(S) = \frac{H}{CS} \omega_y \quad (4-15)$$

$$\dot{\beta} = \frac{H}{C} \omega_y \quad (4-16)$$

β 角即为单自由度陀螺仪绕其输出轴的进动角。由式(4-15)知, 稳态的输出角 β 正比于输入角速度 ω_y 的积分, 因此, 称这种陀螺为积分陀螺仪。式(4-16)说明, 输出转角角速度与输入角速度成正比。

如果陀螺仪输出轴上有扭转弹簧, 输出轴力矩以弹性约束为主, 弹簧系数 K 较大, 稳态时 β 正比于 ω_y , 称为速率陀螺仪。

对于静压流体(静压气浮或静压液浮)陀螺仪, 输出轴上没有扭转弹簧的弹性约束, 其工作介质(气体、稀浮液)粘度极小, 可以认为 $C = 0, K = 0$, 陀螺仪传递函数可写成

$$JS^2\beta(S) = H\omega_y(S)$$

$$\beta(S) = \frac{H}{JS^2} \omega_y(S) \quad (4-17)$$

此时, 由输入角速度引起的陀螺进动力矩完全依靠陀螺组合件绕其输出轴转动的角加速度所形成的惯性力矩来平衡。输出角 β 正比于输入角速度 ω_y 的两次积分, 故称两次积分陀螺仪。

单自由度陀螺仪结构、特性不同, 与之对应的误差模型也不同。下面就几种常用的机电型单自由度陀螺仪来介绍它们的功能和误差模型。

a. 静压气浮陀螺仪

(a) 结构

单自由度静压气浮陀螺仪基本上由两个组件组成：一是浮子（即陀螺框架，或称浮筒），浮筒内装有陀螺马达及转子，浮子轴端部装有传感器转子、力矩器转子、平衡装置等部件；二是壳体组件，壳体上装有气浮轴承外轴套，传感器定子、力矩器定子等。壳体上气浮轴承的外轴套与浮子之间的间隙内充满流动的气体，使浮子被浮起，减少或卸除轴承上的负载，从而减小支承干扰力矩，提高陀螺仪精度。气浮陀螺仪结构示意图如图 4-5。

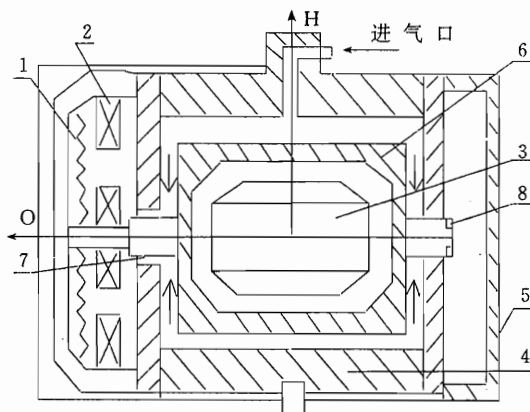


图 4-5 单自由度静压气浮陀螺仪结构示意图

1—软导线； 2—传感器、力矩器； 3—陀螺马达； 4—空气轴承；
5—外罩； 6—浮子组件； 7—出气口； 8—平衡装置

陀螺马达安装在浮子组件（浮筒）中的框架上。浮子轴的一端固定有传感器的转子和力矩器动圈（转子），轴的另一端设置调整浮子静平衡的装置。输电装置为软导线，它可以将输入电源和输出信号从壳体引到浮子轴，再输送给浮子内部的陀螺马达和浮子轴上的传感器、力矩器。浮子组件的外壁与壳体内壁构成圆柱形静压气浮轴承的气隙。气隙中的气体由外部气源经进气口送入，而后再经出气口流出。气体在气隙中所产生出的径向和轴向静压支承力使陀螺浮子悬浮于预定的位置。

(b) 误差模型

式(4-17)的方程是理想情况下的静压气浮陀螺仪运动方程，实际上输出轴总是存在干扰力矩，因此式(4-17)可改写为

$$JS^2\beta(S) = H(\omega_y(S) + \frac{M_i(S)}{H}) \quad (4-18)$$

式中 M_i ——干扰力矩。

将干扰力矩 M_i 折算到绕陀螺输入轴的角速度，则可以 M_i 表述漂移率，即相当于有 $\frac{M_i}{H}$ 的角速度误差。造成输出轴干扰力矩的因素主要是浮子质心偏离输出轴支承轴线，从而在加速度作用下形成干扰力矩、另外还有空气轴承涡流力矩、浮子组件非等弹性、电磁干扰力矩、输电导线扭转力矩等。类似两自由度陀螺仪的受力分析，将干扰力矩分解为与加速度无关项、与加速度成正比项、与加速度二次方成比例的项。考虑到单自由度陀螺仪定义 $\frac{M}{H}$ 为其漂移角速度，则以漂移形式表示的单自由度气浮陀螺仪的静态误差模型为

$$\begin{aligned} \alpha_x = & D_0 + D_x \dot{W}_x + D_z \dot{W}_z + D_{xy} \dot{W}_x \dot{W}_y + D_{yz} \dot{W}_y \dot{W}_z + D_{zx} \dot{W}_x \dot{W}_z + D_{xx} \dot{W}_x^2 \\ & + D_{zz} \dot{W}_z^2 + \epsilon_x \end{aligned} \quad (4-19)$$

也可以写成包括全部与加速度零次项、一次项、二次项有关的一般形式的静态漂移角速度误差模型

$$\begin{aligned}\dot{\alpha}_x = & D_F + D_x \dot{W}_x + D_y \dot{W}_y + D_z \dot{W}_z + D_{xy} \dot{W}_x \dot{W}_y + D_{yz} \dot{W}_y \dot{W}_z + D_{zx} \dot{W}_x \dot{W}_z + D_{xx} \dot{W}_x^2 \\ & + D_{yy} \dot{W}_y^2 + D_{zz} \dot{W}_z^2 + \epsilon_x\end{aligned}\quad (4-20)$$

式中 $\dot{\alpha}_x$ ——陀螺仪综合漂移角速度；

D_F ——常值漂移；

D_x, D_y, D_z ——沿陀螺输入轴、输出轴、自转轴的一次项漂移系数；

$D_{ij}(i, j = x, y, z)$ ——与沿 i 轴、 j 轴加速度乘积成正比的二次项漂移系数；

$D_{ii}(i = x, y, z)$ ——与沿 i 轴加速度平方成正比的二次项漂移系数；

ϵ_x ——随机漂移。

b. 静压液浮陀螺仪

液浮式单自由度陀螺仪有(全)液浮和静压液浮两种形式,其作用原理与误差模型基本相同,仅在结构上有区别。为节省篇幅,仅介绍单自由度静压液浮陀螺仪。

静压液浮陀螺仪的结构与静压气浮陀螺仪相似,其主要区别是在浮子组件的一端装有液体泵,用以驱动封装在仪表内部的液体,使之液体循环流动,对浮子组件产生支承力。在静压液浮陀螺仪中不采用空气支承,所以不需要另备气源,因而静压液浮陀螺仪使用比较方便。

静压液浮陀螺仪的主要部件有:浮子组件、轴承壳体、液体泵、组合式传感器、外罩组件等。图 4-6 是静压液浮陀螺仪结构示意图。

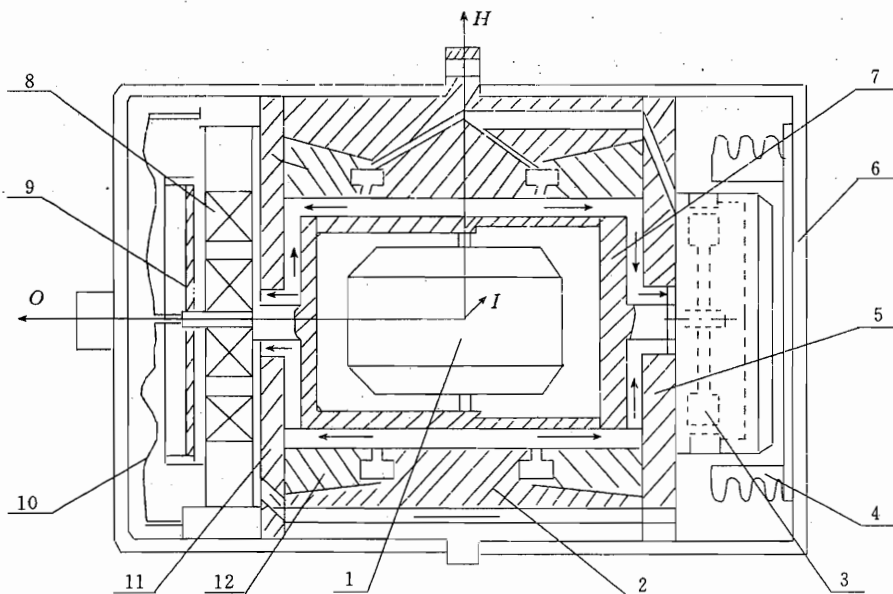


图 4-6 静压液浮陀螺仪结构示意图

1—陀螺马达； 2—静压轴承； 3—液体泵； 4—波纹管； 5—右端盖； 6—外罩；
7—浮子组件； 8—传感器、力矩器； 9—平衡盘； 10—软导线； 11—左端盖； 12—锥环。

液体泵有一个通向壳体的压力管道,经泵增压的液体顺管道流入壳体与浮子组件的间隙中,然后再经壳体端面流回液体泵中,使之在浮子组件与壳体间隙中保持不变的支承力,将浮子组件浮起来,减少(或消除)支承轴的摩擦力。陀螺壳体內的浮液为低粘度氟油(如全氟甲基环乙烷),使陀螺输出轴有较小的的阻尼。同时,又由于陀螺角动量 H 较小(与两自由度陀螺相比,约低一个数量级),所以提高了陀螺仪的灵敏度。

陀螺仪设计的中心问题是解决漂移误差系数的稳定性和随机漂移这两项精度指标。静压液浮陀螺仪漂移仍以误差模型表示,其表示形式与气浮陀螺仪相同。但也可以写成下列形式

$$\begin{aligned}\dot{\alpha}_x = & D_F + D_I \dot{W}_I + D_S \dot{W}_S + D_O \dot{W}_O + D_{IO} \dot{W}_I \dot{W}_O + D_{OS} \dot{W}_O \dot{W}_S + D_{IS} \dot{W}_I \dot{W}_S + D_{II} \dot{W}_I^2 \\ & + D_{SS} \dot{W}_S^2 + D_{OO} \dot{W}_O^2 + \epsilon_x\end{aligned}\quad (4-21)$$

式中 D_F ——常值漂移;

$D_\alpha (\alpha = S, I, O)$ ——沿陀螺自转轴、输入轴、输出轴的对加速度敏感的漂移系数;

$D_{aa} (\alpha = S, I, O)$ ——对加速度平方敏感的漂移系数;

$\dot{W}_\alpha (\alpha = S, I, O)$ ——沿陀螺自转轴、输入轴、输出轴方向的加速度;

ϵ_x ——由不确定性因素引起的随机漂移。

对于弹(箭)用的陀螺仪,重点是解决 D_F , D_I 和 D_S 项的漂移及其误差系数的稳定性。

(3) 动力调谐陀螺仪

a. 原理与结构

动力调谐陀螺仪是一种干式两自由度自由转子陀螺仪。它由驱动马达、支承系统、角度传感器、陀螺力矩器、陀螺转子、壳体等主要部件组成。支承系统包括弹(挠)性支承、平衡环和调谐杆。图 4-7 是动力调谐陀螺仪的结构示意图。图 4-8 是挠性支承结构示意图。

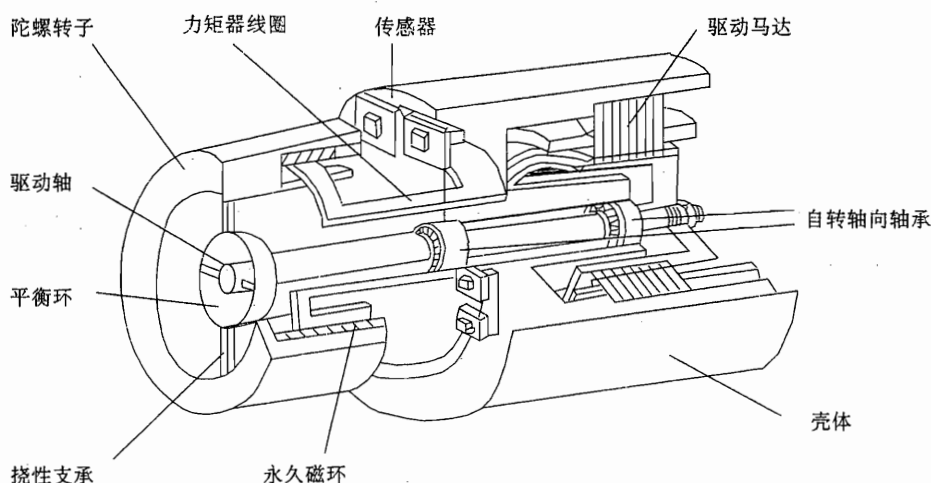


图 4-7 动力调谐陀螺仪结构示意图

驱动轴通过一对内扭杆与平衡环相连接,平衡环通过一对外扭杆与陀螺转子相连。驱动电机的旋转(驱动)轴通过两对挠性支承驱动平衡环和陀螺转子一起旋转。转子通过外扭杆连同

平衡环一起可绕内扭杆轴偏转一角度,这时内扭杆将产生扭转弹性变形。当转子绕外扭杆轴转过一个偏转角时,外扭杆将产生扭转弹性变形。由内、外挠性支承和平衡环组成的挠性接头,一方面起着支承转子的作用,另一方面提供陀螺转子相对壳体的两个有限转动自由度。在电机的旋转轴与陀螺转子轴转动轴线不重合时,平衡环将以两倍旋转频率振荡。由于平衡环的周期性振荡,产生作用于陀螺转子的惯性反作用力矩(弹性补偿力矩),可以有效地消除扭杆弹性力矩,使陀螺在惯性空间成为自由转子状态。这时将不存在剩余刚度,陀螺处于完全调谐状态,即

$$K - (a - \frac{c}{2})\Omega_0^2 = 0 \quad (4-22)$$

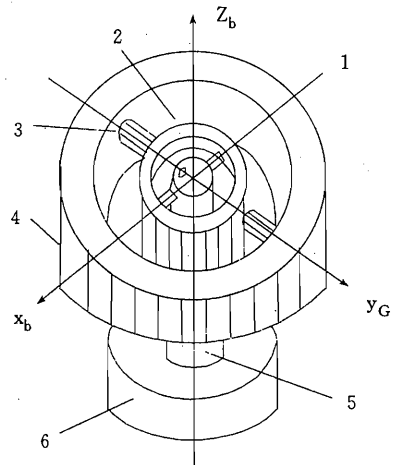


图4-8 挠性支承结构示意图

1—内挠性支承(内扭杆);2—平衡环;3—外挠性支承(外扭杆);4—转子;5—驱动轴;6—驱动电机。

式中 K —— 挠性支承绕某轴的扭转刚度;

a, c —— 分别为平衡环的赤道惯量(平衡环绕平衡环坐标轴的转动惯量)和极惯量(平衡环绕 OZ_b 轴的转动惯量);

Ω_0 —— 电机的调谐转速(驱动轴的等角速度)。

陀螺转子是产生陀螺角动量 H 的惯性质量。它是由飞轮、力矩器永磁环、传感器的动极板及角限动器所组成。陀螺角动量

$$H = (d + a)\Omega \quad (4-23)$$

式中 d —— 陀螺转子极转动惯量。

陀螺壳体转动时,陀螺仪两输出轴转角的表示式可由下列力矩方程推导出来。

$$\begin{bmatrix} 0 & H \\ -H & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\alpha} \\ \dot{\beta} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \Delta K & \lambda \\ -\lambda & \Delta K \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \alpha \\ \beta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & -H \\ H & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_{x1} \\ \omega_{y1} \end{bmatrix} \quad (4-24)$$

由式(4-24)解出陀螺仪转角的时间函数是

$$\begin{bmatrix} \alpha(t) \\ \beta(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_0 e^{\frac{t}{\tau}} \sin(\omega_k t + \varphi_0) + \alpha_s \\ A_0 e^{\frac{t}{\tau}} \cos(\omega_k t + \varphi_0) + \beta_s \end{bmatrix} \quad (4-25)$$

上两式中 α, β —— 陀螺仪绕壳体坐标系 OX_0 轴、 OY_0 轴的输出转角;

ω_{x1}, ω_{y1} —— 壳体转动角速度;

ΔK —— 剩余刚度;

λ —— 阻尼力矩系数(含内、外挠性支承的力矩系数及空气阻尼力矩系数);

$\tau = \frac{H}{\lambda}$ —— 陀螺仪的时间常数;

A_0 —— 陀螺瞬时转角最大值;

α_s, β_s —— 绕 OX_0 轴、 OY_0 轴的终点偏角;

$\varphi_0 = \arctg \frac{\alpha_0 - \alpha_s}{\beta_0 - \beta_s}$ —— 相位角;

α_0, β_0 —— 起点偏角。

当完全调谐 $\Delta K = 0$ 时,由式(4-24)得

$$\left. \begin{aligned} \alpha_s &= -\frac{H}{\lambda} \omega_{x1} \\ \beta_s &= -\frac{H}{\lambda} \omega_{y1} \end{aligned} \right\} \quad (4-26)$$

b. 误差模型

动力调谐陀螺仪与一般机电型陀螺仪一样,主要以漂移角速度表示其误差。造成漂移角速度的主要原因是由于在调谐转子上受到各种形式的干扰力矩。通常将作用于转子上的力矩划分为与外界加速度无关的零次项误差力矩、与外界加速度成比例的一次项误差力矩和二次项误差力矩。类似一般陀螺仪误差模型表述形式,可列出静止基座上动力调谐陀螺仪的漂移角速度形式的误差模型

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} \dot{\alpha}_x \\ \dot{\alpha}_y \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} D(X)_F \\ D(Y)_F \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} D(X)_x & D(X)_y \\ D(Y)_x & D(Y)_y \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{W}_x \\ \dot{W}_y \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} D(X)_z \\ D(Y)_z \end{bmatrix} [\dot{W}_z] \\ &+ \begin{bmatrix} D(X)_{xx} \\ D(Y)_{yz} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{W}_x \dot{W}_z \\ \dot{W}_y \dot{W}_z \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (4-27)$$

式中 $\dot{\alpha}_x, \dot{\alpha}_y$ —— 绕壳体坐标系 OX_0, OY_0 轴的静态综合漂移角速度。

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} D(X)_F \\ D(Y)_F \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} -\frac{M_{y0}}{H} \\ \frac{M_{x0}}{H} \end{bmatrix} \quad \text{—— 绕 } OX_0, OY_0 \text{ 轴的零次项漂移角速度;} \\ \begin{bmatrix} D(X)_x \\ D(Y)_y \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} -\frac{M_{y0}}{H} \\ -\frac{M_{xn}}{H} \end{bmatrix} \quad \text{—— 转子轴向不平衡力矩的一次项漂移系数;} \\ \begin{bmatrix} D(X)_y \\ D(Y)_x \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} -\frac{M_{ym}}{H} \\ \frac{M_{x0}}{H} \end{bmatrix} \quad \text{—— 转子正交轴向不平衡力矩的一次项漂移系数;} \end{aligned}$$

$$\begin{bmatrix} D(X)_z \\ D(Y)_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\frac{M_y}{H} \\ \frac{M_x}{H} \end{bmatrix} \quad \text{—— 转子径向不平衡力矩的一次项漂移系数；}$$

$$\begin{bmatrix} D(X)_{xx} \\ D(Y)_{yy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\frac{M_{yy}}{H} \\ \frac{M_{xx}}{H} \end{bmatrix} \quad \text{—— 轴向、径向不等弹性力矩的二次项漂移系数；}$$

其中

$$\begin{bmatrix} M_{xx} \\ M_{yy} \end{bmatrix} = m^2 \begin{bmatrix} 0 & -\frac{C_{xx} + C_{yy}}{2} + C_{zz} \\ \frac{C_{xx} + C_{yy}}{2} - C_{zz} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{W}_y \dot{W}_z \\ \dot{W}_x \dot{W}_z \end{bmatrix}$$

C_{xx}, C_{yy}, C_{zz} —— 转子受到沿其坐标系三个轴向惯性加速度作用时, 转子和挠性支承沿该惯性力方向的柔性系数。

(4) 激光陀螺仪

激光陀螺是一种光学陀螺仪, 它是环形激光器, 没有陀螺转子和活动的机械部件, 属于固态型陀螺。环形激光器可以用于载体旋转运动的测量, 因而适宜做为弹(箭)敏感测量器件。

光学陀螺仪的测量是基于光学干涉效应原理。在环形光路中, 传播两束激光分别沿顺、逆时针方向独立地运动着。当环形光路相对于惯性空间不转动时, 顺、逆两束光程长度是相同的。但是当环形光路相对于惯性空间有一转动角速度 Ω 时, 将产生顺、逆光程差, 光程差正比于 Ω 。

设圆形光路长 $L = 2\pi R$, 顺时针光束运行一圈的光程长 L_{cw} ; 逆时针光束运行一圈的光程长 L_{ccw} 。

在环形激光器中, 光束行进一周的时间 $t = 2\pi R/c$ 。当环形激光器以角速度 Ω 转动, 顺、逆两束光程差

$$\Delta L = L_{cw} - L_{ccw} \quad (4-28a)$$

环形激光器转过的环路距离

$$\Delta L = 2R\Omega t = 4\pi R^2\Omega/c \quad (4-28b)$$

$$L_{cw} - L_{ccw} = \frac{4A}{c}\Omega \quad (4-28c)$$

式中 A —— 环路所包围的面积;

c ——光速。

当满足环路的谐振条件,即 $L = n\lambda$ (n —正整数),顺、逆时针方向振荡的激光行波的频率取决于闭合光程长,即

$$f_{cw} = n \frac{c}{L_{cw}}, f_{ccw} = n \frac{c}{L_{ccw}} \quad (4-29a)$$

将顺、逆光程长的差 $\Delta L = L_{cw} - L_{ccw}$ 转化为激光振荡的频差 $\Delta f = f_{ccw} - f_{cw}$, 则有

$$\Delta f = \left(\frac{f}{L}\right) \Delta L = \frac{4A}{\lambda L} \Omega \quad (4-29b)$$

式中 λ ——激光波长 ($0.6328\mu\text{m}$)。

式(4-29b)可以写成

$$\Delta f = K_1 \Omega \quad (4-29c)$$

其中 $K_1 = 4A/\lambda L$ ——标度因数。

将式(4-29c)两边对时间 t 积分,得

$$N = K_1 \theta \quad (4-30)$$

式中 N ——频率 Δf 的计数值;

θ ——载体转角。

因此,激光陀螺不仅可作为角速度敏感器,也可以用来测量载体的回转角度。

激光陀螺的误差源主要来自闭锁、标度因数变化和零点漂移。闭锁阈值是激光陀螺的固有特性,当载体转动角速度很小时,陀螺无频差信号输出,通常称为闭锁效应。它导致环形激光器在小角度区域特性曲线的间断(图4-9b)。为了保证按要求精度测量小角度,利用非交互效应,将工作点由输出特性曲线的起始点移开。为此目的,经常使用压缩锁区或施加偏频的方法将测量带移出锁区。由此形成几种激光陀螺方案。按照施加偏频方法可有三种结构类型。

a. 二频机械抖动偏频激光陀螺仪

这种陀螺的环形腔内存在顺、逆光束两种频率振荡模式,同时采用随时间交变的机械抖动偏频 Ω_L 使陀螺仪离开闭锁状态,所以称做二频机械抖动激光陀螺仪。

机械抖动偏频一般采用机械抖动轮。叶状簧片抖动轮在激励信号控制下带动环形激光器正负转动交变抖动。在每个抖动交变周期内,抖动都要通过闭锁区。其作用实质是减少激光陀螺处于闭锁状态的工作时间。这样,输出特性曲线的闭锁区消失并线性地通过闭锁区。

机械抖动偏频激光陀螺的特点是,环形激光器本身结构简单,环形腔体上除抖动轮外,只有增益管、三片(或四片)介质膜反射镜片。这种陀螺的示意图如图4-9a所示。

机械抖动轮的抖动角速度幅值、抖动频率对应产生的交变偏频量在一周内正、负抵消,不

造成输出频差的脉冲计数值。抖动的偏频量(角速度幅值)一般大于闭锁阈值 Ω_L (图 4-9b)。

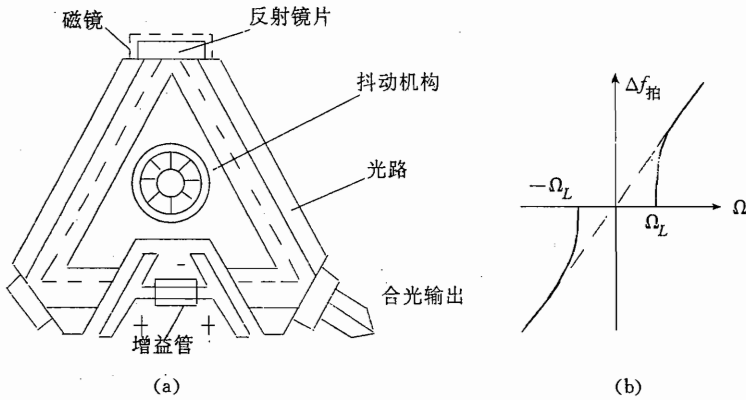


图 4-9 二频机械抖动偏频激光陀螺仪

(a) 结构示意图 (b) 特性曲线图

交变偏频的主要问题是,在每个交变周期内通过锁区会带来一些误差,如顺、逆方向转动的过闭锁阈值的不对称性、闭锁阈值的不稳定性等。

b. 磁镜偏频激光陀螺仪

利用电磁交变作用能够起到与外加交变转动角速度同样效果的偏频,使闭锁区消失。它是利用光在磁光介质表面反射时的非互易相移,构成交变偏频方案。器件示意图如图 4-9a 中虚线所示。

三块反射镜中的一块为磁镜所取代,交变的磁场垂直于入射光的平面,作用于磁镜上。磁镜起着反射镜片和偏频效应的两种作用。早期的磁镜是用金属(如铁、钴等合金)材料制作,以后则选用了磁性能和光学性能更为理想的石榴石磁镜。后者是在石榴石单晶片上镀制多层薄膜而成。

磁镜偏频激光陀螺由于无附加的机械抖动部件,有利于提高抗振、加速度环境影响的能力。

c. 四频差动激光陀螺仪

机械抖动偏频或磁镜偏频,它们交变偏频每周期都要过闭锁区两次,影响陀螺精度。于是基于恒定偏频思想而产生四频差动陀螺。这是在闭环激光谐振腔体里存在两个二频陀螺,即存在四种频率的振荡模式。用差动法对双陀螺进行差动,把恒定偏频差动掉。

四频差动激光陀螺是一个“8”字腔(图 4-10),在腔体里运行着两对顺、逆方向的光束,构成了两个激光陀螺。两个陀螺偏频量 Ω_S 是一样的。

当有输入角速度 Ω_R 时,则一个陀螺的有效转速为 $\Omega_S + \Omega_R$,另一个陀螺则为 $\Omega_S - \Omega_R$,根据式(4-29b)则有陀螺 I 的拍频

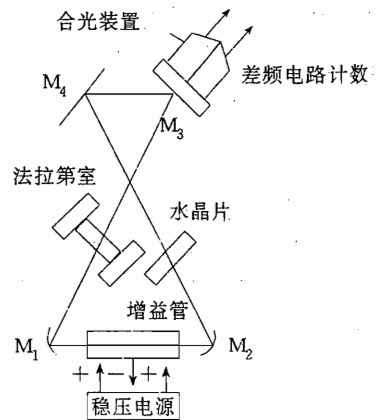


图 4-10 四频差动激光陀螺仪结构示意图

$$\Delta f_1 = \frac{4A}{L\lambda}(\Omega_S + \Omega_R)$$

陀螺Ⅱ的拍频

$$\Delta f_2 = \frac{4A}{L\lambda}(\Omega_S - \Omega_R)$$

合成拍频

$$\Delta f = \Delta f_1 - \Delta f_2 = 2 \frac{4A}{L\lambda} \Omega_R \quad (4-31)$$

因此,通过两个陀螺的拍频之差可以消除偏频量。从式(4-31)看出,标度因数是单陀螺的两倍,从而提高了激光陀螺灵敏度。

在陀螺谐振腔中的逆、顺时针方向运转的两光束从反射镜 M_3 输出,逆向光透出,顺向光也经 M_3 输出。两组光束中的“逆透”、“逆反”、“顺透”、“顺反”四个频率的光波在合光装置中合成为两路光,经光电变换后输出陀螺仪顺、逆时针转向信号。

四频差动激光陀螺仪的偏频量易做得较大,因而动态范围宽、灵敏度高。但是,其结构复杂、元件多,加工工艺难度大。

d. 激光陀螺仪的误差

激光陀螺仪是由精密的光学元件和电子部件组成的复杂系统。其精度涉及激光陀螺仪的光学、电子部件的本身的工艺稳定程度和环境的随机影响,即与图 4-11 所示原理框图中的各模块的精度和稳定性有关。

这些模块的因素反映在激光陀螺仪精度特性上可归纳为:

(a) 分辨力

它表示激光陀螺仪的最小敏感角速度 $\Delta\Omega_i$, 其大小与环形激光器谐振腔中激光振荡的谱线宽度有关,即激光波动噪声水平决定了激光陀螺分辨力。分辨力的表示式^[19]

$$\Delta\Omega_i = K_e^{-1} \Delta\nu \quad (4-32)$$

式中 K_e^{-1} ——激光陀螺脉冲当量(弧度/脉冲),是标度因数 $4A/L\lambda$ 的倒数;

$\Delta\nu$ ——激光振荡谱线的宽度,与环形激光器输出功率、空腔(无源谐振腔)带宽有关,对于具体激光陀螺可视为常值。

$\Delta\Omega_i$ 还与激光陀螺输出信号中含有光电变换(检波)器噪声有关。但是,它是随机量,应计入分辨力随机误差。

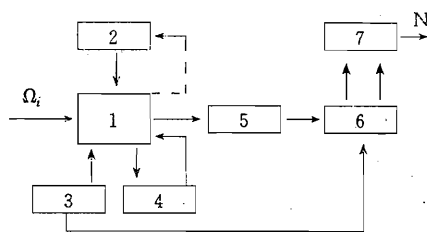


图4-11 激光陀螺仪原理框图

1—环形激光器; 2—一点火和充排气机构;
3—偏频机构; 4—腔长调节装置; 5—光电变换器;
6—数据处理器; 7—可逆计数器;
 Ω_i —被测角速度; N—陀螺输出脉冲数。

(b) 漂移

激光陀螺仪的漂移角速度参照机电陀螺的漂移表示可以分为零位偏移、常值漂移。

零位漂移是激光陀螺零位信号的变化量,即激光陀螺逐次启动的输出特性的重复性差异。输出特性的零位偏移是统计量,可对同一型号激光陀螺的不同产品之间和同一产品的多次启动的试验,根据试验数据求出它的非零值的数学期望值和方差。

常值漂移表示激光陀螺输出量的不稳定性,即被测角速度恒定时,激光陀螺输出信号随时间变化。根据观测时间可将输出量区分为长周期和短周期不稳定性。进行长时间试验可求出常值偏移量。

(c) 动态误差

动态误差主要包括激光陀螺偏频机构动态特性不佳、输出信号处理的非线性及相位滞后、激光陀螺增益饱和等所引起的误差,表示被测角速度在非恒定状态下的测量误差。

e. 激光陀螺误差模型

将上述几种激光陀螺误差综合成下式表示

$$\Delta \dot{\theta} = \Delta \dot{\theta}_0 + D_e t + \Delta \dot{\theta}_e(t) \quad (4-33a)$$

式中 $\Delta \dot{\theta}$ ——激光陀螺输出角速度误差;

$\Delta \dot{\theta}_0$ ——输出特性的零偏,其数学期望值为 $\bar{F}_0$ 和方差为 σ_0 ;

D_e ——漂移速度,表征激光陀螺长周期不稳定性,可视为一个随机量,其数学期望值为零,方差为 σ_e ;

$\Delta \dot{\theta}_e(t)$ ——主要是激光陀螺信号短周期不稳定性,另外含有动态误差,在某些测量频段可将这一不稳定性视为白噪声,其方差为 σ_e^2 。

激光陀螺输出通常用测量脉冲数表示,所以式(4-33a)可改用脉冲数表示。在一个测量周期 T_s 内的测量误差为

$$N_s/K_e = \Delta \dot{\theta}_0 T_s + \bar{F}_0(t_i) T_s + D_e \frac{2i-1}{2} T_s^2 \quad (4-33b)$$

式中 i ——采样周期的序号,从启动瞬间开始计算;

$\bar{F}_0(t_i)$ ——一个测量周期内量测量波动平均值。

将式(4-33b)写成输出特性的波动形式,则激光陀螺误差量表示式为

$$\delta N_s = \delta K_1 + \delta K_e T_s + \delta K_2 T_s^2 \quad (4-34)$$

式(4-34)中 δK_1 是比例系数 $K_1 = K_e(1 + K_a)$ 的误差,其中 K_a 为激光环形腔中活性介质影响谐振腔频率的因子, δK_e 是标度因数 K_e 的误差, δK_2 是反映非线性特性的系数误差。式(4-34)是激光陀螺精度测量的另一种方法的误差表示式,与式(4-33b)测量输出信号的误差表示形式虽然不同,但它们有对应关系。式(4-34)误差模型更便于应用。

(5) 速率陀螺仪

速率陀螺仪是用以测量飞行器角速度的陀螺仪表,是姿态控制系统重要敏感测量器件之一。速率陀螺仪主要有机电型和固态型两大类。机电型速率陀螺仪是一种有弹性约束的单自由度陀螺仪。弹性约束方式可分为机械弹簧约束(扭杆式)和电反馈约束。固态型速率陀螺仪有振梁式压电晶体型、振弦式及挠性片式等,这些固态型速率陀螺仪采用固态敏感头与电子线路相组合而成。

a. 扭杆式速率陀螺仪

它是在陀螺仪输出轴对浮子组件施加机械弹性约束的单自由度陀螺仪(图 4-12)。

类似式(4-14),写出扭杆式单自由度速率陀螺仪运动方程的函数形式:

$$(J_y S^2 + C_y S + K_y) \beta(S) = H \omega_{x0}(S) + M_d(S) \quad (4-35)$$

式中 J_y ——输出轴转动惯量;
 C_y ——阻尼系数;
 K_y ——弹性系数;
 H ——陀螺角动量;
 ω_{x0} ——输入角速度(陀螺壳体坐标系);
 β ——输出轴转角;
 M_d ——干扰力矩。

稳态时陀螺仪输出(不计干扰力矩)

$$\beta = \frac{H}{K_y} \omega_{x0} \quad (4-36)$$

将输出转角变换成电信号,则有

$$u = \frac{H K_s}{K_y} \omega_{x0} = K \omega_{x0} \quad (4-37)$$

式中 u ——传感器输出电压;
 K_s ——传感器传递系数;
 K ——陀螺仪传递系数。

速率陀螺仪的传递函数

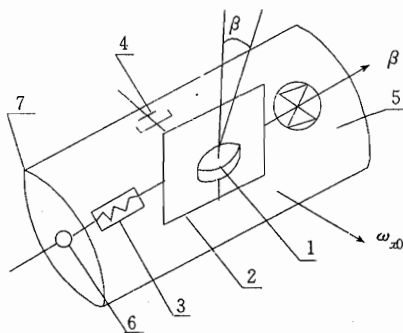


图4-12 扭杆式速率陀螺仪结构示意图

1—陀螺转子; 2—浮子(框架); 3—扭杆; 4—阻尼器;
 5—信号传感器; 6—支承; 7—壳体。

$$W_r(S) = \frac{U(S)}{\omega_{x0}(S)} = \frac{HK_s}{J_y S^2 + C_y S + K_y} \quad (4-38)$$

或

$$W_r(S) = \frac{HK_s}{K_y} \cdot \frac{\omega_n^2}{S^2 + 2\zeta\omega_n S + \omega_n^2} \quad (4-39)$$

式中 $\omega_n = \sqrt{\frac{K_y}{J_y}}$ —— 陀螺仪的固有频率；

$\zeta = \frac{C_y}{2\sqrt{J_y K_y}}$ —— 陀螺仪的阻尼比。

速率陀螺仪的静态误差一般采用综合误差表示一分段误差表示法(图 4-13)。

图 4-13 规定在某一输入值 ($\pm \omega_i$) 范围内, 用绝对误差 $\pm \epsilon$ 表示, 输入角速度大于 ω_i 时用相对误差表示。也可以按半量程角速度分界点(图中 b 点)的分段来表示。一般 $\pm \epsilon$ 为速率陀螺仪灵敏限。

速率陀螺仪的动态特性多以频率特性表示。扭杆式速率陀螺仪的动态特性可用二阶系统特性近似, 其频率特性为

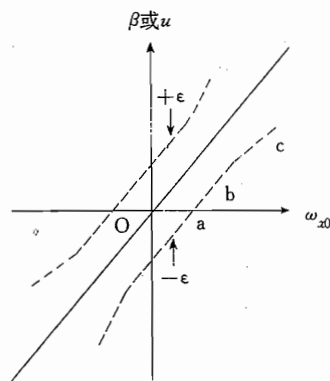
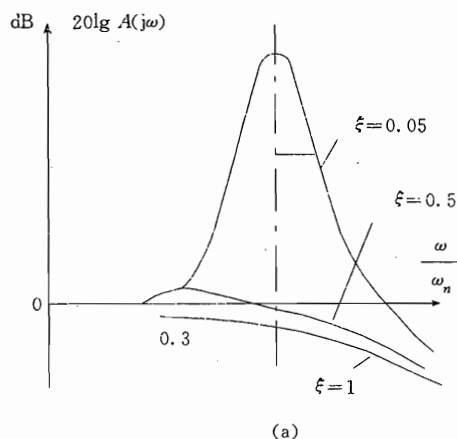


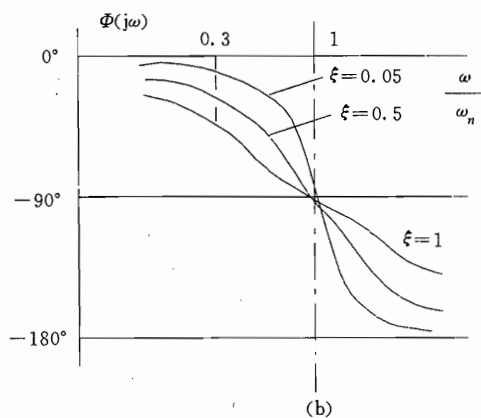
图4-13 速率陀螺仪静态误差带

$$W(j\omega) = \frac{HK_s}{K_y} \cdot \frac{1}{1 - (\frac{\omega}{\omega_n})^2 + j2\zeta(\frac{\omega}{\omega_n})} \quad (4-40)$$

其幅频特性 $L(\omega) = 20\lg \frac{A(j\omega)}{A(0)}$, 相频特性 $\Phi(j\omega) = -\arctg \frac{2\zeta \frac{\omega}{\omega_n}}{1 - (\frac{\omega}{\omega_n})^2}$, 特性图见图 4-14。



(a)



(b)

图4-14 速率陀螺仪频率特性图

(a) 对数幅频特性

(b) 对数相频特性

速率陀螺仪的相频特性对弹(箭)姿态控制系统有很大影响,所以,要求速率陀螺仪相位滞后小,且幅值失真不能过大。

b. 反馈式速率陀螺仪

反馈式速率陀螺仪是采用电反馈力矩形成弹性约束的单自由度速率陀螺仪(图4-15)。

当陀螺仪有输入角速度 ω_{x0} 时,在输出轴上形成陀螺力矩 $H\omega_{x0}$ 使浮子绕输出轴转动,传感器把转角 β 变换成电压信号,经伺服放大器送至力矩器,从而产生平衡力矩 M_e 作用在输出轴上,其大小等于 $H\omega_{x0}$,即

$$M_e = K_e I = H\omega_{x0} \quad (4-41)$$

变换成电压信号,则有

$$U_e = \frac{HR_S}{K_e} \omega_{x0} = K \omega_{x0} \quad (4-42)$$

式中 $K = \frac{HR_S}{K_e}$ ——陀螺仪的传递系数;

K_e ——力矩器力矩系数;

R_S ——伺服电路输出的电流经过的采样电阻;

U_e ——电流经采样电阻 R_S 的输出电压信号。

c. 振梁式压电速率陀螺仪

这种速率陀螺仪由一根固定在支座上的弹性金属梁和贴在梁振动波腹面上的四块压电晶体构成。另外有驱动电路,驱动梁沿驱动轴作等幅振动。振梁的结构示意如图4-16所示。当输入角速度为零时,梁沿Y轴无变形,沿输出轴(Y向)无振动存在,没有信号输出。

当有角速度 ω_x 输入时,由于哥氏力的作用,将使梁沿输出轴Y振动,梁面上压电晶体产生正比于沿输出轴振动的信号,经读出电路输出。梁的振动方程式

$$\ddot{y} + 2\zeta\omega_n\dot{y} + \omega_n^2 y = 2\omega_x\omega_c Z_0 \cos\omega_c t \quad (4-43)$$

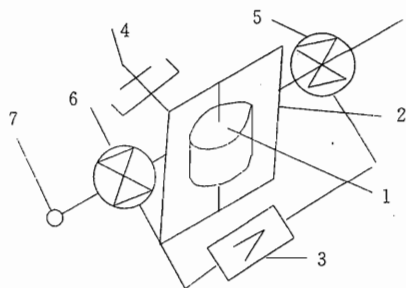


图4-15 反馈式速率陀螺仪结构示意图
1—陀螺转子;2—浮子(框架);3—伺服电路
4—阻尼器;5—力矩器;6—传感器;7—支承。

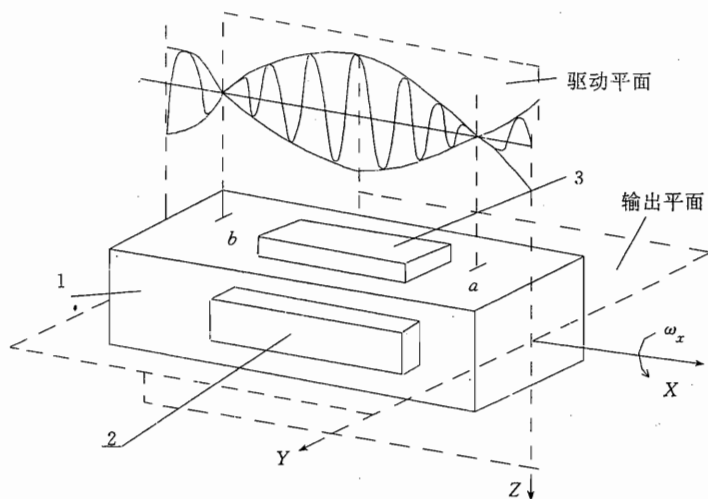


图4-16 压电陀螺仪振梁结构示意图
1—振梁;2—读出传感器;3—驱动换能器。

式中 Z_0 为驱动振动的振幅,这是等幅谐振动,谐振角频率为 ω_c 。 ω_n 是输出振动角频率。输出的幅值 y 正比于输入角速度 ω_x 。

图 4-17 是振梁式压电速率陀螺仪的一种原理框图。

振梁式压电速率陀螺仪没有高速旋转转子,具有寿命长,可靠性高的特点。

4.1.2 加速度计

又称加速度表、“比力计”。它是测量飞行器线运动的惯性敏感元件。加速度计的工作原理是基于牛顿经典力学,即基于载体运动加速度与作用在加速度计敏感头上的惯性力成比例。其大小等于由加速度引起而加在敏感头的支承结构上的力,即比力。

比力矢量是单位质量的引力加速度矢量与飞行器相对惯性空间的加速度矢量之差,即视加速度 $\dot{W} = \dot{V} - g$ 。

加速度计按其测量敏感头的运动方式分类可有摆式加速度计、位移式加速度计、陀螺进动式加速度计等。

(1) 挠性加速度计

a. 金属挠性加速度计

这种加速度计有单轴、双轴和三轴型,又可分为充油温控型和干式(不充油不温控)。常用的是单轴干式挠性加速度计。

它的敏感头采用挠性支承(图 4-18)。加速度计主要由质量摆、信号传感器、力矩器和伺服放大器等组成。质量摆由具有细颈的挠性杆来支承。

采用挠性支承代替宝石轴承,基本上消除了由于轴承摩擦所引起的误差。这种加速度计的结构简单、成本低,且具有高精度,其性能不低于液浮摆式加速度计,用途较广泛。

金属挠性摆式加速度计属于单轴摆式伺服线加速度计,它的测量误差也用误差模型表示。加速度计简化的静态模型方程是

$$A_{\text{ind}} = \frac{E}{K_1} = K_0 + W_i + K_2 W_i^2 + \delta_0 W_p - \delta_p W_0 \quad (4-44)$$

式中 A_{ind} ——加速度计输出的视加速度,通常用重力加速度 g_0 为单位表示;

E ——加速度计输出量,采用 V, mA, 脉冲数/s 等表示;

K_0 ——偏值(g_0);

K_1 ——标度因数(V/ g_0 , mA/ g_0 , 脉冲数/(s· g_0));

K_2 ——二阶非线性系数(g_0/g_0^2);

W_i, W_p, W_0 ——沿输入轴、质量摆轴和输出轴方向的视加速度分量(g_0);

δ_p, δ_0 ——输入轴沿摆轴和输出轴方向偏斜而造成的失准角(rad)

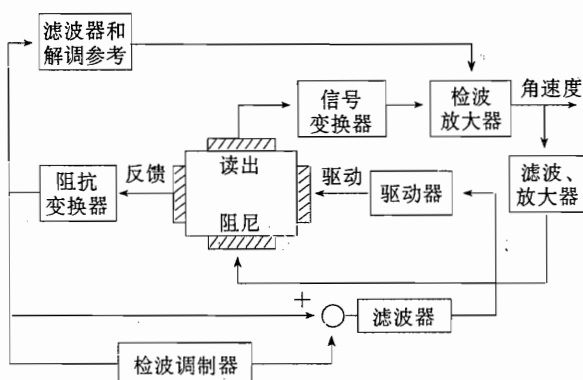


图 4-17 振梁式压电速率陀螺仪原理框图

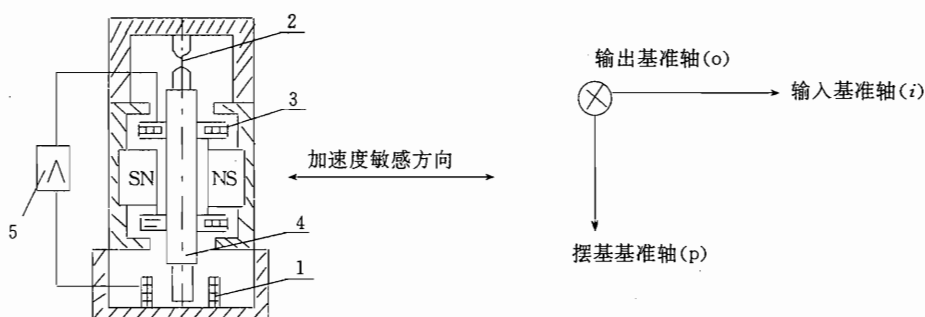


图 4-18 挠性加速度计结构示意图

1—信号传感器； 2—挠性杆； 3—力矩器； 4—质量摆（敏感头）； 5—伺服放大器。

式(4-44)中各项系数(或 K_1 变化量)即为误差系数,其中 $K_0, K_2, \delta_0, \delta_p$ 是相对 K_1 的值,实际上是 $K_0/K_1, K_2/K_1, \delta_0/K_1, \delta_p/K_1$ 。

b. 石英挠性加速度计

石英挠性加速度计也是一种机械摆式加速度计。主要由敏感头、力矩器、传感器和伺服放大器组成,其结构示意图如图 4-19。

石英挠性加速度计的静态误差模型,忽略高阶项后,其表达式与(4-44)相同。

石英挠性加速度计结构简单,体积小,把挠性杆与电容式传感器做成一体,小型化的优点较突出,而且精度和灵敏度均优于金属挠性加速度计。

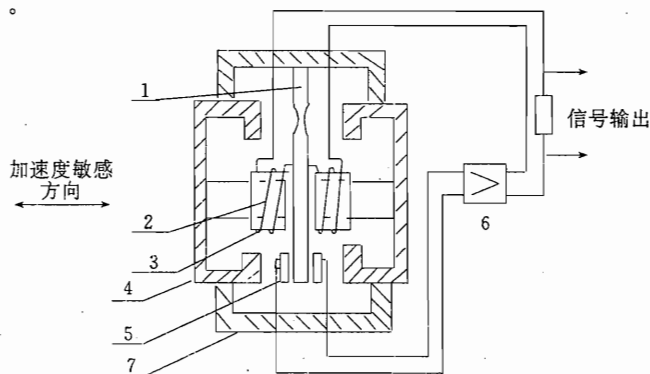


图 4-19 石英挠性加速度计结构示意图

1—敏感头(石英挠性支承摆件); 2—磁钢(其上装有力矩器线圈); 3—力矩器线圈; 4—轭铁; 5—电容式传感器; 6—伺服电路; 7—壳体

(2) 陀螺加速度计

又称陀螺摆式加速度计,有气浮陀螺加速度计和液浮陀螺加速度计,精度较高。它基于陀螺进动原理,在外界加速度作用下产生与加速度成比例的转动(进动),成为具有积分加速度的测速仪表。图 4-20 是陀螺摆式积分加速度计原理图。

当沿输入轴有加速度作用时(图中 a 方向),偏离陀螺内框轴线的陀螺质量 m 由于摆性绕内框轴产生惯性力矩,因而使陀螺绕输出轴转(进)动,由进动所产生的陀螺力矩($H \times$

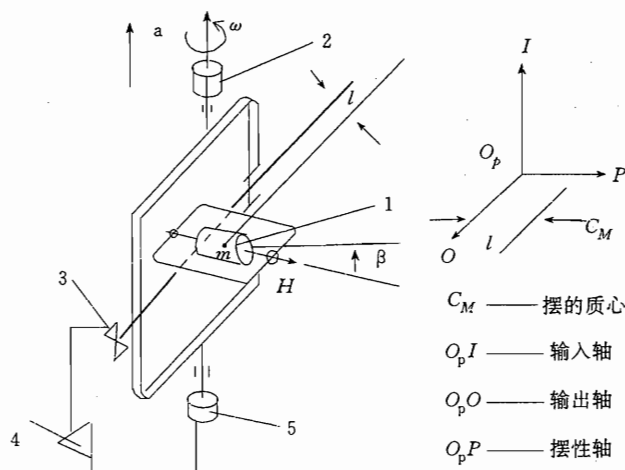


图 4-20 陀螺摆式积分加速度计原理图

1—陀螺转子； 2—信号输出装置； 3—角度传感器； 4—伺服放大器； 5—力矩电机。

ω) 来平衡惯性力矩。其进动角速度与外界加速度成比例,进动角与加速度积分成比例,这时成为加速度积分仪。为了补偿外框轴的摩擦力矩而使摆式陀螺加速度计能正常工作,在内框装有由传感器、放大器和力矩电机组成的伺服回路。

摆性是表征加速度计在单位输入加速度作用下质量摆所提供的惯性力矩的大小,其值等于测量头质量与其中心至自由旋转轴之间的垂直距离的乘积,即 ml 。

惯性力矩与进动陀螺力矩的平衡式是

$$ml \dot{W} = H\omega \quad (4-45)$$

转动角速度

$$\omega = \frac{ml}{H} \dot{W} = C_k \dot{W} \quad (4-46)$$

转角

$$\theta = C_k \int \dot{W} dt \quad (4-47)$$

当陀螺转子在加速度作用下绕内框轴偏转 β 角情况下,陀螺摆敏感的加速度为

$$\dot{W}' = \dot{W}_i \cos \beta - \dot{W}_p \sin \beta \quad (4-48)$$

式中 $\dot{W}_i$ ——沿输入轴方向的加速度;

$\dot{W}_p$ ——沿摆性轴 $O_p P$ 方向的加速度。

式(4-48)等号右边第二项是交叉耦合量。当 β 角较大时,不仅会降低摆的测量灵敏度,还会产生交叉耦合效应。为限制交叉耦合误差,则须采用高增益内环控制回路。参看图 4-20 可列出摆组件的力矩平衡方程

$$I_0 \ddot{\beta} + D \dot{\beta} + K \beta = ml(\dot{W}_i \cos \beta - \dot{W}_p \sin \beta) + M_i \quad (4-49)$$

当 β 角较小时,上式可简化为

$$I_0 \ddot{\beta} + D \dot{\beta} + K \beta = ml(\dot{W}_i - \dot{W}_p \beta) + M_i \quad (4-50)$$

式中 I_0 ——摆组件绕输出轴 $O_p O$ 的转动惯量;

D ——摆组件阻尼系数;

K ——摩擦、弹性系数;

M_i ——干扰力矩。

将式(4-46)与式(4-50)联系起来可画出陀螺摆式积分加速度计作用框图(图 4-21)。

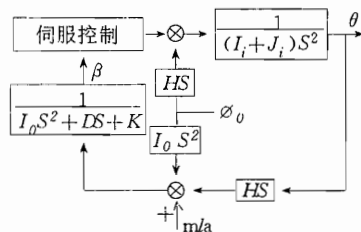


图4-21 陀螺摆式积分加速度计作用框图

图中 $I_i + J_i$ 表示摆组件绕陀螺摆输入轴 ($O_p I$ 轴) 的转动惯量与陀螺加速度计外框架绕输入轴的转动惯量之和; ϕ_0 表示摆组件绕内框轴 (输出轴 $O_p O$ 轴) 的转角。

以上分析表明,陀螺加速度计进动角速度与输入轴作用的加速度成比例,其测量精度取决于比例因子 C_k (标度因数),即取决于摆性,而摆性又与陀螺摆偏角 β 有关。所以,陀螺加速度计的输出生也可以数学模型描述,其简化静态模型方程表示式

$$\dot{\alpha} = C_0 + C_1 W_i + C_2 W_i^2 \quad (4-51)$$

式中 $\dot{\alpha}$ ——陀螺加速度计输出总角速度,用脉冲数/s表示;

W_i ——沿输入轴的视加速度 (g_0);

C_0 ——陀螺加速度计与加速度无关的进动角速度 (脉冲数/s);

C_1 ——陀螺加速度计与加速度一次方有关的进动角速度系数 (脉冲数/(s· g_0)),亦称标度因数;

C_2 ——陀螺加速度计与加速度二次方有关的进动角速度系数 (脉冲数/(s· g_0^2))。

陀螺加速度计的输出生/输入特性如图 4-22 所示。

图 4-22 中的非线性误差主要是由于陀螺加速度计结构非等弹性引起的,式 (4-51) 的误差模型反映了这些误差。实际上,根据加速度计精度要求,也可以增列误差模型项数,如角运动、温度的影响所引起的误差等。其他机电型加速度计的测量特性与图 4-22 相似。

加速度计的类型较多,除以上介绍的几种外,还有固态型加速度计如压电式加速度计、振梁式加速度计和静电式加速度计等。

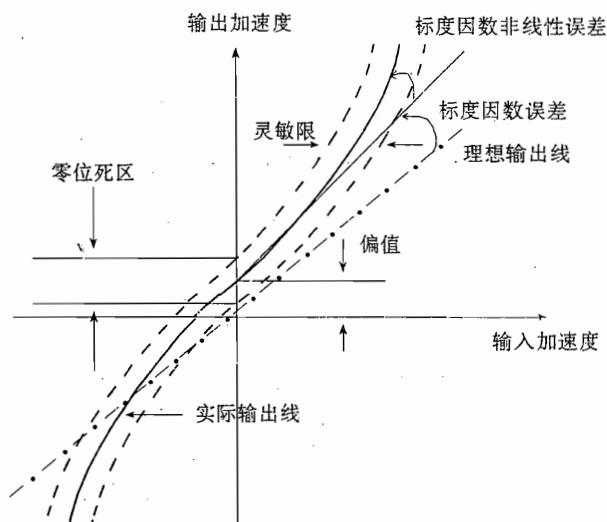


图 4-22 陀螺加速度计输出/输入特性

4.1.3 陀螺稳定平台

(1) 组成

它由陀螺仪和伺服系统以及加速度计和电子设备组成的能修正干扰力矩引起的角偏差,保持平台台体相对惯性空间具有恒定不变指向或者按照平台指令信号跟踪某一参考坐标轴的装置。通常也称做惯性平台。平台台体上装有三个测量轴相互垂直的陀螺仪,作为平台三个框架轴的敏感元件,用以控制平台使其具有三个稳定轴,以隔离飞行器的转动和振动。台体上又装有三个加速度计,用来测量飞行器沿惯性基准的加速度或相对于所选参考坐标系的加速度。平台上还装有台体调平的敏感元件和方位瞄准元件。

陀螺稳定平台通常包含平台、平台电路、平台电源及温控 (加温和制冷) 装置四部分。按平衡框架的多少,可以分为单轴、双轴、三轴和四轴的陀螺稳定平台。弹 (箭) 上常用的为三轴或四轴的陀螺稳定平台。根据平台采用的陀螺仪类型不同,一般又分为液浮平台、气浮平台和挠性

平台。

根据第3章的平台测量飞行器姿态角的分析,三轴陀螺稳定平台框架安装取向主要有四种。图4-23的平台安装取向与图3-2相对应。

当平台受到扰动时,陀螺仪敏感到的角偏差经陀螺输出轴传感器变成电信号,再经过前置放大、解调滤波、校正网络、功率放大,变成控制信号,加到平台某一轴力矩电机,产生相应的力矩,修正由干扰力矩引起的角偏差,保持平台三个轴的稳定。图4-24是平台稳定回路原理框图。

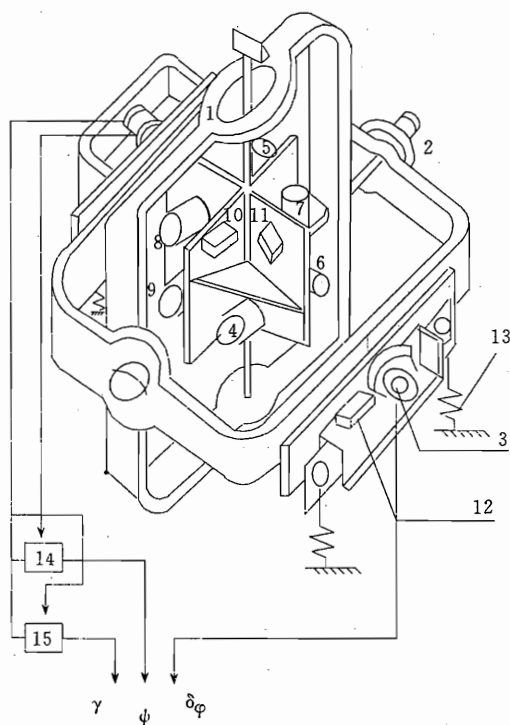


图 4-23 三轴陀螺稳定平台结构示意图

1、2、3—台体轴、内框轴、外框轴角度传感器;4、5、6—单自由度陀螺仪;
7、8、9—加速度计;10、11—调平(X、Z轴)敏感元件;
12—程序角机构;13—减振器;14、15—正余弦信号分解器。

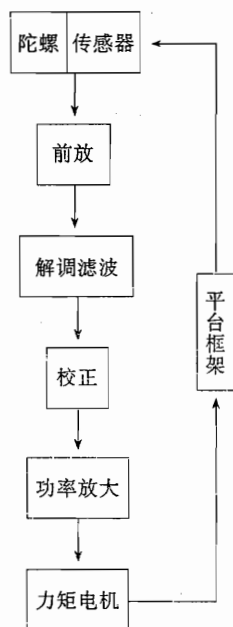


图 4-24 平台稳定回路原理框图

平台的初始对准是分别由方位锁定和调平回路完成的。图4-23中的方位锁定回路的敏感元件是台体轴上装的方位传感器,执行元件是Y陀螺仪(图4-23中的6)的力矩器。力矩器接受方位对准信号后,产生力矩使陀螺仪传感器有信号输出,输出的信号加至台体轴控制回路使台体轴转至要求的方位角。两条调平回路的敏感元件是调平摆(或摆式加速度计),摆的偏离水平面的信号送至调平回路中,进行放大、校正,然后信号电流加到相应陀螺仪的力矩器,使陀螺仪输出信号控制对应框架轴转动。

在光学瞄准中,台体轴上装有瞄准棱镜。地面光电经纬仪射向棱镜的光束与经棱镜反射的光束不重合时,则为光学瞄准信号,信号送至Y陀螺仪力矩器(或Y轴回路放大器),然后通过台体轴稳定回路控制方位轴瞄准棱镜转至对准光电经纬仪光束的方向。再由方位锁定回路将方位轴锁定在这个瞄准方向上。

在飞行器大姿态角机动情况,为保证平台提供姿态角正确,一般采用四框架平台(图 4-25)。

与三轴陀螺稳定平台相比,四框架平台多一附加框架(也称随动框架)。四框架平台稳定方法及稳定回路构成与图 4-24 相似。

(2) 平台误差源

平台误差主要由陀螺仪的漂移特性所决定,除此之外,平台的误差源可以分为 5 类。

a. 与过载无关的误差源

这是平台静态误差的来源,主要包括:台体加工误差,陀螺及加速度计的安装误差,调平与方位锁定误差,瞄准棱镜安装误差等。

b. 与过载有关的误差源

这类误差包括:平台台体组件、内框组件与外框组件的静不平衡引起质心偏移,在加速度作用下,产生绕平台轴的干扰力矩;由于台体、内框架、外框架的弹性变形引起质心偏移,在加速度作用下,产生绕平台轴的干扰力矩、平台轴上摩擦力矩等。

c. 与过载变化率有关的误差源

它是由于平台稳定回路失调而引起的角偏差,与稳定回路特性有关。稳定回路的刚性可用图 4-26 说明。

图 4-26 是根据图 4-24 原理框图列出的,它的误差传递函数式

$$\varphi(S) = \frac{1}{\frac{KF_1(S)H + H^2S}{S(IS + D)} + JS^2} M_d(S) \quad (4-52)$$

式中 $F_1(S) = \frac{F(S)}{T_m S + 1}$

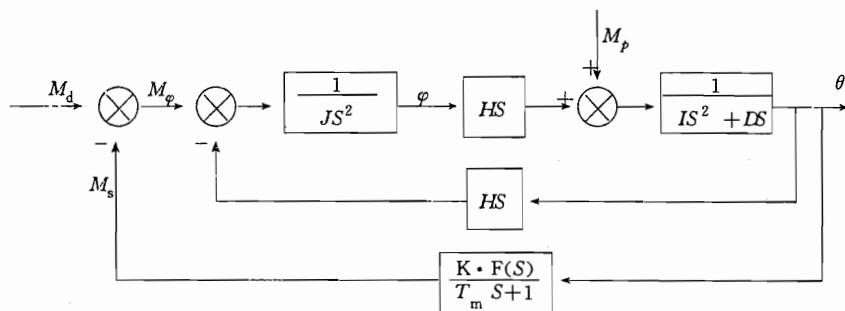


图 4-26 平台稳定回路框图

J —平台轴转动惯量; I —陀螺输出轴转动惯量; D —陀螺仪阻尼系数; θ —陀螺传感器输出角; φ —平台框架轴转角; M_φ —力矩偏差; M_d —作用在平台框架轴上的总干扰力矩; M_p —作用于陀螺输出轴上的干扰力矩; M_s —作用在平台框架轴上的卸荷力矩(控制力矩); T_m —平台力矩电机的时间常数; $F(S)$ —平台稳定回路校正网络传递函数; K —平台稳定回路传递系数。

从式(4-52)看出,平台框架角误差与干扰力矩 M_d 和校正网络特性有关。如设计的校正网络具有积分特性,则可使平台回路成为力矩一阶无静差系统。根据终值定理,稳态误差关系式是:

当干扰力矩为恒定值时

$$\varphi(\infty) = \lim_{S \rightarrow 0} S \cdot \frac{1}{\frac{KF_1(S)H + H^2(S)}{S(IS + D)} + JS^2} \cdot \frac{M_d}{S} = 0 \quad (4-53)$$

当干扰为力矩变化率时

$$\varphi(\infty) = \lim_{S \rightarrow 0} S \cdot \frac{1}{\frac{KF_1(S)H + H^2(S)}{S(IS + D)} + JS^2} \cdot \frac{M_d}{S^2} = \frac{D}{KF_1H} M_d \quad (4-54)$$

平台受力矩变化作用则产生误差。但误差的大小取决于回路的静态力矩刚度,刚度越大,误差越小。

d. 与过载平方变化率有关的误差源

这类干扰源与过载平方的变化有关,其影响除引起结构件的质心偏移产生干扰力矩外,由于结构刚度原因还引起定位的微小变化。

与过载平方变化率有关干扰引起的误差大小、也可以用式(4-54)来估计。

e. 动态误差源

主要是摇摆与角振动所引起,也包括线振动引起的振摆误差。由于平台安装减振器,因而可以减小或消除线振动和角振动的影响,使动态误差作用减小。

(3) 平台误差模型

利用以上列出的陀螺仪误差模型和本节分析的平台误差源,可以列写出平台系统角位置和角速度的误差模型。

a. 平台静差模型

$$\left. \begin{aligned} \varphi_x &= \alpha_{x0} + \int \dot{\alpha}_x dt + k'_{1x} \dot{W}_y + k''_{1x} \dot{W}_z + k_{xy} \dot{W}_y + k_{xz} \dot{W}_z + k'_{2x} \dot{W}_y \dot{W}_z \\ &\quad + k_{2x} \frac{d(\dot{W}_y \dot{W}_z)}{dt} \\ \varphi_y &= \alpha_{y0} + \int \dot{\alpha}_y dt + k'_{1y} \dot{W}_x + k''_{1y} \dot{W}_z + k_{yx} \dot{W}_x + k_{yz} \dot{W}_z + k'_{2y} \dot{W}_x \dot{W}_z \\ &\quad + k_{2y} \frac{d(\dot{W}_x \dot{W}_z)}{dt} \\ \varphi_z &= \alpha_{z0} + \int \dot{\alpha}_z dt + k'_{1z} \dot{W}_x + k''_{1z} \dot{W}_y + k_{zx} \dot{W}_x + k_{zy} \dot{W}_y + k'_{2z} \dot{W}_x \dot{W}_y \\ &\quad + k_{2z} \frac{d(\dot{W}_x \dot{W}_y)}{dt} \end{aligned} \right\} \quad (4-55)$$

式中 $\varphi_x, \varphi_y, \varphi_z$ —— 平台各轴的角偏差;

$\alpha_{x0}, \alpha_{y0}, \alpha_{z0}$ —— 与过载无关的平台角偏差;

$\int \dot{\alpha}_x dt, \int \dot{\alpha}_y dt, \int \dot{\alpha}_z dt$ —— 平台上陀螺仪漂移角;

$k'_{1j}, k''_{1j} (j = x, y, z)$ —— 与过载有关的误差系数;

$k_{xy}, k_{xx}, k_{yx}, k_{yz}, k_{zx}, k_{zy}$ —— 与过载变化率有关的误差系数;

$k'_{2x}, k'_{2y}, k'_{2z}$ —— 与过载平方有关的误差系数;

k_{2x}, k_{2y}, k_{2z} —— 与过载平方变化率有关的误差系数。

b. 平台动态误差模型

平台在摇摆或受振动情况下将要产生动态漂移。当平台各轴上有正弦形的角振动(摇摆)时,平台将产生整流效应和圆锥效应的误差,这两项误差随角振动的幅值,各轴受振的相位差有关。略去公式推导,列出动态误差表示式如下:

$$\left. \begin{aligned} \omega_x &= \frac{H}{2\sqrt{I^2\omega^2 + D^2}} \varphi_{xm} \varphi_{zm} \omega \sin(\beta - \varphi) - \frac{1}{2} \varphi_{ym} \varphi_{zm} \omega \sin(\alpha - \beta) \\ \omega_y &= \frac{H}{2\sqrt{I^2\omega^2 + D^2}} \varphi_{ym} \varphi_{zm} \omega \sin(\beta - \alpha - \varphi) - \frac{1}{2} \varphi_{xm} \varphi_{zm} \omega \sin \beta \\ \omega_z &= \frac{H}{2\sqrt{I^2\omega^2 + D^2}} \varphi_{xm} \varphi_{ym} \omega \sin(\alpha - \beta - \varphi) + \frac{1}{2} \varphi_{xm} \varphi_{ym} \omega \sin \alpha \end{aligned} \right\} \quad (4-56)$$

式中 $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ —— 平台轴动态漂移角速度;

ω —— 角振动圆频率;

$\varphi_{xm}, \varphi_{ym}, \varphi_{zm}$ —— 平台角振动峰值(角),它是载体角振动经过平台轴承摩擦传给平台引起的摆动幅角;

α —— Y轴角振动滞后X轴角振动的相位角;

β —— Z轴角振动滞后X轴角振动的相位角;

φ —— 陀螺仪输出的相位滞后角。

式(4-56)等号右边的第一项是整流效应的误差,第二项是圆锥效应的误差。它们引起的 $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ 大小与平台上陀螺仪安装取向有关。

4.1.4 捷联惯性测量组合

(1) 组成

速率捷联式惯性测量组合(SIMU)一般由两个动力调谐陀螺仪、三个石英加速度计及伺服回路、输出电路组成(图4-27)。两个陀螺仪正交安装,利用其二个双敏感轴构成三轴正交系。在使用中安装陀螺仪应保证其敏感轴与飞行器坐标轴平

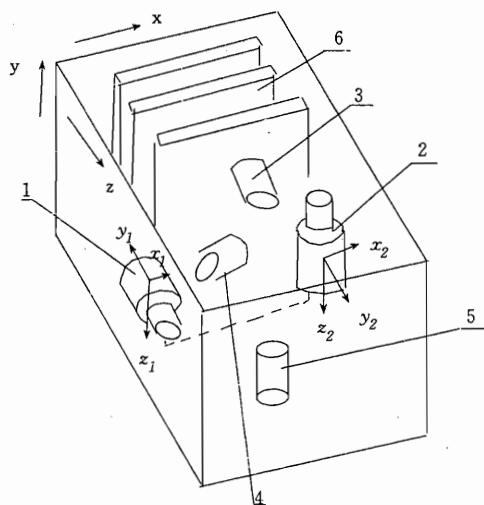


图4-27 速率捷联惯性测量组合组成示意图

1、2—动力调谐陀螺仪
3、4、5—x、y、z向加速度计
6—电路板

行,敏感测量弹(箭)绕三个轴向的角速度 $\omega_{x1}, \omega_{y1}, \omega_{z1}$ 。三个加速度计正交安装,测量沿飞行器三个轴向的视加速度。惯性测量组合本体内还装有陀螺仪和加速度计的伺服电路和输出电路(I/F 转换线路)。

这种惯性测量组合的主要特点有:体积小、重量轻,承受加速度和线过载的范围大,中等精度,成本低。

(2)捷联惯性测量组合误差模型

由于速率捷联式的陀螺仪和加速度计的固有特性和安装构成测量组合等原因,在测量飞行器运动参数过程中存在误差;同时,将测量的飞行器角速度变换为姿态角计算过程中存在算法误差。因此,捷联系统存在三种误差源:惯性仪表误差,算法误差和系统动态误差。

a. 动力调谐陀螺仪在 SIMU 上的误差模型

参考式(4-27),考虑陀螺仪在 SIMU 上的安装误差及交连作用后的典型误差模型是

G_{zs} :

$$\begin{aligned} \omega_{zs}^m = & (1 + D_{ix})(\omega_{zs} + \underbrace{E_{xy}\omega_{ys} + E_{xz}\omega_{zs}}_{\text{①}} + \underbrace{D_{x0} + D_{x1}\dot{W}_x + D_{x2}\dot{W}_y + D_{x3}\dot{W}_z}_{\text{②}} \\ & + \underbrace{\theta_x\omega_{ys}}_{\text{③}} + \underbrace{S_x\omega_{zs}}_{\text{④}} + \underbrace{D_{1x}\omega_{xs}\omega_{ys}}_{\text{⑤}}) \end{aligned}$$

G_{ys} :

$$\begin{aligned} \omega_{ys}^m = & (1 + D_{iy})(\omega_{ys} + \underbrace{E_{yx}\omega_{xs} + E_{yz}\omega_{zs}}_{\text{①}} + \underbrace{D_{y0} + D_{y1}\dot{W}_x + D_{y2}\dot{W}_y + D_{y3}\dot{W}_z}_{\text{②}} \\ & + \underbrace{\theta_y\omega_{xs}}_{\text{③}} + \underbrace{S_y\omega_{zs}}_{\text{④}} + \underbrace{D_{1y}\omega_{xs}\omega_{ys}}_{\text{⑤}}) \end{aligned} \quad (4-57)$$

G_{zs} :

$$\begin{aligned} \omega_{zs}^m = & (1 + D_{iz})(\omega_{zs} + \underbrace{E_{zx}\omega_{xs} + E_{zy}\omega_{ys}}_{\text{①}} + \underbrace{D_{z0} + D_{z1}\dot{W}_x + D_{z2}\dot{W}_y + D_{z3}\dot{W}_z}_{\text{②}} \\ & + \underbrace{\theta_z\omega_{ys}}_{\text{③}} + \underbrace{S_z\omega_{ys}}_{\text{④}} + \underbrace{D_{1z}\omega_{xs}\omega_{zs}}_{\text{⑤}}) \end{aligned}$$

式中 $\omega_{xs}^m, \omega_{ys}^m, \omega_{zs}^m$ ——两个动力调谐陀螺仪各轴输出角速度;

$\omega_{xs}, \omega_{ys}, \omega_{zs}$ ——绕陀螺仪测量轴输入的角速度;

标号①项——安装误差;

②项——漂移误差;

③项——交叉耦合误差;

④项——自转轴角加速度误差;

⑤项——不等刚度惯量误差;

D_{ix}, D_{iy}, D_{iz} ——标度因数误差。

b. 加速度计在 SIMU 上的误差模型

类似陀螺仪误差表示式,加速度计的静态误差模型是

$$\left. \begin{aligned} A_{zs}^m &= (1 + D_{ax})(k_{x0} + \dot{W}_x + E_{xy}^a \dot{W}_y + E_{xz}^a \dot{W}_z + k_{x2} \dot{W}_x^2) \\ A_{ys}^m &= (1 + D_{ay})(k_{y0} + \dot{W}_y + E_{yx}^a \dot{W}_x + E_{yz}^a \dot{W}_z + k_{y2} \dot{W}_y^2) \\ A_{zs}^m &= (1 + D_{az})(k_{z0} + \dot{W}_z + E_{zx}^a \dot{W}_x + E_{zy}^a \dot{W}_y + k_{z2} \dot{W}_z^2) \end{aligned} \right\} \quad (4-58)$$

式中 D_{ax}, D_{ay}, D_{az} ——标度因数误差;

$E_{xy}^a, E_{xz}^a, E_{yx}^a, E_{yz}^a, E_{zx}^a, E_{zy}^a$ ——安装误差系数。

其余项的含义同式(4-44)

c. 算法误差

惯性仪表的输出是飞行器坐标系各轴向的角速度和线加速度,要变换为惯性坐标系的姿态角和线加速度,必须求解描述飞行器姿态运动的姿态微分方程,进行坐标转换。描述姿态运动的姿态角算法一般采用方向余弦法、欧拉角法和四元数法。四元数算法较其他方法的计算量小,消除了解算的奇异点,从原理上消除了加速度计的安装误差(计算的扭斜误差),如果再选择合适的计算周期,则算法误差能降低到可以忽略不计的程度。

d. 系统动态误差

系统动态误差是 SIMU 的测量和计算姿态角的不完善而产生的系统外部特性,是捷联惯性系统所特有。它只有在飞行器处于角振动环境条件下才能出现。

系统动态误差包括:未被测量的圆锥误差、假圆锥误差、未被测量的振摆误差,假振摆误差。

(a) 圆锥误差

如果弹(箭)体有圆锥运动(图 4-28),其圆锥运动频率应在计算机计算频带以内,且在陀螺测量带宽以内,若两个条件有一条不满足,则系统中就出现未被检测的圆锥误差。未被检测的圆锥误差如图 4-29 曲线所示。

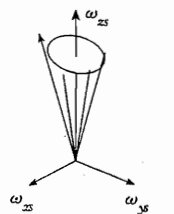


图4-28 载体圆锥运动

设弹(箭)体的角运动 ω_{xs}, ω_{ys} 为同频非同相,则第 3 个轴出现锥形角运动,即

$$\left. \begin{aligned} \omega_{xs} &= A \cos \omega t \\ \omega_{ys} &= A \sin \omega t \\ \omega_{zs} &= \frac{A^2}{2\omega} (1 - \cos 2\omega t) \end{aligned} \right\} \quad (4-59)$$

式中 A ——角振动幅度;

ω ——圆锥运动角频率。

图 4-29 中所示为陀螺仪能正确测量,计算机也能正确计算的情况下,最终 Z_s 轴上测量值与计算值相抵消。当圆锥运动频率在陀螺带宽以内,而计算机采样频率比载体角运动频率低,若 $\omega_{xs} = \omega_{ys}$ 较小,且相位相差 90° 时,则陀螺输出 $\omega_{xs}^m = \omega_{ys}^m = 0$,而 ω_{zs}^m 却测得常值分量(整流误差,其值等于 $\frac{A^2}{2\omega}$),这时,计算机不能正确计算出圆锥误差角速度中的整流分量,也不能产生 θ_{xs}^m 与 Z_s 轴测量值 ω_{zs}^m 相抵消(θ_{zs} 为 Z_s 轴输出量的计算角度),因而存在未检测的圆锥误差。

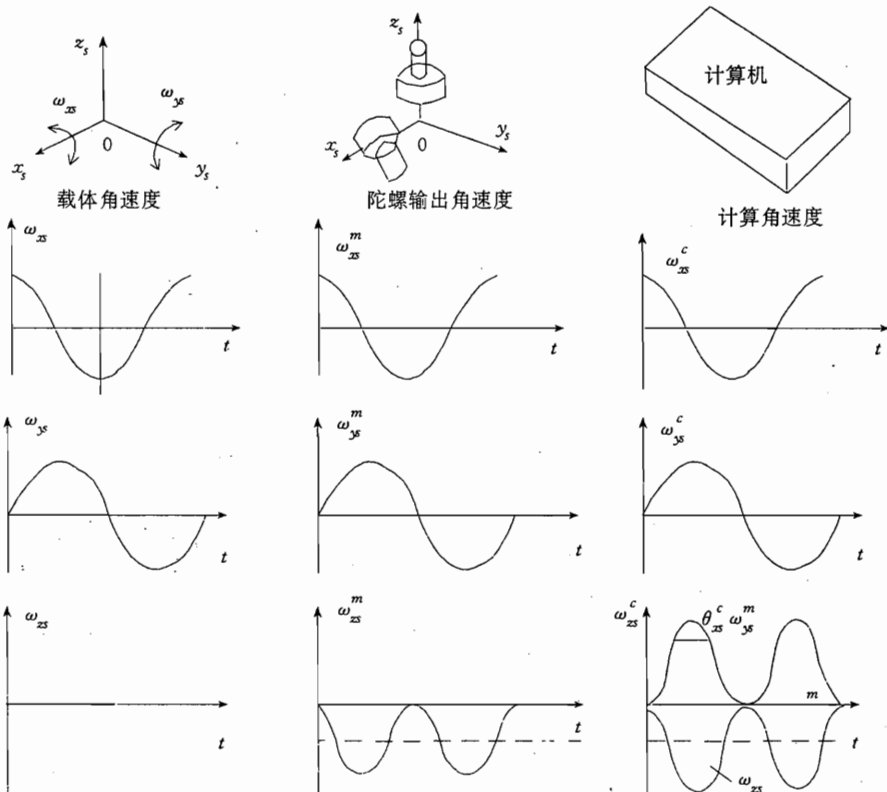


图 4-29 未被检测的圆锥误差说明图

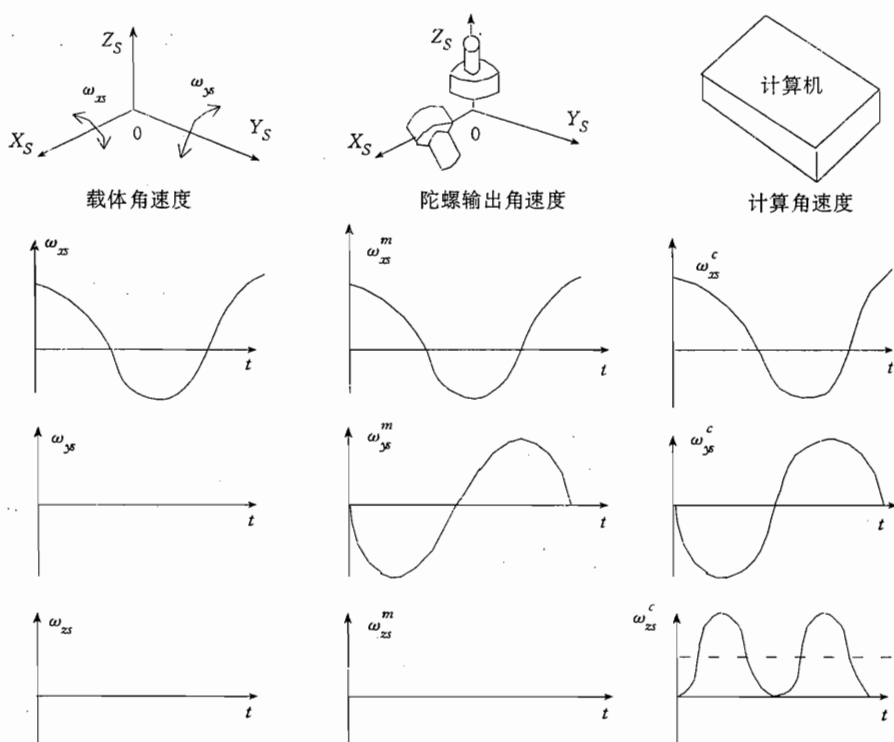


图 4-30 假圆锥误差说明图

图 4-30 是假圆锥误差说明图。图中表示载体仅存在 X 向单轴余弦运动。这时, 由于角加速度耦合使得陀螺仪 Y 轴产生正弦运动分量。由于陀螺转子跟踪该角加速度分量, 所以在对应的加矩轴上产生控制力矩, 因此 Y 轴有正弦输出信号, 但此信号为角速度误差项。另外, 在捷联系统作姿态计算时, 捷联系统计算机同时接收两个正交测量轴 X_s, Y_s 方向的余(正)弦角速度信号, 计算结果则产生在第三正交轴 Z_s 通道内有假角速度 ω_{zx}^e 。实际上, 载体并没有绕第三正交轴作角运动, 故 ω_{zx}^e 是误差角速度即假圆锥误差。

(b) 振摆误差

加速度计在线振动和角振动情况下, 同样产生测量误差。当摆式加速度计受到既不沿输入轴又不垂直于输入轴的线振动加速度或载体存在轴角振动时, 质量摆则作角运动, 由此产生未检测的振摆误差和假振摆误差。产生误差的实质是: 捷联系统中的陀螺仪、加速度计不能正确测出载体 3 个轴的角振动和线振动, 或者能正确测量, 但测量信息送入计算机后不能正确计算时, 计算机的输出将会出现沿第三正交轴的整流加速度, 此即振摆误差加速度。采用类似陀螺仪的动态误差分析方法, 可以分析出未被检测的振摆误差和假振摆误差。假振摆误差是在载体没有振摆或很小振摆运动, 由于捷联系统某些误差的存在, 产生了整流误差。

设振动加速度为 $A_m \sin \omega t$, 它在加速度计输入轴和交叉轴上的分量为

$$a_i = A_m \sin \omega t \cos \zeta$$

$$a_p = A_m \sin \omega t \sin \zeta$$

式中 ζ —— 振动加速度矢量与加速度计输入轴的夹角。

它引起振摆误差

$$\Delta A_{\text{ind}} = K_a \frac{A_m^2}{2} \sin^2 \omega t \sin 2\zeta \quad (4-60)$$

它在一个周期内造成的振摆整流效应误差为

$$\Delta A_{\text{ind}}^{(1)} = \frac{K_a}{2\pi} \int_0^{2\pi} \frac{\sin 2\zeta}{2} (A_m^2 \sin^2 \omega t) d\omega t = \frac{K_a A_0^2}{2} \sin 2\zeta \quad (4-61)$$

$$A_0 = \frac{\sqrt{2}}{2} A_m$$

式中 K_a —— 加速度计输出量化系数。

假振摆误差加速度是载体存在角摆动情况下引起的加速度计误差。

设捷联系统的纵向摆式加速度计的输出轴与弹(箭)法向轴 $O_1 y_1$ 方向一致(图 4-31)。当弹(箭)法向轴有角振动 $\psi(t) = \psi_m \sin \omega t$ 时, X 向加速度计因承受绕其输出轴的角加速度 $\ddot{\psi}(t)$ 作用而产生沿此向的误差力矩 $J_y \ddot{\psi}(t)$, 从而引起加速度计测量误差。误差加

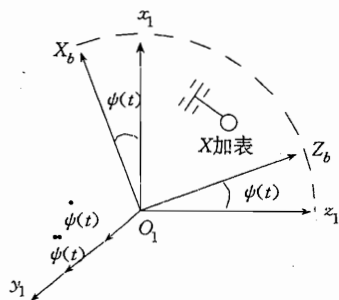


图 4-31 假振摆误差图

速度为

$$\Delta a_b^x = -\frac{J_y \ddot{\psi}(t)}{K_p} = -\frac{J_y \psi_m \omega^2}{K} \cos \omega t \quad (4-62a)$$

由坐标转换关系式

$$\begin{bmatrix} A_{1x}(t) \\ A_{1y}(t) \\ A_{1z}(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \psi(t) & 0 & \sin \psi(t) \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \psi(t) & 0 & \cos \psi(t) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} a_b^x \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}$$

可得出 a_b^x 引起在 $O_1 z_1$ 轴的计算加速度误差为

$$\Delta A_{1z}(t) = -\Delta a_b^x \sin \psi(t) = -\Delta a_b^x \psi_m \sin^2 \omega t$$

造成 $O_1 z_1$ 轴整流误差加速度

$$\Delta A_{\text{ind}}^{(2)} = \frac{\sigma_b^x \psi_m}{2} \left(1 - \frac{\psi_m^2}{8}\right) \quad (4-62b)$$

式(4-62b)就是角振动引起的沿第三正交轴的假振摆误差加速度。

4.2 中间装置

4.2.1 变换放大器

变换放大器仅用于连续式姿态控制系统,是一个接受姿态敏感信号并经变换形成控制指令,操纵执行机构进行弹(箭)姿态机动的中间装置。

变换放大器一般由信号解调、校正网络、调制和综合放大几部分构成。图4-32是变换放大器框图。

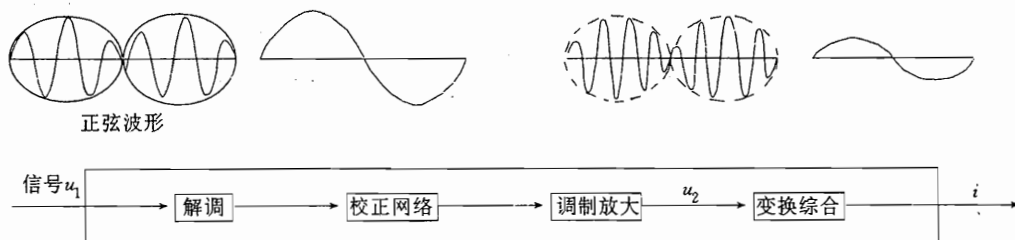


图 4-32 变换放大器框图

变换放大器接收来自姿态角、姿态角速度测量装置的交流调制电压信号,而校正网络为直

流型式,所以需要将信号解调后输给校正网络。校正网络用电阻、电容、电感构成 RCL 无源校正网络或 RC 与运算放大器构成的有源网络。校正网络能将姿态测量信号变换为使系统稳定的校正信号。校正信号是频率为几赫以下的慢变化电压或电流信号,如果直接将其放大,会碰到零漂难题,因此,通常要将这种慢变化信号调制,改用交流放大电路进行信号放大。变换综合电路包括功率解调,即将信号还原到敏感装置的输出信号形式并有足够电流操纵执行机构;综合电路是将控制相同执行机构的信号加以综合,如一个信号要控制两个或四个执行机构或一个执行机构可能同时执行一个姿态控制通道或两个、三个通道的信号,所以必需将 φ, ψ, γ 三个通道的控制信号经分配、综合后输给执行机构。

有源校正网络中不用电感元件,且在电路上容易做到高输入、低输出阻抗,与其他环节电路匹配方便,同时还能产生一定增益,因而多在工程实际中采用。

4.2.2 弹(箭)载控制计算机

弹(箭)载控制计算机是飞行控制系统的核心装置,用以完成制导、姿态控制和时序的实时控制计算。同时,还可以用于弹(箭)起飞行前的辅助测试、计算。

由于计算机在弹(箭)上处于控制中枢的有利条件,与弹(箭)上被测装置之间存在着电气和信息联系,因而利用它在弹(箭)上完成测试,不仅测试精度高,而且实现灵活,与地面测试发控计算机共同进行测试能够缩短测试时间,提高弹(箭)发射反应速度。

弹(箭)载控制计算机是专用数字计算机,其主要特点是实时性和嵌入式。实时性的要求主要表现为实时输入、输出接口,数据采样时间间隔和计算周期短,从采样到信息输出之间的时延小。嵌入式的特点是被嵌入飞行控制系统中运行,一般不单独地工作。

弹(箭)载控制计算机的专用特点决定了计算机的体系结构。根据计算机实现功能的算法分类有:数字积分机、增量计算机和微型控制机;按照实现功能方式,可以是单计算机系统、协处理器系统和多处理机系统。

大规模集成电路的应用,为发展微型控制机提供了方便条件。所以,弹(箭)载控制计算机多采用位并行字串行的微型控制机和单片化的单片微型控制机。

(1) 计算机体系结构

微型控制机是模块化的总线结构。组成计算机的中央处理器(CPU)、存储器和输入/输出接口(I/O 接口)均连接于一组总线(BUS)上。CPU,存储器,I/O 接口电路是弹(箭)载计算机的本体,另外还有支持计算机操作的外部设备。外部设备随着计算机系统的不同而有差别,在微型控制机系统中就是扩展部分和输入输出外部设备。

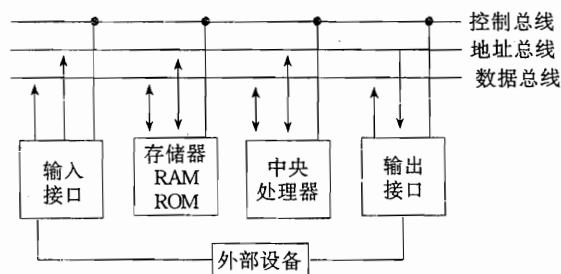


图4-33 弹(箭)载控制计算机系统框图

微型控制机按照功能模块划分为中央处理器(或微处理器)模块,读写存储器模块,只读存储器模块和 I/O 接口模块,其结构框图示于图 4-33。

(2) 中央处理器

它是计算机的核心,由运算器和控制器组成。运算器大致上包含寄存器组及地址逻辑、算术及逻辑运算单元、控制译码电路及多路选择器,它在控制器的控制下完成各种算术逻辑运

算、左右移位和其他操作。运算器中的寄存器,一般采用多个累加寄存器结构。用于程序计数、算术运算,微程序控制和存放指令地址场的内容等。

控制器是产生控制信号,用以协调各个部件的工作。控制器的控制功能的生成一般有两种方法,一种是组合逻辑的方法,另一种是用控制存储器的方法使控制器存储器化。前者包括指令寄存器、各种控制条件或状态寄存器、控制顺序执行各种操作的节拍脉冲和节拍电位发生器。各种控制信号是按事先排好的指令操作动作发出,自动连续地协调控制各部分工作。后者是将控制指令功能细化为更小的操作即微程序存入存储器中,如运算控制、转移控制、访问控制等。

(3) 存储器

存储器是存储程序、数据等信息的部件。存储器的容量、存取速度和可靠性对计算机的处理能力起着重要的作用。

随着大规模集成电路的发展,现在多采用半导体存储器。利用半导体存储器构成存储阵列,使用简便。存储器阵列可分为固定存储器和随机存储器两类。固定存储器(ROM, PROM, EPROM)一般存储固定程序和数。随机存储器(RAM)有静态和动态两种,静态存储器是靠栓锁方式记忆信息,动态存储器是靠电容充放电原理记忆信息,所以静态存储器的可靠性高,因而弹(箭)载计算机一般不采用动态随机存储器。

(4) 输入/输出接口电路

计算机接口是联接弹(箭)载计算机和飞行控制系统其它装置之间的信息通道和控制电路。接口的作用是将传送输入计算机的信息转换为与计算机相容的格式,或将计算机输出的信息转换为系统其它装置相容的格式,同时还解决信息传送的缓冲、同步及电平变换和电路隔离的作用。

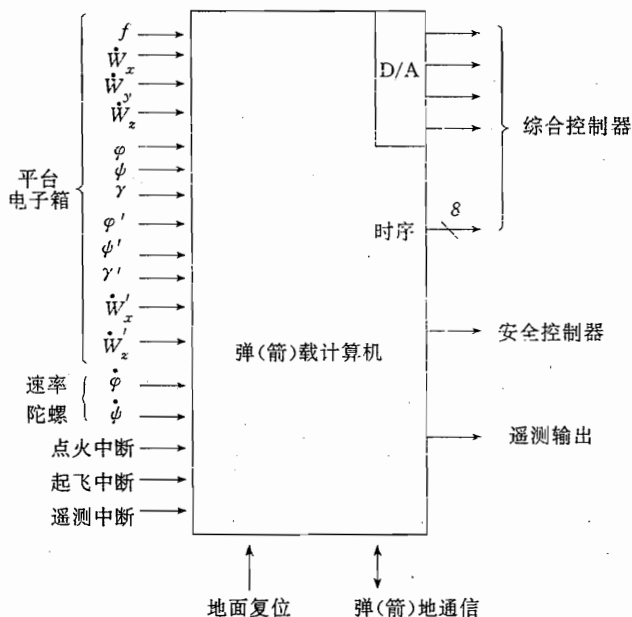


图4-34 弹(箭)计算机输入、输出信息通道

弹(箭)载计算机所处的作用地位决定了接口的多样性和复杂性。根据传输信息特征的需要,有模拟接口和数字接口两类。图4-34是弹(箭)载计算机一种输入、输出信息通道示意图。

从图中看到,输入信息有来自陀螺稳定平台及速率陀螺仪的敏感测量和时间信号:

f —— 时标信号,信号形式为脉冲量;

$\dot{W}_x, \dot{W}_y, \dot{W}_z$ —— 三路加速度信号,形式是脉冲串,计算机进行正和负计数;

φ, ψ, γ —— 三路姿态角粗测信号,信号形式是开、关门脉冲,计算机对各路信号进行量化处理;

φ', ψ', γ' —— 三路姿态角精测信号,信号形式是开、关门脉冲,计算机对各路信号进行量化处理;

W'_x, W'_z ——平台调平信号,信号形式为脉冲串;

φ, ψ ——两路速率陀螺仪的信号,信号形式为开关门脉冲或脉冲串。

还有来自弹(箭)和地面的中断和复位信号:点火中断、起飞中断、瞄准中断、遥测中断、弹(箭)地通信接收中断及地面复位信号等。

输出信息有:

四路数/模(D/A)信号,一般为电流型模拟信号和开关量信号;

时间序列信号,如以串行移位方式输出脉冲串,送给遥测系统等。

从输入、输出接口电路变换信号形式看,接口形式主要有脉冲计数,如脉冲数——二进制码转换、时间——二进制码转换;数模转换,如二进制数字信号转换成电流输出或电压输出;模数转换,如电压/数字量转换等。

输入、输出接口在弹(箭)载计算机硬件中占有很大比例,一般除主机板和电源板之外,有3/4~2/3为输入、输出接口板。弹(箭)载计算机列为专用计算机,其依据也在于此。

图4-35是弹(箭)载计算机功能板连接框图。

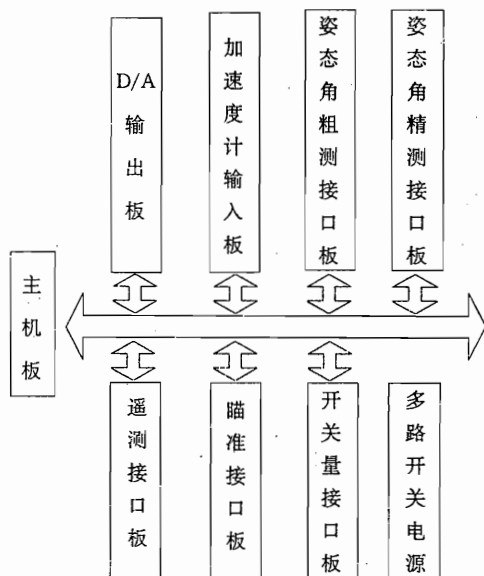


图4-35 弹(箭)载计算机功能板连接框图

(5)地面支撑设备

地面支撑设备主要用于弹(箭)载计算机的维护性检测和装弹前的检测,也称为单元检测设备。检测设备不仅在实验室、工厂为检查弹(箭)载计算机运行性能提供服务,而且在阵地也提供支持用于单元测试。

地面支撑设备的配置根据计算机应完成的任务而定,一般包括计算机、测试专用接口、信号源及相应的检测软件。可完成弹(箭)载计算机性能参数测试、研制调试和验收飞行程序、仿真某些飞行程序过程等,即完成硬件测试和软件测试。测试结果可自动显示监视、打印输出。

4.3 伺服作动器

伺服作动器是推动执行机构产生控制力的力作动器,将电动或压液能转换为力作动器运动的能量转换装置。通常将伺服机构或舵机称为伺服作动器。

对伺服作动器的主要技术要求有:

- 使用环境条件:温度、振动、冲击、低气压等。
- 安装要求:安装方式、尺寸;
- 工作时间:寿命、一次连续工作时间;
- 静态特性:额定负载转矩 M ;

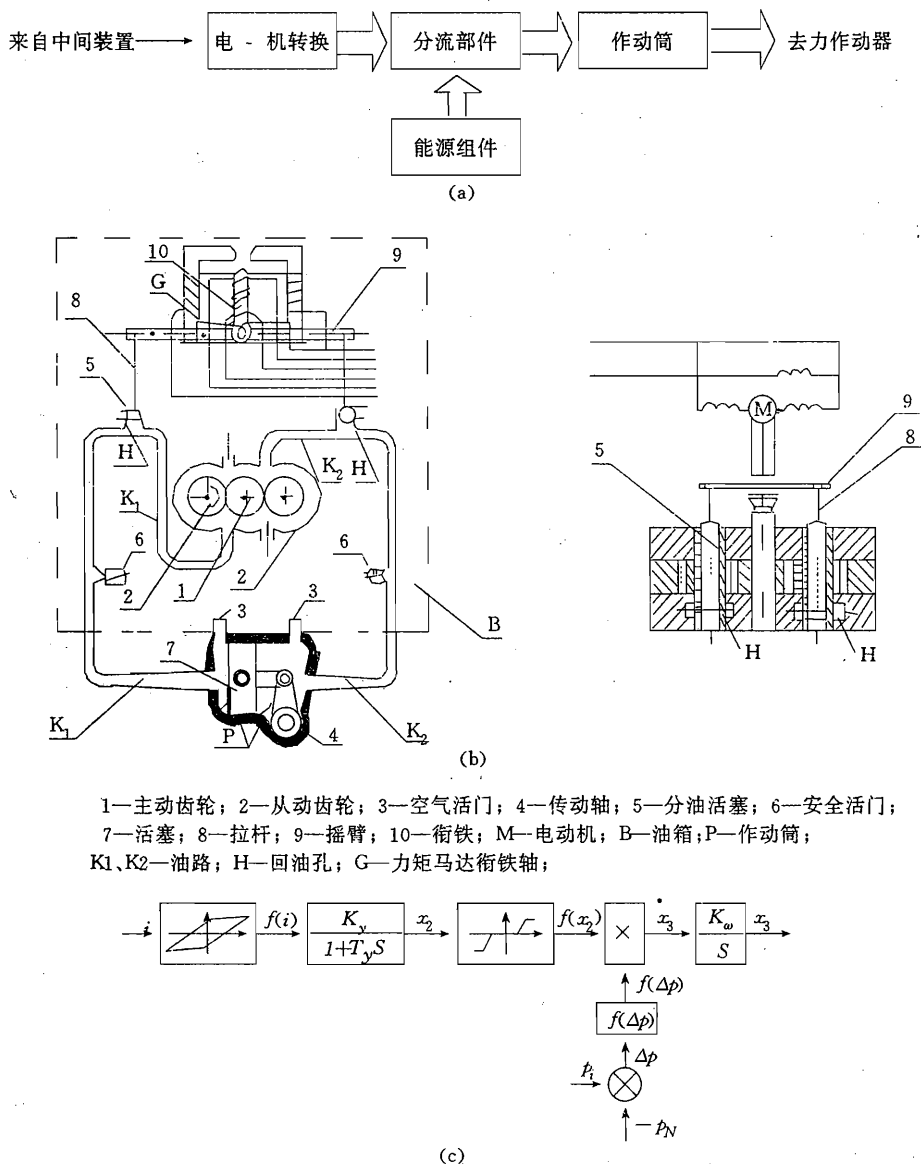
最大负载转矩 $M_{\max}$;

最大转动角 $\delta_{\max}$;
 最大转动角速度 $\dot{\delta}_{\max}$;
 最大转动角加速度 $\ddot{\delta}_{\max}$;
 零位精度 δ_0 (零偏、零漂) ;
 非线性特性。

- 动态特性: 在规定转角范围内的相频特性和幅频特性, 谐振频率、谐振峰值。
- 线路接口要求: 指令电路输入阻抗。

4.3.1 舵机

舵机属于整体式伺服作动器。图 4-36 是整体式单级节流阀型舵机原理图。



1—主动齿轮; 2—从动齿轮; 3—空气活门; 4—传动轴; 5—分油活塞; 6—安全活门;
 7—活塞; 8—拉杆; 9—摇臂; 10—衔铁; M—电动机; B—油箱; P—作动筒;
 K1、K2—油路; H—回油孔; G—力矩马达衔铁轴;

图 4-36 舵机的原理及结构框图

(a) 舵机框图; (b) 单级节流式舵机工作原理图; (c) 舵机数学模型结构

电-机转换部件可将输入的电信号转换为分流部件阀的机械位移。分流部件控制工质进入作动筒使作动杆移动,从而推动力作动器动作。能源组件可保证流出、流回工质有一定压力差并使工质流动。

当电动机启动后,电动机转动主动齿轮 1 并带动从动齿轮 2 转动,从油源组件 B 吸入工质,向油路 K_1, K_2 输送高压工质,一部分工质进入作动筒 P,另一部分经回油孔 H 流回油源组件。回油口的开启大小由分油活塞 5 控制,分油活塞依靠弹性拉杆 8 悬挂在摇臂 9 上,摇臂固连于力矩马达衔铁轴 G 上。

有控制电流时,力矩马达衔铁和摇臂偏离中间位置,两回油孔面积有差异,引起作动筒两腔压力差动变化,从而推动活塞向压力小的一侧移动,使传动轴 4 按要求方向转动。当无控制电流时,衔铁和摇臂处于中间位置,分油活塞 5 使两边回油孔 H 开口面积相等,作动筒两腔压力也相等,因而活塞不动。这时工质经回油孔流回油源组件。

图 4-36(c)是舵机的简化数学模型。图中 i 是控制指令电流; $f(i)$ 是描述电-机转换部件工作特性的“磁滞回线”的非线性环节,磁滞回线是由于力矩马达控制绕组中建立磁通的时间滞后及感生电势磁滞影响,其传递系数和时间常数分别以 K_y, T_y 表示; $f(x_2)$ 表示伺服阀(滑动阀门)移动摩擦、限制所构成的“非灵敏区”带饱和和非线性环节; p_i 是工质的进入压力; p_N 是负载对作动筒活塞的压力, $f(\Delta p)$ 表示作动器活塞位移、结构刚度等的非线性环节; $\dot{x}_3, x_3$ 分别表示作动筒活塞的移动速度、位移量, K_ω 表示舵机速度曲线的斜率。

4.3.2 伺服机构

当伺服机构推动的负载较大时,需要较大功率伺服机构能源,因而采取分装式,即单独设置液压能源装置(油源组件)。这时,伺服机构可采用多级(二个以上)滑动阀门部件。

图 4-37 是带能源装置的伺服机构系统原理图(伺服机构原理框图见第 3 章图 3-25)。

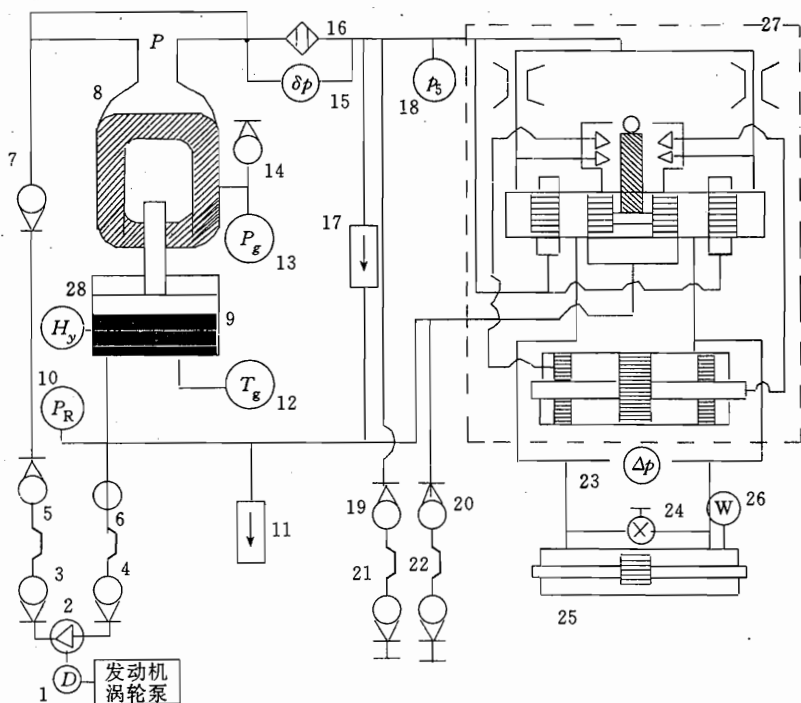


图 4-37 伺服机构系统原理图

1—带超越离合器的电动机； 2—高速高压变量泵； 3,19—高压自封接头； 4,20—低压自封接头；
5,21—高压金属软管； 6,22—低压金属软管； 7—单向活门； 8—球形胶囊贮压器； 9—油箱；
10—回油压力传感器； 11—低压安全活门； 12—温度传感器； 13—贮压器压力传感器；
14—快卸充气嘴； 15—压差传感器； 16—高压油滤； 17—高压安全活门； 18—阀入口压力传感器；
23—压差传感器； 24—旁通阀； 25—作动器； 26—位移传感器； 27—伺服阀； 28—油面电位计。

油源组件的动力是弹(箭)发动机涡轮泵, 高速涡轮泵的轴转动伺服机构油泵, 产生高压工质供给伺服液压系统。

地面测试时, 转动油泵的电动机 1 由地面电源供电, 以高速转动油泵产生高压油, 形成伺服机构液压能源。当弹(箭)发动机点火后, 涡轮泵旋转, 这时油泵在涡轮泵轴带动下, 传动油泵高速旋转。

图 4—38 是伺服机构的结构示意图

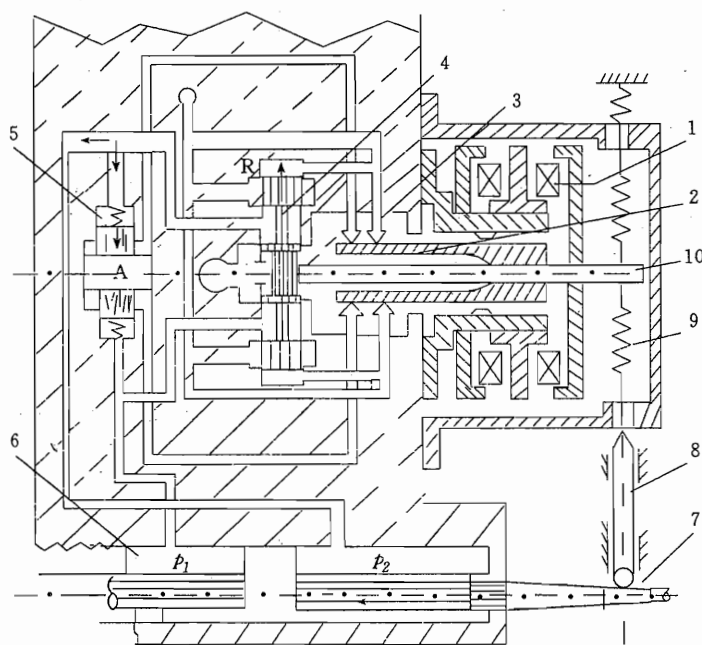


图 4—38 伺服机构结构示意图

1—力矩马达线圈； 2—喷嘴挡板； 3—喷嘴； 4—伺服阀；
5—动压反馈装置活塞； 6—作动器； 7—机械反馈推杆； 8—顶杆；
9—反馈弹簧； 10—衔铁。

当控制指令电流通过力矩马达线圈后, 产生的电磁力矩使衔铁偏转一个角度, 与衔铁固连的喷嘴挡板 2 则移动一个距离(假设向上位移), 于是下方喷嘴喷射工质, 喷嘴腔的下室压力大, 在此力作用下, 伺服阀芯向上移动, 此时, 伺服阀巨形窗口 R 开启一个开度, 从油泵蓄压器流出的高压工质通过开口经伺服阀腔的油出口流入作动器右腔, 作动器活塞右边与高压腔相连, 左边与低压腔相连, 造成 $p_2 > p_1$ 压差, 因而作动杆左移。反之, 当控制指令电流反向时, 作动器滑阀右移。

图 4—38 伺服机构是双喷嘴反馈式, 具有机械位移反馈和压力负反馈(亦称动压反馈)功能。

(1)机械位移(置)反馈

当作动器活塞移动时,与活塞杆连成一体机械反馈锥形杆也向右或向左移动,在锥形杆上的滚珠则上下移动一个距离,滚珠推动顶杆在垂直锥形杆方向位移,顶杆使反馈弹簧拉伸或压缩。弹簧产生的作用力将使衔铁向与原来相反方向偏转一角度,于是在喷嘴上下两腔室建立一个与原来相反的压差,推动伺服阀芯移动,减小 R 开度。随着活塞杆位移量增加,伺服阀的开度及衔铁偏角逐渐减小,直至等于零。当衔铁归于零位时,活塞也停止移动,电磁力矩与弹簧反馈力矩在衔铁上相平衡。

(2)动压反馈

当作动器活塞两边有压差 $p_2 > p_1$ 时,这时反馈活塞 A 向下移动,上腔压力大于下腔。与此上、下腔相连通的上、下反馈喷嘴也有压差,上反馈喷嘴将有工质流出,下反馈喷嘴则流入工质,于是就有工质的动、静压力作用于档板上,使衔铁偏转角减小,形成负反馈作用。

伺服机构动作特性具有继电器特性、微分、积分和多个非线性环节,因此,其数学模型无法直接用简单的传递函数形式描述。在工程应用中,可以对某些次要因素进行近似处理,建立简化的伺服机构传递函数,也可以采用数学仿真,求取在控制指令为不同大小、多种频率下的频率特性。

弹(箭)上其它控制装置如时序装置、配电器、电源变换器等的作用、组成已在第 3 章作了介绍,本节不再重复。

思考题

1. 机电式敏感测量器件与固态敏感测量器件相比,它们的优缺点,适宜应用的场合是什么?
2. 建立误差模型的意义? 影响建模、验模准确性的主要因素有哪些?
3. 机电式控制系统硬件的静、动态特性对系统性能的影响是什么? 检测动态特性的主要方法?
4. 计算机的功能、应用领域日益扩大的情况下,控制系统硬件功能有哪些可用计算机软件来实现? 试举几个例子以说明它的必要性和主要途径。

第5章 控制系统设计及工程实现

5.1 控制系统的设计要求

5.1.1 弹(箭)对控制系统的效能要求

研制导弹武器和航天运载器一般要涉及到性能、费用、研制周期等要求。质量和适用性是性能与经济效益的反映。以最少的投资、最短的研制周期(或最长的寿命周期)实现系统及产品质量的完善程度,则是它们的有效性。效能指标是用数量表达有效性的一种方法。战斗性能是导弹武器效能指标的重要内容,主要指生存能力,突防能力和打击能力。评估导弹系统的有效性在完成战斗任务方面的指标,可以采用下式来检验:

当攻击 n 个目标,发射 N 枚导弹(弹头)时,打击目标的有效性概率是^[24]

$$P_K = n \left[1 - (1 - P_c K_n P_r P_f P_b W_1)^N \right] \quad (5-1)$$

式中 W_1 ——在一次发射和 P_c, K_n, P_r, P_b 均等于 1 的情况下,完成任务的效能指标;

P_c ——导弹在发射前和发射过程中未被摧毁或失误的概率,即可发射概率;

P_r ——弹头突防概率;

P_f ——导弹在飞行中不失败的概率,即飞行成功率;

P_b ——弹头爆炸威力不小于规定值的条件概率;

K_n ——导弹系统在战斗准备中可投入使用数量的评价系数。

对于单发导弹,构成打击目标能力的 W_1 不仅是弹头当量的多少,还取决于弹头投掷精度,也与生存能力和飞行成功率分不开。因此,控制系统的精度、可靠性和发射准备时间与导弹的有效性概率直接相关,是有效性的重要因素。

(1) 精度对导弹摧毁目标能力的作用

导弹摧毁目标的效能表示式

$$W_1 = 1 - \exp \left[- \frac{r_s^2}{2\sigma^2 + 0.5R_s^2} \right] \quad (5-2)$$

上式的假设条件是:弹头爆心距瞄准目标点的偏差是正态分布,数学期望值等于零,均方差是 σ ;目标区是一个圆,半径 $R_s \leq 2\sigma$;目标的分布密度是均匀的;一次发射中,各发导弹的爆炸威力是相同的。

在点目标的情况下 $R_s = 0$,效能指标 W_1 则是目标摧毁概率。目标被破坏的半径、破坏程度与弹头当量 W 的关系,以下式表示:

$$r_s = \frac{W^{\frac{1}{3}}}{\Delta P^{\frac{1}{3}} [f(\Delta P)]^{\frac{1}{3}}} \quad (5-3)$$

式中 r_s ——目标被破坏的半径；

ΔP ——目标抗破坏的硬度，表示目标防护措施的物理性能；

$f(\Delta P)$ ——与目标防护物理性能有关的核爆效能函数。

将式(5-3)代入式(5-2)，令 $R_s = 0$ 得

$$W_1 = 1 - \exp \left[- \frac{K}{b(\Delta P)^{\frac{2}{3}} [f(\Delta P)]^{\frac{2}{3}}} \right] \quad (5-4)$$

$$K = \frac{W_1^{\frac{3}{2}}}{(\text{CEP})^2}$$

$$b = 1.443$$

称 K 为毁伤力，表示导弹打击目标能力的一个标志系数。

从式(5-4)知，当弹头当量一定时，投掷精度提高一倍，毁伤力 K 则提高3倍。若打击目标的破坏程度不变，当精度提高一倍时，弹头当量可以比原来减少7倍。投掷精度(CEP)中控制系统制导精度占主要成份。制导误差一般大于非制导误差，在中程以远的导弹，制导误差约占 CEP 的 70% 以上，所以，制导性能对保证投掷精度有着重要作用。投掷精度(命中精度)是射击密集度与准确度的总称。射击密集度表示弹着点对散布中心的偏散程度，射击准确度表示散布中心对目标中心的偏差。

弹头投掷圆概率偏差

$$\text{CEP} \approx 0.6(\sigma_L + \sigma_H)$$

式中 σ_L, σ_H 是弹头爆心距目标点的纵向均方差和横向均方差。这个偏差是由于导弹飞行中随机环境的影响和内外干扰造成的，主要是：发射点大地测量误差，瞄准点的定标误差，导弹瞄准误差，飞行原始数据的准备误差和输入给控制系统的误差，主动段干扰引起的飞行弹道的偏移，被动段干扰引起的飞行弹道的散布等。

从保证导弹打击能力出发，制导精度必须符合规定指标值。

(2) 可靠性特征

弹道导弹的主要任务是按预定的射程、射击精度将弹头投掷到目标点。对于运载火箭则是运送有效载荷准确入轨。如果弹(箭)的各部分(发动机、控制、级间分离、弹头等)功能正常，没有发生明显的导致不能完成任务的故障，即保证了可发射率和飞行成功率的指标，则认为发射、飞行是可靠的。

对于控制系统来说，其可靠性就是系统、单机在规定的环境条件和工作时间内，能无故障地完成规定任务和性能指标。从可靠性角度分析，控制系统(飞行控制系统、测试发射控制系统)的各功能环节关系是串联型，其中一个环节失效，则系统就处于故障或失效状态。图 5-1 是飞行控制系统可靠性框图。

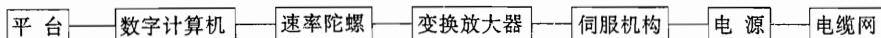


图 5-1 飞行控制系统可靠性框图

串联系统的可靠性

$$R = \prod_{i=1}^7 R_i \quad (5-5a)$$

式中 R_i 是系统某个环节的可靠性。从式(5-5a)知

$$R < \min[R_i] \quad (5-5b)$$

式(5-5b)表明,为保证系统可靠性,各环节的可靠性均必须大于系统可靠性。只要有一个环节的可靠性低,不管其余环节可靠性再高,则系统可靠性仍然低于(或等于)最低可靠性环节的可靠性。为此,须采取局部冗余或增强可靠性的措施,以提高系统可靠性。对于地面测试发射控制系统,除采用局部冗余外,还可以采取备份方式来保证系统可靠性。

为保证导弹的可发射率、高度的战备性,对控制系统必须严格要求。保证可靠性要求包括:发射前控制系统的准备时间,转换瞄准目标时间,定期工作的连续时间及其周期,对力学、自然条件、电磁和其他干扰环境的耐抗性等等。

对航天运载器,作为空间的运载工具,最重要的是准时发射和完成运载任务。因此,在可靠性要求中不仅包括飞行控制、测试发射控制的性能稳定性,还包括实际发射时间的允许误差的保证概率范围。当发射过程中出现非正常状况下,要求控制系统具有应急处置和控制的能力,保证发射场区安全,同时保存箭上事故发生的信息。

实施可靠性要求,必须根据任务需求、费用和进度,在系统、设备的设计与制造阶段进行可靠性监督与控制,验证与评价等工作,将系统的性能、环境适应性、维修性、安全性、电磁兼容性、人-机环境与可靠性综合考虑和权衡,达到好的效费比。

(3)发射准备时间与生存能力的关系

导弹的地面生存能力是实现“保存自己,打击敌人”的基础,也是武器发挥战斗力的条件之一。机动和隐蔽的发射方式是提高生存能力的主要方式。地下隐蔽的导弹依靠加固的发射井来抵抗敌方核袭击,导弹的发射准备工作在地下井进行,可以有较充裕的时间使控制系统能多次重复检测、连续监视功能状态,保证可靠、准时发射。水下机动的导弹也具有较好的隐蔽性,发射条件较好。而地面发射方式的导弹,无论是地面固定阵地发射或机动发射,发射点和导弹被敌方侦察发现的概率大,遭受敌方袭击破坏的机遇大。当导弹停留或暴露的时间愈长,则被敌方来袭武器摧毁的可能性就愈大。因此,缩短导弹地面发射准备时间是提高生存能力的一种措施,也是战术技术性能所追求的指标之一。

导弹的安全发射时间受到敌方侦察手段、信息传送及数据处理速度、指挥决策时间和来袭导弹全程飞行时间的总和所制约。允许的导弹发射准备时间

$$t_s \leq t_d + t_j + t_f \quad (5-6)$$

式中 t_d —— 敌方空中侦察获取信息后的信息传送和数据处理时间;

t_j —— 敌方指挥决策和发射导弹的准备时间;

t_f ——来袭导弹全程飞行时间。

现代技术水平能够做到 $t_d + t_j < 20\text{min}$, 来袭导弹(中程—洲际)的 $t_f \approx 10 \sim 30\text{min}$ 。因此允许的发射准备时间约为 $30 \sim 50\text{min}$ 。

发射准备时间取决于发射工作程序及其占用的时间。以机动液体导弹发射的工作程序为例,有:

- 进入阵地(车辆就位)展开地面电缆网;
- 电站供电;
- 检查地面测试发控设备连接状态及绝缘电阻检查;
- 测试发控系统自检查;
- 连接弹-地电缆;
- 导弹垂直度调正和方位瞄准;
- 推进剂加注前的准备;
- 加注推进剂;
- 撤收加注设备;
- 飞行控制系统总检查;
- 制导系统精度测试及射击参数装定;
- 接通弹上全套设备,射前总检测;
- 操纵点火、发射。

在以上发射程序中,占用时间较多的是推进剂加注及加注的准备,弹载控制装置(主要是陀螺稳定平台)通电后性能稳定也占有较多时间。

固体导弹的发射准备时间由于无推进剂加注及其准备工作,所以比液体导弹的短。而占用发射准备时间较长的是控制系统检测及系统通电后参数稳定的时间。

对于航天运载器,为占有发射窗口,必须准时发射,以确保有效载荷空间轨道满足地面测控要求或空间飞行器安全回收或返回降落指定落区。所以,控制系统必须可靠、准时实施发射任务。

(4)经济效益

表征弹(箭)系统有效性的另一内容是经济效益。

研制同等战斗能力的导弹,往往耗费的人力、物力和时间却不一样,花费的经济代价不相同。因此,注重经济效益的重要性并不亚于对战斗性能的要求。研制出来一个新的弹(箭)系统要耗费巨额的资金、很长的时间,如果经费超出预算指标或者虽有资金但需分期至很长时间投入,则随着技术的发展,不得不重新考虑其研制的必要性,或重新制订、更改方案,避免导致飞行器性能老化,最终造成徒劳无益的耗费。所以,研制弹(箭)只考虑技术先进性,而不计较研制成本和周期,则不会有好的有效性。

对于导弹系统应从全寿命周期角度考虑有效性的经济效益。

设打击敌方 n 个目标,需要投入 N 枚导弹及其地面支持系统的总经费

$$C_r = C_d + C_t + C_a + C_k + C_o.$$

式中 C_d 是研制费(研究、设计和试验费), C_t 是导弹系统试验费, C_a 是生产、装备 N 枚导弹及其

地面支持系统的经费, C_k 是 N 套设备在使用期内的维护费, C_a 是阵地建设及后勤保障系统费用。从上式可以得出破坏一个目标的平均费用是 C_r/n , 发射一枚导弹的费用是 C_r/N 。

设控制系统费用是导弹系统经费的 $1/m$, 服役期硬件备份数量为 $1:l$, 则控制系统总费用为

$$K_r = \frac{C_r}{m} + \frac{N}{l}(C_a + C_k) \quad (5-7)$$

导弹是一次性使用的武器, 在飞行后不可修复, 而导弹的地面支持设备和阵地设施可以多次重复使用。因此生产一套导弹系统并投入使用的费用相对多套导弹系统平均费用来说是高价格。随着生产数量和投入使用数量的增加, 一批中每一枚导弹系统的费用则逐渐下降。

对于运载火箭, 其有效性包括运载有效载荷能力、入轨精度、研制周期、使用期限、技术方案潜力(适应性)、研制费用等。在导弹与运载火箭技术通用、兼顾发展的情况下, 系统效能的限制条件是研制周期和费用。对其效能评价可以采用功能评价、经济评价与社会评价相结合的方法, 通过评价系数来衡量。如果把社会评价——对国家政策的影响、对社会生活的影响、对社会利益的影响, 在空间任务一定情况下视为常量时, 综合评价系数可用下式说明。

$$V(j) = \frac{U(j)}{C(j)} = \frac{\sum_{i=1}^m a_{ij} U_i T_j}{\sum_{k=1}^n C_k} \quad (5-8)$$

式中: $U(j)$ ——第 j 种方案的评价值(共有 k 种方案, $j = 1, \dots, k$);

$C(j)$ ——由 n 个分系统组成的第 j 种方案总成本(C_k 是一个分系统的成本);

U_i ——系统的第 i 种功能和重要性权值(系统有 f 种功能, $i \in (1, f)$);

a_{ij} ——第 j 种方案满足第 i 种功能的效能评价系数($a_{ij} = 0\% \sim 100\%$);

T_j ——第 j 种方案研制周期的倒数。

式(5-8)表示的含义也可用于运载火箭的控制系统效能的评价, 通过所得到的评价系数值来反映控制系统有效性。

5.1.2 设计依据

控制系统按照研制任务书进行研制, 研制任务书是设计的基本依据。控制系统应保证在研制条件下, 按照任务书的规定要求或国、军标及航天行业标准允许的环境影响和干扰条件, 完成发射、定型任务, 达到战术技术指标有关项目和弹(箭)总体要求。

(1) 导弹研制的主要指标要求

导弹研制任务书主要包括导弹系统的战术技术指标、研制周期和鉴定方法等。战术技术指标是战术性能和使用要求的总和。控制系统是导弹的分系统之一, 对控制系统的基本要求是: 稳定飞行、准确制导、快速检测、环境适应性好、可靠性高等项目。这些设计要求由导弹总体设计单位提出并分别列入制导、姿态控制和系统(电子线路)综合设计任务书中。

(a) 制导精度

影响导弹命中精度的控制系统误差包括制导方法误差和工具误差以及瞄准误差(在非自主瞄准情况下有一部分属控制系统)。制导误差通常用射程(航程)最大偏差(标准偏差),或以圆概率偏差(CEP)表示。

在一些场合,使用圆概率偏差表示制导误差较为方便。落点偏差一般不是圆分布,所以采用椭圆概率偏差表示。

制导系统设计必须保证最大误差(或 CEP)不超过给定值。

(b)姿态控制稳定性

控制对象是弹(箭)的各飞行级。依据控制对象动力学模型及提供的姿态敏感器、执行机构的动力学特性,按照俯仰、偏航和滚动三个控制通道进行设计,并经数学和半实物仿真试验验证,保证全飞行过程姿态机动和稳定性要求:

- 刚体角运动有足够的稳定余度;
- 弹(箭)壳体弹性振动各阶次振型频率下的弹性振动广义坐标幅值是衰减的,符合任务书规定的要求;
- 弹(箭)推进剂晃动(液体火箭)的晃幅是衰减振荡的,最大晃幅不超过任务书规定值;
- 在程序角、导引指令控制下,确保姿态角的偏差和质心坐标偏离程序值符合要求。

(c)发射准备时间

发射准备时间指接到发射准备命令或机动导弹从进入发射场开始,到导弹发射出去的时间。发射准备时间关系着导弹武器的生存能力、作战效果。依据战术技术指标这一要求,通过合理选择、设计测试发射控制方案、提高自动化检测监控水平、简化和合理安排测试控制状态和发射操作程序、采取可靠性措施,保证符合规定的时间要求。

(d)火力机动范围

火力机动是指导弹在发射点改变射程大小和射击方向。实行火力机动可以在一个发射点攻击多个目标。控制系统在惯性器件硬件设计、制导和姿态控制系统设计中应根据火力机动范围要求,确定导弹发射起飞后的自动转向进行方位瞄准和程序弹道转弯等功能。

(e)环境适应性

控制系统的性能和可靠性与使用环境密切相关。控制系统产品所处的环境有:贮存环境、运输环境、发射环境和飞行环境,一般统称为环境条件。控制系统产品设计必须依据环境条件进行,从而保证电子线路、机械、结构满足使用环境要求。

各种环境对产品的主要影响有:

- 气候环境——温度(高温、低温、高低温循环变化),湿度(高湿、干燥、湿热交替变化),气压(高气压、低气压),盐雾,雨,雪,大气污染,霉菌,灰尘和沙,风,真空等;
- 机械力环境——过载、振动、冲击、摇摆、噪声等;
- 辐射环境——核辐射(核电磁脉冲、中子流、 γ 射线),太阳辐射,电磁干扰(电场、磁场),雷电等。

这些环境影响有单一作用或复合作用,飞行环境条件和地面环境条件不完全相同,因而飞行控制装置和测试发射控制设备的环境条件要求有区别。

(f)贮存期和工作寿命

贮存期是指控制系统经长期保存后仍能保持其性能的期限。工作寿命是在保存期内,要求产品能够正常工作的累计时间、次数,一次连续工作最长时间等指标。

贮存期、工作寿命因不同类型(电子、机械、机电、软件介质)产品而异,但也与贮存环境、维护和操作水平有关。因而贮存期和工作寿命指标要求与贮存环境条件、维护和操作条件同时提出。

(g)产品重量、体积尺寸

弹上的重量、空间和能源是保证射程和有效载荷的资源,所以限制飞行控制装置的重量、体积尺寸和能源(主要是伺服机构)不超出规定要求。控制系统设计必须合理划分功能块(界面)、单机布置和能源选择,保证各飞行级的控制系统产品在重量、体积尺寸方面满足导弹总体的规定。

(h)可靠性指标

导弹系统的可靠性主要包括飞行可靠性、发射可靠性和贮存可靠性三部分。飞行可靠性是指导弹在规定的飞行环境下,将弹头送入目标区并实现爆炸的概率;发射可靠性是指在规定的发射条件和发射准备时间内,完成正常发射导弹的概率;贮存可靠性是指导弹和地面设备在贮存期内、在规定的贮存条件下,允许维修能保持其规定功能的概率。

控制系统可靠性设计是依据导弹系统分配的飞行成功概率、发射成功概率及贮存可靠性指标,按飞行控制系统、测试发射控制系统及单机(分系统)将可靠性指标以串联型模式进行分配,分别保证可靠性指标要求。

可靠性定量特性与置信度有关。对于成败型产品,按点估计可靠性鉴定范围可信概率 R_q 的下限

$$(R_q)^n = 1 - \gamma \quad (5-9)$$

式(5-9)表明相当于 n 次试验成功结局概率为 $1 - \gamma$, 其中 γ 为置信度。产品(系统)实际可靠性 R 的范围是

$$(1 - \gamma)^{\frac{1}{\min(n)}} \leq R < 1$$

如可靠性为 0.95, 则达到置信度 0.8 的试验成功次数为 31 次。

对于正态分布寿命型产品,可按双侧置信区间分析,由置信区间的下限和上限

$$\left. \begin{aligned} \hat{\mu}_L &= \hat{M} - \frac{K_\alpha}{2} \cdot \frac{S}{\sqrt{n}} \\ \hat{\mu}_u &= \hat{M} + \frac{K_\alpha}{2} \cdot \frac{S}{\sqrt{n}} \end{aligned} \right\} \quad (5-10)$$

求出置信度 $1 - \alpha$ 。

式中 $\hat{M}$ —— n 个产品寿命的均值;

S —— n 个产品寿命的方差(当 n 较大情况下, $S \approx \sigma$, σ 为标准偏差);

K_α ——学生 t 分布的值,当 n 个产品的寿命已知时,可查表得到。

当设定置信度 $(1 - \alpha)$ 和得到 K_α 值之后,利用式(5-10)计算或查表求出置信区间值。

(i)系统接口

控制系统与弹头、发动机、地面发射系统、遥测系统和安全系统之间的接口硬件连接、线路匹配及软件联系、通信方式等界面关系应符合导弹总体规定和协调约定。

(j)其他

控制系统的系统、单机及软件设计应执行或参照有关的国军标、航天、电子行业标准及指导性文件,按规定要求进行设计;

执行研制任务书和合同规定的设计文档配套要求。

(2)运载火箭研制的主要指标要求

运载火箭的研制任务书及对设计的要求与弹道导弹不完全相同。航天运载器的设计没有必要为运载一种有效载荷设计一种专用的运载火箭,因此,在设计上注重系列化、技术通用,多种有效载荷的运载兼顾。但是,控制系统的设计依据仍然是研制任务书。主要依据和要求有:

a)有效载荷入轨精度要求

控制轨道根数(要素)偏差值符合要求,保证有效载荷入轨点飞行状态参数组合量满足轨道根数偏差范围。这些偏离轨道的偏差量是:椭圆半长轴偏差 Δa , 偏心率偏差 Δe , 轨道倾角偏差 Δi , 升交点赤经偏差 $\Delta \Omega$, 近地点幅角偏差 $\Delta \omega$, 过近地点时间偏差 Δt_p , 或者是其中的几项,这取决于发射任务要求。

b)控制系统重量

箭载控制系统轻小,以减少有效载荷重量损失,即

$$\min(m_c + m_a + m_p) \quad (5-11)$$

式中 m_c ——控制装置重量,包括能源;

m_a ——执行机构重量,包括工作介质的储量;

m_p ——结构受力件重量和为控制系统制导特性需要的推进剂保险余量。

c)可靠性指标

在给定置信度和发射及飞行环境条件下,控制系统应达到的可发射率和飞行成功率。

d)系列化、标准化

控制系统产品尽量利用已有型号的成果,达到规定的标准化系数。

e)经济性和研制周期

利用式(5-8)和有关要求,对控制系统作有效性分析,达到效能指标要求。

f)其他

如姿态控制稳定性要求,发射准备时间、环境适应性及与其它系统连接界面、接口等。

作为航天运载工具的运载火箭,应准确保证预计发射时间。因此,控制系统应在可靠性基础上保证测试发射控制的时间偏差符合要求,使发射窗口不超出允许范围。

5.1.3 研制阶段及任务内容

研制是研究、设计、试制(小量生产)、试验的统称。一个导弹系统从研究方案开始到投入使用为止,一般经过两个过程——研制和生产。研制是设计到定型的工作过程,定型之后按定型状态进行批量生产并装备军队使用。

弹(箭)系统的研制,一般在工程研制之前先进行可行性论证,这是立项目的论证阶段。根据政府或军事部门或市场需要所提出的任务要求,论证可能采取的技术途径、方案,可能达到

的指标,开展工程研制之前必须解决的支撑性预研课题,还要预计研制周期和经费。

弹(箭)系统的研制涉及多个技术领域和部门,需要经历数年时间。整个研制过程的基本活动是设计、试制、生产、试验、技术保障和管理,而管理又包括计划管理、技术管理、生产管理、质量管理和财经管理等。这是错综复杂的系统工程,但它又有客观规律可遵循,按照研制规律进行管理,可以保证研制质量、合理开支经费和缩短研制周期。

工程研制程序有四个阶段:方案、初样、试样和定型阶段。各阶段的任务是:

(1)方案阶段

主要工作内容是方案论证和方案设计。根据确定的指标要求,对多种方案和实现途径进行论证、分析比较,筛选出系统、分系统和重要单机方案。最后,综合论证分析所选择方案的可行性、先进性、可靠性、经济性及技术、工艺关键项目,写出论证有据的方案论证报告,呈报决策部门审批。

方案设计是依据经上级批准的方案论证报告对系统、分系统和单机开展计算和模样设计,试制单机模样,进行原理性试验,验证系统、单机硬、软件功能和在实验室环境条件下的性能参数。根据模样的系统综合试验、仿真试验结果和研制条件的分析,确定出最佳方案。方案设计评审通过则是此阶段工作完成的标志。

经评审后的系统、分系统、单机方案和大型地面试验方案、验收方案以及重大设备、优选器材目录、生产工艺和经费预算等则作为初样阶段技术工作和编制计划的依据。

(2)初样阶段

初样阶段的主要任务是进行初步设计、生产初样样机、全面验证控制系统效能。其基本内容是按照初样设计任务书进行系统、分系统和单机设计,编制配套的技术资料(图纸、技术条件、设计报告等)和单机生产;进行系统、单机的技术性能、可靠性和使用性能的试验,验证和考核硬件、软件、硬软件之间的匹配协调性、指标合理性以及电磁兼容性等性能,检查系统性能、界面关系是否满足弹(箭)总体要求和战术技术指标。

初样(初步)设计是把方案变为实际工程样机的活动,也是对方案阶段成果的验证和补充。这一阶段是决定控制系统效能的重要阶段,也是工程研制的关键阶段。根据初样试验提供的参数实际值,对原设计数据进行修改、完善,并提供试样设计作依据。

在初样阶段,一些大的技术关键应已攻克,重要的试验条件已落实,主要生产加工工艺问题已解决,系统的硬、软件性能已得到验证,当具备这些条件之后,可以转入下一研制阶段。

(3)试样阶段

又称做技术设计阶段,主要工作是根据初样阶段的结果和弹(箭)总体技术协调要求,对初样的设计和生产进行修改,按飞行试验状态和要求提供控制系统产品 and 设计文件。

试样阶段是全面、详细的设计,正规生产飞行试验样机,利用试样产品进行系统综合试验、仿真试验,还要进行可靠性鉴定试验、系统电磁兼容试验以及环境考核试验等。经系统试验并证明控制系统产品能满足飞行试验条件后,则提供全弹匹配试验和飞行试验,通过飞行试验全面鉴定控制系统性能。

(4)定型阶段

定型阶段的主要工作是进行定型试验,设计和生产工艺定型,接受国家鉴定、验收。

经过一定数量弹(箭)飞行试验之后,根据飞行试验结果和地面一些鉴定性试验结果,研制方和订货方确认导弹系统达到研制任务书要求时,则提交国家定型委员会对性能指标、使用要

求进行评定、验收并确认设计定型和工艺定型状态。设计、工艺定型后,可以批量生产,装备提交军队使用。

对于运载火箭,除合同有规定外,一般在研制程序中不安排定型阶段。当运载火箭飞行试验成功后,即可进行小批量生产并投入应用。运载火箭虽然不定型,但必须具有再生产的全部条件。

控制系统定型随同导弹定型进行。

5.1.4 设计的基本方法

(1)设计准则

控制系统设计是目标要求与限制条件之间综合求解、平衡的过程,即性能指标、费用、周期与风险的非单值函数的协调,从可供选择的方案中确定最佳方案。但是,由于多变量因素的关系或某些数据的不确定性,也可能选不出最佳方案。

从性能设计角度考虑,设计者应遵循的准则是:

1)采用先进技术与充分利用已有型号成果相结合,成熟技术应占较大比例,新技术必须经过充分试验,并证明能够在工程上实现。

2)以可靠性准则进行系统结构优化

在设计控制系统中解决的主要问题是建立系统结构和选择参数。在系统特性保持不变的情况下可以有不同的系统结构,例如,对于中等精度的制导系统,弹(箭)运动测量装置可以用陀螺稳定平台或捷联惯性测量组合。捷联惯性测量组合因为机械结构简单和有较好的利用冗余信息的能力,使用它可获得高可靠性;在敏感器件数量不变的情况下,采用斜置安装方法则能获得盈余信息,使可靠性提高。

3)以概率准则进行系统参数设计

按“最大概率”准则保证公差范围内参数的有效性,系统满足预定要求。满足公差范围内系统功能、参数有效性的概率

$$P_{\max} = P[\lambda(k, \eta, t) < A]$$

式中 λ ——系统功效的矢量函数;

k ——系统非扰动参数的 K 维矢量;

η ——随机扰动的 n 维矢量;

A ——公差限制范围的 m 维矢量;

$t \in [0, T]$ ——系统工作时间。

例如,通常要求制导系统保证多种随机干扰下参数最大公差范围(2.7σ)的最大概率是0.993。

4)余度设计准则

控制系统的硬件、软件在环境适应性及负载能力设计时保持必要的余度,采取降额、余量储备方式,保持系统、单机的适应能力。如电应力设计中采用电压、功率降额准则、电路热设计与结构布局共同保证温升储备,软件程序编排占有存储空间及操作速度的余量等。

5)系统均衡加固

在弹(箭)资源给定限度内,在可靠性、性能、造价、使用性等方面综合协调系统各功能要求、参数指标间的关系,保持系统有效性均衡提高。例如,采取冗余技术虽然可提高任务可靠

—弹、箭体模型、敏感器件测量模型、控制特性算法模型、执行机构模型、滤波器模型等。原始数据、基本设计参数、图形符等存于数据库。设计者可按设计依据、原始数据、指标约束和其他条件,利用 CAD 完成各阶段设计任务并能获得企求的设计结果。

也可以用 CAD 根据给定的系统模型、单机模型和设计目标、约束条件进行其他分系统、单机的功能(元器件)布局、通路布线、结构等设计。

采用不同技术方案,要求具有的设计知识和设计方法则不同。对于简单设计对象可以不采用 CAD 技术,而采取“试凑法”来计算参数,综合分析性能,在分析过程中逐步逼近参数与指标之间的关系,最后达到设计目标值。

CAD 是设计工作自动化的内容和一种工具,使设计工作可从繁杂重复设计计算中解脱出来,凭借计算机人机界面编制文件资料和绘制图纸,通过图形显示器审查、比较方案和跟踪设计过程来提高决策质量等,从而显示出 CAD 的作用。计算机辅助设计及人工智能(AI)技术的发展,将对设计领域中的设计自动化、优化设计产生更大影响,在应用智能设计辅助情况下更有助于设计者有效工作。

5.2 控制系统设计

5.2.1 制导系统方案选择与参数设计

(1) 方案选择

制导功能、精度、造价、研制周期及风险等因素是选择制导方案的综合要求和分析的内容。风险因素主要包括方案的工程可实现性、投资支持能力及设计、管理人员素质等。所以,制导方案是对各有关制约因素进行计算、分析、综合平衡的结果。

在系统组成上可供选择的方案有:惯性平台-计算机制导方案、捷联式惯性制导方案,除惯性制导方案外,还有以惯性制导为基础的惯性-星光、惯性-图像匹配等组合制导方案。陀螺稳定平台以其能够隔离载体振动、摆动环境而为平台上敏感测量元件提供稳定的加速度和姿态测量基准,多用于高精度惯性制导系统。捷联惯性测量组合的特点是体积小、重量轻、造价低,并且便于采用重复技术,提高可靠性和系统精度。但是,捷联惯性测量组合的工作环境劣于陀螺稳定平台上的敏感测量元件,且其惯性测量元件的精度一般不高于陀螺稳定平台。所以,在弹(箭)载计算机不断发展、满足应用的情况下、惯性平台-计算机制导方案宜用于高精度导弹武器的制导;捷联式惯性制导方案在近期宜用于中等精度制导和大姿态运动的飞行器上。组合制导则是在惯性制导精度不能够满足任务要求的情况下所采用的一种制导方案,主要用于高精度导弹武器和长时间飞行的航天飞行器上。

按制导律划分有:摄动制导、外干扰补偿制导和显式制导。前二者为弹道开环制导,后者为目标闭路迭代制导。制导律设计内容主要是选择制导方法、确定参数,控制弹(箭)发动机(动力装置)关机、控制弹(箭)质心运动,导引弹(箭)飞行轨道。对弹(箭)施加飞行程序角是制导功能的组成部分。采用连续或间断施加飞行程序角来实现改变弹(箭)飞行轨迹,达到控制射程或射向(飞行航向)的要求。飞行程序角的选择属于弹道设计,所以一般是在确定飞行程序角之后由制导系统来实现弹道倾角和航向角的控制。

制导功能的主要内容是关机和导引。制导系统设计目标是在完成制导功能的前提下保证制导误差最小。制导方案的结构编排和硬件技术性能是造成制导工具误差的误差源,制导律的

内容和实现方法是造成制导方法误差的误差源,即制导方法的不完善引起的方法误差。一般来说,开环制导的方法误差较大,但制导律较简单,对制导计算装置及关机、导引执行元件的要求较低,工程实现较简单。闭路迭代制导的制导律复杂,但方法误差小。因而在制导计算装置运算速度和导引所需消耗能量可以允许的条件下,显然采用闭路迭代制导有较多优点。

引起制导误差的主要因素如表 5—1 所列。

表 5—1 制导误差分类表

项 目	误差种类	误 差 原 因
制导误差	方法误差	• 制导律原理不完善 • 制导关机、导引方程工程近似的误差 • 计算舍入 • 误差补偿方法简化处理
制导误差	工具误差	• 敏感测量器件误差 • 计算机硬件误差 • 关机、导引的作动误差 • 初始对准误差:敏感测量器件初始坐标基准误差(水平调平、航向瞄准、起飞时间基准)

选择方案是系统工程迭代过程,通过分析、比较来达到最后的选择决策,其过程可以图 5—5 说明。

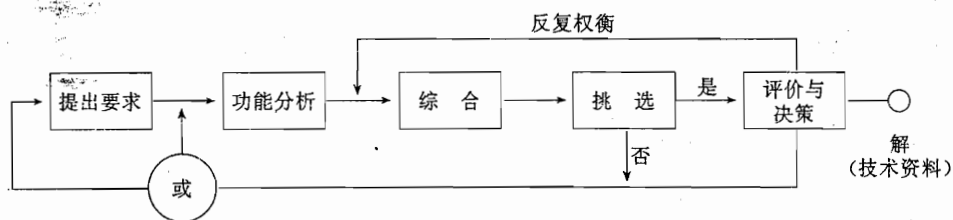


图 5—5 系统方案选择过程

方案选择的中心是性能要求与约束条件之间的分析与权衡,最后到达任务要求目标。当然,在分析与权衡过程中一定要参考已有弹(箭)型号的研制成果和工程设计经验,为评价与决策提供辅助。

(2)制导参数设计

假设制导的对象是带末修段的运载火箭,要求推进剂耗尽控制方式下制导精度满足规定指标。

拟采用惯性平台—计算机制导方案和显式制导方法,以此为例加以说明。

制导系统由三轴陀螺稳定平台、计算机、关机部件、导引姿态控制回路构成。图 5—6 是制导机理框图。

平台上三个加速度计实时测量出弹(箭)三个方向视加速度,视加速度信息送入计算机。在飞行控制软件操作下,计算机对输入信息进行处理、生成制导律,形成和输出关机 and 导引指令,实现制导功能。

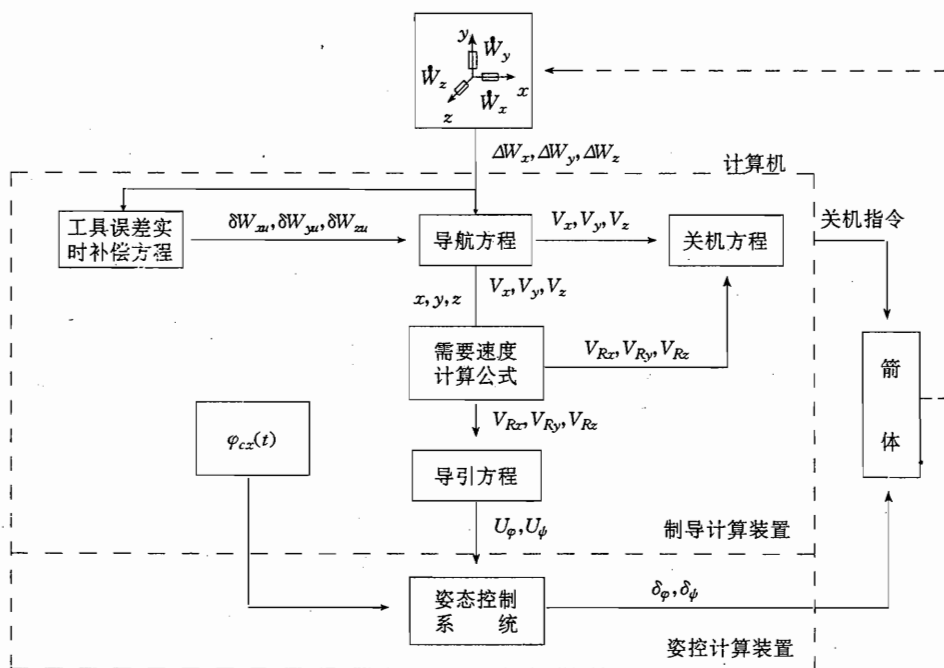


图 5-6 显式制导机理框图

a. 敏感测量元件在平台上安装取向

三轴陀螺稳定平台的框架取向可按照 3.2 节图 3-2~图 3-7 选择其中某一种形式。敏感测量元件的安装取向从减小工具误差考虑,采取图 5-7 所示形式。

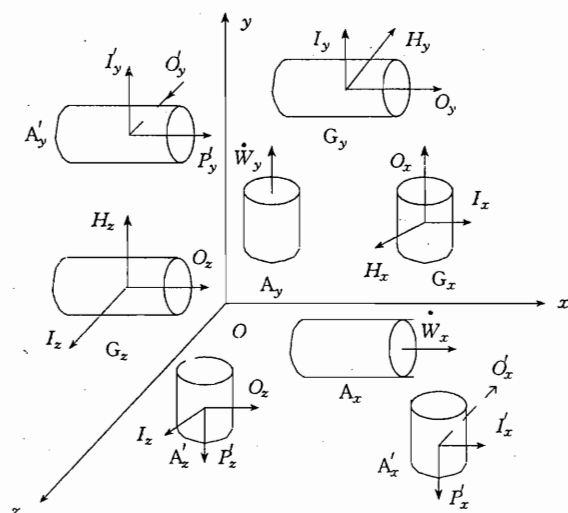


图5-7 敏感测量元件在平台上的安装取向

G_x, G_y, G_z ——分别为敏感和控制平台坐标系 x, y, z 轴转角的单自由度陀螺仪

A_x, A_y ——分别为测量 x, y 轴向加速度的陀螺加速度计;

A'_x, A'_y, A'_z ——分别为 x, y, z 轴向的石英加速度计,主要用于测量平台三个轴向加速度和平台调平。

方位瞄准为光学瞄准,瞄准光学校镜安装在三轴陀螺稳定平台的内环轴上。

b. 关机、导引方程

(a) I 级飞行采用推进剂耗尽关机

关机特征量

$$J_n = \bar{G}_{kn} \quad n = 1 \quad (5-12)$$

(b) II 级按需要速度关机, 并保证推进剂耗尽

需要速度与待增速度的关系式

$$\begin{aligned} V_{gxi} &= V_{Rxi} - V_{xi} \\ V_{gyi} &= V_{Ryi} - V_{yi} \\ V_{gzi} &= V_{Rzi} - V_{zi} \end{aligned} \quad (5-13)$$

式中 $V_{Rai}(a=x, y, z)$ —— 需要速度;
 $V_{gai}(a=x, y, z)$ —— 待增速度;
 $V_{ai}(a=x, y, z)$ —— 测得计算的导航状态量。

需要速度和导航状态量的计算公式可参看第 3 章有关部分。

在闭路导引段, 将火箭姿态控制到调制中心姿态附近, 并预估出所需的待增视速度

$$\Delta W_D = V_{RK} - V - gt_c$$

$$\text{或} \quad \Delta W_{D\alpha} = V_{RaK} - V_\alpha - g_\alpha t_c, \quad \alpha = x, y, z \quad (5-14)$$

式中 V_{RK} —— 关机点需要速度;

t_c —— 从计算时间点到推进剂耗尽的预测时间, 即发动机剩余工作时间的估值。

根据使火箭纵轴与待增视速度方向一致的原则施加导引, 导引方程

$$\left. \begin{aligned} U_\varphi &= \arctg \frac{\Delta W_{Dy}}{\Delta W_{Dx}} & t > t_{k1} + t_2 \\ U_\psi &= \arctg \frac{\Delta W_{Dz}}{(\Delta W_{Dx}^2 + \Delta W_{Dy}^2)^{\frac{1}{2}}} & t > t_{02} \end{aligned} \right\} \quad (5-15)$$

式中 t_2 —— 火箭第 II 级飞行时间;

t_{02} —— 火箭第 II 级飞行起始时间。

在闭路导引段随时将待增视速度的模 $|\Delta W_D|$ 与当时的剩余视速度的模 $|\nabla W|$ 进行比较, 如果两模接近, 且

$$|\nabla W| - |\Delta W_D| \leq \epsilon_1 \quad (\epsilon_1 \text{ 为设定值}) \quad (5-16)$$

时,则结束第Ⅱ级飞行,转入末修段,以避免延长Ⅱ级飞行时间造成能量损失。若两模量相差较大,则转入交变姿态控制段。

交变姿态控制可按 3.3 节的方法,控制火箭姿态交替变化,消耗掉剩余能量。调姿的导引指令姿态角

$$\varphi = \varphi_N \pm \Delta\varphi_m \quad (5-17)$$

式中 φ_N ——交变调姿开始的姿态角。

(c)末修段关机、导引方程

末修段的正推喷管推力较小,可采用简化的视速度关机方式。
视速度需要量

$$\Delta W_{Dx} = W_{x1}(t_3) - W_{x1}(\bar{t}_{k2})$$

若 $\nabla W_{x1} > \Delta W_{Dx}$, 则开启反推喷管, 减速飞行。若 $\nabla W_{x1} < \Delta W_{Dx}$, 则开启正推喷管, 增速飞行。

$$\text{若} \quad \nabla W_{x1} - \Delta W_{Dx} \leq \epsilon_2 \quad (\epsilon_2 \text{— 设定值}) \quad (5-18)$$

则关闭末修喷管, 结束主动段飞行。

上式中的实际视速度

$$\nabla W_{x1} = (W_x^2 + W_y^2)^{1/2} \Big|_{t_{k2}}^{t_3}$$

末修段加入法、横向开路导引, 导引方程

$$\begin{aligned} U_Q &= a_0^l \left[\sum_{i=1}^6 \frac{\partial}{\partial \zeta_{ik}} \Delta \zeta_i \right] \\ l &= \theta_H, H; Q = \varphi, \psi \\ \zeta_i &= V_x, V_y, V_z, x, y, z \end{aligned} \quad (5-19)$$

式中, 系数 $a_0^l, \frac{\partial}{\partial \zeta_{ik}}$ 的值均取 t_{k2} 标准弹道参数。

(3)制导精度预计

为满足制导精度指标, 需进行方法误差、工具误差的计算与分配。

a. 制导方法误差

制导方案选取后, 利用设计的关机方程、导引方程数学模型对外干扰作用下的制导方法引起的误差进行计算, 分析造成射程(向)散布的大小。

方法误差是制导系统在外干扰作用下产生的。产生方法误差的主要干扰源有:

弹(箭)体结构偏差

- 各飞行级起飞重量偏差 $\Delta M_{n,n=1,2,\dots}$
- 质心横移与质心轴向偏移

发动机参数偏差

- 各级发动机推进剂秒流量偏差 $\delta \dot{m}_{n,n=1,2,\dots}$
- 各级发动机比冲偏差 $\delta P_{\text{bon},n=1,2,\dots}$
- 各级发动机推力偏斜 $\delta \eta_{n,n=1,2,\dots}$

大气参数偏差与弹道风

- 气动参数变化
- 风干扰

以上干扰在弹(箭)各级飞行中均可能存在,具有随机、独立、正态分布的特性。通常将这些干扰量的最大值或干扰曲线的包络值单项加入弹道运动方程组,并在制导律作用下进行弹道计算。一般采用两种方法计算:

(a) 弹道比较法

利用弹道方程组进行弹道计算,当满足关机方程特征量(关机条件)时关闭发动机,结束主动段飞行。用此时的弹道参数可算得实际射程和射向,再与标准弹道求差则求出射程、射向偏差 $\Delta L_i, \Delta H_i$ 值。在线性近似下,彼此独立的几类干扰因素造成的落点偏差也是相互独立的,因此,方法误差由这些独立偏差量的均方和开方求出。根据下式求出最大方法误差

$$\begin{aligned}\Delta L_m^M &= \sqrt{\sum_{i=1}^n \Delta L_i^2} \\ \Delta H_m^M &= \sqrt{\sum_{i=1}^n \Delta H_i^2}\end{aligned}\quad (5-20)$$

(b) 泰勒级数展开式方法

在主动段终点,由实际弹道状态量与标准弹道状态量相比较可得到弹道参数偏差。在弹道参数小偏差情况下,落点偏差可用泰勒级数展开式一阶项表示:

$$\begin{aligned}\Delta L &= \frac{\partial L}{\partial V_x} \Delta V_x + \frac{\partial L}{\partial V_y} \Delta V_y + \frac{\partial L}{\partial V_z} \Delta V_z + \frac{\partial L}{\partial x} \Delta x + \frac{\partial L}{\partial y} \Delta y + \frac{\partial L}{\partial z} \Delta z + \frac{\partial L}{\partial t} \Delta t \\ \Delta H &= \frac{\partial H}{\partial V_x} \Delta V_x + \frac{\partial H}{\partial V_y} \Delta V_y + \frac{\partial H}{\partial V_z} \Delta V_z + \frac{\partial H}{\partial x} \Delta x + \frac{\partial H}{\partial y} \Delta y + \frac{\partial H}{\partial z} \Delta z + \frac{\partial H}{\partial t} \Delta t\end{aligned}\quad (5-21)$$

如果需要精确地计算,可考虑加上泰勒级数展开式二阶项,如

$$\begin{aligned}\Delta L_R &= \sum_{i=1}^6 \sum_{j=1}^6 \frac{\partial^2 L}{\partial x_i \partial x_j} \Delta x_i \Delta x_j \\ \Delta H_R &= \sum_{i=1}^6 \sum_{j=1}^6 \frac{\partial^2 H}{\partial x_i \partial x_j} \Delta x_i \Delta x_j\end{aligned}\quad (5-22)$$

式中 $\zeta_1 = V_x, \zeta_2 = V_y, \zeta_3 = V_z, \zeta_4 = x, \zeta_5 = y, \zeta_6 = z$

式(5-21), (5-22)中的弹道偏差系数取自标准弹道关机点的值, 弹道参数偏差量

$$\Delta\zeta_k = \zeta_k(t) - \bar{\zeta}_k(\bar{t}_k)$$

$$k = 1, 2, 3, \dots, 7, \Delta\zeta_7 = \Delta t$$

除上述方法外, 还可利用第3章介绍的几何图形法求得 $\Delta L_m, \Delta H_m$ 。

b. 制导工具误差

制导工具误差是制导系统硬件在实现系统性能时由于制导器件不精确所造成的误差。工具误差主要是惯性器件产生的, 所以一般主要分析惯性器件的误差。对于捷联式制导系统, 主要是加速度计、陀螺仪造成的工具误差, 而平台-计算机制导系统, 除加速度计、陀螺仪误差外还包括平台造成的误差。惯性器件的安装误差, 调平和瞄准误差也属工具误差。

计算工具误差的主要依据是工具误差模型和作动函数, 后者是影响惯性器件精度特性的外界环境条件。工具误差分析的步骤一般是:

1) 用实验与理论分析相结合的方法建立描述惯性器件精度特性的误差模型;

2) 计算误差模型中每一项因素对惯性量测量的影响大小和对确定关机时刻的弹道参数的贡献;

3) 由关机时刻的位置、速度误差值计算落点偏差;

4) 计算出误差模型中各项误差造成的单项工具误差后, 可以算得各项误差引起的射程偏差 ΔL_i^D 和横向偏差 $\Delta H_i^D (i = 1, 2, \dots, n, n \text{ 为误差模型项数})$, 对运载火箭可以算得卫星入轨被控参数的误差, 如周期偏差 ΔT_i^D , 卫星近地点高度偏差 $\Delta h_{pi}^D \dots$ 。通常, 先分析单位(倍)量工具误差再计算总误差较方便。

工具误差计算主要采取两种方法:

(a) 环境函数法

环境函数法(又称标准弹道积分法)是一种常用的制导工具误差计算方法。它的优点是计算比较简单, 计算量小又便于比较误差模型各项对于工具误差贡献的大小。

用一条标准弹道可以将误差模型中有关环境函数 A_i 与造成的被控量单位量偏差 ΔS_i^D 计算出来, 其公式是

$$\Delta S_i^D = A_i C_i \quad (5-23)$$

式中: 误差 $\Delta S_i^D = [\Delta S_1^D \quad \Delta S_2^D \quad \dots \quad \Delta S_n^D]^T$ (n 为误差项数)

误差模型系数 $C_i = [C_1 \quad C_2 \quad \dots \quad C_n]^T$ (n 为误差模型项数)

环境函数

$$A_i = \begin{bmatrix} A_1 & & 0 \\ & A_2 & \\ 0 & & A_3 \end{bmatrix}$$

当平台的加速度计测量基准有偏角时,造成加速度测量误差。平台有漂移角情况下的加速度测量,可由下式表示(参看图 5-8)。

$$\begin{bmatrix} \dot{W}_{xp} \\ \dot{W}_{yp} \\ \dot{W}_{zp} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \varphi_{zp} & -\varphi_{yp} \\ -\varphi_{zp} & 1 & \varphi_{xp} \\ \varphi_{yp} & -\varphi_{xp} & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{W}_x \\ \dot{W}_y \\ \dot{W}_z \end{bmatrix}$$

(5-24)

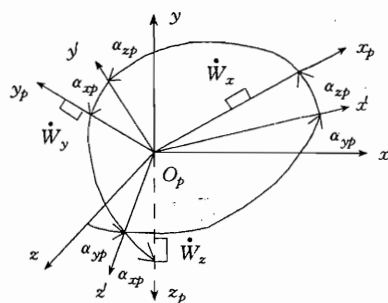


图5-8 平台坐标系偏离惯性坐标系示意图

式中 $\dot{W}_{ap(a=x,y,z)}$ ——平台坐标系视加速度;

$\dot{W}_{a(a=x,y,z)}$ ——惯性坐标系视加速度;

$\varphi_{xp}, \varphi_{yp}, \varphi_{zp}$ ——平台漂移角。

加速度测量误差

$$\Delta \dot{W}_a = \dot{W}_a - \dot{W}_{ap} = D_s \dot{W}_{a(a=x,y,z)}$$

$$-D_s = \begin{bmatrix} 0 & \varphi_{zp} & -\varphi_{yp} \\ -\varphi_{zp} & 0 & \varphi_{xp} \\ \varphi_{yp} & -\varphi_{xp} & 0 \end{bmatrix} \quad (5-25)$$

造成平台坐标系偏转的原因是陀螺仪和平台台体的漂移。它们的漂移量可利用第 4 章所列的误差模型来计算。利用式(4-21)并对照图 5-7 陀螺仪安装取向,可以列写出单自由度陀螺仪的简化误差模型表示式

$$\begin{aligned} \dot{\alpha}_{Gx} &= D_{Fx} + D_{Sx}\dot{W}_z + D_{Ix}\dot{W}_x + D_{ISx}\dot{W}_x\dot{W}_z \\ \dot{\alpha}_{Gy} &= D_{Fy} + D_{Sy}\dot{W}_z + D_{Iy}\dot{W}_y + D_{ISy}\dot{W}_z\dot{W}_y \\ \dot{\alpha}_{Gz} &= D_{Fz} + D_{Sz}\dot{W}_y + D_{Iz}\dot{W}_z + D_{ISz}\dot{W}_y\dot{W}_z \end{aligned} \quad (5-26)$$

陀螺仪造成平台漂移角

$$\begin{aligned} \varphi_{ap} &= \int_0^t \dot{\alpha}_{Ga} dt \\ \alpha &= x, y, z \end{aligned} \quad (5-27)$$

由式(5-25),加速度计由于平台漂移角引起的测速误差

$$\Delta W_x = \int_0^t \Delta \dot{W}_x dt = \int (\varphi_{yp}\dot{W}_z - \varphi_{xp}\dot{W}_y) dt$$

将 $\varphi_{yp}, \varphi_{zp}$ 代入上式, 有

$$\begin{aligned}\Delta W_x = & D_{Fy} \int_0^t t \dot{W}_z dt + D_{Sy} \int_0^t W_z \dot{W}_z dt + D_{Iy} \int_0^t W_y \dot{W}_z dt + \\ & D_{ISy} \int_0^t \dot{W}_z \int_0^\tau W_y \dot{W}_z d\tau dt - D_{Fz} \int_0^t t \dot{W}_y dt - D_{Sz} \int_0^t W_y \dot{W}_y dt - \\ & D_{Iz} \int_0^t W_z \dot{W}_y dt - D_{ISz} \int_0^t \dot{W}_y \int_0^\tau W_y \dot{W}_z d\tau dt\end{aligned}\quad (5-28)$$

相应的视位置偏差

$$\begin{aligned}\Delta \dot{W}_x = & \int_0^t \Delta W_x dt \\ = & D_{Fy} \int_0^t \int_0^\tau \tau \dot{W}_z d\tau dt + D_{Sy} \int_0^t \int_0^\tau W_z \dot{W}_z d\tau dt + D_{Iy} \int_0^t \int_0^\tau W_y \dot{W}_z d\tau dt \\ & + D_{ISy} \int_0^t \int_0^\tau \dot{W}_z \int_0^u W_y \dot{W}_z du d\tau dt - D_{Fz} \int_0^t \int_0^\tau \tau \dot{W}_y d\tau dt - D_{Sz} \int_0^t \int_0^\tau W_y \dot{W}_y d\tau dt \\ & - D_{Iz} \int_0^t \int_0^\tau W_z \dot{W}_y d\tau dt - D_{ISz} \int_0^t \int_0^\tau \dot{W}_y \int_0^u W_y \dot{W}_z du d\tau dt\end{aligned}\quad (5-29)$$

类似地可写出陀螺仪漂移引起的 $\Delta W_y, \Delta \dot{W}_y; \Delta W_z, \Delta \dot{W}_z$ 误差。

视速度偏差、视位置偏差引起的射程、横向偏差

$$\begin{aligned}\Delta L = & \frac{\partial L}{\partial V} \Delta W_x + \frac{\partial L}{\partial V_y} \Delta W_y + \frac{\partial L}{\partial V_z} \Delta W_z + \frac{\partial L}{\partial x} \Delta \dot{W}_x + \frac{\partial L}{\partial y} \Delta \dot{W}_y + \frac{\partial L}{\partial z} \Delta \dot{W}_z \\ \Delta H = & \frac{\partial H}{\partial V} \Delta W_x + \frac{\partial H}{\partial V_y} \Delta W_y + \frac{\partial H}{\partial V_z} \Delta W_z + \frac{\partial H}{\partial x} \Delta \dot{W}_x + \frac{\partial H}{\partial y} \Delta \dot{W}_y + \frac{\partial H}{\partial z} \Delta \dot{W}_z\end{aligned}$$

单倍量陀螺仪误差系数 C_{Gi} 造成的单位落点偏差

$$\begin{aligned}\Delta S_i^D = & A_{Gi} C_{Gi} \\ S = & L, H \quad i = 1, 2, 3, \dots, l\end{aligned}\quad (5-30)$$

式中

$$\begin{aligned}\Delta S_1^D = & \frac{\partial S}{\partial V_x} [D_{Fy} \int_0^t t \dot{W}_z dt - D_{Fz} \int_0^t t \dot{W}_y dt] \\ \Delta S_2^D = & \frac{\partial S}{\partial V_x} [D_{Sy} \int_0^t W_z \dot{W}_z dt + D_{Iy} \int_0^t W_y \dot{W}_z dt - D_{Sz} \int_0^t W_y \dot{W}_y dt - D_{Iz} \int_0^t W_z \dot{W}_y dt] \\ \Delta S_3^D = & \frac{\partial S}{\partial V_x} [D_{ISy} \int_0^t \dot{W}_z \int_0^\tau W_y \dot{W}_z d\tau dt - D_{ISz} \int_0^t \dot{W}_y \int_0^\tau W_y \dot{W}_z d\tau dt] \\ & \vdots\end{aligned}$$

上式中的 $\frac{\partial S}{\partial W_x} \int_0^t W_x dt, \dots$ 称做环境函数。

加速度计、平台的误差引起的被控量单位偏差 ΔS_{i-l}^D , 也可以类似式(5-30)形式列写出来。

工具误差常用的惯性器件误差系数列于表 5-2。

表 5-2 惯性器件(平台)误差系数

符 号	实用误差系数	单位误差系数	符 号	实用误差系数	单位误差系数
C_1	C_{ox}	$10^{-4}g_0$	C_{26}	k_{1x}'	$1^{(c)}/g_0$
C_2	C_{oy}	$10^{-4}g_0$	C_{27}	k_{1x}''	$1^{(c)}/g_0$
C_3	C_{oz}	$10^{-4}g_0$	C_{28}	k_{1y}''	$1^{(c)}/g_0$
C_4	C_{1x}	10^{-5}	C_{29}	k_{1z}''	$1^{(c)}/g_0$
C_5	C_{1y}	10^{-5}	C_{30}	k_{2x}	$1^{(c)}/(g_0^2/s)$
C_6	C_{1z}	10^{-3}	C_{31}	k_{2y}	$1^{(c)}/(g_0^2/s)$
C_7	C_{2x}	$10^{-6}g_0/g_0^2$	C_{32}	k_{2z}	$1^{(c)}/(g_0^2/s)$
C_8	C_{2y}	$10^{-6}g_0/g_0^2$	C_{33}	k_{2x}'	$1^{(c)}/g_0^2$
C_9	C_{Fx}	$1^{(c)}/h$	C_{34}	k_{2y}'	$1^{(c)}/g_0^2$
C_{10}	C_{Fy}	$1^{(c)}/h$	C_{35}	k_{2z}'	$1^{(c)}/g_0^2$
C_{11}	C_{Fz}	$1^{(c)}/h$	C_{36}	k_{xy}	$1^{(c)}/(g_0/s)$
C_{12}	C_{ix}	$1^{(c)}/(h \cdot g_0)$	C_{37}	k_{xz}	$1^{(c)}/(g_0/s)$
C_{13}	C_{iy}	$1^{(c)}/(h \cdot g_0)$	C_{38}	k_{yz}	$1^{(c)}/(g_0/s)$
C_{14}	C_{iz}	$1^{(c)}/(h \cdot g_0)$	C_{39}	k_{yz}	$1^{(c)}/(g_0/s)$
C_{15}	C_{ix}	$1^{(c)}/(h \cdot g_0)$	C_{40}	k_{zx}	$1^{(c)}/(g_0/s)$
C_{16}	C_{iy}	$11^{(c)}/(h \cdot g_0)$	C_{41}	k_{zy}	$1^{(c)}/(g_0/s)$
C_{17}	C_{iz}	$1^{(c)}/(h \cdot g_0)$	C_{42}	$\omega_{x0}^{(1)}$	$1^{(c)}/(h \cdot g_0^2)$
C_{18}	C_{ixx}	$1^{(c)}/(h \cdot g_0^2)$	C_{43}	$\omega_{y0}^{(1)}$	$1^{(c)}/(h \cdot g_0^2)$
C_{19}	C_{iyy}	$1^{(c)}/(h \cdot g_0^2)$	C_{44}	$\omega_{z0}^{(1)}$	$1^{(c)}/(h \cdot g_0^2)$
C_{20}	C_{izz}	$1^{(c)}/(h \cdot g_0^2)$	C_{45}	$\omega_{x0}^{(2)}$	$1^{(c)}/(h \cdot g_0^2)$
C_{21}	α_{x0}	$1'$	C_{46}	$\omega_{y0}^{(2)}$	$1^{(c)}/(h \cdot g_0^2)$
C_{22}	α_{y0}	$1'$	C_{47}	$\omega_{z0}^{(2)}$	$1^{(c)}/(h \cdot g_0^2)$
C_{23}	α_{z0}	1			
C_{24}	k_{1x}'	$1^{(c)}/g_0$			
C_{25}	k_{1y}'	$1^{(c)}/g_0$			

表中 $C_1 \sim C_8$ 是加速度计误差系数, 其中 C_7, C_8 是 x, y 陀螺加速度计二阶非线性误差系数; $C_9 \sim C_{20}$ 是平台台体上陀螺仪误差系数; $C_{21} \sim C_{47}$ 是平台误差系数, 其中 $C_{42} \sim C_{47}$ 是动态误差系数(式(4-56))。 g_0 是地面重力加速度。

表 5-2 中误差系数有关的环境函数列于表 5-3。

表 5-3 误差系数 C_i 有关的环境函数(列出一部分)

项号	A_i
C_{0x}	$-\frac{\partial L}{\partial V_x}t - \frac{1}{2}\frac{\partial L}{\partial x}t^2$
C_{0y}	$-\frac{\partial L}{\partial V_y}t - \frac{1}{2}\frac{\partial L}{\partial y}t^2$
C_{0z}	$-\frac{\partial L}{\partial V_z}t - \frac{1}{2}\frac{\partial L}{\partial z}t^2$
C_{1x}	$-\frac{\partial L}{\partial V_x}W_x - \frac{\partial L}{\partial x}\int_0^t W_x dt$
C_{1y}	$-\frac{\partial L}{\partial V_y}W_y - \frac{\partial L}{\partial y}\int_0^t W_y dt$
C_{1z}	$-\frac{\partial L}{\partial V_z}W_z - \frac{\partial L}{\partial z}\int_0^t W_z dt$
C_{2x}	$-\frac{\partial L}{\partial V_x}\int_0^t W_x^2 dt - \frac{\partial L}{\partial x}\int_0^t \int_0^r W_x^2 dr dt$
C_{2y}	$-\frac{\partial L}{\partial V_y}\int_0^t W_y^2 dt - \frac{\partial L}{\partial y}\int_0^t \int_0^r W_y^2 dr dt$
C_{Fx}	$-\frac{\partial L}{\partial V_x}\int_0^t t W_x dt + \frac{\partial L}{\partial V_z}\int_0^t t W_y dt - \frac{\partial L}{\partial y}\int_0^t \int_0^r t W_x dr dt + \frac{\partial L}{\partial z}\int_0^t \int_0^r t W_y dr dt$
C_{Fy}	$\frac{\partial L}{\partial V_x}\int_0^t t W_x dt - \frac{\partial L}{\partial V_z}\int_0^t t W_z dt + \frac{\partial L}{\partial x}\int_0^t \int_0^r t W_z dr dt - \frac{\partial L}{\partial z}\int_0^t \int_0^r t W_x dr dt$
C_{Fz}	$\frac{\partial L}{\partial V_y}\int_0^t t W_x dt - \frac{\partial L}{\partial V_x}\int_0^t t W_y dt + \frac{\partial L}{\partial y}\int_0^t \int_0^r t W_x dr dt - \frac{\partial L}{\partial x}\int_0^t \int_0^r t W_y dr dt$
	$\vdots$
	$\vdots$

(b) 弹道法计算工具误差

利用标准弹道关机时间关机,在弹道计算中加入加速度计、陀螺仪及平台的各误差项。将加速度计引起的测速误差引入导引方程,陀螺仪及平台引起的测姿态角误差引入姿控回路,由此引起弹(箭)运动轨迹偏离无工具误差的弹道,将工具误差弹道与标准弹道求差值,则得工具误差造成的落点偏差。

设三轴陀螺稳定平台框架安装取向如第 3 章的图 3-3 形式,平台输出姿态角如式(3-8)方程。

加速度计误差影响的导航状态量

$$\dot{V}_x = \dot{W}_{ap} + g_\alpha \quad \alpha = x, y, z \quad (5-31)$$

式中: $\dot{W}_{ap} = \dot{W}_a - \Delta\dot{W}_a$, 将 $\dot{V}_{a(a=x,y,z)}$ 加入弹道计算中。 $\Delta\dot{W}_a$ 是加速度计误差项,由表 5-2 误差系数按类似式(5-28)、(5-29)方法求得。

加速度计、陀螺仪及平台各项误差加入弹道计算的控制方程

$$\begin{aligned}
\delta_{\varphi} &= a_0^{\varphi}(\Delta\varphi - \varphi_{zDi}) + U_{\varphi N} + \delta_{N\varphi} \\
\delta_{\psi} &= a_0^{\psi}(\psi - \varphi_{yDi}\cos\varphi + \varphi_{xDi}\sin\varphi) + U_{\psi N} + \delta_{N\psi} \\
\delta_{\gamma} &= a_0^{\gamma}(\gamma - \varphi_{zDi}\cos\varphi - \varphi_{yDi}\sin\varphi) + \delta_{N\gamma}
\end{aligned} \quad (5-32)$$

式中

$$\begin{aligned}
U_{\varphi N} &= K_{\varphi}^{\varphi} \left\{ \sum_a^{x,y,z} [K_{va}^{\varphi} V_a(t) + K_a^{\varphi} \alpha(t)] - \bar{K}_{u\varphi N}(t) \right\} \\
U_{\psi N} &= K_{\psi}^{\psi} \left\{ \sum_a^{x,y,z} [K_{va}^{\psi} V_a(t) + K_a^{\psi} \alpha(t)] - \bar{K}_{u\psi N}(t) \right\} \\
\bar{K}_{u\varphi N}(t) &= \sum_a^{x,y,z} [K_{va}^{\varphi} \bar{V}_a(t) + K_a^{\varphi} \bar{\alpha}(t)] \\
\bar{K}_{u\psi N}(t) &= \sum_a^{x,y,z} [K_{va}^{\psi} \bar{V}_a(t) + K_a^{\psi} \bar{\alpha}(t)]
\end{aligned}$$

$\delta_{N\varphi}, \delta_{N\psi}, \delta_{N\gamma}$ ——姿态稳定控制对应姿态角速度信号的执行作动器摆角;

$K_{\varphi}^{\varphi}, K_{\psi}^{\psi}$ ——俯仰、偏航控制通道的导引系数;

N ——飞行级。

c. 制导工具误差补偿

制导工具误差在制导误差中占很大比例(其中惯性器件误差又是工具误差主要成分),而对常值性质的工具误差实行补偿,将工具误差中的系统性误差影响消除掉,可以较大地减小导弹落点偏差。这种措施对于提高导弹落点精度、运载火箭运载卫星入轨精度有重要意义。

惯性器件由于制造工艺和使用环境条件不确定等原因,其精度只能保持到一定水平,因此存在误差。惯性器件误差一般包含系统性误差和随机误差。这是由于误差模型系数值包含常值部分和随机部分的结果。对于某些惯性器件,如高精度单自由度陀螺仪(用于陀螺稳定平台上)的误差系数常值部分很大,即系统性误差比随机性误差大一个数量级。系统性误差是可预测的,所以工具误差补偿主要是针对系统性误差所采取的措施。

工具误差补偿在工程应用中主要采用两种补偿方法:发射前装定补偿、飞行中实时补偿。

(a) 发射前装定补偿

根据惯性器件的地面测试数据,计算出各误差系数均值,再根据这些误差系数均值算出工具误差,最后将工具误差的量纳入制导关机装定量,从中扣除工具误差值。

工具误差源的常值分量和随机分量写成指标要求表达形式,有

$$\Delta S_j^D = 2.7 \left[\sum_{i=1}^n A_i(t_j) m_i \pm \sqrt{\sum_{i=1}^n A_i^2(t_j) C_i^2} \right] \leq 2.7 \sqrt{\sum_{i=1}^n \sigma_i^2 A_i^2(t_j)}$$

惯性器件的误差指标形式

$$C_i = m_i \pm \Delta C_i$$

式中 ΔS_j^D —— 惯性器件在 t_j 时刻造成的工具误差;

$A_i(t_j)$ —— t_j 时刻的第 i 项环境函数;

C_i —— 惯性器件误差模型的第 i 项误差系数;

m_i —— 第 i 项误差系数常值分量(均值);

ΔC_i —— 误差系数随机分量或不确定性分量;

σ_i —— 误差项的标准偏差(方差)指标值。

误差系数 C_i 是统计量, m_i 值与测量次数、惯性器件在统计测量中通电运行间隔时间有关。因此,在较长时间中 m_i 也有不确定值部分 Δm_i , 即 $m_i = \bar{m}_i \pm \Delta m_i$, 一般称均值 $\bar{m}_i$ 为长期稳定值(而对一次通电或短期多次通电的稳定值,称短期稳定值),将不确定量 Δm_i 列入 ΔC_i 作为随机量对待。所以,发射前装定补偿量

$$\Delta S_j^D = \sum_{i=1}^n \bar{A}_i(t_j) \bar{m}_i \quad (5-33)$$

式中 $\bar{A}_i(t_j)$ —— 按标准弹道计算的环境函数。

发射前装定补偿的局限性在于:计算环境函数的参数取自标准弹道(或计入已知的有限干扰弹道)状态量,虽然误差系数精确,但实际飞行弹道与标准弹道有差异,因而两者的环境函数有差异。因此,不能补偿的量是干扰弹道环境函数与标准弹道环境函数有不同的那部分引起的工具误差。两者补偿效果之差可简单表示成

$$\delta S_j^D = \sum_{i=1}^n [A_i(t_j) - \bar{A}_i(t_j)] \bar{m}_i \quad (5-34)$$

式中: $\bar{A}_i(t_j)$ —— 标准弹道 t_j 时刻的环境函数。

一般干扰量引起的实际弹道参数变化量约在 10% 以内,因此可认为实时工具误差补偿精度比发射前装定补偿约提高 10%。

(b) 实时补偿

发射前装定补偿的方法虽然简单、可靠,但它的补偿效果不如实时补偿,尤其是在显式制导中。随着导弹武器精度的提高,采用实时补偿工具误差已势在必行,否则不易保证制导高精度要求。

实时补偿可有以下几种方法:

① 关机点终端补偿

飞行中实时测量、计算环境函数,并与以射前装定在弹(箭)载计算机中的惯性器件误差模型相乘求积,再将这些工具误差计算结果折合成制导特征量加入制导装定量中,从而扣除了工具误差。补偿量计算时间为从弹(箭)起飞开始至主动段终点止。由于关机是制导第一条件,导引是第二位,所以横向误差补偿还需通过横向导引,应在主动段终点之前提早实施横向导引,总导引量根据待补偿的横向误差值来确定。图 5-9 是这种工具误差实时补偿原理图。

从图中看到,计算环境函数的导航状态量未参与闭路制导,所以也称这种方法为“开路误差补偿”。虽然为修正横向误差而采取了横向导引,但它只在末级飞行段进行,而不是飞行段全

过程的补偿方法不够完善。

按照图 5-9 所示的基本构思,可在软件编程中实现工具误差补偿的计算,完成工具误差补偿。

② 工具误差补偿

它的关机点终端补偿不在于,飞行中每一时刻的导航状态量中计入了惯性器件误差的补偿。利用实际误差后的导航状态量进行制导律计算和形成制导指令引起误差传播而造成工具误差。同时,利用这些导航状态量进行导引将使飞行弹道靠近预定弹道,减小了由于惯性测速引起弹(箭)质心运动带来关机非线性影响。这种工具误差补偿对飞行弹道起了“反馈调节作用,所以补偿效果优良,称“工具误差补偿”。图 5-10 是工具误差补偿的作用框图。

从图 5-10 可见,进入制导律计算的导航状态量已补偿掉惯性测速误差,因此,应用于制导的导航状态量接近弹(箭)运动的实际量。

这给出了推算计算形式的导航状态量

$$V_{a,m} = V_{a,m-1} + \Delta W_{a,m} + \frac{1}{2}(g_{a,m} + g_{a,m-1})T_0 - \delta W_a$$

$$\alpha_m = \alpha_{m-1} + (V_{a,m-1} + \frac{1}{2}g_{a,m-1}T_0 + \frac{1}{2}\Delta W_{a,m})T_0 - \frac{1}{2}\delta W_a T_0 \quad (5-35)$$

$$\alpha = x, y, z$$

式中 $T_n - t_{n-1}$ ——计算周期;

$\delta W_a(x, y, z)$ ——惯性器件误差在计算周期内引起的测速误差。

工具误差补偿的误差项数,根据制导精度要求的高低来选择。通常对于中等精度的制导系统,选定 20 项误差模型项加以补偿,对于高精度制导系统则补偿的误差项数适当增加。在误差补偿中误差模型项数的选取决定于各误差系数对于工具误差贡献的大小,即工具误差小

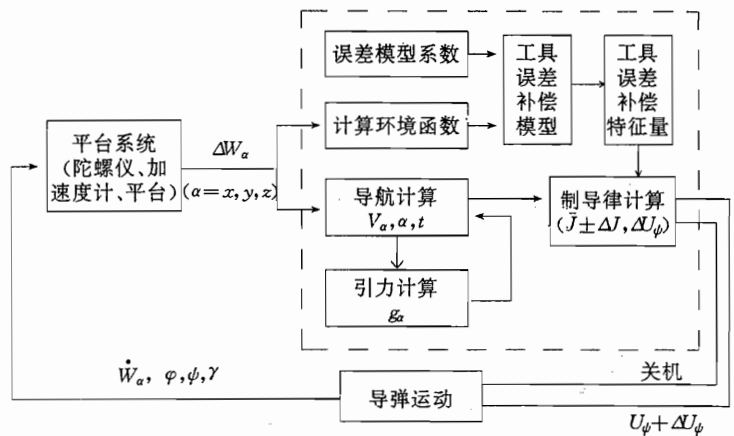


图 5-9 工具误差关机点终端补偿方法原理框图

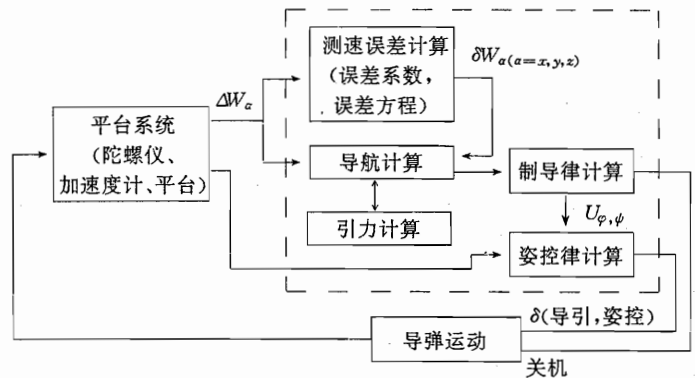


图 5-10 闭路工具误差补偿框图

于允许值以下的误差模型项则不予考虑。

5.2.2 姿态控制系统控制制式与参数设计

(1) 控制制式的选择

姿态控制系统一般有连续控制方式、采样数字控制和开关控制等控制方式。设计中具体采用何种控制方式取决于任务要点、对象结构外形和给定干扰下的稳定性要求。早期的弹(箭)姿态控制,由于控制功能要求不复杂、计算机技术不够成熟,所以主要采用连续式姿态控制系统。后来,由于弹(箭)载计算机的应用日益成熟、性能不断完善,随之数字式姿态控制系统逐步扩大应用范围,而且成为一种重要的控制方式。开关控制方式多用于弹(箭)高空段飞行,外干扰(力、力矩)小,并且限制控制力能源的场合。

姿态控制系统的设计是一个反复迭代过程,可以分为若干阶段来进行。最初的设计阶段,弹(箭)的特性极为近似,为了很快得到近似的解,检验选择的控制制式是否合适,采用极为有用的线性分析方法,把分析中突出的困难简化到可以处理的程度,以便对系统方案作出初步的确定。设计后期要求有工程意义上的精确结果,例如,系统有足够的稳定裕度,考虑各种非线性性的影响等。

选择控制制式的条件是:已知被控对象的结构、布局;有可供选择的执行机构的型号,角度、角速度敏感测量装置和载荷敏感器的型号,中间装置的功能和特性。例如,当被控对象是刚性体,且载荷强度能够适应气动干扰及姿态控制动态过程的作用时,则可以不用载荷敏感器、角速度敏感测量装置而仅用角度敏感装置、中间装置和执行机构构成连续式姿态控制系统。

a. 敏感测量装置的输出信号

角度敏感测量装置通常是陀螺稳定平台或是自由陀螺仪。它们输出的信息以平台(陀螺)坐标系出现。角速度敏感测量装置捷联安装于弹(箭)体上,其信息以飞行器坐标系出现。这在数字式姿态控制系统中能很方便地在弹(箭)载计算机中转换成欧拉角信息。载荷敏感器通常是攻角传感器和加速度计,它们均捷联安装于弹(箭)体上,输出的信息有模拟量或数字量。

在数字式飞行控制系统中,敏感测量装置可能是输出离散式信号(脉冲串或时间开关量),或是输出模拟信号再变换成数字信号脉冲量。在数字系统中,必须考虑采样频率引起的信号频率折叠效应问题,即信号的时间量化会使高频频谱转移到 $\omega_s/2$ 以下(ω_s 为量化圆频率)的低频段。如果这时没有考虑被控对象的结构对敏感测量装置安装位置处的各种振动和振动在频谱低频范围内的影响,则是非常有害的。当系统抗低频干扰能力较差时,则自动稳定装置在低频段的幅相特性下降会导致相位特性出现不能允许的变化。为此,敏感测量装置输出端可能产生的高频干扰最好能在它们的自然频谱中滤掉。如果在速率陀螺仪中设置模拟式高频滤波器,进行这样的滤波,能有效地降低高频干扰,实际上又不会使自动稳定装置幅频特性的低频部分失真。

角度敏感测量装置的动态特性,一般来说,由于扰动运动中的角度偏移较小、程序运动和导引控制的“缓慢性”,对于自由陀螺仪,这个动态影响可以忽略。而将角度传递函数写成静态形式

$$U_Q = K_T Q \quad Q = \varphi, \psi, \gamma \quad (5-36)$$

式中 U_Q ——敏感测量装置输出信号；
 K_T ——敏感测量装置的传递系数。

对于陀螺稳定平台，姿态角输出的动态影响，一般情况下可以忽略。但在某些具体条件下，需要引入平台的动态特性来对姿态控制系统进行设计和分析。这时，应考虑平台减振座(系统)的传递函数。由于平台减振座上几个减振器的刚性可能不完全相等，因此平台在载体线振动和转动时，平台响应往往具有非线性。实际上，在角运动的低频段通常视平台为“刚性”系统，而对于高频段的影响，即对于弹性弹(箭)体的稳定与控制时则不能忽略。在系统设计中需要考虑更多的细节。陀螺稳定平台的传递函数

$$\frac{U_Q(S)}{Q(S)} = \frac{(\tau_2 S + 1)}{(\tau_1 S + 1)(S^2/\omega_n^2 + 2\zeta/\omega_n S + 1)} \quad (5-37)$$

式中 ω_n ——平台的固有频率；
 τ_1, τ_2 ——时间常数。

近似的幅频特性图如图 5-11 所示。

角速度敏感测量装置的动态一般可用振荡环节来描述。其传递函数(偏航通道)是

$$\frac{U_\psi(S)}{\dot{\psi}(S)} = \frac{K_r}{S^2/\omega_r^2 + 2\zeta_r/\omega_r S + 1} \quad (5-38)$$

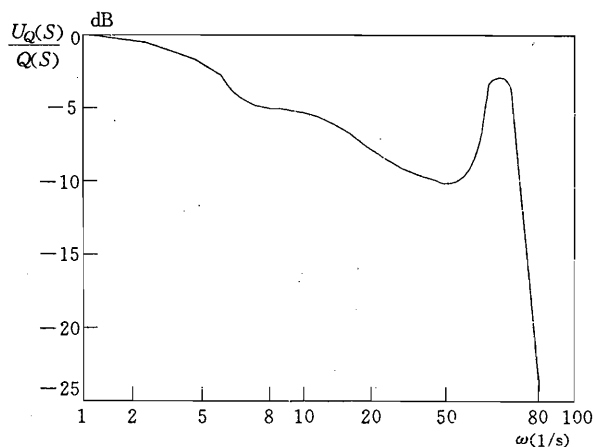


图 5-11 陀螺稳定平台频率特性

式中 $U_\psi(S)$ ——角速度敏感测量装置的输出信号；
 K_r ——传递系数；
 ω_r ——角速度敏感测量装置的固有频率。

选择角速度敏感测量装置时，其固有频率是决定性的参数，应使固有频率与弹(箭)的某一弹性振动频率不一致。

在弹(箭)限制载荷的控制中，一般可用各类加速度计作为载荷敏感器。但是，最好采用捷联式制导和导航系统的加速度计。对于加速度计的动态作用，允许忽略不计。

b. 数字控制算法结构

在选择数字式中间装置——计算机的功能和组成校正环节时要考虑计算算法和计算时延。

计算时延是弹(箭)载计算机在一个计算周期内接收输入信息与输出控制信号之间的占用时间。它包括接收和输出信息的转换时间和姿态控制律计算时间。

姿态控制的算法可以处理来自敏感测量装置、制导和导航系统的信息，按照控制律要求的校正算法进行计算，形成控制信号。算法结构与姿态控制的稳定性和精度有关。例如输入信息预先处理算法可实现输入信息的解码、优化，将陀螺稳定平台坐标系信息变换为弹道程序一飞

行器坐标信息,并对敏感测量装置测量的系统误差进行补偿;校正算法可以是递归型和非递归型。具有脉冲传递函数形式的递归校正算法,如

$$W(z) = \frac{\sum_{i=0}^n a_i z^i}{\sum_{i=0}^m b_i z^i} \quad m \geq n$$

校正算法是姿态控制系统的核心算法,占用了计算周期内大部分时间。校正算法的输出信息是形成控制指令算法的输入。形成控制指令的算法可根据执行机构在弹(箭)的位置实现其输入信息的逻辑处理,控制信息的编码。

c. 执行机构的选择

执行机构的选择,取决于控制负荷功率要求、执行机构动力学特性、可供利用的能源、可靠性及尺寸、重量和安装条件的限制等。

电动液压伺服机构能比较全面地满足弹(箭)对执行机构通常所要求的各种特性,获得了广泛的应用。机电和气动的执行机构由于功率、特性等原因,只在小型导弹和运载火箭部分级上作有限的使用。喷管产生的反推作用力较小,多用于开关控制系统。由多台喷管组成的喷管组可以实现俯仰、偏航和滚动控制通道的控制。喷管安装位置和方向主要根据弹(箭)体结构、可供安装的部位和需要的控制力矩决定。喷管的开启、关闭特性基本属于继电特性。但是,操纵喷管点火和熄火电磁阀动作有延时,喷管推力建起和下降均有一个时间延迟过程,因此,喷管控制力特性类似于有时滞的继电特性。这个特性对于选择开关控制的极限环有密切关系。

控制制式的最后确定是对姿态控制系统性能、可靠性及弹上控制装置、能源设备的重量综合权衡之后做出的。同时,还应考虑经济性和生产加工的可能性。

(2) 姿态敏感测量器件安装位置的选取

姿态敏感测量器件的量测量是姿态控制的信息源,对于实现控制性能要求起着重要作用。而敏感测量器件的输出信息与其在弹(箭)上所处的位置有关,因此选择它们的安装位置是姿态控制系统设计的一项内容。

姿态控制的敏感测量器件有:姿态角、角速度测量元件和加速度计。前两者安装位置的选择,主要从保证弹(箭)体的刚性、弹性振动稳定性来考虑,而加速度计的安装位置选择则以风干扰对姿态角和弹道倾角的影响最小来考虑。然而,通常将注意力集中在保证主要弹性的稳定性方面。

a. 姿态角测量元件安装位置的选择

姿态角测量元件的安装位置如果选择在弹(箭)弹性振型的波腹处,则不敏感该次弹性振型的姿态角,测量的是刚性弹(箭)体的姿态角,这是一个理想的位置。但是,由于弹(箭)结构、环境条件等原因,通常将姿态角测量元件装在仪器舱内,这个位置不能沿弹(箭)体长度随意选择。

b. 速率陀螺仪位置的选择

速率陀螺仪的安装位置则根据弹性振动稳定性的需要来选定。当采用单个速率陀螺方案时,若对弹性振动一次振型的稳定应用相位稳定技术,二次振型应用幅值稳定技术,速率陀螺

仪的安装位置应选在俯仰(偏航)弹性振动二次振型前波腹附近(图 5-12)并且保证一次振型斜率在整个飞行时间,在考虑偏差的情况下,振型斜率不变号,同时其量值不超过规定,如

$$0 < W'_1(x_{gs}) \pm \Delta W'_1(x_{gs}) < \Delta(\text{规定值})$$

衡量速率陀螺仪某一安装位置的优劣,采用一个开环增益裕度大小的准则也许是合用的。对于给定的速率陀螺仪位置,通过计算确定其引起不能接受的回路增益 $a_1 b_3$ (a_1 为角速度控制开环传递系数, b_3 为控制力系数)。沿弹(箭)体长度取一系列的安装位置进行同样的计算,得到如图 5-12 所示的曲线。图上画出俯仰(偏航)通道三个不同飞行时间的稳定边界。按照这个图可以初步选择在整个飞行时间内均能满意的速率陀螺仪位置和开环增益。但是,对于复杂的姿态控制系统,单独地采用这种简化的分析方法是不足的,还需要与地面弹(箭)体弹性振动实验结合起来进行分析,以选择速率陀螺仪的安装位置。

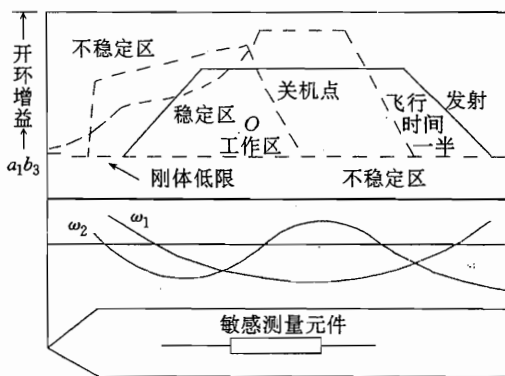


图 5-12 俯仰(偏航)速率陀螺仪安装位置选择边界

滚动控制通道速率陀螺仪安装位置的选择主要考虑弹(箭)体弹性扭转稳定的需要。对于弹性扭转的稳定,通常采用幅值稳定的方法,所以将速率陀螺仪安装在弹性振型的波节(式(2-65)的 $U'(x_e) = 0$) 处。

c. 加速度计安装位置的选择

加速度计用于在风干扰下姿态角偏差最小控制。利用加速度计测量风作用下的气动力干扰,并将量测量引入姿态控制回路构成反馈作用,实现风干扰补偿和载荷最小控制。

捷联安装的加速度计测量弹(箭)体法向轴 $O_1 y_1$ 方向的量测量

$$\Delta \ddot{y} = k_2(\Delta \alpha + \alpha_w) + k_3 \delta_\varphi + l_a \Delta \ddot{\varphi} \quad (5-39)$$

式中: $k_2 = \frac{C_{y_1} q s m}{m}$, $k_3 = V C_3$ (C_3 见(式(2-69))), $l_a = x_z - x_a$

此时的控制方程是

$$\delta_\varphi = g_2 \Delta \ddot{y} \quad (5-40)$$

式中 g_2 为加速度计反馈回路的静态传递系数。

刚性弹(箭)体运动方程

$$\Delta \ddot{\varphi} + b_1 \Delta \dot{\varphi} + b_3 \delta_\varphi = -b_2(\Delta \alpha + \alpha_w) \quad (5-41)$$

将以上三式联立起来,则有

$$\begin{aligned} & [1 - g_2(k_3 - b_3 l_a)] \Delta \ddot{\varphi} + (b_1 - k_3 g_2 b_1) \Delta \dot{\varphi} \\ & = [-b_2(1 - k_3 g_2) - g_2 k_2 b_3](\Delta \alpha + \alpha_w) \end{aligned} \quad (5-42)$$

若选取上式等号右边方括号中的项

$$b_2 - g_2(k_3 b_2 - k_2 b_3) = 0 \quad (5-43)$$

即

$$g_2 = \frac{b_2}{k_3 b_2 - k_2 b_3}$$

则不产生攻角和风引起的气动载荷完全补偿了风干扰对 $\Delta \varphi$ 的影响。

如果使式(5-42) $\Delta \ddot{\varphi}$ 系数部分的值增大, 可以通过选择加速度计安装位置 l_a , 使 $k_3 - b_3 l_a = 0$, 则系统闭环特性方程中的一对复根的固有频率增大, 有利于稳定性。所以选取加速度计的安装位置

$$l_a = \frac{k_3}{b_3} \quad (5-44)$$

式中 l_a ——加速度计距弹(箭)体理论尖端的距离。

(3) 控制律设计

a. 反馈控制方程

控制律设计必须考虑的问题是: 绕质心运动的稳定性, 对制导指令的响应适度, 空气动力载荷一对预计的气动干扰(风)下有足够的稳定储备。

弹(箭)姿态控制设计中涉及的主要问题是:

采用摇摆发动机和间断开关喷管产生控制力;

弹(箭)的质量和转动惯量随飞行时间变化大;

弹(箭)体具有挠性, 存在多阶振型;

推进剂晃动的影响(液体导弹、运载火箭);

弹(箭)体空气动力静不稳定;

完全自动的控制。

姿态控制系统是闭环反馈系统, 其反馈环节是各类敏感测量元件, 反馈信号则是各测量元件的输出信息。按各控制通道构成的偏差反馈控制方程(俯仰通道)

$$\delta_\varphi = a_0 \Delta \varphi + a_1 \Delta \dot{\varphi} + g_2 \Delta \ddot{\varphi} \quad (5-45)$$

摆动发动机的指令控制方程

$$\delta_c = K_{cn} W_{cn}(S)(\varphi_c - \varphi_F) \quad (5-46)$$

式中 φ_c ——指令信号;

$\varphi_F = \varphi_s + \dot{\varphi}_{gs} + W_y$ ——反馈信号。

其中 $\varphi_s, \dot{\varphi}_{gs}, W_y$ 是陀螺仪(陀螺稳定平台)、速率陀螺仪、加速度计的信号。

b. 传递函数的选取

(a) 静态传递系数 a_0 的选取

俯仰(偏航)控制通道的传递系数 a_0 不仅与姿态稳定性有关,而且与干扰作用下姿态角偏差、所需的发动机摆角大小有关。从稳定性要求考虑,当静不稳定力矩最大的飞行时间点(秒)的 a_0^* 满足式(3-157)的条件,则 a_0^* 就能满足飞行的需要。另一方面,则从减小在干扰力作用下的姿态角偏差和发动机摆角的角度来选取合适的 a_0^* 。弹(箭)体外干扰主要是风, a_0^* 的变化对切变风产生的姿态角偏差与发动机摆角的影响最大。现在找出 a_0^* 与切变风产生的 $\Delta\varphi$ 与 δ_φ 的关系。

由于切变风的变化比弹(箭)质心运动快,在分析姿态控制参数时可以忽略质心运动的影响,因此,可将第3章式(3-108)简化。简化的姿态角运动方程是

$$b_2\Delta\varphi + b_3\delta_\varphi = -b_2\alpha_{w2} \quad (5-47)$$

式中 α_{w2} ——切变风引起的攻角。

稳态控制方程

$$\delta_\varphi = a_0^*\Delta\varphi \quad (5-48)$$

由式(5-47)、(5-48)可得

$$\begin{aligned} \Delta\varphi &= \frac{-b_2}{a_0^*b_3 + b_2}\alpha_{w2} \\ \delta_\varphi &= \frac{-a_0^*b_2}{a_0^*b_3 + b_2}\alpha_{w2} \end{aligned} \quad (5-49)$$

将式(5-49)第二式取 δ_φ 对 a_0^* 的偏导数,有

$$\frac{\partial \delta_\varphi}{\partial a_0^*} = \frac{b_2^2}{(a_0^*b_3 + b_2)^2}\alpha_{w2}$$

为了讨论问题方便,将上边有关的二式改写成如下形式

$$\begin{aligned} \Delta\varphi &= -\frac{1}{a_0b_3/b_2 + 1}\alpha_{w2} \\ \frac{\partial \delta_\varphi}{\partial a_0} &= \frac{-1}{(a_0b_3/|b_2| - 1)^2}\alpha_{w2} \end{aligned} \quad (5-50)$$

表 5-4 列出了在 α_{w2} 一定的条件下, $\Delta\varphi, \frac{\partial\delta_p}{\partial\alpha_0}$ 与 $a_0b_3/|b_2|$ 间的关系。

表 5-4 $\Delta\varphi, \frac{\partial\delta_p}{\partial\alpha_0}$ 与 $a_0b_3/|b_2|$ 间的关系

$a_0b_3/ b_2 $	1.5	2	2.5	3	3.5	4
$\Delta\varphi$	-0.4	-0.333	-0.285	-0.25	-0.222	-0.2
$\frac{\partial\delta_p}{\partial\alpha_0}$	-4	-1	-0.44	-0.25	-0.16	-0.111

从表中看出,当 $a_0b_3/|b_2| > 2.5$ 时, $\Delta\varphi, \delta_p$ 随 α_0 变化已趋平缓,再增大 α_0 则无明显作用。所以初步选取 α_0 时,使 $a_0b_3/|b_2|$ 在 2.5 ~ 3 范围内即可。精选取 α_0 值还要考虑平稳风、结构干扰及上下限偏差情况下在所有特征秒的稳定裕度。

当考虑平稳风、切变风和结构干扰力和力矩,计算的最大姿态角偏差和发动机摆角的总和值超出允许范围时,,则需要采用加速度计反馈或攻角传感器进行风干扰补偿控制。

滚动控制通道静态传递系数 a_0^γ 选择,主要由滚动干扰力矩和对滚动角限制范围来确定。因为滚动干扰力矩变化较慢,滚动通道的控制速度可以跟得上外干扰作用的变化,所以,在估算滚动角和发动机摆角时只考虑稳态值。由式(2-71),忽略系统动态过程后的姿态角、发动机摆角

$$\begin{aligned}\delta_r &= \frac{\overline{M}_{x1}}{d_3} \\ \gamma &= \frac{\overline{M}_{x1}}{a_0^\gamma d_3}\end{aligned}\quad (5-51)$$

当选取滚动干扰力矩最大时刻的 $\overline{M}_{x1}$ 和 d_3 数值,并考虑滚动角允许范围就可由式(5-51)估算出 a_0^γ 的值。

(b)动态传递系数 a_1 的选取

俯仰(偏航)控制通道的传递系数 a_1^φ 的选择是在 a_0^φ 之后进行。由 3.4 节知, a_1^φ 可以增大姿态角运动的阻尼作用,改善动态特性。因此,选择 a_1^φ 时可以忽略质心运动和伺服机构的惯性。这时,系统闭合后的姿态角运动方程相当于二阶振荡环节的特性:

$$S^2 + (a_1^\varphi b_3 + b_1)S + (a_0^\varphi b_3 + b_2) = S^2 + 2\xi\omega S + \omega^2 \quad (5-52)$$

其振荡频率与阻尼系数为

$$\begin{aligned}\omega &= \sqrt{a_0^\varphi b_3 + b_2} \\ \xi &= \frac{1}{2} \frac{a_1^\varphi b_3 + b_1}{\omega}\end{aligned}\quad (5-53)$$

若记 $a_1^y/a_0^y = T_1$ 并认为 $b_1 \approx 0$, 由式(5-53)可得

$$T_1 = \frac{2\xi \sqrt{a_0^y b_3 + b_2}}{a_0^y b_3} \quad (5-54)$$

式(5-54)中除了 ξ 之外均是已知的, 如果能确定 ξ , 则 T_1 和 a_1^y 就可确定。根据二阶环节动态误差准则的研究可知, 各误差准则的最佳阻尼系数 ξ_0 发生在 $0.5 \sim 0.707$ 范围内。当 $\xi_0 = 0.707$ 时, 二阶系统反映阶跃函数的过渡过程最短, 超调量也最小。据此, 可选取 ξ 在 $0.5 \sim 0.8$ 范围内的值。

式(5-54)未考虑伺服机构的惯性, 如果考虑伺服机构的惯性可对上式作近似的修正, 即

$$T_1 - T_c = \frac{2\xi}{a_0^y b_3} \sqrt{a_0^y b_3 + b_2} \quad (5-55)$$

式中 T_c ——伺服机构惯性环节(延迟)时间常数。

滚动通道的 a_1^y 的选取原则与俯仰(偏航)通道相似。当只考虑刚体运动和忽略伺服机构的惯性时, 系统闭合后滚动角运动特性也是二阶振荡环节, 其振荡频率和阻尼系数为

$$\begin{aligned} \omega &= \sqrt{a_0^y d_3} \\ \xi &= \frac{1}{2} \frac{a_1^y d_3}{\omega} \end{aligned} \quad (5-56)$$

若记 $a_1^y/a_0^y = T_2$, 由式(5-56)可得

$$T_2 = \frac{2\xi}{\sqrt{a_0^y d_3}} \quad (5-57)$$

如果考虑伺服机构的惯性, 则取近似式

$$T_2 - T_c = \frac{2\xi}{\sqrt{a_0^y d_3}} \quad (5-58)$$

与俯仰(偏航)通道一样, 取 $\xi = 0.5 \sim 0.8$ 。当选定 a_0^y 和 ξ 之后就可以确定 T_2 和 a_1^y 。

(c) 加速度计反馈控制静态传递系数 g_2 的选取

静态传递系数 g_2 的选取视加速度计反馈控制的作用而定。

当用于“姿态角偏差最小控制”时

$$g_2 = \frac{b_2}{k_3 b_2 - k_2 b_3} \quad (5-59)$$

式中 k_2, k_3 见式(5-39)。

当用于“弹道倾角偏差最小控制”时

$$g_2 = \frac{a_0^*(b_3 c' - b_2 c_3) - b_2(c_1 - c_1')}{(c_1 - c_1')(k_2 b_3 - k_3 b_2)} \quad (5-60)$$

当用于“载荷最小控制”时,宜选取

$$g_2 > \frac{-b_2}{k_2 b_3 - k_3 b_2} \quad (5-61)$$

式(5-60)、(5-61)的导出,见文献[1]式(4-78)、(4-82)。

(4) 控制器设计

a) 刚性弹(箭)体控制频段的确定

刚性弹(箭)体俯仰(偏航)的稳定与弹性振动的稳定之间存在着矛盾。一般刚体稳定性要求在其截频 ω_c 处的相频特性具有正相位(图 5-13),而弹性振动的稳定往往对一次振型需要采用相位稳定(当弹性弹(箭)体固有频率较低时)。为满足弹性二次以上振型幅值稳定的要求则应振型斜率 $W_1'(x_{gs}) < 0$, 因此,为保证弹性一次振型相位稳定则要求控制器在一次振型频率处应具有负相位。从图 5-13

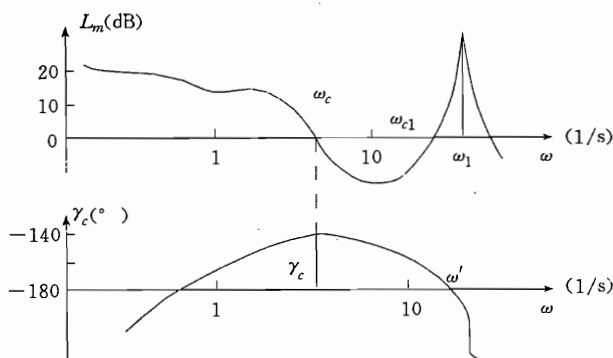


图 5-13 俯仰(偏航)控制通道简化对数频率特性图

的系统开环特性看出:在 $L_m(\omega_{c1}) = 0$ 处,要求有 $\gamma_s(\omega_{c1}) - (-\pi) < -\gamma_c$ (给定要求值,一般取 35°)。从刚体稳定控制角度希望有正相位裕度,因而刚性弹(箭)体与弹性弹(箭)体的稳定性之间有明显矛盾。为了保持刚性弹(箭)体的稳定性,同时照顾与弹性体稳定频段衔接,要求系统开环频率特性当 $\gamma_s(\omega') = 0$ 时, $L_m(\omega') < 0$ 并有一定的幅值裕度(一般取 -6dB)。为此,只有 ω_{c1} 与 ω_c 之间的间隔足够大时才能做到,即刚性弹体的控制频率与弹性振动频率之间有一定的间隔。

根据选出的静、动态传递系数 a_0 和 a_1 ,可按下式估算刚性弹(箭)体的控制截频 ω_c 的数值,即

$$\omega_c \approx \sqrt{|-b_{2\max} \cdot a_0|} \geq 2 \sqrt{|-b_{2\max}|} \quad (5-62)$$

一般情况下,在弹(箭)飞行时间内的 ω_c 不会超过式(5-62)给出的量。所以,对 ω_c 与 $\omega_{1\min}$

的间隔要求可以表示成对 $\sqrt{|-b_{2\max}|}$ 与 $\omega_{1\min}$ 的间隔的要求 ($\omega_{1\min}$ 表示弹性振型一次振型在全部飞行时间中的最小频率), 记

$$m = \omega_{1\min} / \sqrt{|-b_{2\max}|} \quad (5-63)$$

则 m 可作为刚性弹(箭)体控制频段与弹性振动频段之间的间隔大小的度量值。通常要求 $m \geq 15$ 。

b. 姿态控制系统稳定综合

稳定性是姿态控制系统特性的首要问题。一个系统必须是稳定的, 才能正常工作。无论对于连续系统还是数字系统, 所谓稳定就是在有界输入的作用下, 系统的输出也是有界的。对于线性连续定常系统, 它的微分方程的解是收敛的(或有界), 即对应的传递函数 $W(S)$ 的极点均在 S 平面的左半面(特征方程的根的实部 $\sigma \leq 0$)。

经典的控制理论在 50 年代已趋于成熟。几十年来, 以频率域为基础的控制分析方法更加完善, 积累了大量经验。目前, 国内外许多飞行器姿态控制系统的设计是在频率域内完成的。

通常对连续式的姿态控制系统分析在 S 平面上判定稳定域, 而数字式姿态控制系统则在 Z 平面上进行。由于 S 平面与 Z 平面存在映射关系 $Z = e^{ST}$, 设 $S = \sigma + j\omega$ 则映射关系式是

$$Z = e^{ST} \angle \omega T \quad (5-64)$$

因此, S 平面与 Z 平面有如图 5-14 所示的等价关系。 S 平面的左半平面映射为 Z 平面上以圆点为圆心的单位圆, 而 $S = \sigma_1$ 直线的左边平面则映射为 Z 平面上以圆点为圆心, 半径 $R = e^{\sigma_1 T}$ 的圆。所以, S 域和 Z 域的映射关系是

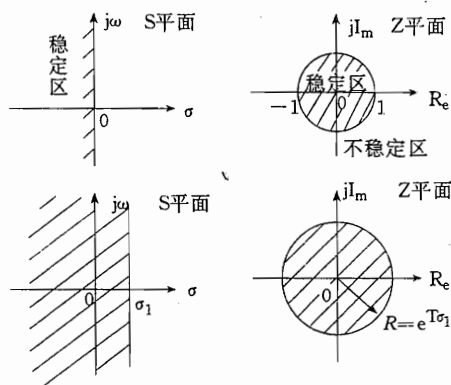


图5-14 S 平面与 Z 平面的映射关系图

$$\begin{aligned} \sigma > 0 & \quad |Z| > 1 \\ \sigma = 0 & \quad |Z| = 1 \\ \sigma < 0 & \quad |Z| < 1 \end{aligned} \quad (5-65)$$

由此可得出, 数字姿态控制系统的稳定条件是它的闭环 Z 域传递函数全部极点(特征方程的根)都落在 Z 平面以原点为圆心的单位圆内, 即 $|Z_i| \leq 1 (i = 1, 2, 3, \dots, N)$ 。按照这种对应关系, 可以进行数字式姿态控制系统的稳定综合。

数字姿态控制系统的稳定综合主要采用如下方法:

1) 模拟式(S 平面)设计, 以经典的模拟设计方法为基础来设计模拟校正网络, 然后将模拟控制器传递函数转换为数字滤波器。常用双线性变换法等将模拟滤波器离散化, 形成数字算法。

2) P 平面设计, 将数字姿态控制系统的设计问题转换到与 S 平面相似的 P 平面上进行处

理。P 变换是一种线性变换,通过

$$Z = \frac{1 + \frac{T}{2}P}{1 - \frac{T}{2}P}$$

$$P = j \frac{T}{2} \operatorname{tg} \frac{\lambda T}{2}$$
(5-66)

关系式,将数字式滤波器传递函数 $W(Z)$ 化为伪频率特性 $\tilde{W}(j\lambda)$

$$\tilde{W}(j\lambda) = \tilde{W}(P) \Big|_{P=j\frac{T}{2}\operatorname{arctg}\frac{\lambda T}{2}}$$

$$\tilde{W}(P) = W(Z^{-1}) \Big|_{Z=\frac{1+\frac{T}{2}P}{1-\frac{T}{2}P}}$$
(5-67)

然后利用与连续式系统设计相似的技巧进行综合。

进行系统综合时首先要编排系统结构。设数字姿态控制回路如图 5-15 所示,其中

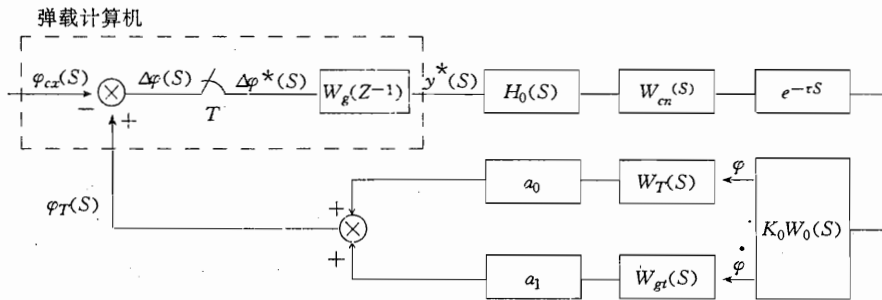


图 5-15 数字式姿态控制系统结构图

$\varphi_{cx}(S)$ —— 程序角信号,弹(箭)载计算机内装定;

a_0, a_1 —— 控制回路静、动态传递系数;

$W_T(S), W_{gt}(S), W_{cn}(S)$ —— 姿态角、角速度敏感器件及伺服机构的传递函数;

$H_0(S)$ —— 零阶保持器传递函数;

$W_g(Z^{-1})$ —— 数字校正网络脉冲传递函数,由弹(箭)载计算机程序实现;

$K_0 W_0(S)$ —— 弹(箭)体传递函数;

T —— 采样周期,采样频率应满足 $\omega_s \geq 2\omega$;

τ —— 数字机计算时延。

控制回路中所有连续环节的传递函数

$$W(S) = [a_0 W_T(S) + a_1 W_{gt}(S)] \cdot W_{cn}(S) \cdot W_0(S) e^{-\tau S}$$
(5-68)

图 5-15 中,各环节的信号

$$\begin{aligned}\varphi_r(S) &= W(S)y^*(S) \\ y^*(S) &= W^*g(Z^{-1})\Delta\varphi^*(S) \\ \Delta\varphi(S) &= \varphi_{cx}(S) - \varphi_r(S)\end{aligned}$$

所以, $\Delta\varphi(S)$ 可表示成

$$\Delta\varphi(S) = \varphi_{cx}(S) - W(S)W_g^*(Z^{-1})\Delta\varphi^*(S) \quad (5-69)$$

系统离散化后,有

$$\Delta\varphi^*(S) = \frac{1}{1 + W^*(S)W_g^*(Z^{-1})}\varphi_{cx}^*(S) \quad (5-70)$$

式中“*”表示采样频率响应。 $W^*(S)$ 为所有连续部分传递函数的采样频率响应,其在频率域的表达式

$$\begin{aligned}W^*(j\omega) &= Z\{W(S)\}_{Z=e^{j\omega T}} \\ &= \frac{1}{T} \sum_{n=-\infty}^{+\infty} W(j\omega + jn\omega_s)\end{aligned} \quad (5-71)$$

其中 $\omega_s = 2\pi/T$ ——系统采样频率。

在姿态控制系统中,连续环节部分通常包括惯性器件、零阶保持器的积分环节的影响,当 ω 增加时, $W(j\omega)$ 的幅值很快下降。因此,在合理的采样周期下,式(5-71)无限多项求和中,只有少数项是重要的,尤其是当信号通频带很小于 ω_s 时,可以认为系统离散化后,其它倍频分量不起作用,进入系统的主要部分则是基频分量。于是前式简化为

$$W^*(j\omega) = \frac{1}{T}W(j\omega) \quad (5-72)$$

数字校正网络的频率响应可令 $Z = e^{j\omega T}$ 直接求出,即

$$W_g^*(j\omega) = W_g(Z^{-1})|_{Z=e^{j\omega T}} \quad (5-73)$$

计算数字网络(滤波器)频率特性时,只考虑带宽为 ω_s 即可。一般情况下取 $0 < \omega \leq \omega_s$ 。

数字姿态控制系统稳定判据通常使用频率域的稳定性判断方法。因为数字控制系统的稳定条件是有衰减的过渡过程脉冲序列,即 $\lim_{n \rightarrow \infty} \varphi(nT) = 0$ (或趋于某一有界值)。过渡过程的特性取决于闭环特性方程 $1 + W(Z) = 0$ 的根的分布,系统稳定条件是闭环特性方程的极点在 Z

平面稳定区域内。

在 Z 平面判别系统稳定性要用闭环特性。因为姿态控制系统是一高阶系统(有的高达 20 阶),闭环特性的计算很复杂,对系统的分析和综合都不方便。所以,通常利用开环频率特性判别系统稳定性和各种裕度指标。

乃奎斯特幅相稳定判据指出,在系统的角频率 ω 由 0 变化到 ∞ 时,开环幅频特性大于 0dB 的频段内,对应相频特性正负穿越 $-\pi$ 轴的次数为 $P/2$ (P 是开环特征方程的正根数) 则系统是稳定的。所谓正穿越是从小于 $-\pi$ 向大于 $-\pi$ 方向穿越(由下向上)。与连续系统不同的是,数字控制系统的开环频率特性是以采样频率为间隔的周期特性,因此,稳定判据对各个离散频段分别有效,即 $0 < \omega \leq \omega_s, \omega_s < \omega \leq 2\omega_s \dots$ 。

按照上述方法,系统综合可按如下步骤进行:

- 1) 建立数字姿态控制系统结构图。姿态角、角速度信号、伺服机构、保持器均按模拟式考虑;
- 2) 计算系统的连续环节总传递函数;
- 3) 计算连续系统传递函数的采样特性频率(式(5-70), (5-71));
- 4) 设已知的数字滤波器传递函数为 $W_g(Z^{-1})$, 计算其频率响应(式 5-73);
- 5) 最后,求总的开环频率特性,并根据稳定性判据,判定系统的相对稳定性和有关性能指标。

以上的关键问题是如何根据系统开环频率特性综合出来具有满意幅相特性的数字滤波器。

c. 数字滤波器设计

设计数字滤波器(校正网络)实际上是设计校正算法。综合数字校正算法时采用频率法最简单,所以一般按对应离散环节的幅相频率特性进行数字滤波器的综合,主要是根据系统开环频率特性和对系统动、静态性能指标要求,设计合理的数字滤波器传递函数。

数字滤波器脉冲传递函数的有理多项式形式是

$$W_g(Z^{-1}) = \frac{A_0 + A_1Z + \dots + A_nZ^n}{B_0 + B_1Z + \dots + B_nZ^n} \quad (5-74)$$

写成 Z^{-1} 因子形式,有

$$W_g(Z^{-1}) = \frac{A'_0 + A'_1Z + \dots + A'_nZ^{-n}}{1 + B'_1Z + \dots + B'_nZ^{-m}} \cdot Z^{n-m} \quad (5-75)$$

当式(5-75)分母多项式 $B(Z^{-1}) = 1 + B'_1Z + \dots + B'_nZ^{-m} = 1$ 时,则称 $W_g(Z^{-1})$ 为非递归式数字校正网络。

在工程设计中,为使数字滤波器易于实现并具有符合要求的幅相特性,应注意:

- 1) 数字滤波器脉冲传递函数的分子幂次不能超过分母幂次 ($n \leq m$)。如果这个条件不满足,则意味实时计算时必须知道被控量的下一步值。这个值是加在数字滤波器输入端上的信号。

2)校正算法不能有不稳定的计算程序。否则将可能由于弹(箭)计算机计算发散而破坏系统的运行。

3)由于非最小相位系统(设其是稳定的系统)的单位圆以外零点的影响,其响应过程是一缓慢的过程。所以,应尽可能避免采用非最小相位数字滤波器。

数字校正网络特性的生成可以由几种校正滤波器串联组成。对于设计任一个如(5-75)式所示的单位传递系数最小相位数字滤波器,可以由下列五种典型数字滤波器环节加以组合。典型滤波器环节形式是:

- 一阶时滞环节

$$D_1(Z^{-1}) = Z^{-1} \quad (5-76)$$

其幅相频率特性表示为

$$\begin{aligned} |D_1(j\omega)| &= 1 \\ \angle D_1(j\omega) &= -\omega T \end{aligned} \quad (5-77)$$

式(5-77)表明,它具有单位幅值和 $-\omega T(\text{rad})$ 相位滞后。

- 一阶比例微分环节

脉冲传递函数

$$D_2(Z^{-1}) = \frac{1 + AZ^{-1}}{1 - A}, 0 < A \leq 1 \quad (5-78)$$

当系统采样频率足够大时,其幅、相特性与连续系统一阶比例微分环节的幅、相特性具有相似的规律。这个环节可以提供系统相位超前的需求。

转折频率

$$\omega_T^* = \frac{1-A}{AT} \quad (5-79)$$

其幅、相特性

$$\begin{aligned} |D_2(j\omega)| &= \frac{\sqrt{1 - 2A\cos\omega T + A^2}}{1 - A} \\ \angle D_2(j\omega) &= \arctg \frac{A\sin\omega T}{1 - A\cos\omega T} \end{aligned} \quad (5-80)$$

当 $\omega = \frac{1}{T}\arccos A$ 时,相位超前达最大值

$$\varphi_{\max} = \arctg \frac{A}{\sqrt{1-A^2}} \quad (5-81)$$

• 一阶漏斗形滤波器
脉冲传递函数

$$D_3(Z^{-1}) = \frac{1 + AZ^{-1}}{1 + A}, 0 < A \leq 1 \quad (5-82)$$

其幅、相特性

$$\begin{aligned} |D_3(j\omega)| &= \frac{\sqrt{1 + 2A\cos\omega T + A^2}}{1 + A} \\ \angle D_3(j\omega) &= -\arctg \frac{A\sin\omega T}{1 + A\cos\omega T} \end{aligned} \quad (5-83)$$

此滤波器特性在 $\omega = \frac{1}{2}\omega_s (\omega T = \pi)$ 达到最小值,幅值曲线在 $1/2$ 采样频率 $(\omega_s/2)$ 附近有漏斗状态衰减。

此种凹形滤波器应用于弹性模态的幅值稳定。

• 二阶振荡滤波器
脉冲传递函数

$$\begin{aligned} D_4(Z^{-1}) &= \frac{1 - 2\alpha B + B^2}{1 - 2\alpha BZ^{-1} + B^2Z^{-2}} \\ 0 \leq \alpha < 1, 0 < B \leq 1 \end{aligned} \quad (5-84)$$

此滤波器在 $Z = 0$ 处有一双重零点,具有与连续系统中二阶振荡环节相似的性质,有一对正实部共轭复数极点 $Z_{1,2} = \alpha B \pm jB^2\sqrt{1-\alpha^2}$ 。

其幅、相特性分别为

$$\begin{aligned} |D_4(j\omega)| &= \frac{1 - 2\alpha B + B^2}{\sqrt{(1 - 2\alpha B\cos\omega T + B^2\cos 2\omega T)^2 + (2\alpha B\sin\omega T - B^2\sin 2\omega T)^2}} \\ \angle D_4(j\omega) &= -\arctg \frac{2\alpha B\sin\omega T - B^2\sin 2\omega T}{1 - 2\alpha B\cos\omega T + B^2\cos 2\omega T} \end{aligned} \quad (5-85)$$

式中 α 为等价振荡频率,转折频率

$$\omega^* = \frac{1}{T} \arccos \alpha \quad (5-86)$$

当 $\omega > \omega^*$ 时,幅值曲线以小于 40dB/十倍频程的斜率下降,且以 40dB/十倍频程线为渐近线。 B 为振荡系数, B 值愈大,则滤波器阻尼系数小。 B 和阻尼系数 ξ^* 之间的关系有

$$\xi^* = -\frac{1}{T} \cdot \frac{I_n B}{\sqrt{I_n^2 B^2 + (\arccos \alpha)^2}} \quad (5-87)$$

当振荡系数 B 充分大时,滤波环节呈现一定的相位超前。

• 二阶漏斗数字滤波环节
脉冲传递函数

$$D_5(Z^{-1}) = \frac{1 + 2\alpha B Z^{-1} + B^2 Z^{-2}}{1 + 2\alpha B + B^2} \quad (5-88)$$

$$0 \leq \alpha < 1, 0 < B \leq 1$$

$D_5(Z^{-1})$ 具有双重极点 $Z = 0$ 和一对负实部共轭复数零点 $Z_{1,2} = -\alpha B \pm jB^2 \sqrt{1 - \alpha^2}$ 。与二阶振荡滤波器相似,其幅、相特性分别为

$$|D_5(j\omega)| = \frac{\sqrt{(1 + 2\alpha B \cos \omega T + B^2 \cos 2\omega T)^2 + (2\alpha B \sin \omega T - B^2 \sin 2\omega T)^2}}{1 + 2\alpha B + B^2}$$

$$\angle D_5(j\omega) = -\arctg \frac{2\alpha B \sin \omega T + B^2 \sin 2\omega T}{1 + 2\alpha B \cos \omega T + B^2 \cos 2\omega T} \quad (5-89)$$

环节的幅值曲线在 $(0, \omega_s)$ 上呈现双漏斗形状,漏斗的顶点频率由环节参数 α 决定,即存在等价关系

$$\omega_{n_i}^* = \frac{1}{T}(\pi - \arccos \alpha) \quad \alpha = \cos \omega_i T \quad (i=1,2)$$

或

$$\omega_{n_2}^* = \omega_{n_1}^* + \frac{\omega_s}{2} \quad (5-90)$$

式中 $\omega_{n_1}^*, \omega_{n_2}^*$ 分别表示第一个、第二个漏斗顶点对应的频率(图 5-16)

环节参数 B 为衰减参数,它决定漏斗状幅值的衰减程度。 B 值愈大(趋近 1)则漏斗愈深。其相频特性在中低频段内迟后小于 ωT (rad)(小于一个采样周期的相位迟后),且随 B 变化

很小。

双漏斗滤波器的幅值曲线可在指定的频率点 ($\omega > \frac{1}{4}\omega_s$) 上达到很小的值,并且呈现一定的高频滤波特性。因此,这种滤波器用于系统弹性模态大于 1/4 采样频率的弹性稳定或高频幅值衰减。

实际系统设计中,往往要求校正滤波器具有某种特殊的幅相特性,这时需要针对系统设计指标要求和开环频率特性,在以上几种典型数字滤波环节中合理地选择参

数,能够方便地设计出具有期望特性的最小相位数字校正滤波器。

这种频率域 Z 平面设计方法,不仅能设计递归式数字滤波器,也能设计出非递归式数字滤波器。

d. 举例

姿态控制系统结构图如图 5-17 所示。

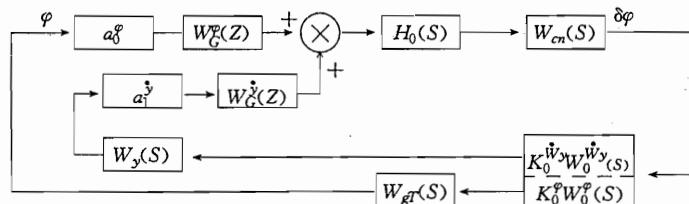


图 5-17 姿态控制系统结构图

图中: a_0^ϕ — 系统静态传递系数

a_1^λ — 法向导引传递系数

$$W_{cn}(S) = \frac{1}{\left(\frac{S}{30} + 1\right) \left[\left(\frac{S}{230}\right)^2 + \frac{2 \times 0.15S}{230} + 1 \right]} \quad \text{—— 伺服机构传递函数}$$

$$W_{gT}(S) = \frac{1}{\left(\frac{S}{188.49}\right)^2 + \frac{2 \times 0.6S}{188.49} + 1} \quad \text{—— 惯性测量装置传递函数}$$

$$H_{0(S)} = \frac{1 - e^{TS}}{S} \quad \text{—— 零阶保持器传递函数}$$

$$\text{给定的 } K_0^* W_0^*(S) = \frac{(\frac{S}{1.769} + 1)(\frac{S}{27.40} + 1)(\frac{S}{-27.5} + 1) \left[(\frac{S}{80.88})^2 + \frac{2 \times 0.0122S}{80.88} + 1 \right]}{(\frac{S}{-0.045} + 1)(\frac{S}{0.052} + 1)(\frac{S}{1.767} + 1) \left[(\frac{S}{78.11})^2 + \frac{2 \times 0.013S}{78.11} + 1 \right]} \left[\frac{(\frac{S}{137.2})^2 + \frac{2 \times 0.094S}{137.2} + 1}{(\frac{S}{78.27})^2 + \frac{2 \times 0.011S}{78.27} + 1} \right]$$

—— 弹体传递函数(只考虑一次弹性振型)

T —— 采样周期, 取 $T = 20 \text{ ms}$

现只综合分析姿态角稳定控制。

图 5-17 中所有连续(信号)环节的传递函数为

$$W_0(S) = a_0^* K_0^* W_0^*(S) W_{cn}(S) W_{gT}(S) H_0(S) \quad (5-91)$$

式中 $a_0^* = 3.5$ (根据 5.2.3 节方法选取)。

校正前的系统开环频率响应曲线见图 5-18。

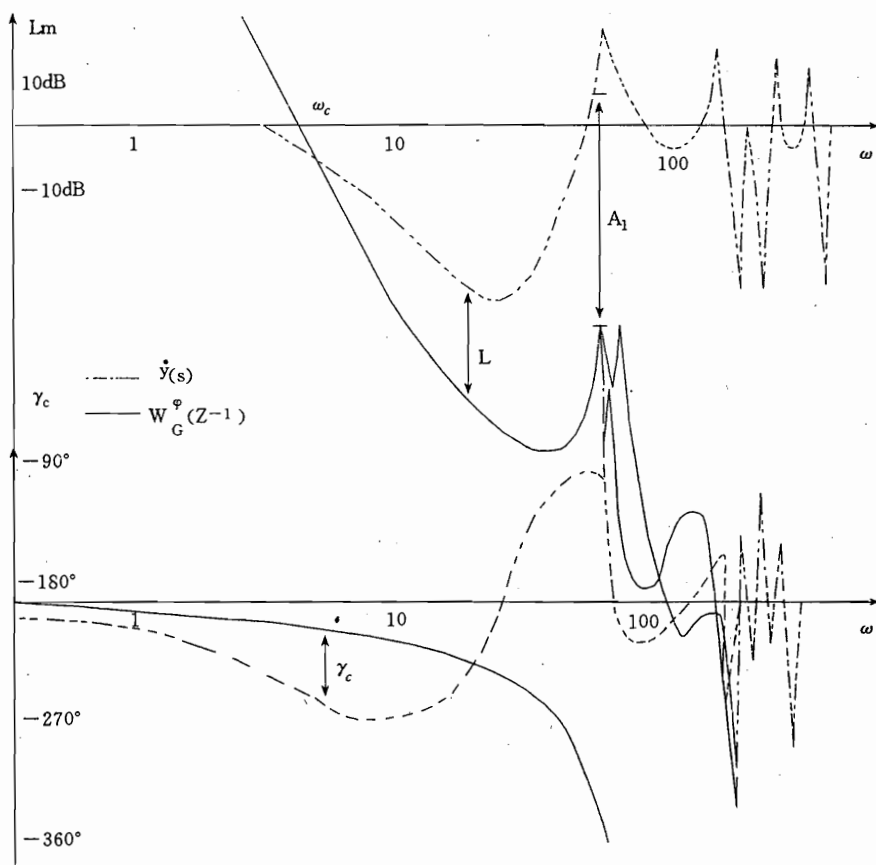


图 5-18 系统开环频率特性(图中实线为未加校正滤波器的开环特性)

根据奈奎斯特稳定判据, 未校正的系统是不稳定的。因此, 必须加入校正环节对系统进行补偿, 才能使系统正常工作。

首先设计连续式校正网络, 然后利用双线性变换将连续式校正网络传递函数化为数字滤波

器。利用频率域 Z 平面直接方法设计递归式数字滤波器。为了满足系统稳定相位超前的要求,引入一个比例微分环节。令其转折频率为 $\omega_r = 3.48\text{rad/s}$, 由式(5-79)可得 $A = 0.935$, 即

$$D_1(Z^{-1}) = 15.3846(1 - 0.935Z^{-1}) \quad (5-92)$$

为使弹体弹性一次振型幅值及高频幅值有足够大的衰减,再引入数字滤波环节

$$D_2(Z^{-1}) = \frac{0.1435(1 + 2 \times 0.11 \times 0.93Z^{-1} + 0.93^2Z^{-2})}{1 - 2 \times 0.84 \times 0.80Z^{-1} + 0.80^2Z^{-2}} \quad (5-93)$$

$D_2(Z^{-1})$ 是由一个双漏斗环节和一个振荡环节所组成,漏斗顶点频率、振荡峰值频率(转折频率)分别为 84rad/s 和 28.7rad/s , 衰减参数 B 、振荡指标参数 α 分别是 0.93 和 0.8 。综合后的数字校正滤波器脉冲传递函数为

$$W_c^*(Z^{-1}) = 2.207 \frac{(1 - 0.935Z^{-1})(1 + 0.198Z^{-1} + 0.8649Z^{-2})}{1 - 1.344Z^{-1} + 0.64Z^{-2}} \quad (5-94)$$

系统综合结果如图 5-18 中虚线所示。加入校正环节后的系统是稳定的。其稳定裕度分别是

$$\begin{aligned} \alpha_0^* &= 3.5 \\ \omega_c &= 4.2\text{rad/s} \\ \gamma_c &= 31.2^\circ\text{deg} \\ L &= 10.6\text{dB} \\ A_1 &= 27\text{dB}(\text{一阶振型幅值裕度}) \end{aligned}$$

(5) 指标及参数协调

前述的控制器设计及控制方程参数选择必须满足弹(箭)全部飞行状态的要求。实际上,弹(箭)飞行动力学特性随着飞行时间是变化的,控制回路中硬件在使用环境条件下其参数在偏差范围内变化,设计中姿态(绕质心)运动控制参数与质心运动控制参数之间也有配合问题。因此,只设计分析一个固定飞行特征秒的稳定性是不够的,必须对整个飞行时间并在考虑参数偏差情况下对系统的稳定指标进行校验、协调。

a. 边界参数选取原则

(a) 特征秒的选取

为了减小设计计算分析工作量,在整个飞行时间内选取的飞行特征时间点的数量应尽量少。但从反映被控对象特性变化的完整性考虑,选取设计的飞行时间点的数量又不宜太少。为此对两者要求折衷处理。通常选取特征秒的范围是:

1) 起飞段。此时弹(箭)飞行速度小,起飞初始条件影响大,弹性振动各次振型的固有频率最低;

- 2)速度头最大时刻,此时空气动力的动压的影响最大;
- 3)弹(箭)体静稳定度最差情况,此时姿态的固有稳定性最差;
- 4)外界风干扰最大情况,即弹(箭)通过平稳风速和风剪风速最大区域的时刻;
- 5)液体弹(箭)晃动稳定性最坏的情况,晃动频率特性的零、极点出现极-零结构形式时;
- 6)稀薄大气内飞行时刻;
- 7)发动机推力后效段和飞行控制系统工作状态转变的时刻。

设计的系统动、静态参数和校正网络特性必须覆盖上面各特征秒的稳定裕度要求。

(b)系统参数偏差限界的选取

弹(箭)姿态运动方程组的系数,虽经理论计算和实验检验,但实验的条件和实际飞行条件不完全一致,况且有的系数无法在地面通过实验获取,因此,不能预先完全确定弹(箭)体参数的准确数值。所以,设计时必须考虑被控对象的参数存在偏差。在考虑弹(箭)体参数偏差范围的同时,还需考虑控制装置参数偏差范围,由二者组成姿态控制系统参数的额定、上限和下限,简称为额定状态、上偏差状态和下偏差状态。系统上、下限状态及额定状态的组合原则如表 5—5 所示。

表 5—5 系统上、下限及额定状态的组合原则

参数 状态	系统静、动态参数 a_0, a_1	姿态运动方程参数		控制器件 的特性
		刚性运动	弹性运动	
额定	额定值	额定值	额定值	额定状态
上限	上偏差值①	上偏差值	弹性振型频率取下偏差值,斜率按绝对值最大取	上限状态
下限	下偏差值②	下偏差值	弹性振型频率取上偏差值,斜率按绝对值最大取	下限状态

①上偏差值为额定值加正偏差;

②下偏差值为额定值加负偏差。

例如:

系统状态\环节	刚性弹体	弹性数据	系统传递系数	惯性器件	伺服机构
额定	弹道额定状态	额定参数	$a_0^{\phi, \gamma}, a_0^{\dot{\phi}, \dot{\gamma}}$	额定	额定
上限	弹道上限状态	ω_i 取负偏差 $D_{3i} - 10\%$ $W'_{i+25\%}$	$1.25a_0^{\phi, \gamma}$ $0.8a_0^{\dot{\phi}, \dot{\gamma}}$	上限	上限
下限	弹道下限状态	ω_i 取正偏差 $D_{3i} + 10\%$ $W'_{i+25\%}$	$0.75a_0^{\phi, \gamma}$ $1.2a_0^{\dot{\phi}, \dot{\gamma}}$	下限	下限

b. 控制参数综合协调

(a)稳定裕度与控制参数之间的协调

为保证各特征秒、各飞行级(多级运载火箭)上、下限状态的稳定参数适应性,保证必要的稳定裕度,姿态控制系统应是变参数结构。通常采用改变校正滤波器结构和参数、改变控制通道静态传递系数,以获得在不同飞行时间的稳定裕度。图 5—19 是静态传递系数变化规律的示意。

(b) 内外控制回路参数的协调

姿态绕质心控制回路(内回路)与质心运动控制回路(外回路-导引回路)之间的参数,相互有影响,且有矛盾。导引参数的选择与姿态运动稳定性有关,导引量需要的控制力与姿态控制需要的控制力存在着分配比例关系,分配的控制力大小则归结为总和控制力不能大于对应的执行机构最大摆角。

当引入加速度计反馈控制时,选择传递系数 g_2 , 虽然可以使风干扰造成的 $\Delta\theta(\sigma)$

最小,但不能保证弹(箭)靠近标准弹道飞行。为了提高制导精度,需采取法向和横向导引。而导引的法向和横向质心运动量对绕质心的姿态运动参数有影响。所以,需要考虑加入导引信号对姿态运动稳定性的影响,并协调导引和姿态控制的参数。

导引参数边界值大致按以下方式确定:

加入导引相当于姿态控制系统引入法向(横向)速度反馈。这时,控制方程(以俯仰为例)为

$$\begin{aligned}\delta_{\varphi} &= a_0 \Delta\varphi + a_1 \Delta\dot{\varphi} + a_2 \Delta\ddot{\varphi} \\ \Delta\dot{y} &= V \Delta\theta\end{aligned}\quad (5-95)$$

将式(5-95)与式(3-108)联解,得闭环系统的特征方程

$$\begin{aligned}D(S) &= S^3 + (a_1 b_3 + b_1 + c_1 - c_2 - a_2 V c_3) S^2 + [a_0 b_3 + b_2 \\ &\quad + (a_1 b_3 + b_1) \cdot (c_1 - c_2) - a_1 b_2 c_3 - a_2 V b_1 c_3] S + a_0 b_3 (c_1 - c_2) \\ &\quad - b_2 (a_0 c_3 + c_2) + a_2 V (b_3 c_1 - b_2 c_3)\end{aligned}\quad (5-96)$$

根据胡尔维茨稳定判据,上式没有正根的条件是

$$\begin{aligned}a_1 b_3 + b_1 + c_1 - c_2 - a_2 V c_3 &> 0 \\ (a_1 b_3 + b_1 + c_1 - c_2 - a_2 V c_3) [a_0 b_3 + b_2 + (a_1 b_3 + b_1) \cdot (c_1 - c_2) - a_1 b_2 c_3 \\ &\quad - a_2 V b_1 c_3] - [a_0 b_3 (c_1 - c_2) - b_2 (a_0 c_3 + c_2) + a_2 V (b_3 c_1 - b_2 c_3)] > 0\end{aligned}\quad (5-97)$$

为简化分析,考虑到在静不稳定性最大飞行时间点附近, c_1, c_2, c_3 和 b_1 都很小,忽略这些量相乘的二阶微小量,于是式(5-97)可成为

$$\begin{aligned}a_1 b_3 + b_1 + c_1 - c_2 - a_2 V c_3 &> 0 \\ (a_0 b_3 + b_2) (a_1 b_3 + b_1) - a_1 b_3 [a_1 b_2 c_3 + a_1 b_3 (c_1 - c_2)] + b_2 (a_0 c_3 + c_1) \\ &\quad - a_2 V (a_0 b_3 c_3 + b_3 c_1) > 0\end{aligned}\quad (5-98)$$

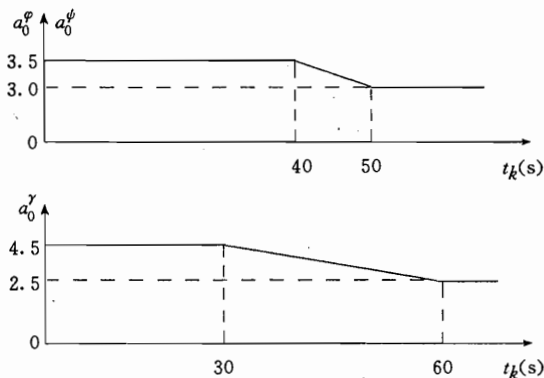


图5-19 静态传递系数随飞行时间变化规律

当 a_0, a_1 选定后, a_y 满足下列条件:

$$a_y < \frac{a_1 b_3 + b_1 + c_1 - c_2}{V c_3}$$

$$a_y < \frac{1}{V} \left[\frac{(a_0 b_3 + b_2)(a_1 b_3 + b_1) - a_1 b_3 [a_1 b_2 c_3 + a_1 b_3 (c_1 - c_2)] + b_2 (a_0 c_3 + c_1)}{a_0 b_3 c_3 + b_3 c_1} \right] \quad (5-99)$$

一般情况下,取式(5-99)第二式作为 a_y 值的选择条件。对于大型的导弹或运载火箭,有时按上述条件选取的导引系数不能满足制导精度的要求,需加大 a_y 值。同时,导引信号按阶跃方式加入对姿态控制系统动态品质不利,所以,采取如图 5-20 所示的形状加入导引信号。

(c) 刚性、弹性、晃动稳定裕度的调整

前面介绍的选择控制装置静、动态传递系数和设计校正网络时都是以刚性弹体和弹性振动的稳定性分析来考虑的,而由此确定的稳定裕度不一定能够满足晃动稳定裕度的要求。

推进剂晃动的液体动力学特性取决于运载火箭箱体的配置、液体的性质、相对贮箱的液面高低。液体晃动阻尼值的大小对于具有晃动的姿态角传递函数的零、极点分配有影响。推进剂晃动的稳定情况可根据系统闭环特征根的分布情况来判定。从稳定性分析知,当晃动零、极点对出现极-零结构时,则姿态角运动和晃动运动都不稳定。所以,应选择晃动阻尼值以保证零点和极点相互位置具有零-极结构形式。因此,对晃动的稳定裕度在某些情况下允许比刚性弹体和弹性振动的稳定裕度略低些。如果晃动的稳定裕度太低,可以适当地调整姿态控制回路的静、动态传递系数。但是,控制装置参数的调整是有限度的,因为刚性弹体稳定性是主要的,不能对其有太大影响。只有当刚性弹体的稳定裕度较大时才可以适当地调整控制装置的参数,以适应晃动稳定的需要。所以,提高晃动稳定裕度的有效方法应是加大关键贮箱的阻尼。特别是对于极-零结构形式造成晃动稳定裕度太小甚至不稳定的情况,提高晃动阻尼值所产生的效果明显。增加晃动阻尼的方法是在贮箱内设置防晃障板。

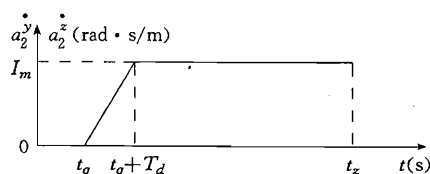


图5-20 导引信号随时间变化曲线

t_q —起导时间; t_z —止导时间;
 t_d —从起导到导引信号全加时间;
 I_m —导引信号幅值。

5.3 系统工程实现

5.3.1 系统综合

(1) 系统分解与综合

控制系统的工程实现是硬件、软件综合实施,全面实现系统功能、性能参数和使用要求。系统工程实现的基础是系统综合设计。所以,应根据总体要求、控制系统方案进行任务分解、功能分析,把上层的要求向下分解为工程设计能遵循的硬件与软件的指标、参数。因而,系统综合设计则是根据任务要求进行功能分析、界面划分、指标分配、硬件软件配套,形成完整的可以工程实现的飞行控制系统或测试发射控制系统。

功能分析、电子线路综合是系统综合设计的基础,原理框图、物理模型及数学模型等是系统综合的分析工具,而原理框图则是经常使用的分析工具。原理框图表示了系统所有选择的功能和数据,反映组成系统的各分系统组件及其数据(信息)流。扩展的原理图还表明每一组件内所执行的详细功能及它们的相互关系。对于复杂的飞行控制系统可以将原理框图转变为逻辑图。原理框图可用以确定“模块”单元(单机)的功能要求。模块单元的特征是:

- 1) 执行单一、独立的功能;
- 2) 执行单一的逻辑任务;
- 3) 有单一的输入和输出点;
- 4) 能单独试验。

功能的确定及分解工作是根据逻辑分类、时间排序、数据流、控制路线以及其他准则来进行。系统逐级分解采用自上向下的方法。系统工程实现的目标是保证性能、可靠性的前提下,实行硬件集中,软件统一,构成全尺寸真实系统。但是,由功能分解和界面确定所划分的每一功能范围应符合系统功能所分配来的要求。当功能界面划分后,接口的连接关系就反映出来。随着分部功能再分解到下一层次,则功能或要求的数目就逐步增多,它们每一个都有自己的接口。这一分解过程继续到最低层次,在这一层次可以确定出独立的功能项目。

要求分配是功能分析工作的组成部分,它是将系统要求分解到给定功能项目或软件程序这一层次上,分配结果应能满足所需功能和性能要求。

在功能分解和要求分配中还要考虑时间排列分析,即考虑该项功能的持续时间,用以描述功能及相关工作的同时性、重叠或顺序关系,并用来确定影响反应时间、停机时间、飞行时序安排等时间功能情况。

系统综合工作是把系统分解、技术协调和功能分析等内容形成设计资料和文件,说明所选的系统及其要求的性能、技术状态、总体布局以及它们的试验、保障和操作的技术。描述性资料还应该说明系统内部、系统之间、产品配套以及产品之间的接口关系。利用这些设计资料 and 文件能够进行单机设计、装配硬件、软件程序编码和汇编,构成完整的系统。

系统综合是反复迭代过程,它通过各个研制阶段,将任务要求转换成系统性能参数和系统技术状态的描述;综合有关的技术参数,确保所有物理、功能和程序接口的兼容性;将可靠性、维修性、安全性和其他有关因素综合到工程之中,使费用、进度和技术性能达到目标要求。

(2) 功能界面选择

按系统功能、逻辑分类可将系统分解为:敏感测量及信息采集、信息综合及控制指令生成、信息传输、执行动作、电源配电以及检测接口。

功能界面是设计基准剖面,功能界面可以划分在分(子)系统级或单机级。划分界面的每一级别应对

一个分(子)系统、单机或软件给予完整描述。在工程设计中,为了减少控制装置的重量和体积,通常将分(子)系统相近功能相对集中,形成独立功能单机,使功能界面划分在单机级。图 5-21 表

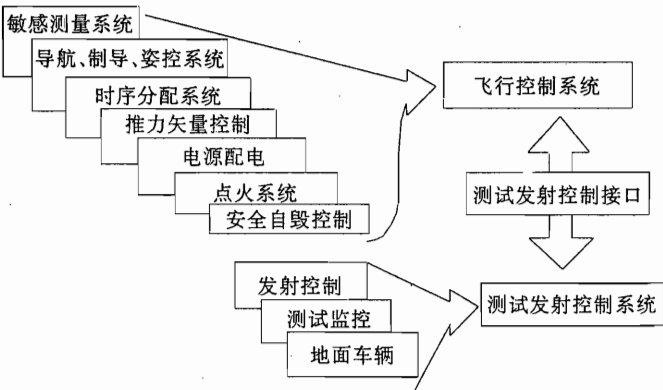


图 5-21 机动导弹分(子)系统功能界面

示分(子)系统按工作类别划分的功能界面。

图中发射控制功能包括:地面供电、弹上转电、发射点火、断开弹上电源、发射紧急关机和地面电源遥控等。这些功能由发射控制台、中继机柜和弹上配电器完成。弹上的点火系统则控制接通各级火工品。火工品的通电起爆依照时序指令和制导指令进行。安全自毁是当弹(箭)姿态失稳和飞行弹道异常情况下,避免造成严重后果所采取的自动引爆措施。根据这一功能要求构成的系统即安全自毁系统。

图 5-22 表示功能界面划分在单机级的功能联系。飞行控制系统的飞行状态测量和动作操纵均是电信号,因而功能界面和接口关系也均是以电信号形式描述。

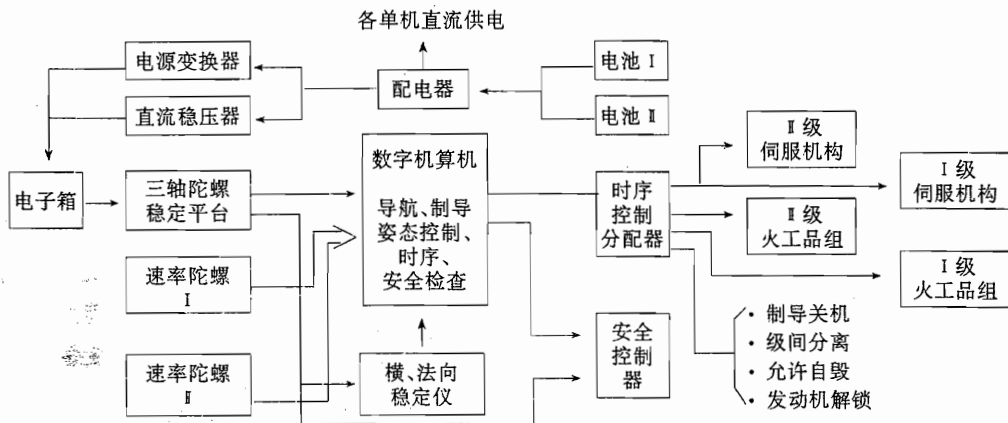


图 5-22 飞行控制系统单机级功能界面框图

上图是数字式姿态控制、制导系统情况下的飞行控制系统单机级功能界面框图。独立功能单机的界面划分按照系统构成情况可以选择在一次电源,也可以选在二次电源上。当选择的功能界面在一次电源,则二次电源变换器(直-交流变换、直-直流变换)均设置在各单机内部,即配电器直接供电于各单机,因而不单独设置电源变换器和直流稳压器。

图 5-23 是姿态控制系统及其地面试验系统的功能界面框图。其中,外液压能源是设置在地面的伺服机构能源,飞行中则利用弹上燃气发生器能源提供各飞行级伺服机构作动的动力。弹-地之间的信息传输通过脐带电缆来实现。

单机级功能界面的选择不仅要考虑技术性能需求,还应照顾环境条件对单机的作用影响、使用要求(安装拆卸方便,单机独立功能便于检测)及可靠性等因素,使由功能界面划分的单机具有符合要求的系统特性、物理特性和接口硬、软件兼容性。

(3) 系统布局

系统结构布局是控制系统总体设计内容之一。飞行控制系统、测试发射控制系统的结构布局分别按各自设计依据和划分的功能界面进行具体安排。

飞行控制功能在各飞行段有不同要求。因此,按照弹(箭)各结构级分级实现姿态、制导、时序等功能,各单机根据系统要求和功能界面关系分别安装在弹(箭)体各级有关部位上。从单机在弹(箭)上所处环境条件有利情况考虑,最好的安装部位是仪器舱。所以,对于主要的和多数单机则集中安装在仪器舱内,其余的按功能界面划分则安装在仪器舱以外的部位上。各单机间的功能联系、信号传输通过电缆网完成。电缆网的布置及其分支排列方式涉及供电线路压降、

信号传输质量及电缆网重量等因素,因而采取电源供电、信号传输线缆分束等措施。图 5-24 是图 5-22 的单机在弹(箭)上的结构布局安排示意图。(图中未画出火工品的安装部位)

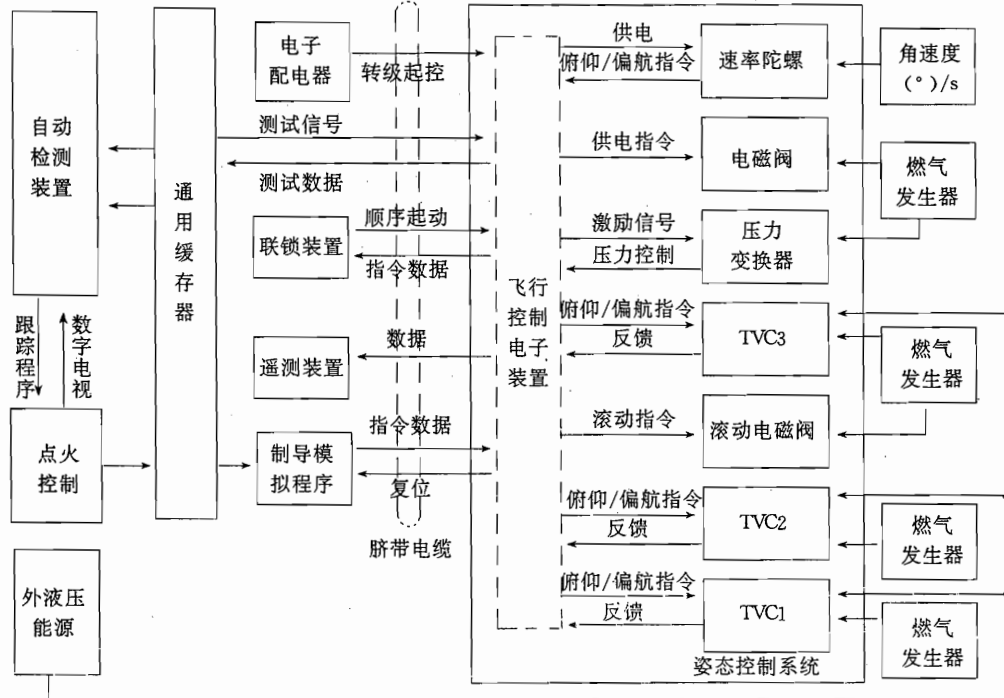


图 5-23 姿态控制系统及其试验系统界面框图

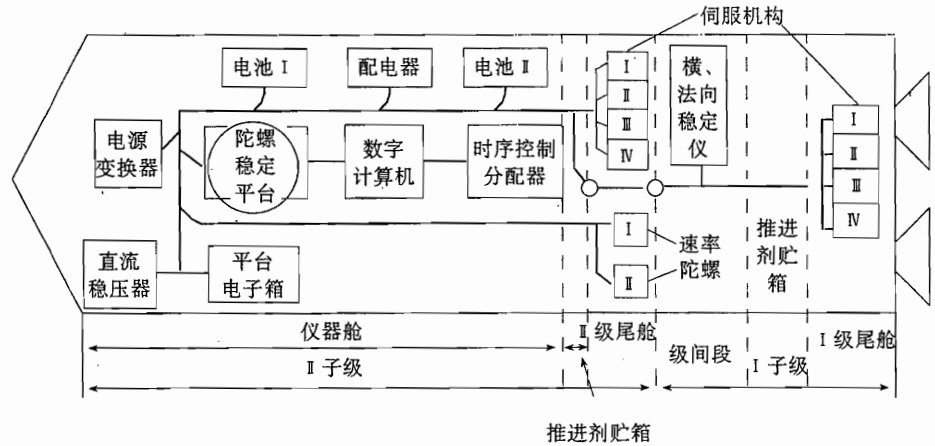


图 5-24 飞行控制装置布局图

控制装置在弹(箭)上的结构布局 and 具体安装部位的选取应有利于控制功能的实现,信号传输线、供电电缆束应简短,尽量避免恶劣环境条件的影响,同时还应贯彻维修性要求。

导弹与运载火箭相比较,前者环境条件苛刻、恶劣,控制装置的安装空间限制多,所以对于控制系统结构布局因具体情况不同而有较大差异。

5.3.2 飞行控制系统功能结构编排

(1) 陀螺稳定平台框架角输出结构编排

陀螺稳定平台是一套独立的惯性测量系统(装置)。用于导弹的多是三轴陀螺稳定平台,而用于空间飞行器的有三轴三框架式和四轴四框架式。现以三轴陀螺稳定平台为对象进行介绍。

平台框架角传感器可以有全量输出或增量输出两种形式。选用何种形式是根据功能界面划分来决定。姿态控制系统是姿态运动角增量的控制,一般是相对指令控制程序角作姿态运动,因而姿态角控制量(俯仰通道)是 $\Delta\varphi_c = \varphi - \varphi_{cx}$ 。程序角 φ_{cx} 是随飞行时间的变化量,所以要在飞行中求解弹(箭)体全量姿态角与程序角之差。求解 $\Delta\varphi_c$ 可以由平台框架采取机械编排实现,也可以将平台全量姿态角输送给计算机采取与存储于计算机的 φ_{cx} 数值求解得到。

a. 平台框架传感器角增量输出

平台框架角增量输出一般在外环轴上,它是为适应飞行器俯仰轴飞程序控制需要而设置的。

图 5-25 是在平台框架上实现姿态角增量输出的结构示意图。

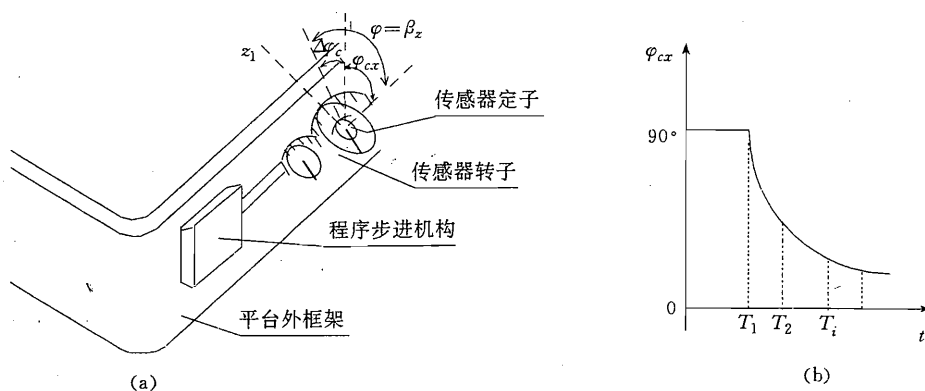


图 5-25 平台框架产生姿态角增量结构示意图

(a) 结构示意图; (b) 程序角曲线分段

在平台外框轴实现俯仰角增量,其平台安装形式只宜取第 3 章图 3-2 或 3-7 所示的框架安装取向。由于平台外框轴传感器的转子随飞行器转动,它与传感器定子的相对几何角度则表示飞行器相对初始参照基准的姿态角。欲获得传感器角增量输出,必须使传感器转子按程序角 φ_{cx} 转动。图中表示装在平台外框架上的程序步进机构是为转动传感器转子以获得定子与转子之间的位置几何转角差而设置的,此转角差输出与 $\Delta\varphi_c = \varphi - \varphi_{cx}$ 成正比。程序步进机构转动传感器的步进频率由弹载计算机(或时序装置)控制。步进频率是弹(箭)发射前按给定值装定于计算机,装定步长按程序角曲线分段(图 5-25b) 来确定,并按式(5-100) 计算。

$$\begin{aligned}\Delta\varphi_c &= \varphi - \varphi_{cx} = \beta_z - \varphi_{cx} \\ \varphi_{cx} &= \varphi_{cx_1}(T_1) + \varphi_{cx_2}(T_2) + \cdots + \varphi_{cx_n}(T_n) \\ &= k(f_1T_1 + f_2T_2 + \cdots + f_nT_n)\end{aligned}\quad (5-100)$$

式中 β_z ——平台外框架传感器输出的角度;

$f_i (i = 1 \cdots n)$ —— 程序机构步进频率(脉冲数 / 秒);

$T_i (i = 1 \cdots n)$ —— 程序角分段间隔时间;

k —— 步进系数(度 / 脉冲数)。

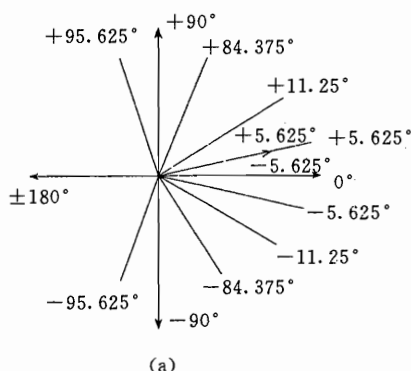
程序步进脉冲由脉冲源产生,其脉冲频率受计算机或时序装置控制。当程序角为常值且姿态运动处于稳定状态时,则 $\Delta\varphi = \Delta\varphi_c = 0$,弹(箭)纵轴处于给定程序角相应位置。

b. 平台框架角传感器全量输出

当平台框架角为全量输出时,为提供姿态控制用角增量,则采取在弹(箭)载计算机中求得。将平台框架传感器的全量姿态角测量值送入计算机,并与存储在计算机中的程序角 φ_{ex} 实时求差则得到 $\Delta\varphi$ 。此 $\Delta\varphi$ 由计算机输出作为姿态控制指令使弹(箭)按指令转动。

平台框架角全量输出既要角度量程大,又要测角精度高。为此,一般采用双通道测角传感器,将测角精度高但测角范围小的测角精通道与测角范围大但测角精度低的测角粗通道传感器组合在一起,构成一个高精度、大量程测角装置。为了得到一个实际测角值,需将粗、精通道测角传感器的信息进行耦合求解。粗、精测角信息耦合方法根据传感器硬件方案和软件编码方案的具体内容而有几种不同方式。现以一种方式举例说明。

设粗、精通道各有独立的测角传感器,粗通道是一对极的旋转变压器,精通道是 32 对极的旋转变压器。前者测角范围为 $0 \sim 360^\circ$ (或 $\pm 180^\circ$),后者测角范围为 $\pm 5.625^\circ$,粗、精通道之间的速比是 $1:32$ 。粗、精通道测量值分别记入计数器,取粗通道高 5 位计数,精通道低 10 位计数,再将两计数值对位相加,耦合的寄存器组合关系如图 5-26b 所示。



F'	180°	90°	45°	22.5°	11.25°	5.625°	2.8125°	粗通道计数值							
F	精通道计数值					5.625°	$\frac{90^\circ}{2^5}$	$\frac{45^\circ}{2^5}$	$\frac{22.5^\circ}{2^5}$	$\frac{11.25^\circ}{2^5}$	$\frac{5.625^\circ}{2^5}$	5.3'	2.7'	1.4'	4.2''
	14	13	12	11	10	9	8	7	6	5	4	3	2	1	0

(b)

图 5-26 粗、精测角及耦合关系

(a) 粗、精通道测角几何范围 (b) 粗、精通道计数对位

粗、精测角值耦合计算式是:

令粗通道测角的计数码为 N' , 小于 5.625° 以下的数码为 $\Delta N'$, $N' > 5.625^\circ$;

精通道测角的计数码为 N , 小于 5.625° 的数码为 ΔN 。

当 1) $\Delta N' - \Delta N \geq N_{2.8125^\circ}$ 时, 测角值

$$N_\theta = N' - \Delta N' + N_{5.625^\circ} + \Delta N$$

2) $\Delta N' - \Delta N < N_{2.8125^\circ}$ 时, 测角值

$$N_\theta = N' - \Delta N' - N_{5.625^\circ} + \Delta N$$

3) $|\Delta N' - \Delta N| < N_{2.8125^\circ}$ 时, 测角值

$$N_{\theta} = N' - \Delta N' + \Delta N$$

(2) 陀螺稳定平台惯性器件的配置

a. 陀螺仪的配置

三轴陀螺稳定平台至少需要配置三只单自由度陀螺仪(或两只二自由度陀螺仪), 分别作为平台三个轴稳定控制的敏感元件。

(a) 三只陀螺仪正交配置

G_x, G_y, G_z 三只单自由度陀螺仪的正交配置示意图如图 5-7。一般情况下, 平台三个轴的过载是 $\dot{W}_z < \dot{W}_y < \dot{W}_x$, 所以图 5-7 陀螺仪的安装取向是较佳形式。它们引起平台台体坐标系三个轴的误差是

$$\begin{aligned}\dot{\alpha}_x &= D_{Fx} + D_{Ix}\dot{W}_x + D_{Sx}\dot{W}_z + D_{Isx}\dot{W}_x\dot{W}_z \\ \dot{\alpha}_y &= D_{Fy} + D_{Iy}\dot{W}_y + D_{Sy}\dot{W}_z + D_{Ily}\dot{W}_y\dot{W}_z \\ \dot{\alpha}_z &= D_{Fz} + D_{Iz}\dot{W}_z + D_{Sz}\dot{W}_y + D_{Isz}\dot{W}_z\dot{W}_y\end{aligned}\quad (5-101)$$

对于弹道式导弹(运载火箭)陀螺稳定平台, 其 z_p 轴的陀螺仪精度应高于其余两个轴的陀螺仪, 因此, 式(5-101)列出的环境函数对 Z 陀螺仪有利。

(b) 三只陀螺仪非正交配置

弹道式导弹在不同射程情况下, 由于弹道程序角不同, 弹道误差系数传播误差的作用不同。在机动弹道飞行情况下, 影响陀螺仪精度的环境函数也不同。为了减小环境函数对陀螺仪漂移的作用, 采取陀螺仪斜置技术更为有利, 即采用三只陀螺仪非正交安装。

图 5-27 是陀螺仪斜装示意图, 陀螺仪安装取向设置:

① G_x 陀螺仪

I_x 轴, 它在 $x_p O_p y_p$ 平面内, 与 $O_p x_p$ 轴成 α_t 角;

H_x 轴, 与 $O_p z_p$ 轴方向一致;

O_x 轴, 与输入轴 I_x 和自转轴 H_x 构成右手规则的直角坐标系。

② G_y 陀螺仪

I_y 轴, 在 $x_p O_p y_p$ 平面内, 与 $O_p x_p$ 轴成 $\beta_t + \frac{\pi}{2}$ 角;

H_y 轴, 与 $O_p z_p$ 轴方向一致;

O_y 轴, 与输入轴 I_y 和自转轴 H_y 构成右手规则的直角坐标系。

③ G_z 陀螺仪

I_z 轴, 与 $O_p z_p$ 轴方向一致;

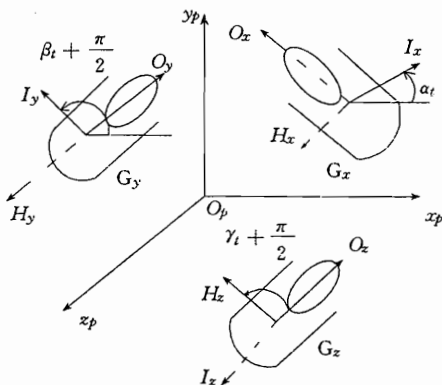


图5-27 三轴陀螺稳定平台陀螺仪斜置取向

H_z 轴, 在 $x_p O_p y_p$ 平面内, 与 $O_p x_p$ 轴成 $\gamma_t + \frac{\pi}{2}$ 角;

O_z 轴, 与 I_z 轴和 H_z 轴构成右手规则的直角坐标系。

按照图 5-27 中陀螺坐标系与平台坐标系的关系, 可得出沿陀螺输入轴、自转轴方向视加速度与平台坐标系视加速度之间的关系。

① 陀螺仪输入轴方向视加速度

$$\begin{bmatrix} \dot{W}_{I_x} \\ \dot{W}_{I_y} \\ \dot{W}_{I_z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \alpha_t & \sin \alpha_t & 0 \\ -\sin \beta_t & \cos \beta_t & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{W}_{x_p} \\ \dot{W}_{y_p} \\ \dot{W}_{z_p} \end{bmatrix} \quad (5-102)$$

式中 $\dot{W}_{I_x}, \dot{W}_{I_y}, \dot{W}_{I_z}$ —— 沿 G_x, G_y, G_z 陀螺仪输入轴方向的视加速度;

$\dot{W}_{x_p}, \dot{W}_{y_p}, \dot{W}_{z_p}$ —— 沿平台坐标系三个轴向(x_p, y_p, z_p)的视加速度

② 陀螺仪自转轴方向视加速度

$$\begin{bmatrix} \dot{W}_{H_x} \\ \dot{W}_{H_y} \\ \dot{W}_{H_z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 1 \\ -\sin \gamma_t & \cos \gamma_t & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{W}_{x_p} \\ \dot{W}_{y_p} \\ \dot{W}_{z_p} \end{bmatrix} \quad (5-103)$$

参照式(5-101), 可得斜置陀螺仪误差引起的平台台体三个坐标轴指向的误差表示式

$$\begin{aligned} \dot{\alpha}_x &= D_{F_x} + D_{I_x}(\dot{W}_{x_p} \cos \alpha_t + \dot{W}_{y_p} \sin \alpha_t) + D_{S_x} \dot{W}_{z_p} + D_{I_{Sx}}(\dot{W}_{x_p} \cos \alpha_t + \dot{W}_{y_p} \sin \alpha_t) \dot{W}_{z_p} \\ \dot{\alpha}_y &= D_{F_y} + D_{I_y}(\dot{W}_{y_p} \cos \beta_t - \dot{W}_{x_p} \sin \beta_t) + D_{S_y} \dot{W}_{z_p} + D_{I_{Sy}}(\dot{W}_{y_p} \cos \beta_t - \dot{W}_{x_p} \sin \beta_t) \dot{W}_{z_p} \\ \dot{\alpha}_z &= D_{F_z} + D_{I_z} \dot{W}_{z_p} + D_{S_z}(\dot{W}_{y_p} \cos \gamma_t - \dot{W}_{x_p} \sin \gamma_t) + D_{I_{Sz}}(\dot{W}_{y_p} \cos \gamma_t - \dot{W}_{x_p} \sin \gamma_t) \dot{W}_{z_p} \end{aligned} \quad (5-104)$$

通过选择陀螺仪斜置角 $\alpha_t, \beta_t, \gamma_t$, 在具体飞行过载下, 可以计算出环境函数的最小影响, 因而使陀螺漂移量小。

b. 加速度计斜置安装

平台上的三只加速度计一般是正交安装, 分别测量平台(台体)坐标系三个正交方向的视加速度。但是, 为了提高加速度计的冗余测量性能, 采用三只加速度计斜置安装。斜置加速度计测量坐标系与平台坐标系的相对关系如图 5-28 所示。图中 θ_i, ζ_i ($i = 1, 2, 3$) 表示加速度计在平台上安装的高低角和方位角。从图 5-28 可以写出加速度测量关系式

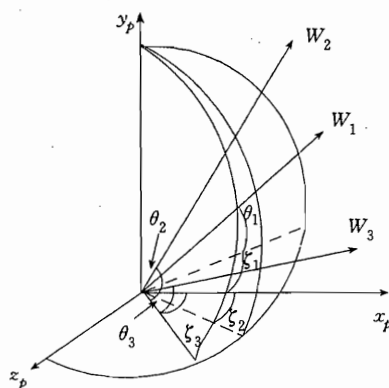


图 5-28 加速度计在平台上非正交配置方向图

$$\begin{bmatrix} \dot{W}_{x_p} \\ \dot{W}_{y_p} \\ \dot{W}_{z_p} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \theta_1 \cos \zeta_1 & \cos \theta_2 \cos \zeta_2 & \cos \theta_3 \cos \zeta_3 \\ \sin \theta_1 & \sin \theta_2 & \sin \theta_3 \\ -\cos \theta_1 \sin \zeta_1 & \cos \theta_2 \sin \zeta_2 & \cos \theta_3 \sin \zeta_3 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{W}_1 \\ \dot{W}_2 \\ \dot{W}_3 \end{bmatrix} \quad (5-105)$$

式中 W_1, W_2, W_3 ——三只加速度计的测量量。

根据不同的飞行弹道的环境函数、按不同射程选取 θ_i, ξ_i 。但为了使用简便,可以采取少量的变角安装,如仅取 θ_1, θ_2 。当选取较佳斜置角情况下,可使环境函数影响减少,从而提高加速度计测量精度。同时,由于一个加速度计能同时测量平台坐标系三个正交方向视加速度,增加了冗余信息,因而可以提高测量视加速度的可靠性。

(3) 捷联惯性器件的配置

惯性测量组合的惯性测量元件最少配置是两个二自由度挠性陀螺仪,三个加速度计,一般称它为 5 表配置。但是,由于惯性测量组合体积小,重量轻,便于实现冗余配置惯性测量元件,因此,可以利用重复信息改善惯导系统精度和提高可靠性。图 5-29 是 7 个惯性测量元件冗余配置图。

图中 G_1, G_2, G_3 是挠性陀螺仪,每个陀螺仪有 2 个测量敏感轴,载体每个正交轴的角速度可由两个陀螺仪测量,构成二冗余信息。图中 1, 2, 3, 4 是 4 只加速度计,其中 3 只沿弹(箭)轴 x_1, y_1, z_1 三个轴加速度作用方向安装,第 4 只斜装,其测量轴沿 S 方向,并与正交的 x_1, y_1, z_1 轴形成等角 η 。这样,4 只加速度计中的任何三只都能够提供足够的三维测量信息。当 4 只加速度计中有一个发生故障时,其余的三个均能正常工作,并能提供任何方向的测量参数,因而构成一个四位一体的冗余惯性测量系统。

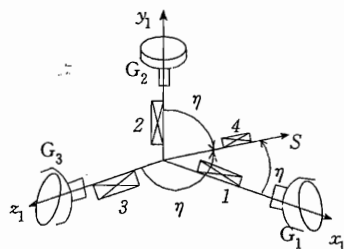


图 5-29 冗余惯性测量元件配置图

沿 x_1, y_1, z_1 轴的加速度计只能敏感该坐标轴方向的视加速度,而斜置的加速度计可以同时敏感三个正交轴方向的视加速度。于是,可以有测量方程

$$m_4(t) = \alpha m_1(t) + \beta m_2(t) + \mu m_3(t) \quad (5-106)$$

式中 $m_i(t)_{i=1,2,3,4}$ ——分别为 1, 2, 3, 4 加速度计输出;

$\alpha = \beta = \mu = \cos \eta = 1/\sqrt{3}$ ——安装结构的斜置系数。

从式(5-106)知,任何一个加速度计的输出都是其他三只加速度计输出的线性组合。当加速度计 1 发生故障后,其测量输出可表示为

$$m_{e1}(t) = \sqrt{3} m_4(t) - m_2(t) - m_3(t) \quad (5-107)$$

当 2, 3 加速度计发生故障后,它们的测量输出可表示成

$$\begin{aligned} m_{e2}(t) &= \sqrt{3} m_4(t) - m_1(t) - m_3(t) \\ m_{e3}(t) &= \sqrt{3} m_4(t) - m_1(t) - m_2(t) \end{aligned} \quad (5-108)$$

其中, m 为真实加速度, $m_{e_i}(i=1,2,3)$ 是故障加速度计的输出。

当斜置加速度计发生故障,这时的三只加速度计的测量输出为

$$m_{e1}(t) = m_1(t)$$

$$m_{e2}(t) = m_2(t)$$

$$m_{e3}(t) = m_3(t)$$

(5-109)

利用故障阈值设置和采取滑动预测方法,可以确定某一加速度计为故障状态并剔出它的测量采样值或断开输出信息,从而保证系统仍能正确运行。

(4)弹(箭)载控制计算机功能编排

弹(箭)载计算机的主要特点是高可靠性、实时性和轻小。根据飞行控制和测试发射控制要求,它可以有多种功能结构编排。

a. 多处理器系统

1)采用较多的是中央处理器(CPU)与协处理器(运算处理器)构成单CPU系统。CPU电路板与有关接口板组合起来则成为专用的弹(箭)载计算机。将第四章的图4-34,4-35联系一起构成的计算机功能结构图如图5-30所示。

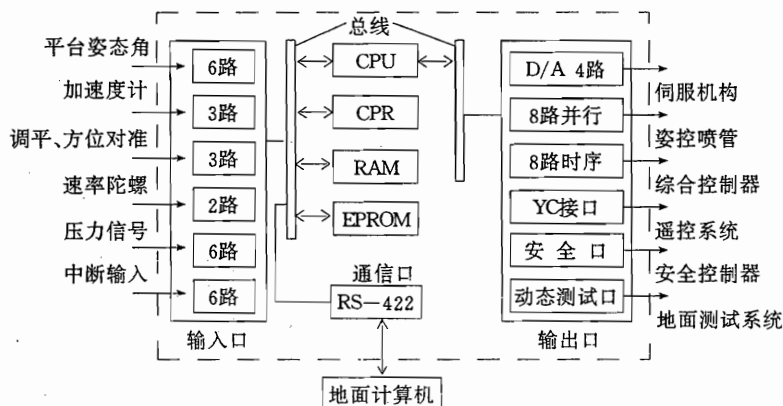


图5-30 单CPU弹(箭)载计算机功能结构图
CPU—中央处理器 CPR—协处理器

2)双CPU并行结构,其中一个CPU完成飞行过程的制导律、控制律计算及时序生成,发各种时序、控制指令,另一个专门进行测量信息的录取、处理与串行通信。两个CPU占用共享存储器,接收测量数据的CPU通过共享存储器将处理后的数据传送给另一个CPU进行运算和生成时序及控制指令。它们的功能结构编排如图5-31所示。

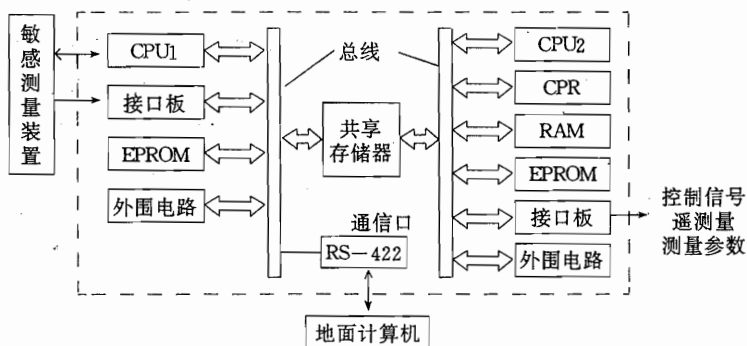


图5-31 双CPU弹(箭)载计算机结构图

b. 总线形式计算机分布系统

随着计算机技术的发展和大规模集成电路的应用,计算机功能模块化技术和数据通信联网技术日趋完善并用于航天领域。弹(箭)控制系统的敏感测量装置、控制器、执行机构及它们的检测装置通过数据通信总线互连在一起,实现航天电子系统的信息综合和功能综合,从而达到简化弹(箭)电缆网配置,减少控制系统硬件设置。这种数据通信总线实质上是数据总线传输系统,航天电子系统的信息和功能综合是通过数据总线来进行的。利用计算机技术与通信技术

相结合,构造数据总线,实现远程终端信息处理,形成了信息共享和资源共享的电子综合系统。美国 MX 导弹采用数据总线传输系统,对于减轻弹载控制装置重量、减少单机数量收到了明显效果。图 5—32a 是 MX 导弹弹上数据总线布局框图,图 5—32b 是总线接口部件功能框图。

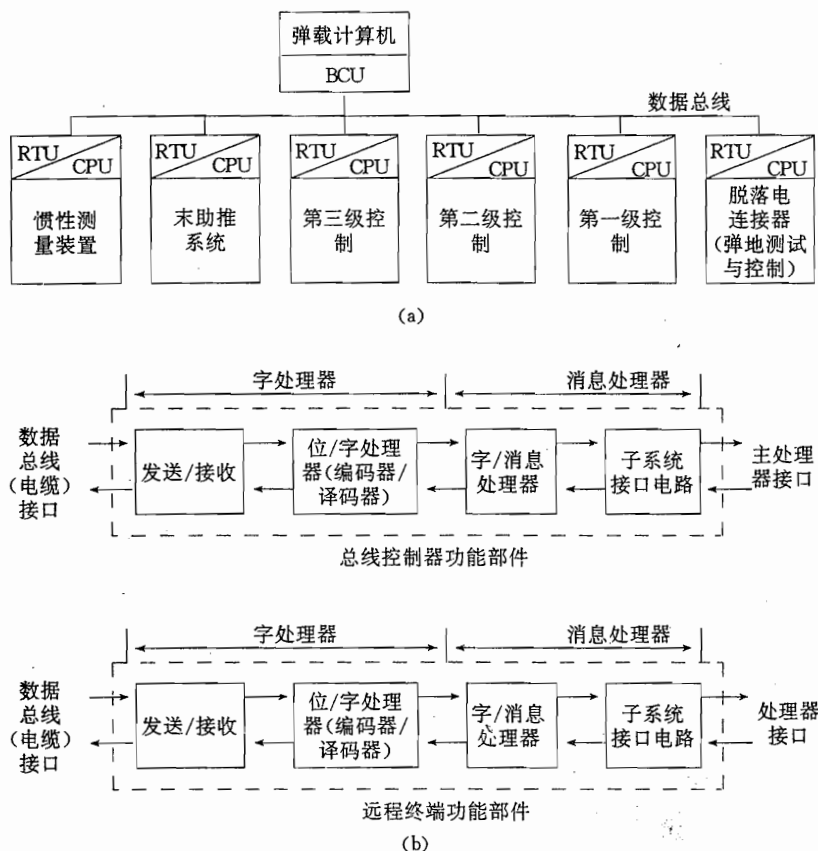


图 5—32 MX 导弹数据总线拓扑结构图
(a) 数据总线布局框图; (b) 总线接口部件功能框图
BCU—总线控制部件; RTU—远程终端部件

从图中所见,控制系统的所有功能部件都挂到数据总线上,控制器(弹载计算机)通过总线控制部件(BCU)向有关功能部件发指令或接收各功能部件的信息,即通过数据通信来完成飞行功能的控制。

BCU(亦称总线控制器)完成总线数据通信工作方式、数据传输方式的控制,数据发送/接收接口的耦合,与宿主机(弹载计算机)通信、中断和内检测。RTU 是总线控制器工作的终端,按照正常的指令/响应方式执行总线控制器的指令,并具有与数据总线、功能部件计算机的接口耦合功能。一般将 BCU、RTU 作成独立功能模件(板)嵌入计算机中,作为弹(箭)计算机的组成部件。

图 5—32 表明,总线数据传输系数是由中央处理机和远程智能终端两部分构成。在这种结构中,各个智能节点的硬件实体是相同的。在整个系统中工作于“主”方式的总线控制器起着启动消息和完成命令的作用,各个节点则工作于“远”方式,即作为远程终端,二者执行的功能不

同,从而分别起到中央计算机和远程终端的作用,形成主控端与从属端之间通信的数据总线分布计算机系统。

根据弹(箭)飞行控制电子系统构成复杂程度,可采用单层(级)总线结构或多级总线结构。在每一层中又可使用一条或多条总线,达到冗余以提高总线可靠性的目的。图 5-32 是单级单条总线结构形式。

c. 多计算机系统

为了提高飞行控制系统可靠性,尤其是载人航天飞行要求有较高的故障-安全等级时,箭载计算机则采用多台冗余结构,保持系统余度。图 5-33 是美国航天飞机多计算机冗余系统。它是 5 台计算机组成四余度的计算机系统,其中 4 台计算机组成四通道冗余结构,另外一台计算机备份并承担冗余系统管理。结构冗余的 4 台计算机运行的软件完全相同,第 5 台备份机中常驻飞行控制、安全保障及冗余管理软件,此软件具有冗余系统中单台计算机的各种功能并能冗余管理计算机系统、故障检测诊断和失效预报。

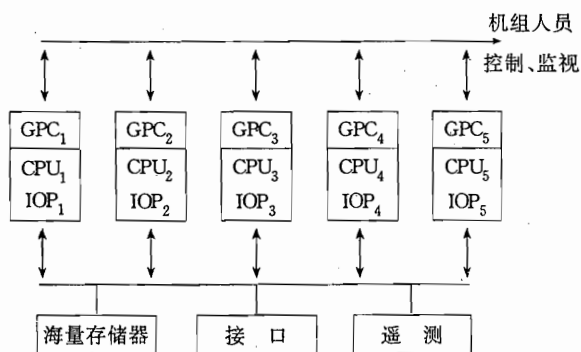


图 5-33 航天飞机多计算机冗余系统

系统中的每台计算机是通用处理机 (GPC),它由中央处理机 (CPU) 和输入/输出处理机 (IOP) 组成。CPU 主要用于制导、导航、姿态控制的运算和数据处理、各分系统功能管理和数据处理、有效载荷操纵的程序控制与监视等。IOP 的主要功能是传输 IOP 与航天飞机上各分系统电子设备之间的、各计算机之间的数据,缓冲和控制 CPU 的输入、输出操作等。

(5) 推力矢量控制结构编排

推力矢量控制的功能编排涉及控制信号接口、作动器布局和能源配置。控制力矩极性与控制信号、作动力的极性有关,所以,推力矢量控制与执行机构具体布局有关。

设导弹各级控制力由摆动发动机产生,末助推控制力由固定喷管组产生。为节省篇幅,仅以第二级和末助推级为例说明。图 5-34 是摆喷管作动器布局图(从弹尾端向前看)。图 5-35 是推力矢量控制系统配置图。

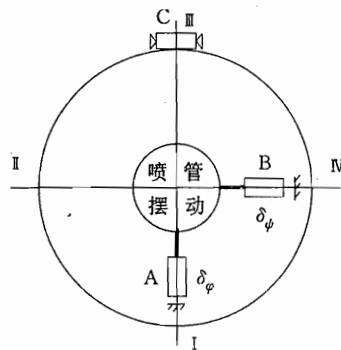


图 5-34 发动机喷管双向摆动作动器布局图

图 5-34 是俯仰、偏航姿态控制共用 2 台伺服机构,分别安装在飞行器尾端坐标轴线上,作动器 A 控制俯仰角运动,作动器 B 控制偏航角运动。图 5-35 中两台伺服机构共用一台能源提供作动力。发动机喷管摆角的极性规定为消除姿态正偏差的摆角为正,反之为负。摆角极性关系如表 5-6 所列。

滚动姿态控制作动器为双向滚控阀,阀为双向射流(图 5-35),由燃气发生器直接供气。当控制信号作用于阀的电磁线圈时,阀的一边喷射燃气流,从而产生反作用力。如果滚控阀向

右射流(从弹尾端向前看)则产生 $+\gamma$ 滚动控制力矩,反之则产生 $-\gamma$ 滚动控制力矩(图 5-34 中 C)。

表 5-6 喷管摆动极性关系表

控制指令	指令极性	作动器状态	导弹运动
正俯仰	正	A 缩	俯仰向下
负俯仰	负	A 伸	俯仰抬上
正偏航	正	B 缩	偏航向右
负偏航	负	B 伸	偏航向左

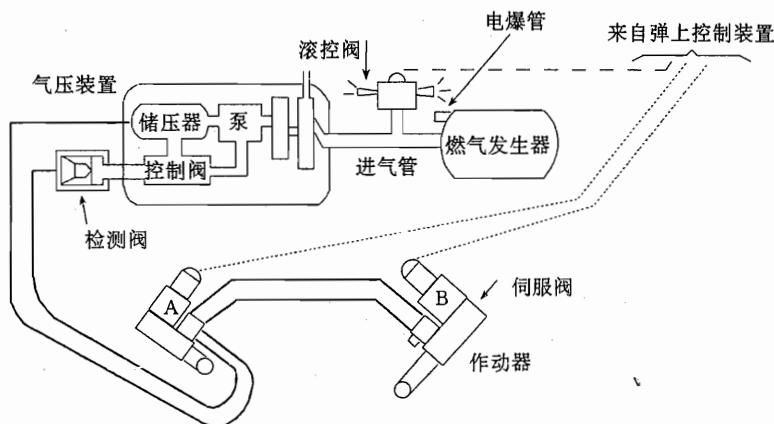


图 5-35 推力矢量控制系统配置图

末助推控制姿态的控制力矩由固定喷管组产生。图 5-36 表示喷管布置和产生控制力的极性的关系。

图中,俯仰、偏航的姿态控制采用每个方向一个喷管,滚动的姿态控制用两个喷管。

推力矢量控制和姿控喷管的控制信号类型主要是模拟量和宽脉冲电信号。对于伺服作动器,其信号形式为电流指令,对于姿控喷管则为宽脉冲电压。这些信号由弹(箭)载计算机或经综合控制器送出。

5.3.3 测试发射控制功能结构编排

第 3 章曾介绍三种计算机自动化测试基本方案。随着计算机的发展和应用,测试发射控制系统功能也日益扩大和完善,因而可构成多种计算机测试发射控制的体制,其中,分布式计算机测试发射控制体制有着广泛应用前景,所以本章重点介绍这种测试体制的功能结构编排。

(1) 分布式计算机测试控制功能结构编排

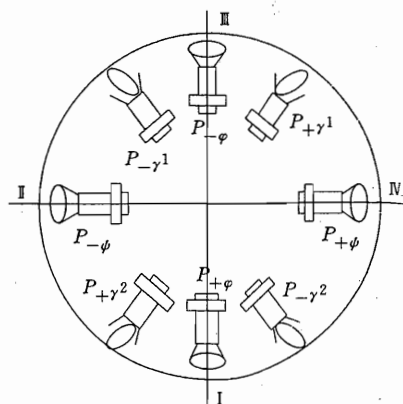


图 5-36 末助推姿态控制喷管组配置示意图

a. 测试控制功能编排

这是弹(箭)、地测试相结合以地面计算机为主的测试控制方案,利用地面多层次计算机和弹(箭)载计算机构成的分布式计算机测试控制系统。根据导弹、运载火箭控制系统组成规模、测试项目及被测参数数量和精度要求,一般采用智能式计算机分布系统可以完成测试发射控制任务。一种分布式计算机测试控制功能结构框图示于图 5—37。

地面主测控计算机作为上位机,测试机柜中机箱控制器内的计算机(单板机或单片机)、弹(箭)载计算机作为前端机,地面副计算机作为从机,共同组成分布式计算机测试控制系统。主测控计算机负责对测试系统的全面管理,按照测试控制主程序控制弹(箭)载计算机、机箱控制器进行测试发射流程及功能状态的控制,同时管理副计算机运行状态及多屏显示进程。各计算机之间采用标准总线、并(串)行接口连接,完成计算机通信和测试控制功能。

计算机之间的信息传输,前端计算机同被测对象之间的测试信息、控制指令的传输方式根据被测对象的特点和测试设备的场地布局情况来选择。当计算机之间或计算机与被测对象之间的距离较接近则采用并行信息传输为宜,如果距离较远则采用串行信息传输方式。近距离的并行测试可以加快信息传输和测试速度,远距离的串行测试虽然要减慢信息传输速度,但可以使传输介质大为减少,从而带来造价低和使用方便性。所以,实际中多采用并、串行混合方式。图 5—37 中的主测控计算机与副计算机之间距离很近,一般采用并行信息传输方式;主测控计算机与前端机之间的距离较远,则采用串行信息传输方式。

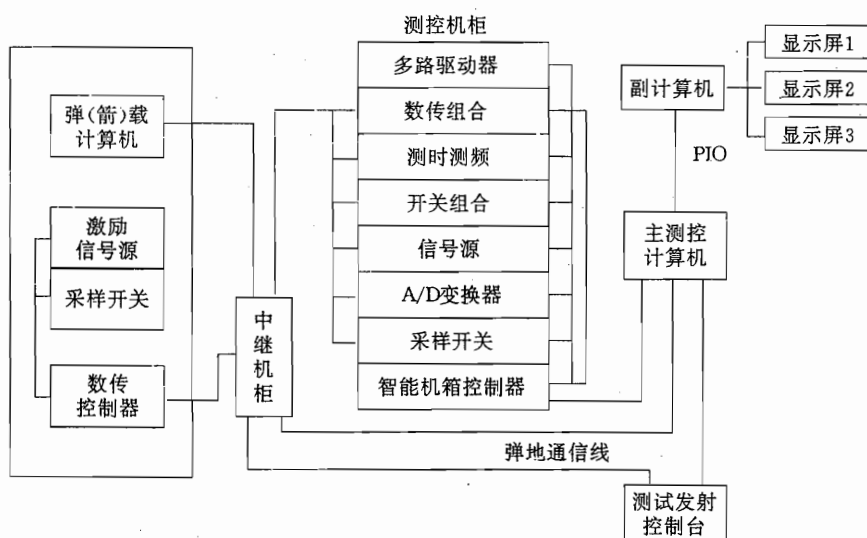


图 5—37 分布式计算机测试发射控制功能结构框图

PIO—并行输入/输出

测试设备的功能块(测试模件)配置与飞行控制系统方案特点、测试性能要求有关。一般要求测试设备完成数字量、模拟量、频率、时间和触点信号等参量的测量。为此需配置多种测试模件,如:施加模拟信号的激励信号源、采集被测对象输入/输出量的采样开关、采集参量的比较、处理功能模件、测量和控制的接口模件等。因为被测参量中有宽度很窄的脉冲信号和电平很低的模拟信号,若将这些弱电信号送到几十米远的测试设备直接进行测量,由于被测信号存在严

重畸变和衰减,会带来较大的测量误差。因而根据具体情况,常将激励信号源、采样开关等设备配置在弹(箭)体上或近旁,采集的信号经过提高电平和预处理后再下传地面测试设备。为便于串行信息传输,在弹上专门设置数传控制器(图 5-37),它接收地面测控机柜指令进行动作,即由智能机箱控制器产生测试指令,通过数传控制器进行控制,数传控制器再经过编码(或译码),发出指令控制采样开关和激励信号源工作。对于数字量信息,可利用弹(箭)载计算机资源进行测试。由弹(箭)载计算机的输入口对数字量进行采集并存储,然后通过弹(箭)、地计算机通信口传送到主测控计算机,再送给副计算机作数据处理。其他的非数字量参量则经数传控制器传送至地面。如采样开关采集的模拟量信号送到数传控制器经模/数变换,将变换后的数字量下传至地面测试机柜中数传组合,再送至智能机箱控制器中前端计算机进行数据处理;弹(箭)上测得的模拟量信号也可以连续量形式直接下传到地面测试系统,再进行模/数变换和数据处理。被测的时序信号和开关量信号在弹上将其变成对应的表征码(或中断信号),由数传控制器下传到测试机柜中数传组合,再经测时计频、开关模件送入前端计算机进行数据处理。智能机箱控制器最后将总处理结果送至主测控计算机。

b. 计算机接口系统

接口是完成系统之间、计算机与专用测试控制设备(模件)之间进行信息交换的界面硬、软件环境。标准接口系统已普遍应用,在测试控制系统中,根据信息传输方式选用适宜的标准接口,对于测试控制功能结构的标准化、模块化有着重大意义。

国际市场上推行的接口系统较多,诸如:STD 总线(IEEE-961)、CAMAC 接口系统(IEEE-583)、GPIB 接口系统(IEEE-488)、VXIbus 接口系统(IEEE-1014、IEC-821)、串行总线系统 EIARS-232、RS-422、I/O 扩展总线(SBX、IEEE-959)等。由于没有一条总线(接口系统)在性能和价格比上适合于所有应用对象,因此通常取分层总线综合使用,即使在一块模件(板)上也可能有几种总线共存。

测试控制系统的接口功能主要是进行数字量信息的传递、为测控设备与计算机连接提供互连机制。为了适应计算机测试控制技术向标准化、通用化方向发展,弹(箭)测试控制的接口系统应选用通用性较强的数据总线标准和通信协议(数据传输控制规程)。

字位串行的总线型(单总线或多级总线)接口系统很适宜做成标准化的接口组件,具有突出的优点。其中多路数据总线 1553B 已列为美国军方标准,并成为航空电子综合系统中信息交换的干线(highway)。这种接口系统不仅能用于弹(箭)飞行控制系统,也能用于测试发射控制系统。现在对 1553B 数据总线接口作一介绍。

MIL-STD-1553B 是总线接口规程和信号特性标准,数据通信按照 1553B 协议进行,完成总线控制器到终端(BC→RT)、终端向主控端(RT→BC)、终端到终端(RTN→RTM)的数据通信控制任务。1553B 协议是命令响应式,它规定每次传输一个消息的完整过程应包括指令字、数据字(或指令字和状态字)几个部分。每种字的一个字长为 20 位,有效信息位是 16,其余为同步字头 3 位、一位奇偶位。每位占的时间为 $1\mu\text{s}$ (即码速率为 1MHz/s)。

1553B 采用屏蔽的双扭导线作为传输介质,允许 31 个终端接到单路信号总线上,所有地址数据、命令数据及信号信息以串行方式在同一单根总线上传送。根据任务要求,可以使用冗余总线,主要是为了提高可靠性。此标准接口系统还提供终端内分布参数处理的能力。图 5-38 是多层总线布局的一种形式。

图中表明,系统中的许多数据终端安置在不同的地点,它们均由两条数据传输总线连接在

一起。在此配置中,可将一群错综复杂的导线、电缆分支和大量的电缆连接器由一对总线导线所代替。一个终端(子系统)可连接 30 到 300 个信号到此双数据总线上,这样就构成了控制/数据总线型的分布式系统。

挂到 1553B 传输总线上的各种子系统,可以工作于三种工作模式中的一种,即作为远程终端(RT)或总线控制器(BC)或总线监视器(BM)。总线监视器是不执行总线上业务的独立单元,它不仅不启动信息传输,也不能在总线上有任何包括状态字的响应。它是被动式工作单元,不要求有发送器,是一个“仅仅接收信息”的终端,但它必须能够接收那些安排到监视器的其他任何终端所能接收的数据。

为了使用方便,已推出将 RT、BC、BM 三种工作模式集于一体的标准功能模块结构,称为标准单元。它具有 1553B 通信标准中工作方式控制、广播方式控制和数传输方式控制三种工作流程的能力,在功能上完成信息字/位处理和消息处理两大类任务。图 5-39 是数据总线接口部件的结构框图,其中 MTU 就是标准单元。

总线控制器接口部件(BCIU)有三个组成部分:PIU 是处理机接口部件,通常称上接口;BCU 是总线控制器部件;MTU 是多路传输部件(标准单元),通常称下接口。BCIU 要完成两类任务功能,即“主 BCIU”——总线控制器的功能,“远 BCIU”——远程终端、监视总线上信息流动的功能,完全由所接的计算机程序控制来决定。所以,BCIU 在主计算机程控下,可以在不改动与总线连接的硬件状态下,或作为 BC 使用,或作为 RT、BM 使用。当“主 BCIU”方式下,BCIU 与计算机中驻留的主执行软件一起,根据排定的任务,控制和管理整个数据总线上的信息流动。在“远 BCIU”方式下,BCIU 则作为总线上的一个特定远程终端,监视总线上的信息流动,对包含本地地址有效的指令做出实时响应,并完成主 BCIU 命令字中所要求的信息传输吞吐。监控 BCIU 除完成监视、远程终端的功能外,还有着实现系统重构时,取代主 BCIU 的功能。

数据总线上有四种信息类型交换,它们是:

控制器到终端——称作“接收命令”。在 1553B 通信协议中,系统的主控端(总线控制器)向执行端(终端)发送一个命令或者一个消息时,终端可以接收多至 32 个数据字,且在给定的响应时间内发回一个状态字。如果传输的消息有错,终端则拒绝发回状态字,由此报告上次传输无效。

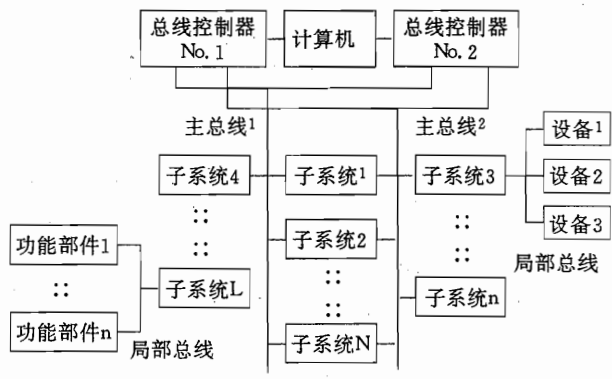


图5-38 多层多级总线布局

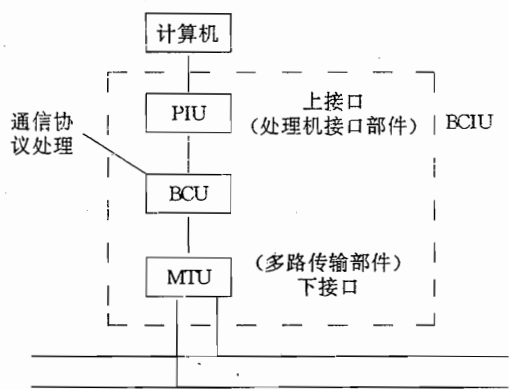


图5-39 总线接口部件(BCIU)

终端到控制器——称做“发送命令”。终端必须发送一个状态字以及多至 32 个数据字。状态字只能由终端发出,它是对总线控制器发出的有效命令的应征性信号。

终端到终端——称做“终端到终端传送命令”。控制器以指令字传输消息,指定某终端为接收器,并发出第二命令字指定另一终端为发送器。发送器响应一个状态字,发送多至 32 个数据字。接收器用自己的状态字回答。

“广播”——总线控制器以“广播”的方式向其余的全部终端发一个接收命令。1553B 通信协议规定了同步/异步通信的特性,当同步通信时,控制器对终端的“广播指令接收位”(RT 地址地址为 31)发一个接收命令,此时广播信息格式要求终端禁止发回状态字,即所有配置广播命令的终端识别此特殊地址后则接收数据。

当有多个总线控制器用于多路传输系统中时,可在几个终端之间分担数据处理任务,以形成一个分布系统。这时,状态字的“动态总线控制”码由终端作为响应总线控制器有效命令而发出,并将所选择的终端转给某一总线控制器控制。一个系统设计成多于一个总线控制器的情况下,允许有一个作为备份控制器,以保证总线运行可靠性。对于总线控制器的容错设计可采用双机备份工作方式、三机备份工作方式。双机备份的工作也可以有不同的完成方式。如:1)基本/备援的工作方式,基本的总线控制器判明自身有故障即停止运行,备援的总线控制器能判明基本总线控制器的故障,并启动取代之;2)利用两台计算机分别控制 1553B 总线通道 1 和通道 2,两台计算机之间通过离散信号通道相互监控,当一台计算机(或总线控制器)发生故障时,则将任务切换转到正常运行的设备上。

(2)发射控制功能结构编排

a. 状态控制功能

发射导弹和发射运载火箭的任务、目的虽然不同,但它们对发射控制功能的基本要求是相同的。发射控制应有的基本功能是:对弹(箭)进行地面供电及分路馈电控制、临射前检查、地面供电转换为弹(箭)自供电、发射点火、断开弹(箭)上电源的控制以及发射安全控制等。

发射控制是由地面发射控制设备在测试设备及测试发射控制软件配合下完成的。

为了发射安全,发射控制采用自动和手动控制并举的方案。一般情况下通过自动控制方式完成发射控制,在特殊情况下或必要时实行人工干预以手动控制方式完成发射控制。

导弹对发射控制的具体要求与导弹起飞前的发射程序及发射方式有关,例如导弹群的连射或快速发射则以自动操作为主。

自动发射控制是主测控计算机通过智能机箱控制器并经过多路驱动模块向中继机柜(继电器机柜)发出各种控制指令,控制弹(箭)设备的启动和断开。手动控制是用测试发射控制台(简称测控台)上的开关和按钮发出各种操作指令。

采取自动发射控制过程中可以手动干预,但是在手动发射控制时自动操作不能进行。

发射控制流程一般如

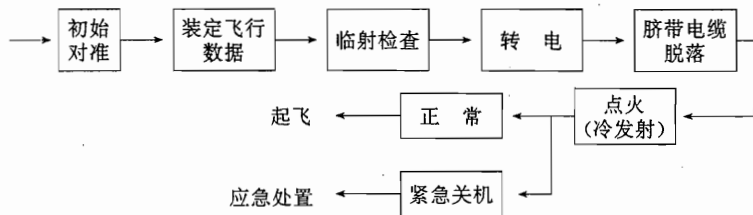


图5-40 发射控制流程框图

图 5-40 所示。当编排发射控制功能时应正确地规定发射程序。每一项程序中包括一些控制内容和步骤,例如初始对准,包括惯性测量装置调平和方位瞄准(含初始方位角装定)、

姿态控制系统开环零位调整等。在流程中还应显示控制命令和进程的一些主要工作状态以及关键参数实时量。这些命令、进程状态、参数实时量应集中在测控台上显示。

弹(箭)的发射过程是不可逆的连续进程,当发射发生不正常需要组织重新发射时,则发射操作进程仍然从头依次进行。所以控制程序编排必须符合这种特点要求。

b. 测试发射控制系统硬件布置

系统的硬件配置与发射方式有关。移动式或固定式发射的陆基和海基的导弹有着不完全相同的发射准备要求和操作勤务,因而配置的发射设施、发射流程是不同的。运载火箭是固定发射方式,它的发射准备与发射过程同地面发射的液体导弹基本一样,由必要的发射设施、发射和飞行过程中的操作勤务构成运载火箭的发射和安全控制。

为了简化叙述,现以机动式发射弹道导弹说明测试发射控制系统硬件布置。图 5-41 是公路机动地面发射方式的战略导弹发射阵地示意图。导弹、车辆及地面设施和勤务构成了导弹发射综合系统。测试发射控制是它的重要组成部分。

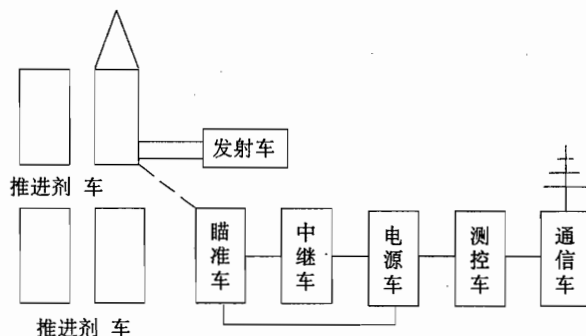


图 5-41 机动战略导弹发射阵地示意图

图中的电源车是发电电源,中继车和测控车是为完成测试发射控制任务而设的,瞄准车是当采用光学方位初始对准时而设置的光学瞄准设备车。

测试发射控制设备分为五类:

(a)地面计算机系统

(b)测试仪器、设备

可程序控制的测试仪器,如测时测频仪、A/D 变换器、采样开关、信号源等;

非程控仪器,如电阻测试仪、部件等效器等。

(c)数传及接口设备

开关量输入编码模件、调制解调器、(火工品)检控器、多媒体(静态图像发送器、显示屏)等。

(d)发射控制设备

测控台、转接箱、继电器柜、电缆网等。

(e)控制电源

整流电源、稳压电源等。

这些仪器、设备分别安装于中继车和测控车(图 5-42)。

图 5-42 的测试系统是采用地面计算机测试与弹上计算机测试相结合,以地面计算机控制为主的 CAMAC 测试、多屏幕监视的体制。在测控车内的地面计算机系统作为上位机,在中继车内的智能控制器(CCU)单板机及弹上计算机作为测试前端机,上位机和前端机组成分布式计算机网络系统,它们之间采用串行标准总线连接。

发射控制的自动控制是按计算机程序通过 CAMAC 机箱内继电器驱动模件向继电器柜内继电器发出各种发射控制指令,控制弹上装置的启动或断开,其工作状态和性能参数通过自

动化检测合格后,发射控制程序才能正常进行,不合格则重新进行并给出状态和参数显示。

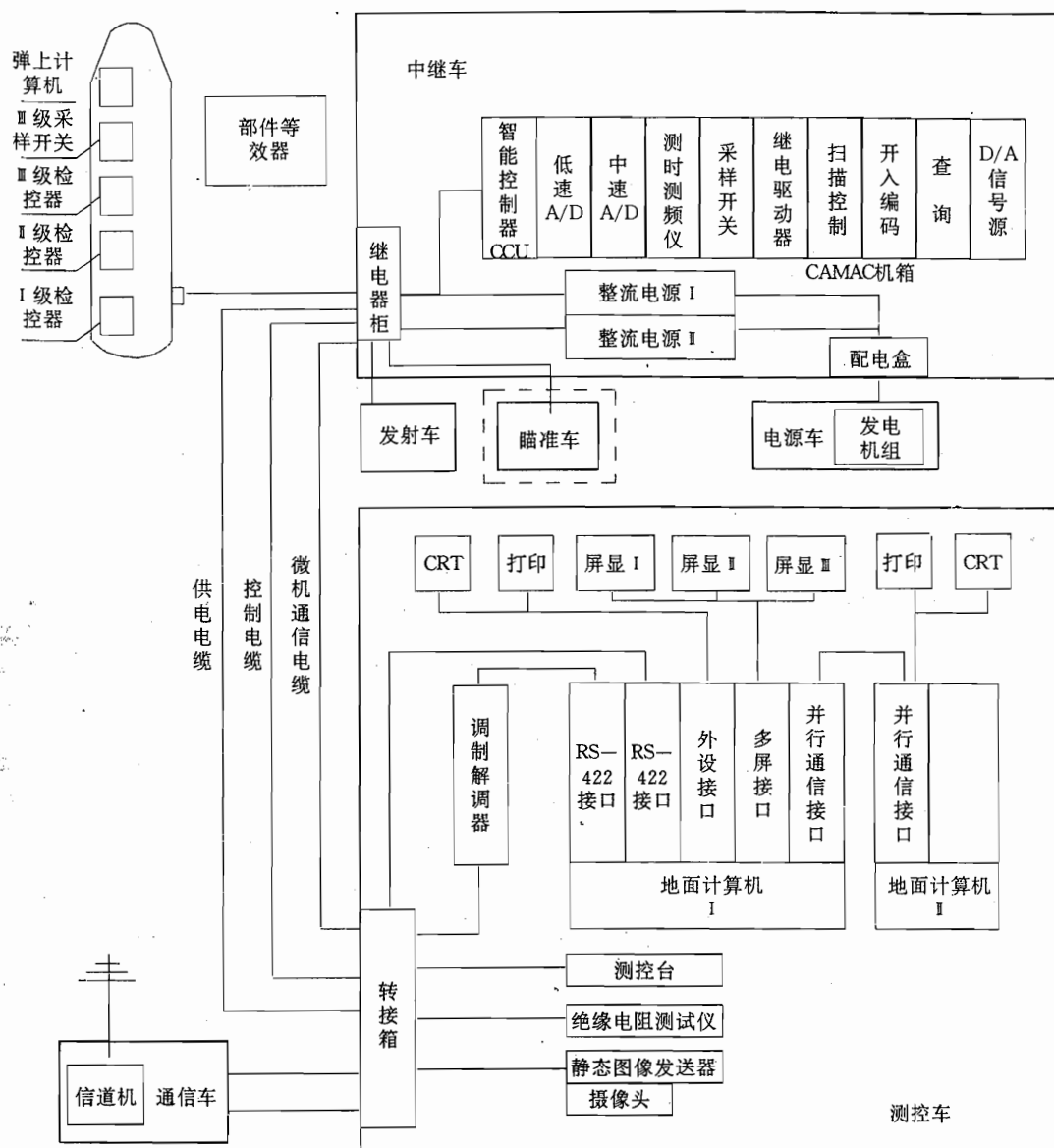


图 5-42 测试发射控制设备布置图

在控制台上采用手动控制可以对中继车内整流电源的启动、断开和电压调整进行控制和远调。

采用合适的地面计算机容量还可以实现监控功能,即测试发射控制与监视控制功能一体化,监控的全部功能在地面计算机控制下完成。测控车经由通信车(或直接)将测试数据、状态和进程信息送出,为指挥员的作战决策提供信息,同时,经由通信车送来的指挥信息、由地面计算机接收后形成控制指令,进行诸元数据装定、发射控制点火等操作。

c. 测控台结构布局

测控台是测试发射控制系统的集中控制和监视的设备,在电气和结构设计上应保证完成下列测试功能和发射控制功能:

- 1)地面电源和供电母线控制;
- 2)弹(箭)电源母线和弹上设备配电控制;
- 3)测试和发射控制状态选择;
- 4)单项测试控制;
- 5)分系统测试控制;
- 6)总检查控制;
- 7)“射前准备”控制;
- 8)“点火”控制;
- 9)“发射中断”控制;
- 10)“时统和牵动”控制;
- 11)“时钟”显示;
- 12)状态及参数显示;
- 13)与计算机“接口”连接。

测控台上的供电母线是“发射控制”母线和测试控制线。弹上供电母线一般设置为:控制母线、火工品母线、伺服机构母线和安全控制母线。在发射时,测控台通过测试控制线控制地面供电转换为弹(箭)电池供电。

按照上述测试和发射控制功能要求,测控台还应专门设置惯性测量装置的配电控制电路,并显示其工作状态;脐带电缆电连接器(脱落电连接器)和插拔机构的控制电路,并显示“插到位”或“脱落到位”状态;发动机、战斗部等的保险装置测试控制电路,并显示其状态等。这些控制的操作和显示通过测控台面板上的开关、指示灯及相关指示仪表来完成。测控台操作面板元、部件的布局见图 5-43。

测控台的布局应按照人因工程学(人一机环境)设计,符合维修性和使用条件要求。面板上的控制部件和显示部件按功能分组、编码,功能组之间有框线为界;控制部件通常应安装在相关显示部件的下方或右方或者靠近显示部件周围,注意视区和手动操作的协调。图 5-43 的面板划分为 5 个框区:①电源供电控制、显示;②发射控制、显示;③惯性测量装置运行状态控制、显示;④与控制系统有关的其他系统的状态控制、显示;⑤测试发射控制进程操作。测控台面板

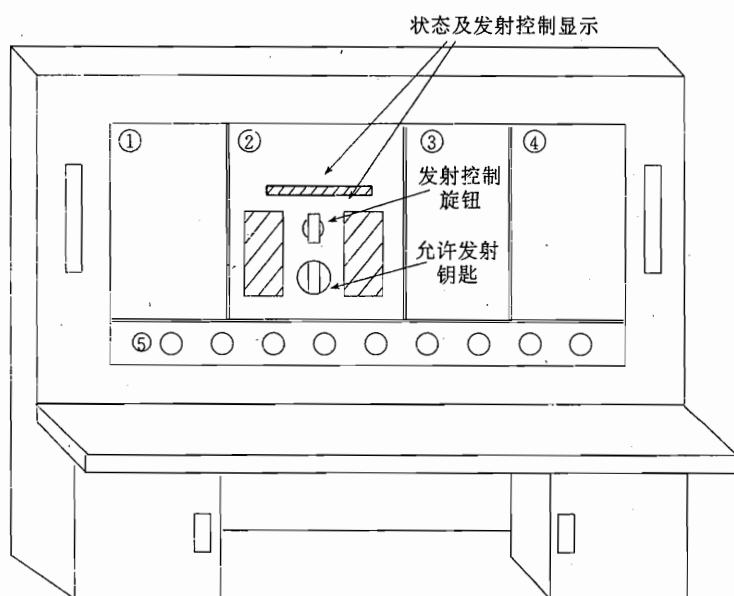


图5-43 测控台操作面板布局图

指示标志(指示灯、仪表、刻字等)的位置象素坐标与操作手的视区范围有关。一名操作手的水平方向视区 10° 以内为最佳,垂直方向在视水平线以上 10° 和以下 30° 范围内为良好视区。因而面板轮廓应考虑是一名还是两名操作手的视区分布。

5.4 控制系统软件编排

5.4.1 应用软件设计一般要求

控制系统软件属应用软件,是软件工程产品,应按照软件工程要求进行研制。

控制系统计算机应用软件分为飞行控制软件和测试发射监控软件以及单机测试软件。飞行控制软件由制导、姿态控制及综合软件组成,主要任务是:实时录取来自惯性测量装置及其他敏感测量元件的信息,解算状态参量,生成姿态控制、制导、时间序列、安全判别等信息,并转换成相应的输出指令以控制(操纵)作动部件,实现飞行控制功能。测试发射监控软件包括测试、发射控制、监视控制等内容,其主要任务是:在测试发射过程中,实时采集、接收飞行控制系统输出的信息,对测试数据进行处理、运算、结果显示;按驻留程序控制导弹(运载火箭)发射流程;实施数据通信、监视测试和发射进程、模拟飞行控制系统运行的操作等。单机测试软件是检查、测试智能仪器、模件性能的单机运行程序及有关资料。

软件设计采用模块化结构,包括程序和模块层次。飞行控制软件一般为自顶向下的层次型设计,采用主从调用模块方式完成软件功能。测试发射监控软件一般为模块化结构,利用主程序菜单提示和屏幕引导方式进行人机对话,完成软件功能。

软件设计是将软件要求转化为软件实现的研制过程。因此应按照有关的软件研制标准或规范、程序设计约定等规定进行设计,满足软件功能和性能需求。性能需求是软件性能编排的定量要求,主要有:

(1)精度

数据精度——状态量或测试量的数据表示的精度;

数据计算精度;

数据传送误码率。

(2)时间特性

包括采样、运算、输出周期、修改原始数据(库)或修改运行程序的响应时间。

(3)灵活性

程序便于修改、扩充和改进。

实现软件功能及进行软件设计时须明确硬件环境:处理器的数量和内存容量,存储介质的数量、能力,输入、输出设备的数量,通信网络;支持软件环境:操作系统、编程语言;接口:接口类型、数据传输方式、介质、通信协议等。

程序编制选用的语言原则上应统一,以保证软件质量。但是,由于采用的计算机机型不统一、系统软件不统一,因而可用过渡语言(或经过批准可使用的几种语言)进行编程。采用几种语言混合编程的方法可以发挥被选用的语言的优点,方便实施程序编写和运行。所以,选用编程语言要根据任务要求而定。

5.4.2 飞行控制软件编排

飞行控制软件由三部分组成:姿态控制、制导及综合控制软件。它们应具备以下功能:

1) 实时接收惯性测量装置和其他装置输出的加速度、角速度、角度、发动机燃烧室压力等信号;

2) 导航方程的实时计算;

3) 飞行程序角的实时计算;

4) 关机方程、导引方程的计算及制导指令的处理;

5) 姿态控制校正网络(滤波器)的计算;

6) 飞行时序控制;

7) 导弹瞄准转向控制;

8) 飞行过程中姿态失稳和超程安全自毁控制;

9) 数字量遥测数据处理;

10) 飞行软件诸元装定;

11) 弹上采样开关的控制与数据传输;

12) 地面模飞状态监测数据处理。

以上前 9 项功能为飞行状态,后 3 项为地面模飞和诸元准备进程中另外增加的功能。为此,飞行控制软件分两个时间段设计,一段是弹(箭)起飞前,另一段是起飞后,两段完成的功能不同,但衔接必须严格。

实现实时控制的较好方法是采用中断。中断计数单位是高精度频标产生的基准周期(τ)。采样、运算和输出均以 τ 为单位计算周期。

一般采取姿态控制的计算与指令输出的周期为 τ 。制导系统根据制导方程简繁情况可采取 τ 或大周期 $T(T = n\tau, n$ 为整数)。综合控制部分,如时序计算、遥测参数处理、安全自毁等在 τ 周期内完成。

飞行控制的几部分软件的运行是在总调用软件管理下实现。总调用软件是主程序,它将各分系统程序连接起来形成完整程序来完成弹(箭)初始对准及控制,系统初始化、诸元装定以及飞行控制。当测控系统发出“射前检查”信号时,弹(箭)计算机就进入自检、射前初始化、状态检查、诸元装定、惯性测量装置方位装定、循环检测、等待中断等。当接到“点火”中断信号后,弹(箭)计算机进入实时飞行程序,在时间控制程序作为主程序的调度下完成飞行控制任务。

现以某型号飞行控制软件为例加以说明。

软件运行的硬件环境是弹载计算机,其输入、输出的信号路数见图 5-30。

(1) 输入、输出信号

输入信号有:

f —— 来自平台系统的时标信号;

W_x, W_y, W_z —— 来自平台系统的三路加速度信号,信号形式为脉冲串,计算机对三路脉冲进行计数;

W'_x, W'_z —— 来自平台系统的两路平台调平信号,信号形式为脉冲串,在平台调平过程中输出;

ϕ, ϕ', γ' —— 来自平台系统的三路姿态角粗测信号,信号形式为开关门脉冲,计算机对三路信号进行量化;

ϕ, ψ, γ —— 来自平台系统的三路姿态角精测信号,信号形式为开关门脉冲,计算机对三路信号进行量化;

ϕ, ψ ——来自速率陀螺的两路角速度信号,信号形式为开关门脉冲(或脉冲串),计算机对信号作量化(或对脉冲串计数)。

其他输入信号还有点火中断信号、起飞中断信号、遥测中断信号以及来自地面测控系统的复位信号,弹地串行通信接口信号等。

输出信号有:

四路 D/A 信号,输出模拟信号、八路开关信号;

时序信号,采用编码,经译码后输出,用于飞行时序控制和姿态控制;

一路安全自毁信号,信号形式为开关量;

一路遥测信号,以串行移位方式输出,给遥测系统发送数据。

(2)软件结构

飞行软件采取模块结构,程序流程示意图如图 5-44。

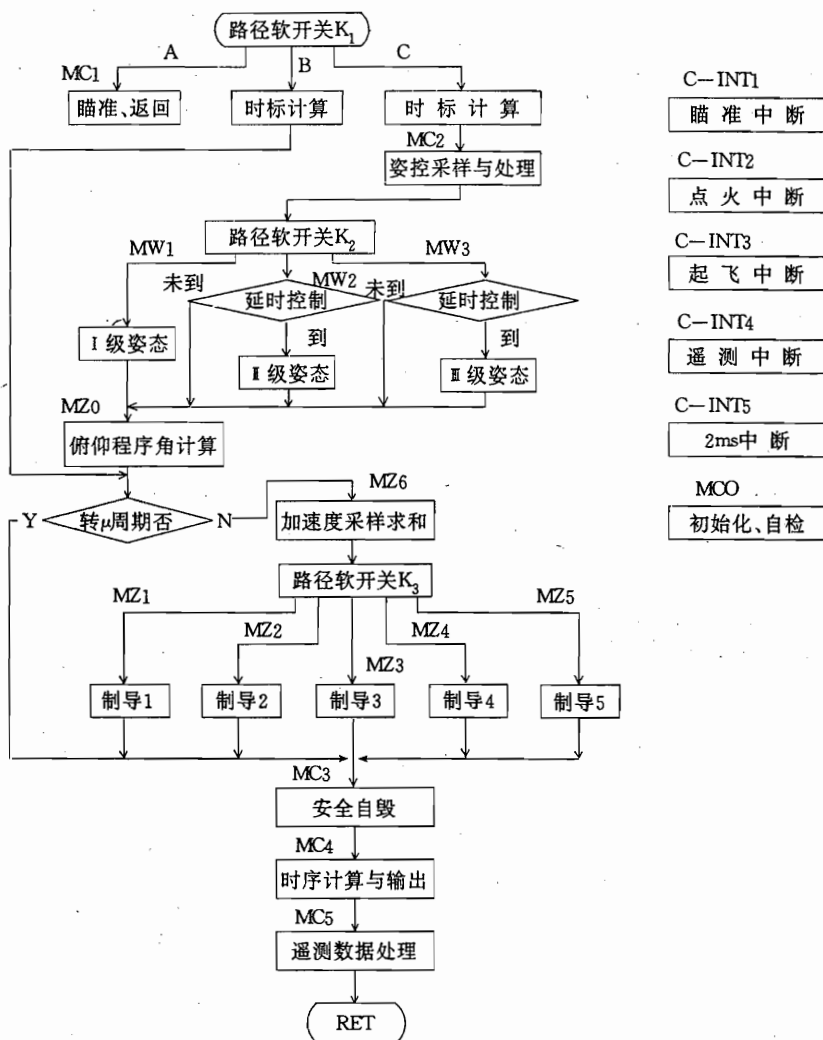


图 5-44 飞行软件结构图

流程说明:

图中有三个路径软开关 K_1 、 K_2 、 K_3 , K_1 用于起飞前 A、B、C 三路程序的转移控制, K_2 用于 I、II、III 级姿态控制程序 MW1、MW2、MW3 的转换控制, K_3 用于制导模块 MZ1~MZ5 的转换控制。MZ5 包括关机判别, 提供 I、II 级关机标志和 T 周期到 μ 周期的转换标志。

俯仰程序角计算放在姿控输出之后, 因此俯仰程序角的计算应提前一个 τ 周期。

从流程图路径软开关 K_1 到 RET 结束为一个 τ 周期。

(3) 飞行程序起动

a. 射前准备

计算机复位, 并执行初始化和自检程序, 然后开始陀螺稳定平台调平, 这些由 MCO 完成。

b. 瞄准

当收到瞄准中断后, 执行瞄准中断程序, 将 A 路入口送路径开关 K_1 , 开放 20ms 中断, 下一个 τ 周期开始执行瞄准程序。瞄准结束后则可准备发射。

c. 点火

收到点火中断后, 执行点火中断程序, 将 B 路入口送路径软开关 K_1 , 并提供制导开算零点, 下一个 τ 周期程序转到 B 路执行。

收到起飞中断后, 执行起飞中断程序, 将 C 路入口送路径软开关 K_1 , 下一个 τ 周期转到 C 路执行, 直到飞行控制结束。

(4) 飞行阶段

a. 姿态程序转换

I、II、III 级姿态控制程序的转换由路径软开关 K_2 控制, K_2 初值为 I 级姿态程序 MW1 的入口, 当 I、II 级分离时, 时序模块 MC4 将 MW2 的入口送 K_2 , 下一个 τ 周期转到 II 级姿控程序 MW2 路。同样, II、III 级分离时, 将 MW3 的入口送 K_2 , 下一个 τ 周期转到 III 级姿控程序 MW3, 直到飞行结束。

b. 制导程序转换

制导程序模块 MZ1~MZ5 的转换由路径软开关 K_3 控制。 K_3 的初值为 MZ1 的入口, MZ1 算完时将 MZ2 入口送 K_3 。依次类推。 MZ5 算完再把 MZ1 入口送 K_3 。所以每经 5 τ 周期对制导系统计算一遍, 历时 100ms, 即一个 T 周期。

c. T 周期到 μ 周期的转换

制导模块 MZ5 对关机余量进行判别, 当达到转换时刻时, 提供一个标志, 并开放 2ms 中断。此后制导系统转入周期为 2ms 的关机微量处理周期, 微量处理程序放在 2ms 中断处理程序 C—INT5 中完成。

d. 遥测

遥测数据处理由 MC5 模块完成, 数据输出由遥测中断程序 C—INT4 完成。当收到遥测中断请求时, 将一组遥测数据送遥测寄存器, 通过串行移位方式传送给遥测系统, 移位脉冲由遥测系统提供。

(5) 计算方法

a. 计算周期

姿控系统采样周期为 20ms, 计算与输出周期同采样周期, 并由 20ms 中断控制实现, 该周期称为 τ 周期。

制导系统的计算分大周期 T 和小周期 τ , 取 $T = 100\text{ms}$, $\tau = 20\text{ms}$ 。在 T 周期加速度信号的采样周期为 τ , 在微量处理 μ 周期加速度信号的采样周期与关机微量处理周期相同。

综合控制部分, 如遥测参数处理、安全自毁、时序计算等采用 τ 周期。各中断请求实时处理, 射前自检、系统初始化、诸元装定等由地机控制执行。

俯仰程序角的计算周期为 τ 。

b. 计算顺序

制导系统计算分五段, 在五个 τ 周期内算完。姿控、制导、综合控制等计算顺序安排如图 5-45。

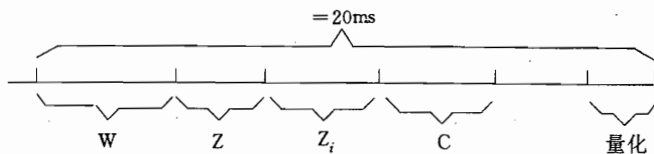


图5-45 计算次序图

图中:

W——姿控系统计算时间, 包括制导时标与飞行时标计算, 姿态信号采样与处理, 差分方程计算, 变系数计算, 中变量计算, 姿控信号综合与输出。

Z——加速度信号采样与求和。

Z_i ——制导系统计算(包括导引、关机判别等)。下标 $i = 1, 2, 3, 4, 5$, 一个 τ 周期完成一段制导计算, 5 个 τ 周期对制导系统计算一遍。

C——综合控制计算与处理, 包括遥测数据处理, 安全自毁, 时序计算与输出等。

量化——对姿态角信号进行数字化, 它在每个 τ 周期的 18~20ms 内完成, 量化由硬件完成, 不占计算时间。

5.4.3 测试发控软件编排

测试发射控制软件有以下几部分组成(图 5-46):

主测试发控软件;

多屏显示软件;

弹(箭)综合测试软件;

智能机箱控制器测试发控软件;

数据库;

通信软件;

服务程序。

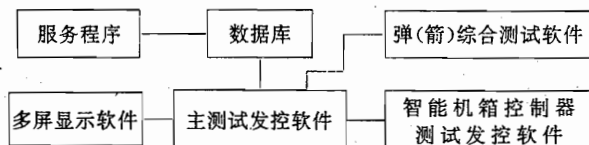


图5-46 测试发控软件组成关系

这些软件完成的主要功能有:

- 1) 为弹(箭)计算机装定控制程序, 诸元数据;
- 2) 向弹(箭)计算机、智能机箱控制器发送测试控制命令, 交换数据;
- 3) 进行测试控制模件点名和自检;
- 4) 人机对话操作;
- 5) 进行全项、抽项测试;
- 6) 数据处理;
- 7) 测试结果屏幕显示的控制;
- 8) 数据存储;
- 9) 列表打印测试结果。

测控主程序一般为二个, 一个用于系统测试, 一个用于总检查, 包括: 等效器测试、分系统测试、第一、二、三次总检查。

软件结构可划分成三级:第一级为标准测试模件和非标准模件子程序;第二级是分程序(模块);第三级是测控主程序,可独自进行测试、控制、与有关部件交换数据。

通信软件在主测试发控程序调用下完成计算机之间的通信,主要是:

初始化 RS-232、RS-422、PIO

接口;

将智能机箱控制器的测试结果发送给副地面测控计算机;

向弹(箭)计算机传送测试程序;

启动弹(箭)计算机测试程序,进行测试;

向智能机箱控制器发送命令和数据,接收传送来的测试数据。

服务程序的内容是:填写、修改、增加和删除原始数据库的数据文件,将原始数据转换成文本文件供主测试程序使用。

用于总检查和发射控制的主程序框图示于图 5-47。

从框图看出,主程序的主结构部分除了初始化和模件点名外,主要功能是在菜单中选定了一个测试检查项目后,就打开相应的原始数据文件,并同时生成一个用于存放测试结果的数据文件。测试结束后,文件将保留在硬盘上。

软件的可靠性、安全性设计是保证软件质量的重要措施。因此,必须注意需求分析、进行周密设计、正确编程,保证软件具有成熟性(健壮性)、容错性和可恢复性的特性。

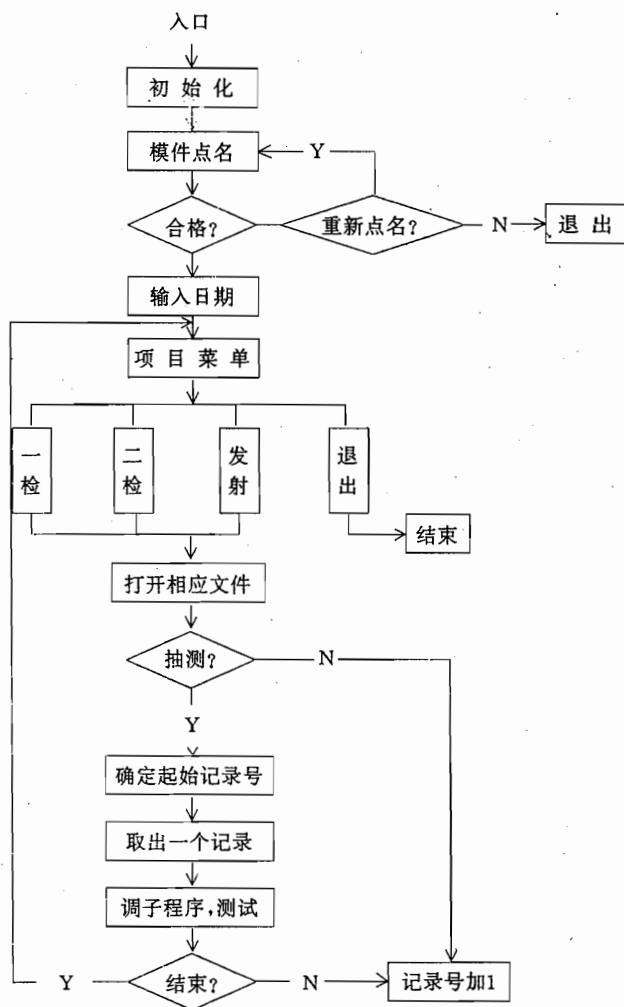


图5-47 总检查和发射控制主程序流程框图

思考题

1. 控制系统技术性能、使用性能的主要内容及其在导弹、运载火箭中的意义。
2. 研制阶段划分及各阶段的任务安排,其流程网络应如何表达、绘制。
3. 系统综合技术在工程设计中的作用是什么?对系统先进性、技术成熟性、研制周期短、费用少的权衡与协调的依据和原则是什么?
4. 平台—计算机制导方案、捷联制导方案的优缺点是什么?在导弹、运载火箭中它们适宜被选用的范围?

5. 飞行电子综合系统的综合内容有哪些? 系统硬件结构布局、功能编排的科学性、合理性如何评价?

6. 姿态控制系统设计的条件、步骤和方法及其主要内容。

7. 减小惯性制导的方法误差、工具误差的技术途径, 在工程上可采用的有哪些?

8. 在测试发射控制系统中, 集中式与分布式测试、监控的优缺点, 它们的应用场合和条件?

9. 控制系统计算机软件研制内容, 软件编制的条件、主要方法及软件工程化设计基本要求是什么?

10. 仿真试验、综合试验的目的、主要试验内容是什么?

附录 A 欧拉角与方向余弦

坐标系 $Oxyz$ 的 O_1I 轴 ($I = x, y, z$) 和坐标系 $O_1x_1y_1z_1$ 的 O_1J 轴 ($J = x_1, y_1, z_1$) 之间角的余弦称为坐标系 $O_1x_1y_1z_1$ 的轴相对于坐标系 O_1xyz 的轴的方向余弦。

按下表给出新坐标系 O_1x, O_1y, O_1z 的方向余弦时

新坐标轴	方向余弦	坐标形式
O_1x	$l_1 \quad m_1 \quad n_1$	$x_1 = l_1x + l_2y + l_3z$
O_1y	$l_2 \quad m_2 \quad n_2$	$y_1 = m_1x + m_2y + m_3z$
O_1z	$l_3 \quad m_3 \quad n_3$	$z_1 = n_1x + n_2y + n_3z$

$$l_1 = \cos(x, x_1), m_1 = \cos(x, y_1), n_1 = \cos(x, z_1)$$

$$l_2 = \cos(y, x_1), m_2 = \cos(y, y_1), n_2 = \cos(y, z_1)$$

$$l_3 = \cos(z, x_1), m_3 = \cos(z, y_1), n_3 = \cos(z, z_1)$$

新坐标系的位置也可用 3 个欧拉角

来确定,通过 3 个欧拉角的三角函数可以确定直角三面体的旋转矩阵的 9 个方向余弦。

用三种转动顺序变换同名坐标系时,相应应有 6 组欧拉角。

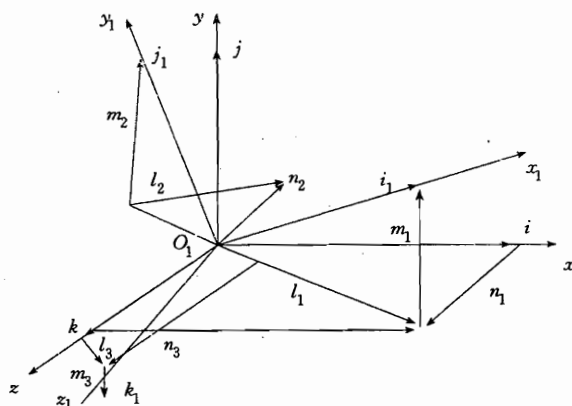
(1) 以一组欧拉角为例,其转动顺序如图 A-2 所示

第一次转动的两坐标系之间的转换矩阵

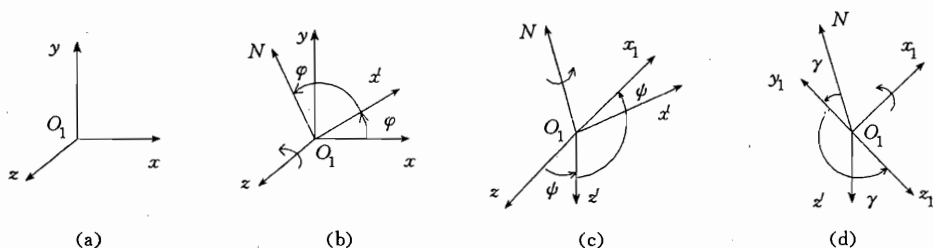
$$T_\varphi = \begin{bmatrix} \cos\varphi & \sin\varphi & 0 \\ -\sin\varphi & \cos\varphi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

第二次转动的转换矩阵

$$T_\psi = \begin{bmatrix} \cos\psi & 0 & -\sin\psi \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\psi & 0 & \cos\psi \end{bmatrix}$$



图A-1 坐标轴的方向余弦



图A-2 一组欧拉角中坐标轴转动的顺序

(a) 原坐标轴; (b) 第一次绕 O_1z 轴转 φ 角, 形成 $O_1x'Nz$ 第一中间坐标系; (c) 第二次绕 O_1x' 轴转 ϕ 角, 形成 O_1x_1Nz' 第一中间坐标系; (d) 第三次绕 O_1x_1 轴转 γ 角, 形成 $O_1x_1y_1z_1$ 第一中间坐标系;

第三次转动的转换矩阵

$$T_r = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\gamma & \sin\gamma \\ 0 & -\sin\gamma & \cos\gamma \end{bmatrix}$$

坐标系 O_1xyz 到坐标系 $O_1x_1y_1z_1$ 的转换矩阵

$$T_1 = T_\gamma T_\phi T_\varphi$$

$$T_1 = \begin{bmatrix} \cos\varphi\cos\psi & \sin\varphi\cos\psi & -\sin\psi \\ -\sin\varphi\cos\psi + \cos\varphi\sin\psi\sin\varphi & \cos\varphi\cos\psi + \sin\varphi\sin\psi\sin\varphi & \cos\psi\sin\varphi \\ \sin\varphi\sin\psi + \cos\varphi\sin\psi\cos\varphi & -\cos\varphi\sin\psi + \sin\varphi\sin\psi\cos\varphi & \cos\psi\cos\varphi \end{bmatrix} \quad (A-1)$$

其余几组欧拉角可类似于这一组欧拉角的方法变换。

总的说来, 绕不同的非重合的轴依次转动三次就给出了任意的变换, 这种变换称之为欧拉角旋转。

欧拉角与方向余弦的关系:

坐标系 O_1xyz 变换到坐标系 $O_1x_1y_1z_1$ 的转换矩阵的元素 $l_i, m_i, n_i (i=1, 2, 3)$ 是 $O_1x_1y_1z_1$ 轴相对 O_1xyz 轴的方向余弦。

方向余弦矩阵

$$L = \begin{bmatrix} l_1 & l_2 & l_3 \\ m_1 & m_2 & m_3 \\ n_1 & n_2 & n_3 \end{bmatrix} \quad (A-2)$$

比较式(A-1)与(A-2), 两矩阵相等, 其对应的元素应相等。

$$\begin{bmatrix} x_1 \\ y_1 \\ z_1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} l_1 & l_2 & l_3 \\ m_1 & m_2 & m_3 \\ n_1 & n_2 & n_3 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} = L \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}$$

$$l_1 = \cos(x, x_1) = \cos\varphi \cos\psi$$

$$l_2 = \cos(y, x_1) = \sin\varphi \cos\psi$$

$$l_3 = \cos(z, x_1) = -\sin\psi$$

$$m_1 = \cos(x, y_1) = \cos\varphi \sin\psi \sin\gamma - \sin\varphi \cos\gamma$$

$$m_2 = \cos(y, y_1) = \sin\varphi \sin\psi \sin\gamma + \cos\varphi \cos\gamma$$

$$m_3 = \cos(z, y_1) = \cos\psi \sin\gamma$$

$$n_1 = \cos(x, z_1) = \cos\varphi \sin\psi \cos\gamma + \sin\varphi \sin\gamma$$

$$n_2 = \cos(y, z_1) = \sin\varphi \sin\psi \cos\gamma - \cos\varphi \sin\gamma$$

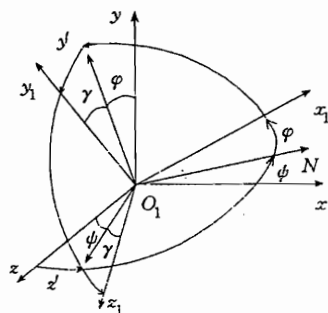
$$n_3 = \cos(z, z_1) = \cos\psi \cos\gamma$$

(2)另一组欧拉角的坐标系转动顺序则有另一形式转换矩阵

第二组欧拉角,第1次转动偏角 ψ ,第2次转动俯仰角 φ ,第3次转动滚动角 γ (图A-3)。

转换矩阵

$$T_2 = \begin{bmatrix} \cos\psi \cos\varphi & \sin\psi \cos\varphi & -\sin\psi \sin\varphi \\ \sin\psi \sin\gamma - \cos\psi \cos\gamma \sin\varphi & \cos\gamma \cos\varphi & \cos\psi \sin\gamma + \sin\psi \cos\gamma \sin\varphi \\ \sin\psi \cos\gamma + \cos\psi \sin\gamma \sin\varphi & -\sin\gamma \cos\varphi & \cos\psi \cos\gamma - \sin\psi \sin\gamma \sin\varphi \end{bmatrix} \quad (\text{A-3})$$



图A-3 第二组欧拉角中坐标系

图中节线 O_1N 是进行第1个和第2个欧拉角转动时所形成的两个平面的交线。

附录 B 刚体运动的动力学方程

(1) 图 B-1 中的 r 是质点 m_i 相对惯性坐标系的矢量, ρ_i 是相对旋转坐标系 $O_1x_1y_1z_1$ 的矢量, r 与 ρ_i 的大小相等。

$$r = \rho_i = x_1i + y_1j + z_1k \quad (\text{B-1})$$

式中 i, j, k ——旋转坐标系的单位矢量。

将上式对时间求导数

$$\begin{aligned} \dot{r} &= \frac{dx_1}{dt}i + \frac{dy_1}{dt}j + \frac{dz_1}{dt}k + x_1\frac{di}{dt} + y_1\frac{dj}{dt} + z_1\frac{dk}{dt} \\ &= \dot{\rho}_i + \omega \times \rho_i \end{aligned}$$

(B-2)

这里 $\dot{\rho}_i = \dot{x}_1i + \dot{y}_1j + \dot{z}_1k$

ω ——动坐标系的瞬时角速度, 表示矢量 ρ_i 相对于坐标系 O_1xyz 改变的角速度, $\omega \times \rho_i$ 表示由于坐标系 $O_1x_1y_1z_1$ 的旋转运动而引起 ρ_i 改变的速度, 即 m_i 相对于旋转坐标系的速度。

利用式(B-2)可求 r 对时间的二阶导数

$$\begin{aligned} \ddot{r} &= \frac{d}{dt}(\dot{\rho}_i) + \frac{d\omega}{dt} \times \rho_i + \omega \times \frac{d}{dt}(\rho_i) \\ &= \ddot{\rho}_i + \omega \times \dot{\rho}_i + \dot{\omega} \times \rho_i + (\omega \times \omega) \rho_i + \omega \times \dot{\rho}_i + \omega \times (\omega \times \rho_i) \end{aligned}$$

或

$$\begin{aligned} \ddot{r} &= \frac{d}{dt}(\dot{r}) + \omega \times \dot{r} \\ &= \frac{d}{dt}(\dot{\rho}_i + \omega \times \rho_i) + \omega \times (\dot{\rho}_i + \omega \times \rho_i) \\ &= \ddot{\rho}_i + 2\omega \times \dot{\rho}_i + \dot{\omega} \times \rho_i + \omega \times (\omega \times \rho_i) \end{aligned} \quad (\text{B-3})$$

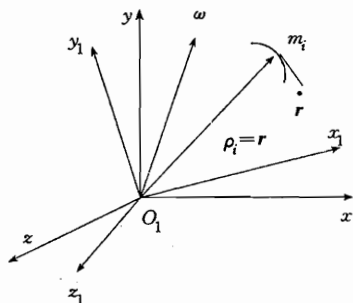
欧氏加速度

式中 $\ddot{\rho}_i = \ddot{x}_1i + \ddot{y}_1j + \ddot{z}_1k$

$$\omega \times \omega = 0$$

上式中 $\ddot{r}$ 是绝对加速度, $\ddot{\rho}_i$ 是相对加速度, $2\omega \times \dot{\rho}_i$ 是哥氏加速度, $\dot{\omega} \times \rho_i + \omega \times (\omega \times \rho_i)$ 是牵连加速度。

如果坐标系原点 O_1 相对于惯性空间具有速度 V_0 和加速度 a_0 , 则点 m_i 的绝对加速度为



图B-1 质点相对运动坐标系

$$\dot{\mathbf{R}}_i = \dot{\mathbf{R}}_0 + \dot{\mathbf{r}}$$

$$\mathbf{a} = \mathbf{a}_0 + \ddot{\mathbf{r}}$$

对应图 2-13, $\dot{\mathbf{R}}_0 = \mathbf{V}_0, \ddot{\mathbf{R}}_0 = \mathbf{a}_0, \mathbf{R}_i = \mathbf{R}_0 + \rho_i$

(2) 由理论力学知, 刚体的定点运动可应用动量矩定理来分析

参考图 2-13, 刚体定点运动微分方程矢量形式

$$\frac{d\mathbf{H}}{dt} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{H} = \mathbf{M} \quad (\text{B}-4)$$

式中 $\mathbf{H}$ ——物体 m_i 相对 O_1 点的动量矩;

$\mathbf{M}$ ——转动力矩。

$$\mathbf{H} = \sum_i \rho_i \times m_i \dot{\mathbf{R}}_i \quad (\text{B}-5)$$

动量矩的变化率

$$\dot{\mathbf{H}} = \frac{d\mathbf{H}}{dt} = \sum_i \dot{\rho}_i \times m_i \dot{\mathbf{R}}_i + \sum_i \rho_i \times m_i \ddot{\mathbf{R}}_i + \sum_i \rho_i \times \dot{m}_i \mathbf{c}_i \quad (\text{B}-6)$$

式中 $\mathbf{c}_i$ 是排出去的质量相对于系统的速度, 如果 $\mathbf{c}_i$ 方向与 $\mathbf{R}_i$ 相反, 则为负。

注意到

$$\dot{\mathbf{R}}_i = \dot{\rho}_i + \dot{\mathbf{R}}_0 + \boldsymbol{\omega} \times \rho_i$$

$$\dot{\rho}_i \times \dot{\rho}_i = 0$$

对于变质量系统, 可将动量矩的变化分为两部分: 相对不动点的转矩和原点运动产生的转矩。

$$\left. \begin{aligned} \dot{\mathbf{H}} &= \mathbf{M}_0 + \sum_i \dot{\rho}_i \times m_i \dot{\mathbf{R}}_0 \\ \mathbf{M}_0 &= \dot{\mathbf{H}} - \dot{\rho}_c m \times \dot{\mathbf{R}}_0 \end{aligned} \right\} \quad (\text{B}-7)$$

式中 $\mathbf{M}_0$ 是变质量系统对 O_1 点的转矩, 附加项 $\dot{\rho}_c \times m \dot{\mathbf{R}}_0$ 是由于变质量系统随 O_1 一起运动产生的, $\dot{\rho}_c = \sum_i \dot{\rho}_i$, 由图 2-13 有 $\dot{\mathbf{R}}_i = \dot{\mathbf{R}}_0 + \dot{\mathbf{r}}$ 并代入 (B-7) 式, 得

$$\begin{aligned} \mathbf{M}_0 &= m_i \dot{\rho}_c \times \dot{\mathbf{R}}_0 + \sum_i \dot{\rho}_i \times m_i (\boldsymbol{\omega} \times \rho_i) + \sum_i \rho_i \times m_i (\boldsymbol{\omega} \times \dot{\rho}_i) + \sum_i \rho_i \times [\boldsymbol{\omega} \times m_i (\boldsymbol{\omega} \times \rho_i)] \\ &\quad + \sum_i \rho_i \times m_i \ddot{\rho}_i + 2 \sum_i \rho_i \times (\boldsymbol{\omega} \times m_i \dot{\rho}_i) - \sum_i \rho_i \times \dot{m}_i \mathbf{c}_i \end{aligned} \quad (\text{B}-8)$$

上式最后一项的负号表示 c_i 与 R_i 的方向相反
动量矩又可表示成

$$H = J \cdot \omega$$

式中 J —— 惯性矩。

这样,式(B-4)也可写成

$$M = \frac{d}{dt}(J\omega) + \omega \times H \quad (B-9)$$

于是

$$\frac{dH}{dt} = \frac{d}{dt}(J\omega) = J\dot{\omega} + J\dot{\omega} \quad (B-10)$$

当只考虑质点 m_i 绕定点 O_1 转动时,式(B-5)中的 $\dot{R}_i$ 则为

$$\dot{R}_i = \omega \times \rho_i$$

于是(B-10)有下列形式:

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt}(J\omega) &= \frac{d}{dt} \left[\sum_i \rho_i \times m_i(\omega \times \rho_i) \right] \\ &= \sum_i \dot{\rho}_i \times m_i(\omega \times \rho_i) + \sum_i \rho_i \times \dot{m}_i(\omega \times \rho_i) \\ &\quad + \sum_i \rho_i \times m_i(\dot{\omega} \times \rho_i) + \sum_i \rho_i \times m_i(\omega \times \dot{\rho}_i) \end{aligned} \quad (B-11)$$

由此得

$$\begin{aligned} J\omega &= \sum_i \dot{\rho}_i \times m_i(\omega \times \rho_i) + \sum_i \rho_i \times \dot{m}_i(\omega \times \rho_i) + \sum_i \rho_i \times (\omega \times m_i \dot{\rho}_i) \\ J\dot{\omega} &= \sum_i \rho_i \times m_i(\dot{\omega} \times \rho_i) \\ \omega \times H &= \omega \times (J\omega) \\ &= \sum_i \rho_i \times [\omega \times m_i(\omega \times \rho_i)] \end{aligned} \quad (B-12)$$

将式(B-11)、(B-12)代入(B-9)并对照式(B-8)加以整理,则 M_0 最终表示式为

$$\begin{aligned} M_0 &= m\rho_c \times \ddot{R}_0 + \frac{d}{dt}(J\omega) - \sum_i \rho_i \times \dot{m}_i(\omega \times \rho_i) - \sum_i \rho_i \times \dot{m}_i c_i + \sum_i \rho_i \times m_i \ddot{\rho}_i \\ &\quad + \sum_i \rho_i \times (\omega \times m_i \dot{\rho}_i) + \sum_i \rho_i \times [\omega \times m_i(\omega \times \rho_i)] \end{aligned}$$

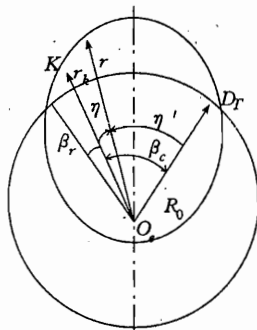
附录 C 射程偏导数、横向偏导数表示式

(1) 射程偏导数计算公式

偏导数是表示主动段终点参数变化对落点(射程和横向)影响的系数。因此建立射程角 β_c 与主动段终点飞行状态参数之间函数关系。设圆锥曲线方程的真角 η 从主动段终点起算(图 C-1), 并有如下关系

$$\eta = \beta_c - \eta'$$

β_c 从落点 D_T 起算。由此有



图C-1 真角为 η 的椭圆轨线示意图

$$r = \frac{P}{1 + e \cos(\beta_c - \eta')} \quad (\text{C} - 1)$$

参看式(2-90a)

$$\left. \begin{aligned} \cos(\beta_c - \eta') &= \frac{1}{e} \left(\frac{P}{r} - 1 \right) \\ &= \frac{1}{e} (\nu \cos^2 \theta_H - 1) \\ \sin(\beta_c - \eta') &= \frac{1}{e} \nu \sin \theta_H \cos \theta_H \end{aligned} \right\} \quad (\text{C} - 2)$$

式中 $\nu = \frac{rV^2}{GM}$ —— 能量比;

θ_H —— 速度倾角。

在落点 $D_T, \beta_c = 0$, 于是有

$$\left. \begin{aligned} \cos \eta' &= \frac{1}{e} \left[\left(\frac{r\nu}{R_0} \cos^2 \theta - 1 \right) \right] \\ \sin \eta' &= - \frac{1}{e} \frac{r\nu}{R_0} \sin \theta \cos \theta \end{aligned} \right\} \quad (\text{C} - 3)$$

将(C-2)式第一式展开并代入初始条件(C-3), 有

$$\cos(\beta_c - \eta') = \frac{1}{e} \left(\frac{r\nu}{R_0} \cos^2 \theta_H - 1 \right) \cos \beta_c - \frac{1}{e} \frac{r\nu}{R_0} \sin \theta_H \cos \theta_H \sin \beta_c = \frac{1}{e} (\nu \cos^2 \theta_H - 1)$$

$$(1 - \frac{r\nu}{R_0}\cos^2\theta_H)\cos\beta_c + \frac{r\nu}{R_0}\sin\theta_H\cos\theta_H\sin\beta_c = 1 - \nu\cos^2\theta_H \quad (\text{C} - 4)$$

将(C-4)式除以 $\cos^2\theta_H$ 并将 β_c 化成半角和对方程式等号两边除以 $\cos^2\frac{\beta_c}{2}$, 则式(C-4)可变换成

$$[2R_0(1 + \text{tg}^2\theta_H) - \nu(R_0 + r)]\text{tg}^2\frac{\beta_c}{2} - 2R_0\nu\text{tg}\theta_H\text{tg}\frac{\beta_c}{2} - \nu(r - R_0) = 0 \quad (\text{C} - 5a)$$

利用主动段终点飞行状态参数代入上式, 则可表示成

$$[2R_0(1 + \text{tg}^2\theta_k) - \nu_k(R_0 + r_k)]\text{tg}^2\frac{\beta_c}{2} - 2R_0\nu_k\text{tg}\theta_k\text{tg}\frac{\beta_c}{2} - \nu_k(r_k - R_0) = 0 \quad (\text{C} - 5b)$$

利用式(C-5b)可求射程偏导数。将式(C-5b)写成函数形式

$$F(r_k, \nu_k, \theta_k, \beta_c) = [2R_0(1 + \text{tg}^2\theta_k) - \nu_k(R_0 + r_k)]\text{tg}^2\frac{\beta_c}{2} - 2R_0\nu_k\text{tg}\theta_k\text{tg}\frac{\beta_c}{2} - \nu_k(r_k - R_0) = 0 \dots (\text{C} - 6)$$

对式(C-6)进行偏微分, 则有

$$\frac{\partial F}{\partial r_k}dr_k + \frac{\partial F}{\partial \nu_k}d\nu_k + \frac{\partial F}{\partial \theta_k}d\theta_k + \frac{\partial F}{\partial \beta_c}d\beta_c = 0 \quad (\text{C} - 7)$$

$$\text{由于 } \nu = f(r, V), d\nu_k = \frac{\partial \nu_k}{\partial V_k}dV_k + \frac{\partial \nu_k}{\partial r_k}dr_k$$

式(C-7)可写成

$$(\frac{\partial F}{\partial r_k} + \frac{\partial F}{\partial \nu_k} \frac{\partial \nu_k}{\partial r_k})dr_k + \frac{\partial F}{\partial \nu_k} \frac{\partial \nu_k}{\partial V_k}dV_k + \frac{\partial F}{\partial \theta_k}d\theta_k + \frac{\partial F}{\partial \beta_c}d\beta_c = 0 \quad (\text{C} - 8a)$$

由上式得

$$d\beta_c = -\frac{1}{\frac{\partial F}{\partial \beta_c}}(\frac{\partial F}{\partial r_k} + \frac{\partial F}{\partial \nu_k} \frac{\partial \nu_k}{\partial r_k})dr_k - \frac{1}{\frac{\partial F}{\partial \beta_c}} \frac{\partial F}{\partial \nu_k} \frac{\partial \nu_k}{\partial V_k}dV_k - \frac{1}{\frac{\partial F}{\partial \beta_c}} \frac{\partial F}{\partial \theta_k}d\theta_k \quad (\text{C} - 8b)$$

$$\left. \begin{aligned} \frac{\partial \beta_c}{\partial r_k} &= - \frac{1}{\frac{\partial F}{\partial \beta_c}} \left[\frac{\partial F}{\partial r_k} + \frac{\partial F}{\partial \nu_k} \frac{\partial \nu_k}{\partial r_k} \right] \\ \frac{\partial \beta_c}{\partial V_k} &= - \frac{1}{\frac{\partial F}{\partial \beta_c}} \cdot \frac{\partial F}{\partial \nu_k} \cdot \frac{\partial \nu_k}{\partial V_k} \\ \frac{\partial \beta_c}{\partial \theta_k} &= - \frac{1}{\frac{\partial F}{\partial \beta_c}} \frac{\partial F}{\partial \theta_k} \end{aligned} \right\} \quad (C-8c)$$

从上式(C-6)有

$$\left. \begin{aligned} \frac{\partial F}{\partial r_k} &= - \frac{\nu_k}{\cos^2 \frac{\beta_c}{2}} \\ \frac{\partial F}{\partial \nu_k} &= - \frac{2R_0(1 + \operatorname{tg}^2 \theta_k) \operatorname{tg}^2 \frac{\beta_c}{2}}{\nu_k} \\ \frac{\partial F}{\partial \beta_c} &= \frac{\nu_k [(r_k - R_0) + R_0 \operatorname{tg} \theta_k \operatorname{tg} \frac{\beta_c}{2}]}{\operatorname{tg} \frac{\beta_c}{2} \cos^2 \frac{\beta_c}{2}} \\ \frac{\partial F}{\partial \theta_k} &= \frac{2R_0 \operatorname{tg} \frac{\beta_c}{2} (2 \operatorname{tg} \theta_k \operatorname{tg} \frac{\beta_c}{2} - \nu_k)}{\cos^2 \theta_k} \\ \frac{\partial \nu_k}{\partial r_k} &= \frac{\nu_k}{r_k} \\ \frac{\partial \nu_k}{\partial V_k} &= \frac{2\nu_k}{V_k} \end{aligned} \right\} \quad (C-8d)$$

将(C-8d)式的有关项分别代入式(C-8c),并考虑被动段射程

$$L = R_0 \beta_c$$

则可得出射程偏导数表示式

$$\left. \begin{aligned} \frac{\partial L}{\partial V_k} &= \frac{4R_0(1 + \operatorname{tg}^2 \theta_k) \sin^2 \frac{\beta_c}{2} \operatorname{tg} \frac{\beta_c}{2}}{\nu_k[r_k - R_0 + R_0 \operatorname{tg} \theta_k \operatorname{tg} \frac{\beta_c}{2}] V_k} \\ \frac{\partial L}{\partial r_k} &= \frac{R_0[\nu_k + \frac{2R_0}{r_k}(1 + \operatorname{tg}^2 \theta_k) \sin^2 \frac{\beta_c}{2}] \operatorname{tg} \frac{\beta_c}{2}}{\nu_k[r_k - R_0 + R_0 \operatorname{tg} \theta_k \operatorname{tg} \frac{\beta_c}{2}]} \\ \frac{\partial L}{\partial \theta_k} &= \frac{2R_0^2(1 + \operatorname{tg}^2 \theta_k)(\nu_k - 2 \operatorname{tg} \theta_k \operatorname{tg} \frac{\beta_c}{2}) \sin^2 \frac{\beta_c}{2}}{\nu_k[r_k - R_0 + R_0 \operatorname{tg} \theta_k \operatorname{tg} \frac{\beta_c}{2}]} \end{aligned} \right\} \quad (\text{C} - 9a)$$

写成直角坐标系的形式,有

$$\left. \begin{aligned} \frac{\partial L}{\partial V_x} &= \frac{\partial L}{\partial V} \cos \theta_H - \frac{\partial L}{\partial \theta_H} \frac{\sin \theta_H}{V} \\ \frac{\partial L}{\partial V_y} &= \frac{\partial L}{\partial V} \sin \theta_H - \frac{\partial L}{\partial \theta_H} \frac{\cos \theta_H}{V} \\ \frac{\partial L}{\partial x} &= \frac{\partial L}{\partial r} \sin \beta_r - \frac{\partial L}{\partial \theta_H} \frac{\cos \beta_r}{r} \\ \frac{\partial L}{\partial y} &= \frac{\partial L}{\partial r} \cos \beta_r - \frac{\partial L}{\partial \theta_H} \frac{\sin \beta_r}{r} \end{aligned} \right\} \quad (\text{C} - 9b)$$

式中 β_r ——主动段的射程角。

(2) 横向偏导数计算公式

落点横向表示式

$$H = R_0 \sin \beta_c \sin \phi_\varphi \quad (\text{C} - 10)$$

而

$$L = R_0 \beta_c$$

所以可写成

$$H = \frac{L}{\beta_c} \sin \beta_c \sin \phi_\varphi$$

横向偏差与射程之间的偏导数可近似为

$$\left. \begin{aligned} \frac{\partial H}{\partial L} &= \frac{1}{\beta_c} \sin \beta_c \sin(\phi_\varphi - \bar{\phi}_\varphi) \\ \frac{\partial H}{\partial V} &= \frac{\partial H}{\partial L} \frac{\partial L}{\partial V} = \frac{1}{\beta_c} \sin \beta_c \sin(\phi_\varphi - \bar{\phi}_\varphi) \frac{\partial L}{\partial V} \\ \frac{\partial H}{\partial r} &= \frac{\partial H}{\partial L} \frac{\partial L}{\partial r} = \frac{1}{\beta_c} \sin \beta_c \sin(\phi_\varphi - \bar{\phi}_\varphi) \frac{\partial L}{\partial r} \\ &\vdots \\ &\vdots \end{aligned} \right\} \quad (\text{C} - 11)$$

因此横向偏导数可以利用射程偏导数乘以 $\frac{\partial H}{\partial L}$ 系数来表示。横向偏导数也可以根据落点的地表的几何图形建立主动段飞行状态参数与横向偏差的关系。文献[1]附录 B, 省略公式中间过程的推导, 横向偏导数的矩阵表示式

$$P = \left[\frac{\partial H}{\partial V_x}, \frac{\partial H}{\partial V_y}, \frac{\partial H}{\partial V_z}, \frac{\partial H}{\partial x}, \frac{\partial H}{\partial y}, \frac{\partial H}{\partial z}, \frac{\partial H}{\partial \alpha} \right]^T \quad (C-12)$$

$$P = M \cdot N$$

$$M = \left[\frac{\partial H}{\partial V}, \frac{\partial H}{\partial \theta}, \frac{\partial H}{\partial \gamma}, \frac{\partial H}{\partial \gamma_A}, \frac{\partial H}{\partial \beta_r}, \frac{\partial H}{\partial \gamma_c}, \frac{\partial H}{\partial \alpha} \right]^T$$

$$N = \begin{bmatrix} n_{11} & n_{12} & n_{13} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ n_{21} & n_{22} & n_{23} & n_{24} & n_{25} & n_{26} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & n_{34} & n_{35} & n_{36} & 0 \\ n_{41} & n_{42} & n_{43} & n_{44} & n_{45} & n_{46} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & n_{54} & n_{55} & n_{56} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & n_{64} & 0 & n_{66} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

矩阵元素

$$n_{11} = \frac{\partial V}{\partial V_x} = \frac{V_x}{V}$$

$$n_{12} = \frac{\partial V}{\partial V_y} = \frac{V_y}{V}$$

$$n_{13} = \frac{\partial V}{\partial V_z} = \frac{V_z}{V}$$

$$n_{21} = \frac{\partial H}{\partial V_x} + \frac{\partial H}{\partial V_{yA}} \frac{\partial V_{yA}}{\partial V_x} = \operatorname{tg} \theta_H \left(\frac{a_{21}}{V_{yA}} - \frac{n_{11}}{V} \right)$$

$$n_{22} = \frac{\partial H}{\partial V_y} + \frac{\partial H}{\partial V_{yA}} \frac{\partial V_{yA}}{\partial V_y} = \operatorname{tg} \theta_H \left(\frac{a_{22}}{V_{yA}} - \frac{n_{12}}{V} \right)$$

$$n_{23} = \frac{\partial H}{\partial V_z} + \frac{\partial H}{\partial V_{yA}} \frac{\partial V_{yA}}{\partial V_z} = \operatorname{tg} \theta_H \left(\frac{a_{23}}{V_{yA}} - \frac{n_{13}}{V} \right)$$

$$n_{24} = \frac{\partial H}{\partial V_{yA}} \frac{\partial V_{yA}}{\partial \gamma_c} \frac{\partial \gamma_c}{\partial x} + \frac{\partial H}{\partial V_{yA}} \frac{\partial V_{yA}}{\partial \beta_\gamma} \frac{\partial \beta_\gamma}{\partial x} = (b_{21}n_{54} + b_{22}n_{64}) \frac{\operatorname{tg} \theta_H}{V_{yA}}$$

$$n_{25} = b_{21}n_{55} \operatorname{tg} \frac{\theta_H}{V_{yA}}$$

$$n_{26} = \frac{(b_{21}n_{56} + b_{22}n_{66}) \operatorname{tg} \theta_H}{V_{yA}}$$

$$n_{34} = \frac{\partial r}{\partial x} = \frac{x}{r}$$

$$n_{35} = \frac{\partial r}{\partial y} = \frac{R+y}{r}$$

$$\begin{aligned}
n_{36} &= \frac{\partial r}{\partial z} = \frac{z}{r} \\
n_{41} &= \frac{\partial \gamma_A}{\partial V_{xA}} \frac{\partial V_{xA}}{\partial V_x} + \frac{\partial \gamma_A}{\partial V_{zA}} \frac{\partial V_{zA}}{\partial V_x} = \frac{(a_{31}V_{xA} - a_{11}V_{zA})}{(V_{xA}^2 + V_{zA}^2)} \\
n_{42} &= \frac{\partial \gamma_A}{\partial V_{xA}} \frac{\partial V_{xA}}{\partial V_y} + \frac{\partial \gamma_A}{\partial V_{zA}} \frac{\partial V_{zA}}{\partial V_y} = \frac{(a_{32}V_{xA} - a_{12}V_{zA})}{(V_{xA}^2 + V_{zA}^2)} \\
n_{43} &= \frac{\partial \gamma_A}{\partial V_{xA}} \frac{\partial V_{xA}}{\partial V_z} + \frac{\partial \gamma_A}{\partial V_{zA}} \frac{\partial V_{zA}}{\partial V_z} = \frac{(a_{33}V_{xA} - a_{13}V_{zA})}{(V_{xA}^2 + V_{zA}^2)} \\
n_{44} &= \frac{\partial \gamma_A}{\partial V_{xA}} \frac{\partial V_{xA}}{\partial \gamma_c} \frac{\partial \gamma_c}{\partial x} + \frac{\partial \gamma_A}{\partial V_{zA}} \frac{\partial V_{zA}}{\partial \beta_\gamma} \frac{\partial \beta_\gamma}{\partial x} + \frac{\partial \gamma_A}{\partial V_{xA}} \frac{\partial V_{xA}}{\partial \gamma_c} \frac{\partial \gamma_c}{\partial x} + \frac{\partial \gamma_A}{\partial V_{zA}} \frac{\partial V_{zA}}{\partial \beta_\gamma} \frac{\partial \beta_\gamma}{\partial x} \\
&= \frac{[(b_{31}n_{54} + b_{32}n_{64})V_{xA} - (b_{11}n_{54} + b_{12}n_{64})V_{zA}]}{(V_{xA}^2 + V_{zA}^2)} \\
n_{45} &= \frac{\partial \gamma_A}{\partial V_{xA}} \left(\frac{\partial V_{xA}}{\partial \gamma_c} \frac{\partial \gamma_c}{\partial y} + \frac{\partial V_{xA}}{\partial \beta_\gamma} \frac{\partial \beta_\gamma}{\partial y} \right) + \frac{\partial \gamma_A}{\partial V_{zA}} \left(\frac{\partial V_{zA}}{\partial \gamma_c} \frac{\partial \gamma_c}{\partial y} + \frac{\partial V_{zA}}{\partial \beta_\gamma} \frac{\partial \beta_\gamma}{\partial y} \right) \\
&= \frac{[(b_{31}n_{55} + b_{32}n_{65})V_{xA} - (b_{11}n_{55} + b_{12}n_{65})V_{zA}]}{(V_{xA}^2 + V_{zA}^2)} \\
n_{46} &= \frac{\partial \gamma_A}{\partial V_{xA}} \left(\frac{\partial V_{xA}}{\partial \gamma_c} \frac{\partial \gamma_c}{\partial z} + \frac{\partial V_{xA}}{\partial \beta_\gamma} \frac{\partial \beta_\gamma}{\partial z} \right) + \frac{\partial \gamma_A}{\partial V_{zA}} \left(\frac{\partial V_{zA}}{\partial \gamma_c} \frac{\partial \gamma_c}{\partial z} + \frac{\partial V_{zA}}{\partial \beta_\gamma} \frac{\partial \beta_\gamma}{\partial z} \right) \\
&= \frac{[(b_{31}n_{56} + b_{32}n_{66})V_{xA} - (b_{11}n_{56} + b_{12}n_{66})V_{zA}]}{(V_{xA}^2 + V_{zA}^2)} \\
n_{54} &= \frac{\partial \beta_\gamma}{\partial x} = \frac{x}{r^2} \operatorname{ctg} \beta_\gamma \\
n_{55} &= \frac{\partial \beta_\gamma}{\partial y} = \left(\frac{R+y}{r^2} - \frac{1}{R+y} \right) \operatorname{ctg} \beta_\gamma \\
n_{56} &= \frac{\partial \beta_\gamma}{\partial z} = \frac{z}{r^2} \operatorname{ctg} \beta_\gamma \\
n_{64} &= \frac{\partial \gamma_c}{\partial x} = -\frac{z}{x^2 + z^2} \\
n_{65} &= \frac{\partial \gamma_c}{\partial y} = 0 \\
n_{66} &= \frac{\partial \gamma_c}{\partial z} = \frac{x}{x^2 + z^2} \\
a_{11} &= \cos \beta_\gamma \cos \gamma_c, & a_{12} &= -\sin \beta_\gamma, & a_{13} &= \cos \beta_\gamma \sin \gamma_c \\
a_{21} &= \sin \beta_\gamma \cos \gamma_c, & a_{22} &= \cos \beta_\gamma, & a_{33} &= \sin \beta_\gamma \sin \gamma_c \\
a_{31} &= -\sin \gamma_c, & a_{32} &= 0, & a_{33} &= \cos \gamma_c \\
b_{11} &= -V_{yA}, & b_{21} &= V_{xA}, & b_{31} &= 0 \\
b_{12} &= [a_{13}V_x - a_{11}V_z], & b_{22} &= -[a_{23}V_x - a_{21}V_z], & b_{32} &= -[a_{33}V_x - a_{31}V_z]
\end{aligned}$$

式中 $V_{xA}, V_{yA}, V_{zA}, \gamma_c, \beta_\gamma, \gamma_A$ 表示式见式(2-117)~(2-121)。

参 考 文 献

- [1] 徐延万主编,控制系统(上、中、下),宇航出版社,1989年3月。
- [2] 张钧主编,当代中国的航天事业,中国社会科学出版社,1986年。
- [3] 张最良、林金、谢可兴、张谦,弹道导弹的制导与控制,中国人民解放军国防科技大学,1981年8月。
- [4] 中国大百科全书,军事、导弹、核武器和军用航天器分册(内部),军事科学出版社,1985年4月。
- [5] Walter Haeusselman, Developments in the field of automatic guidance and control of rockets, Journal Guidance and Control, May-June 1981。
- [6] [美]阿瑟·L·格林雪特著,长工译,飞行控制系统的分析与设计,国防工业出版社,1978年。
- [7] [苏]B·П·米申著,纪绍钧译,航天飞行器设计基础,航空工业出版社,1989年。
- [8] 《国外导弹与航天运载器》,1989年No.3。
- [9] H. H. Kelle, Handbook Astronautical Engineering, McGraw-Hill Book company, 1961。
- [10] Georger R. Macomber, Inertial guidance engineering, Prentice-Hall, Inc. 1962。
- [11] Origins of Inertial Navigation, J. of Guidance and Control, Vol. 4, No. 5 (AIAA 81-4328) Sep-Oct. 1981。
- [12] 航天工业标准 QJ1967-90,卫星入轨精度计算,1990年12月。
- [13] B. M. 勃拉涅茨,И. И. 会梅列夫斯基著,梁振和译,四元数在刚体定位问题中的应用,国防工业出版社,1977年8月。
- [14] 程国采,四元数法及其应用,国防科技大学出版社,1991。
- [15] 胡德风,导航设计[硕士论文],航天工业总公司一院十二所,1991年2月。
- [16] 《导航》,No. 3,1992年。
- [17] 陆元九主编,惯性器件(上、下),宇航出版社,1991年。
- [18] [苏]Я. Е. 艾津别尔格、B·Г·苏霍列勃雷著,王乃斌译,宇航运载武器稳定系统设计,《航天控制》编辑部,1990年8月。
- [19] [俄]B. B. 谢列金、P. M. 库库利耶夫著,刘迎晖译,激光陀螺及其应用,航空工业出版社,1992年。
- [20] 姜亚南编著,环形激光陀螺,清华大学出版社,1985年8月。
- [21] 张金槐编著,线性模型参数估计及其改进,国防科大出版社,1992年10月。
- [22] 沈绪榜主编,弹(箭)载计算机,宇航出版社,1989年11月。
- [23] 液压伺服系统(内部资料),航天工业部一院,1982年。
- [24] [苏]A. M. 西纽科夫等著,赵儒源、黄寿康、吕玉麟译,固体弹道式导弹,国防工业出版社,1984年。
- [25] 李明华,飞行器数字姿态控制系统频域综合,《航天控制》,1990.1。
- [26] 耿卫英,斜置冗余捷联敏感系统[硕士论文],航天工业总公司一院十二所,1990年5月。
- [27] 罗志强编著,航空电子综合化系统,北京航空航天大学出版社,1990年10月。