



国家“十一五”出版规划重点图书  
航天一线专家学术专著

# 航天器 制导、导航与控制

杨保华◎编著

 中国科学技术出版社

- 国家“十一五”出版规划重点图书
- 航天一线专家学术专著

# 航天器制导、导航与控制

杨保华 编著

中国科学技术出版社  
· 北 京 ·

## 图书在版编目(CIP)数据

航天器制导、导航与控制/杨保华编著. —北京:中国科学技术出版社,2010.6

ISBN 978-7-5046-5609-4

I. ①航… II. ①杨… III. ①航天器-制导②航天导航  
③航天器-飞行控制 IV. ①V448.2

中国版本图书馆CIP数据核字(2010)第078272号

本社图书贴有防伪标志,未贴为盗版

责任编辑 崔玲  
封面设计 中文天地  
责任校对 孟华英  
责任印制 张建农

中国科学技术出版社出版  
北京市海淀区中关村南大街16号 邮政编码:100081  
电话:010-62103208 传真:010-62183872  
<http://www.kjpbooks.com.cn>  
科学普及出版社发行部发行  
北京长宁印刷有限公司印刷

\*

开本:787毫米×1092毫米 1/16 印张:20.25 字数:600千字  
2011年1月第1版 2011年1月第1次印刷  
定价:50.00元  
ISBN 978-7-5046-5609-4/V·50

---

(凡购买本社的图书,如有缺页、倒页、  
脱页者,本社发行部负责调换)

# 前 言

航天器制导、导航与控制(Guidance, Navigation & Control, GNC)是指测量航天器状态参数、控制航天器姿态、导引航天器进行轨道机动或维持,使航天器(或其有效载荷)与目标交会或进入目标区的过程。航天器 GNC 系统是保证航天器能够准确地按预定的姿态和轨道运行的重要分系统,是航天器的重要组成部分。

航天器 GNC 技术是一项涉及多学科、多领域的综合技术,其水平直接制约着航天器的功能和性能。随着航天器的不断发展,其整体结构越来越复杂。目前,大型航天器都带有大面积的太阳电池帆板,大型的液体燃料贮箱和大型天线等可转动部件。航天器自身结构的复杂性使得其控制问题越来越复杂,如挠性抑制问题、充液晃动抑制问题和多体控制问题等,这都向航天器 GNC 提出了丰富的、多层次的研究课题。

本书主要介绍了近年来北京控制工程研究所针对航天器 GNC 的发展趋势展开的相关理论和方法的研究和应用成果。内容包括人造地球卫星高精度高稳定度控制技术、姿态快速机动及快速稳定技术、自主导航、相对导航的研究进展;深空探测航天器自主控制技术的研究进展;高超声速飞行器控制的研究进展;航天器故障诊断与容错控制的研究发展情况。本书内容涉及航天器 GNC 的若干研究热点和难点,每章具有一定的系统性,但远未涵盖整个航天器 GNC 的研究。

本书可供有志航天的大学生、研究生和技术人员了解航天器 GNC 技术的一些发展方向,也可为今后从事该领域研究的航天科技工作者提供参考,其中部分内容紧密结合工程实际,可供航天器有关设计、分析人员参阅。

全书共分 8 章。其中第 1 章由杨保华、王大轶、雷拥军、魏春岭撰写;第 2 章由杨保华、熊凯、魏春岭撰写;第 3 章由黎康、郝云彩、何

英姿撰写；第4章由雷拥军、宗红撰写；第5章由汤亮、刘一武撰写；第6章由王大轶、黄翔宇撰写；第7章由孟斌撰写；第8章由邢琰撰写。全书由杨保华、张笃周、王大轶统稿。陆道中、孙承启等同志对本书给予了不同程度的支持，在此表示衷心感谢。

书中不妥之处，敬请读者指正。

作者

2010年10月

# 目 录

<b>第 1 章 绪 论</b> .....	(1)
1.1 概念与范畴 .....	(1)
1.2 现状与发展 .....	(3)
1.3 本书的内容安排 .....	(9)
<b>第 2 章 地球卫星自主导航技术</b> .....	(12)
2.1 概述 .....	(12)
2.2 自主导航基本原理 .....	(19)
2.3 航天器自主导航方法 .....	(26)
2.4 自主导航方法地面试验 .....	(41)
<b>第 3 章 星间相对导航及相对运动控制技术</b> .....	(51)
3.1 概述 .....	(51)
3.2 星间相对运动控制技术 .....	(63)
3.3 相对测量与导航技术 .....	(75)
3.4 典型应用 .....	(83)
<b>第 4 章 姿态快速机动及快速稳定控制技术</b> .....	(96)
4.1 概述 .....	(96)
4.2 影响因素分析 .....	(97)
4.3 姿态快速机动及快速稳定控制方法 .....	(101)
4.4 应用研究 .....	(117)
<b>第 5 章 复杂航天器的高精度高稳定度姿态控制</b> .....	(132)
5.1 概述 .....	(132)
5.2 多信息融合和姿态确定方法 .....	(135)
5.3 高精度高稳定度控制方法 .....	(148)
<b>第 6 章 深空探测航天器自主控制方法</b> .....	(198)
6.1 概述 .....	(198)
6.2 深空探测航天器自主导航方法 .....	(203)
6.3 深空探测航天器自主制导方法 .....	(215)
6.4 深空探测航天器自主控制方法的应用实例 .....	(228)
<b>第 7 章 高超声速飞行器控制</b> .....	(242)
7.1 概述 .....	(242)

7.2	高超声速飞行器关键影响因素分析 .....	(242)
7.3	高超声速飞行器控制关键技术 .....	(245)
7.4	高超声速飞行器动力学与控制 .....	(246)
7.5	基于特征模型的高超声速飞行器控制 .....	(255)
<b>第 8 章</b>	<b>航天器控制系统故障诊断与容错控制技术 .....</b>	<b>(269)</b>
8.1	概述 .....	(269)
8.2	故障模式分析 .....	(276)
8.3	故障诊断与容错控制方法 .....	(286)
8.4	航天器控制系统故障诊断与容错技术工程应用 .....	(297)

# 第1章 绪论

随着时代进步和科技发展,人类了解自己生存的环境和探索未知空间的需求日益迫切。空间科学是以太空为研究目标,利用空间飞行器平台进行科学探测的综合性、交叉性的前沿科学领域。通过实施坚实的空间探索计划可以提高国家的科学技术水平,增强国家安全和促进经济的发展。为了充分利用外层空间资源,空间及近空间飞行器在国民经济、社会发展和国防建设中发挥着不可或缺的作用。利用空间飞行器获得的数据和信息已经成为国家基础性、战略性资源,广泛应用于气象、海洋、国土资源、农业、林业、水利、环境、城市规划等领域。特别是近年来资源与环境问题日益突出,自然灾害损失呈逐年上升趋势,航天器在环境监测和减灾防灾中扮演着越来越重要的角色。

## 1.1 概念与范畴

航天器是指在地球大气层以外的宇宙空间(太空)按照天体力学的规律运行,执行探索、开发或利用太空及天体等特定任务的飞行器。航天器可分为无人航天器(人造地球卫星和空间探测器)和载人航天器(载人飞船、空间站和航天飞机等)。航天器的大致分类如图1-1所示,其中范围最广的是应用卫星,该类型卫星以应用为目的,利用星载仪器设备在轨道上完成某种特定任务,如通信卫星、气象卫星、导航卫星、遥感卫星、数据中继卫星等。

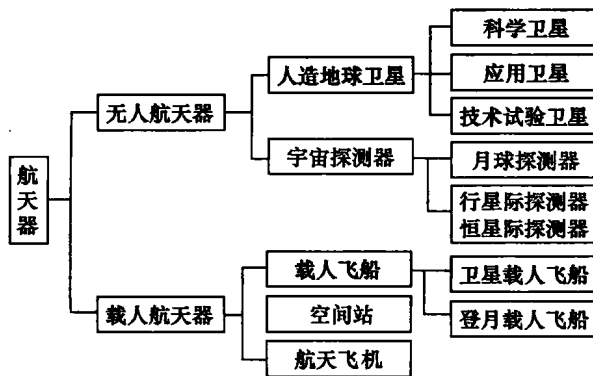


图1-1 航天器分类

除此之外,由于高超声速飞行器所具有的强大的军事和民事应用前景,20世纪80年代初,美、苏、英、法、德、日、印等国都把探索与发展高超声速技术作为航空航天领域的一个重要目标,在世界上掀起了研究和发 展高超声速飞行器的热潮。

航天器包括制导、导航与控制分系统,通讯分系统,指令和数据处理分系统,电源分系统热控分系统,结构和机构分系统。航天器制导、导航与控制系统是航天器的重要组成部分。



航天器制导、导航与控制(Guidance, Navigation & Control, GNC)是指测量航天器状态参数、控制航天器姿态、导引航天器进行轨道机动和控制发动机关机,使航天器(或其有效载荷)与目标交会或进入目标区的过程。航天器制导、导航与控制是实现航天器飞行性能的组合控制技术。因此,航天器进入太空后,为了完成它所承担的任务,必须按照预定计划沿一定的轨道或轨迹飞行;在不同的飞行阶段,又必须按任务要求使航天器采取不同姿态,使有效载荷或有关部件指向所要求的方向。为了达到和保持这样的运行轨道和姿态指向,就需要进行轨道控制和姿态控制。

### 1.1.1 姿态控制

航天器姿态控制主要研究卫星的姿态确定和控制。姿态确定是利用姿态敏感器的测量数据,计算航天器相对某个基准或目标方位的过程;姿态控制是把航天器姿态保持在给定方向或从原方向控制到另一方向的过程,前者又称姿态稳定控制,后者又称为姿态机动控制;航天器上的部件和载荷的指向控制是一种局部的姿态控制。

(1)姿态机动。在航天器飞行过程中常常需要从一种姿态转变到另一种姿态,称为姿态机动或姿态再定向。例如,当航天器进行变轨时,为了利用轨控发动机在给定方向产生速度增量,需要将航天器从变轨前的姿态变更到满足变轨要求的点火姿态。当任务要求航天器改变姿态,以便使有效载荷捕获或跟踪目标时,也需要进行相应的姿态机动。

(2)姿态稳定。许多任务要求航天器所携带的光学相机或侦收雷达等有效载荷对特定目标定向或对地面目标进行推扫,航天器相对某一坐标系保持姿态稳定。又如变轨过程中,需要克服发动机干扰力矩和挠性振动及液体晃动的影响,保证变轨过程姿态稳定。这种克服内外干扰力矩使航天器姿态保持相对某参考坐标系定向的控制任务称为姿态稳定。

(3)指向控制。除航天器本体的姿态控制外,为了完成空间任务还需要对航天器某些分系统进行局部指向控制,如太阳电池阵对日定向控制,数传天线进行对地或对空间特定目标的定向控制等。有时为了获得有效载荷的精确指向,还需要采用多级控制,即在实现航天器本体姿态控制的基础上,再利用与有效载荷本身运动有关的敏感器和执行机构实现更精确的指向控制。

### 1.1.2 轨道控制

航天器轨道控制主要研究轨道确定和轨道控制,轨道确定是利用某种测量手段和轨道动力学模型确定航天器位置和运动参数(或轨道根数)的过程;轨道控制的是通过施加外力改变航天器质心运动状态的过程。为到达空间预定位置或区域所进行的轨道控制称为制导,而把为轨道控制或制导所进行的轨道确定称之为导航。根据航天器运行任务的特点,航天器轨道控制主要包括轨道机动、轨道保持、交会与对接、再入与着陆。

(1)轨道机动。轨道机动是航天器从一个自由飞行轨道转移到另一个自由飞行轨道的过程。这种控制方式经常用于航天器的初始轨道修正,高轨卫星的轨道转移、地球静止轨道卫星的定点和站址变换;对地遥感卫星经常采用轨道降升的方式来实现对重访周期的调整;从地球出发飞向月球或其他行星的航天器经常在飞行过程中进行多次变轨修正,以期达到任务目标附近。

(2)轨道保持。由于各种摄动力的影响,当实际运行轨道偏离标称轨道过大,导致不能满足任务要求时,就需要进行轨道保持控制。典型任务包括地球静止轨道卫星的定点位置保持、对地观测卫星的轨道保持、无拖曳卫星的非保守力补偿和星座间卫星的相对位置保持等。

(3)交会与对接。交会是指一个航天器与另一个航天器在相同时间、以相同速度到达空间接近位置的过程。在轨交会通常分为远程导引、近程导引和停靠三个阶段。在停靠过程中,航天器姿态控制系统应保持两个航天器的相对姿态满足停靠和对接的要求,以便通过专门的对接机构使二者互相接触并连接为一个整体。

(4)再入与着陆。航天器再入和着陆包括月球和其他行星着陆、返回地球再入大气层后的地面着陆。

航天器轨道控制通常需要姿态控制相配合。在这种情况下,姿态控制系统的任务是将航天器的姿态或推力器的指向调整到并稳定在轨道控制所需要的方位上;或者在轨道控制力作用期间,使航天器的姿态或推力器的指向按制导给出的规律变化。有时还需要考虑轨道控制与姿态控制作用的相互耦合对航天器轨道运动和姿态运动的影响。

航天器制导、导航与控制是研究航天器为完成所承担的空间飞行任务而进行的姿态与轨道确定和控制技术,对某些特定的航天器还包括本体局部的指向控制。航天器 GNC 分系统是保证航天器能够准确地按预定的姿态和轨道运行的重要分系统,是航天器平台的核心技术之一。航天器 GNC 技术也是一项涉及多学科、多领域的综合技术,其水平直接制约着航天器的功能和性能。

## 1.2 现状与发展

### 1.2.1 姿态确定技术

航天器姿态确定系统主要由姿态传感器、姿态确定算法(软件)和计算机组成,姿态确定精度取决于姿态传感器精度和姿态确定算法的精度。目前,通常采用的姿态传感器有地球传感器、太阳传感器、星传感器、磁强计和陀螺等。为了提高姿态确定精度和可靠性,一般采用几种姿态传感器联合进行姿态测量和确定。有高精度控制要求的航天器,一般采用星传感器和陀螺联合定姿,如欧洲的 SPOT 系列卫星和中国的遥感系列卫星。

姿态确定算法一般分为确定性方法和状态估计方法:

(1)确定性方法是根据一组矢量测量值求解航天器的姿态,如双矢量姿态确定方法。该方法无需知道姿态的先验知识,不足之处是当仅有一个矢量或两个矢量方向平行时无法使用,且难以克服参考矢量不确定性对姿态确定精度的影响。

(2)状态估计方法是利用一个序列的观测量,通过滤波技术对姿态进行估计,以期减小测量误差对姿态确定精度的影响。其过程是:首先确定状态矢量和观测矢量,建立系统的状态方程和观测方程;其次选取适当的估计方法,利用观测矢量来估计状态矢量。该方法可将一些不确定系统偏差扩充为状态进行估计。在卫星上应用最广的为卡尔曼滤波或扩展卡尔曼滤波,如中国的第二代返回式遥感卫星及其后续卫星。

为了适应航天器对更高姿态确定精度的要求,需要研制更高精度的星敏感器和陀螺组件。对于星敏感器,需要从热、色像差、探测器采样、测试标定等方面研究误差产生和作用的机理,从光学系统设计、杂光抑制、探测器采样等诸多环节入手,降低各项噪声的影响。此外,需要建立星敏感器和陀螺的精细模型,并研究适于航天器在轨应用的姿态确定方法。

### 1.2.2 姿态控制技术

根据航天器的不同任务要求,可以选择合适的姿态控制方式。最常用的航天器姿态控制有自旋稳定控制和三轴稳定控制。

自旋稳定是一种简单而可靠的被动姿态稳定方式,自旋卫星绕其某一惯量主轴(自旋轴)旋转,当无外力矩作用时,自旋轴保持在惯性空间指向不变,使星体获得单轴姿态稳定性,如中国的第一颗卫星“东方红1号”。为了使卫星上的通信天线或观测仪器定向,于是在自旋卫星的基础上发展了双自旋卫星。这类卫星主体绕自旋轴旋转,有效载荷安装在消旋平台上,消旋平台对地球或对惯性空间三轴稳定。由于双自旋卫星兼有自旋稳定和三轴稳定的优点,它在早期商用卫星和科学探测器中得到了较多应用,如中国的“东方红2号”和“风云二号”等卫星。该系列卫星利用章动阻尼装置减小卫星姿态章动,采用机械消旋装置维持消旋平台上的通信天线始终指向地面,从而实现了姿态-章动联合控制。

三轴稳定控制可靠性好,精度高,是目前普遍采用的控制方式。三轴稳定控制航天器执行机构可采用推力器和角动量交换装置等。三轴稳定控制系统大体上有两种形式:偏置角动量系统和零动量系统。中国的“东方红3号”等卫星采用了偏置角动量稳定控制,中巴“资源一号”卫星采用了4个偏置动量轮组成的整星零动量三轴稳定控制技术。中国的CAST2000小卫星平台采用零动量三轴稳定控制技术,具有高精度控制能力、大范围侧摆机动能力,其中姿态稳定度指标达到 $0.0005^\circ/\text{s}$ 。

随着航天器的不断发展,其整体结构越来越复杂。目前,大型航天器都带有大面积的太阳电池帆板、大型液体燃料贮箱和类似大型天线的可转动部件。航天器自身结构的复杂性使得控制变得越来越复杂,如挠性抑制问题、充液晃动抑制问题和多体控制等问题,这些问题在航天器GNC系统设计中越来越受到关注。中国“东方红3号”卫星实现了大质量液体晃动和挠性部件影响下的全三轴姿态轨道控制;中国的中继卫星“天链一号”GNC系统解决了包括挠性多体卫星动力学建模、天线驱动机构建模、高精度天线指向跟踪控制、姿态和天线指向复合控制等在内的多项关键技术,提出了姿态运动对天线指向运动的补偿方法和天线回扫对姿态的补偿方法;中国的对地遥感卫星在实现卫星姿态对地稳定的同时,实现了中继数传天线的指向跟踪控制;中国的探月卫星“嫦娥一号”实现了卫星本体、太阳帆板和定向天线分别对月、对日和对地同时定向的自主三体指向控制。

在高精度和高稳定度姿态控制方面,美国及一些航天大国的主要研究机构和大学都进行了大量研究和试验工作。其中著名的哈勃太空望远镜(HST),其指向精度达到 $0.01''$ ,姿态稳定度要求在数小时内镜像在焦面的稳定度误差不超过 $0.007''$ 。当在轨控制出现偏差无法达到设计精度时,开展了大量先进控制理论与控制方法研究,包括基于模态降阶控制器设计、线性二次型高斯(LQG)最优控制器设计、解析和数值求解的 $H_\infty$ 控制器设计,双模态干扰调节控制器等,并进行了相应的试验验证。前苏联/俄罗斯、欧空局和日本等也在高精度

控制方面取得了一定的成果。日本在一系列卫星上开展了在轨辨识,衰减、隔离与振动抑制的控制理论和方法研究。在 ETS - VI 上进行了在轨的参数辨识试验,多次改进了辨识方法;在轨辨识、抖动估计方法等也在 ALOS 卫星上得到了实际应用。

此外,在卫星快速机动方面,为了增加成像幅宽,对突发事件地区实现即时观测,或通过卫星沿轨迹方向的前视和后视来实现同轨立体成像,对卫星快速机动能力提出了严格的要求。例如美国“增强型成像系统”(EIS)卫星配备大力矩控制力矩陀螺(CMG),具有侧摆机动能力;俄罗斯发射的 ARKON 卫星具有  $20^\circ$  左右侧摆能力。法国的“太阳神”(Helios)卫星可在 25s 内完成  $60^\circ$  姿态机动。俄罗斯在其对地遥感卫星的研制中,研究了磁悬浮单框架控制力矩陀螺(MS - SCMG)主动减振设计,指出通过该方法可以使光轴的高频抖动幅度降低两个量级。

从早期的阿波罗(Apollo)望远镜(ATM)开始,根据光学有效载荷的不同,航天器姿态控制的技术指标体系就已经包括指向精度、稳定度/长期稳定度、抖动/短期稳定度等,如前述哈勃太空望远镜。美国的锁眼(KH - 11/KH - 12)可见光成像侦察卫星地面分辨率约 0.1m,被称为“极限摄像平台”。

为了实现复杂卫星的更高精度姿态控制指标,控制对象的变参数、不确定性、非线性等特性的影响已不能被忽略,必须从高精度建模、部件指标精细分配、控制方法研究等方面着手,提高和改进控制系统每一个环节的设计。例如,美国的下一代空间望远镜 JWST 采用可展开式光学有效载荷,其结构复杂而成像分辨率将比 HST 提高一个数量级。

### 1.2.3 导航技术

目前卫星的测量手段一般有超短波测速、雷达测量、USB(统一 S 波段)测控、地基激光测距、星载 GPS 测量和使用中继卫星的天基测量等手段。中国多数卫星采用 USB 测控系统进行轨道确定,随着星载 GPS 测量技术的成熟,星载 GPS 测量信息也已引入到轨道确定中。随着数据中继卫星的应用,使用中继卫星的天基测量也成为一种重要的测量手段。中国的中继卫星也已在轨运行,天基测量也将逐步引入到轨道确定中去。随着技术的发展,双向(三向)测速、甚长基线干涉测量(VLBI)等新型测量手段也将逐步开始应用,如中国的“嫦娥一号”卫星就使用了 VLBI 进行轨道确定,并进行了双向测速试验。

轨道确定时需要解卫星轨道运动方程,早期采用解析法,对应的轨道确定也称为解析法定轨,现在多采用精确的数值积分方法,对应的轨道确定也称为数值法定轨。

轨道确定的估计方法包括两类算法,一是批处理算法,如经典加权最小二乘法;二是序贯处理算法,如基于 Kalman 滤波的算法。现在地面轨道确定一般采用批处理式的加权最小二乘法,其适用于事后精密轨道确定。为了提高轨道确定的实时性,也可以采用各种基于 Kalman 滤波的算法,但是由于系统噪声和测量噪声的不确定性,尽管针对噪声方差阵的处理有大量的研究成果,但是效果仍然不理想,基于 Kalman 滤波算法的轨道确定仍在研究和发展中。

实现航天器自主导航是进行航天器自主控制的基础和前提,它在减轻地面测控负担、降低航天器运行费用和提高航天器生存能力等方面具有重要意义,是航天技术发展的趋势。

从 20 世纪 60 年代开始,美国、俄罗斯和欧空局先后研究了多种航天器导航方案,其中

早在 1968 年 Apollo - 8 飞船采用六分仪测角装置进行导航定位。陆续研制了相应的星载测量仪器及导航系统,其中一部分还进行了在轨飞行试验,包括“林肯试验卫星(LES)”8 号和 9 号的在轨自主位置保持试验、利用航天飞机的空间六分仪导航和姿态基准系统(SS/ANARS)飞行试验、在远紫外探测器上进行的基于跟踪和数据中继卫星系统的自主导航试验以及俄罗斯的基于雷达高度计的自主导航系统试验等。四十多年来,航天器自主导航技术取得了长足的进步。

从目前发展来看,自主导航方式按照信息源的不同大致分为三类,即天文导航、无线电导航和惯性导航。根据导航系统对地面设施的依赖程度,航天器自主导航又可分为全自主导航和半自主导航,全自主导航指的是既不依赖地面站,也不依赖人造信标的导航方式;不满足以上特点的自主导航方式被称为半自主导航,如利用全球定位系统(GPS)进行导航就是一种典型的半自主导航方式。

迄今为止,还没有一个地球轨道卫星正式使用全自主导航系统,主要原因是现有的全自主方法(包括基于星光方向和地心矢量、星光折射、空间六分仪、日-地-月方位测量、地磁和雷达高度计的导航)都难以满足精度要求。与全自主导航方法相比,基于导航星(如 GPS)的导航方法精度要高得多,已进入实用阶段。但是,出于军事方面的考虑,各国在应用导航星进行航天器导航的同时,也在探索全自主导航的新体制和新方法,如基于 X 射线脉冲星的自主导航等,并且也正在设法解决导航星座本身的自主导航问题。

### 1.2.4 轨道控制技术

地球低轨道航天器一般需要进行轨道转移、轨道捕获和轨道维持。轨道转移是指从一条工作轨道变轨机动到另外一条工作轨道。轨道捕获是指由火箭发射入轨后,卫星自身再进行轨道机动到达其工作轨道,如中巴“资源一号”卫星的太阳同步、回归、冻结轨道捕获控制,采用多组双脉冲水平推力实现了半长轴、偏心率和近地点幅角的最优协调控制,实现太阳同步轨道的星下点轨迹周期严格重复、轨道的近地点幅角与轨道偏心率保持不变。轨道维持是为了抵消各种摄动对轨道的影响而对轨道进行的小范围调整。

地球静止轨道卫星的轨道控制包括轨道转移、定点捕获和位置保持。轨道转移根据火箭发射的轨道又可分为一般转移轨道(远地点高度与静止轨道高度相近)和超同步转移轨道(远地点高于静止轨道高度)。定点捕获是控制卫星到达赤道上空的预定位置。地球静止轨道在地球非球形引力、日月引力和太阳光压影响下,其半长轴、倾角和偏心率会发生变化,位置保持是为了消除这些摄动的影响,具体可分为东西位置保持和南北位置保持。当多颗卫星同时使用一个地球静止轨道位置时,需要进行多星共位控制。

交会对接轨道控制按照阶段划分可分为远程导引段、近程自动寻的段。远程导引段是一般是在地面指令的控制下与目标航天器进行交会,采用绝对轨道控制的方法,如霍曼交会、兰伯特交会等。近程自动寻的段是指利用雷达、相机、差分 GPS 等设备测量两个航天器的相对位置,并采用闭环反馈控制的方式接近目标航天器。对于具体控制方法均有大量的研究成果,目前在轨应用较多的是基于 C - W(Clohessy - Wiltshire)方程(又称之为 Hill 方程)的多脉冲控制方法,如美国的航天飞机。

编队飞行及星座轨道控制。编队飞行是指多颗卫星在相近的轨道上运行,彼此保持较

近距离上的相对位置关系,其轨道控制一般采用闭环反馈控制方法。对于编队飞行轨道控制中的燃料优化以及多星之间的燃料分配策略仍然是当前的研究热点。星座是指多颗卫星按照不同的轨道运行并形成一定相对位置关系,星座轨道控制就是要控制保持这种相对位置关系,具体控制策略可分为绝对位置保持和相对位置保持,具体控制方法随着星座构型不同、轨道控制要求不同而多种多样。星间相对运动控制是航天技术发展的重要方向之一,其涉及的关键技术包括相对运动状态的测量、高精度相对运动状态控制以及智能自主运行技术等。国际上已经或正在研发的演示验证项目主要有 EO-1/LandSar-7 卫星对地观测、美国“轨道快车”(Orbit Express)、自主交会技术验证(DART)、美国 SUMO 计划(通用轨道修正卫星)等。从该技术的发展趋势看,相对状态的高精度控制、自主运行技术以及针对非合作目标的相对测量与接近控制技术是今后发展的重点。

为保证航天员安全,载人飞船再入地球大气层需要满足过载、热过载以及落点精度等多方面的要求,传统的返回式卫星使用的弹道式方式由于过载大且控制能力弱而无法满足要求。中国的“神舟”系列载人飞船则使用了“弹道-升力式”的再入方式,即再入过程中利用飞船姿态稳定在配平攻角附近时气动力产生的部分升力对飞船返回舱侧向及航向进行控制。在这种再入方式下,由于总升力由返回舱质量、惯量和外形等总体设计决定而无法人为改变,因此“神舟”飞船使用控制倾侧角变化的方式改变升力的方向,从而达到在一定控制范围内控制返回舱再入过载、热过载和着陆点位置的目的。考虑到众多控制目的的需要,“神舟”系列载人飞船再入控制可以分为内环的控制环节和外环的制导环节,制导环节需要根据惯性导航信息进行指令倾侧角的计算,控制环节则根据指令倾侧角与实际倾侧角的偏差和阻尼要求调整飞船三轴姿态。神舟飞船使用基准弹道法设计制导律,在飞行前装载一条理论弹道,这条标准弹道满足精度及过载等要求,而实际再入制导时则利用基准弹道与实际导航弹道的偏差计算指令倾侧角,基准弹道的方法在初始误差较小的情况下,具有计算量小和计算速度快的特点。

深空探测轨道可以分为地月转移轨道、行星际探测轨道、平动点轨道。地月转移轨道又可分为直接转移轨道、低能量转移、小推力转移轨道,如中国“嫦娥一号”卫星的地月转移段采用直接转移轨道(如图 1-2 所示),欧洲的 SMART-1 卫星采用小推力转移轨道。行星际探测轨道按照阶段划分可分为双曲线逃逸轨道、日心过渡轨道和捕获轨道。从轨道控制角度来说,一般包括近地点加速控制、中途修正控制、借力飞行控制和目标天体附近的制动控制。其中加速和制动一般采用大推力发动进行控制,控制方法与一般轨道控制相似,区别仅在于时间窗口的选择更为严格。中途修正是指在各种误差的影响下,实际轨道偏离预先设计的轨道,需要进行修正以使满足任务要求。修正量的计算多以 B 平面参数为终端参数来进行制导。借力飞行控制指利用大行星的引力进行辅助变轨的轨道控制方法,在这方面已有很多飞行经验,如美国的“卡西尼”探测器就多次利用行星引力变轨完成轨道控制。

深空探测领域的轨道控制方面还有一种非常有发展前景的轨道控制方式,即使用电推进或太阳帆的小推力轨道,这种推进方式可以利用较少或不需要燃料就可以获得较大的累积速度增量,因此在深空探测领域有很好的应用前景。国际上已在这方面进行过一些飞行试验,如美国的“深空一号”和欧洲的 SMART-1 月球探测器。由于小推力轨道以及“小推力+借力飞行”轨道的设计和优化具有参数多、收敛性差等诸多困难,这方面的问题仍是当

前的研究热点。此外,深空探测器飞行距离远,时间长,环境未知性较强,传统上依靠地面测控的探测器导航在实时性、任务成本、地面站负担、探测器安全等方面上受到很多限制、出现很多不足,也很难满足深空探测一些特殊任务段高精度相对导航的需要。因此,为了保证探测器的正常运行,深空探测器应具备自主导航和自主控制能力。

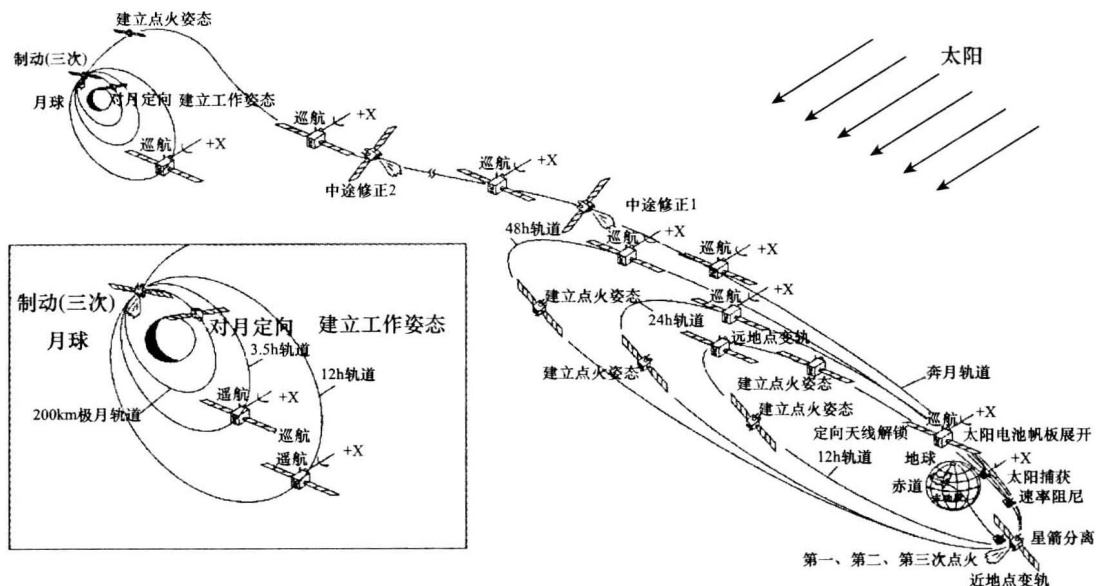


图 1-2 CE-1 月球探测器飞行程序示意图

平动点轨道是指在拉格朗日引力平衡点附近的轨道,日-地(月)系统拉格朗日点是科学观察太阳活动和空间环境的最佳位置。Halo 轨道是存在于共线平动点附近的周期轨道,是对太阳进行不间断观测的理想轨道。美国的 SOHO 卫星在日地系统拉格朗日 L1 点附近的 Halo 轨道上对太阳活动进行监视。平动点轨道的控制包括入轨控制和轨道维持。入轨控制即转移轨道的设计多是基于不变流形理论,利用一定的搜索算法进行搜索得到。关于轨道维持方法国际上已有大量的研究成果,具体方法有采用闭环反馈的控制策略、基于能量界限的保持策略等。计划中的平动点飞行任务也有很多,如中国的“夸父计划”将在日地系统拉格朗日 L1 点附近布置一颗卫星用于监视太阳活动,俄罗斯的世界天文台计划在日地系统拉格朗日 L2 点附近飞行用于天文观测。另外在平动点附近的编队飞行控制方面也有一些研究成果。

航天器正面临高精度、高可靠、长寿命和高自主性的迫切需求与现实状况间的严峻矛盾,已成为世界各国航天界关注的热点问题。未来航天任务对航天器长期、自主、可靠运行能力的迫切需求,使得航天器故障诊断与重构、在轨健康管理任务由航天器自主完成已成为必然趋势。由于航天器姿态与轨道控制系统是一个复杂闭环系统,对容错控制技术提出了更高的要求。据统计,迄今为止姿态与轨道控制系统是航天器发生故障最多的分系统(占 30% 以上),其次是推进系统。目前,对姿态与轨道控制系统故障的处理在很大程度上依赖于地面飞控专家进行诊断分析,具有很大的局限性。一方面,飞控专家的诊断处理具有较大

的人为随意性,缺乏程序化规范性;另一方面,随着在轨运行的航天器数量的增加,地面飞控专家也难以兼顾;此外,依赖飞控专家进行诊断往往缺乏及时性,且仅能对极为有限的故障进行诊断和应急处理,特别是对尚未发生的故障难以预测、报警和预防。因此,开展航天器容错控制理论及容错控制系统体系结构研究,是提高航天器的可靠性、安全性和寿命的一条有效途径。

### 1.3 本书的内容安排

对于不同类型航天器来讲,由于任务要求不同,制导、导航与控制技术也有较大的差异性。本书主要论述人造地球卫星、空间探测器和超高声速飞行器三类典型航天器 GNC 技术,其中人造地球卫星方面主要介绍高精度高稳定度控制技术、姿态快速机动及快速稳定技术、自主导航、相对导航及其带来的新控制问题。由于航天器故障诊断与容错控制是不同类型航天器所共有的问题,因此单列一章来重点阐述这方面的研究发展情况。

本文具体内容安排为:

第2章讨论自主导航技术。在阐明了一些相关基本概念后,对几种典型自主导航方法进行了介绍,包括导航算法和两种典型自主导航系统的地面仿真试验方案及试验结果。

第3章研究星间相对导航与控制技术。在简单介绍星间相对运动的概念和相对控制技术发展状况的基础上,给出了星间相对姿态和轨道动力学方程、星间相对控制、相对测量和导航方面的研究成果,最后介绍了几个典型应用实例。

第4章研究航天器姿态快速机动与快速稳定技术。在提出快速机动及快速稳定问题后,介绍了相关研究状况。通过对快速机动及快速稳定的问题的分析,给出了几种相应的控制方法,最后给出了两个应用实例;

第5章研究复杂航天器高精度高稳定控制方法。通过对高精度高稳定度控制的问题分析,梳理了关键技术,对信息融合与姿态确定方法和高精度高稳定度控制方法进行了研究,最后给出了相应的数学仿真和物理仿真应用实例;

第6章介绍深空探测器自主控制方法。给出了基于光学成像测量和 X 射线脉冲星的导航方法及其自主制导方法,最后给出了自主控制方法在月球、火星和小天体探测中的应用实例。

第7章介绍高超声速飞行器变参数控制方法。对高超声速飞行器控制国内外研究现状进行了综述,在分析高超声速飞行器模型的基础上,重点介绍基于特征模型的高超声速飞行器变参数控制器设计方法及其仿真应用情况。

第8章介绍航天器故障诊断容错控制技术。在给出目前的故障诊断与容错控制的现状介绍后,分别针对故障诊断方法和容错控制方法及应用情况进行了详细的分析和介绍。

#### 参考文献

- [1] 屠善澄等. 卫星姿态动力学与控制[M]. 宇航出版社,2005
- [2] 杨嘉墀主编,吕振铎副主编. 航天器轨道动力学与控制(上册)[M]. 宇航出版社,2002
- [3] 杨嘉墀主编,吕振铎副主编. 航天器轨道动力学与控制(下册)[M]. 宇航出版社,2002



- [4] 徐福祥主编, 卫星工程概论[M]. 中国宇航出版社, 2003
- [5] 孙承启, 航天器开普勒轨道和非开普勒轨道的定义、分类及控制[J]. 空间控制技术与应用, 2009, 35(4): 1-5
- [6] 王大铁, 李铁寿. 月球探测器制导导航和控制系统[M], 月球探测器技术, 中国科学技术出版社, 2007
- [7] 李果, 刘良栋, 张洪华. 航天器控制若干技术问题的新进展[J]. 空间控制技术与应用, 2008, 34(1): 14-19
- [8] 中国空间技术研究院编著. 中国航天器[M]. 电子工业出版社, 2008
- [9] 潘科研. 航天器的自主导航技术[J]. 航天控制, 1994, (2): 18-27
- [10] 潘科研等译, Larson W. J., Wertz J. R., 航天任务的分析与设计[M]. 航天工业总公司五〇二研究所, 1998. 8
- [11] 马涛, 郝云彩, 马骏, 周胜利. 编队飞行卫星的星间跟踪与测量技术综述[J]. 航天控制, 2005, 23(3): 91-96
- [12] 魏春岭, 李勇, 陈义庆. 基于紫外敏感器的航天器自主导航[J]. 航天控制, 2004, 22(3): 35-39
- [13] 李勇, 魏春岭. 卫星自主导航技术发展综述[J]. 航天控制, 2002, 20(2): 70-74
- [14] 王大铁, 黄翔宇, 深空探测自主导航与控制技术综述, 空间控制技术与应用, 2009, 35(3): 6-12
- [15] 叶培建, 邓湘金, 彭兢. 国外深空探测态势特点与启示(上)[J]. 航天器环境工程, 2008, 25(5): 401-415
- [16] 叶培建, 邓湘金, 彭兢. 国外深空探测态势特点与启示(上)[J]. 航天器环境工程, 2008, 25(6): 501-511
- [17] 胡小平. 自主导航理论与应用[M]. 1版. 长沙: 国防科技大学出版社, 2002
- [18] 栾恩杰总主编, 李双庆分卷主编. 国防科技名词大典. 航天, 航天工业出版社, 兵器工业出版社, 原子能出版社, 2002
- [19] 周军. 航天器控制原理[M]. 西北工业大学出版社, 2001
- [20] 武苑. 当代中国航天器概览[J]. 国际太空, 2009, 9: 1-9
- [21] Clapp B R, Sills Jr J W, Voorhees C R. Hubble Space Telescope Pointing Performance Due to Micro-Dynamic Disturbances from the Nicmos Cryogenic Cooler [C]. 43rd AIAA Structures, Structural Dynamics, and Materials Con, Denver, Colorado, 2002, AIAA 2002-1249
- [22] 闻新, 杨嘉伟. 军用卫星的发展趋势分析[J]. 现代防御技术, 2002, 30(4): 7-19
- [23] Mather J C. The James Webb Space Telescope and Future IR Space Telescopes [C]. Space 2004 Conference and Exhibit, San Diego, California, 2004, AIAA 2004-5985
- [24] 邢林峰, 孙承启, 汤亮. 高姿态稳定度敏捷卫星的 VSCMGs 操纵律研究[J]. 空间控制技术与应用, 2008, 34(6): 24-28
- [25] 房建成, 宁晓琳, 田玉龙. 航天器自主天文导航原理与方法[M]. 1版. 北京: 国防工业出版社, 2006
- [26] Sheikh S I, Pines D J, et al. Spacecraft Navigation Using X-Ray Pulsars [J], Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2006, 29(1): 49-63
- [27] Busse F D, How J P. Real-time experimental demonstration of precise decentralized relative navigation for formation flying spacecraft [C]. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, 2002, Monterey, California, AIAA 2002-5003
- [28] Williamson W R, Abdel-Hafez M F, Rhee I, et al. An Instrumentation System Applied to Formation Flight [J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2007, 15(1): 75-85
- [29] [Gill E. Precise GNSS-2 Satellite Orbit Determination Based on Inter-Satellite-Links [J]. J. of the