



空间飞行器轨道 控制理论

KONGJIAN FEIXINGQI GUIDAO
KONGZHI LILUN

常 燕 李 杰 张大巧◎ 编著



北京航空航天大学出版社
BEIHANG UNIVERSITY PRESS



空间飞行器轨道控制理论

常燕 李杰 张大巧 编著

北京航空航天大学出版社

内 容 简 介

本书从理论及工程应用的角度,围绕空间飞行器受控运动中的轨道控制问题,系统地介绍了轨道控制的基本概念、基本原理和实现方法。全书共分7章:第1章,简要介绍了空间飞行器及空间技术的发展概况、空间飞行器轨道的基本概念和动力学基础;第2章,系统介绍了空间飞行器的轨道控制系统组成与工作原理及基本控制方法;第3章,介绍了轨道摄动的基本概念、分类及建模分析方法;第4章,介绍了轨道机动的基本分类和实现方法;第5章和第6章,结合实际应用分别对远距离轨道机动和近距离轨道机动动力学模型以及轨道控制方法进行了分析;第7章,针对轨道控制最优化问题简要介绍了空间飞行器轨道机动的轨迹优化方法。

本书可作为高等院校空间及航天专业本科生、研究生的教材和教学参考书,还可供空间飞行器设计、航天器控制领域的科研人员和工程技术人员参考。

图书在版编目(CIP)数据

空间飞行器轨道控制理论 / 常燕,李杰,张大巧编

著. -- 北京:北京航空航天大学出版社,2018.3

ISBN 978-7-5124-2680-1

I. ①空… II. ①常… ②李… ③张… III. ①航天器
轨道—飞行控制 IV. ①V448.2

中国版本图书馆CIP数据核字(2018)第052184号

版权所有,侵权必究。

空间飞行器轨道控制理论

常燕 李杰 张大巧 编著

责任编辑 杨 昕

*

北京航空航天大学出版社出版发行

北京市海淀区学院路37号(邮编100191) <http://www.buaapress.com.cn>

发行部电话:(010)82317024 传真:(010)82328026

读者信箱:goodtextbook@126.com 邮购电话:(010)82316936

北京建宏印刷有限公司印装 各地书店经销

*

开本:787×1 092 1/16 印张:8.5 字数:218千字

2019年1月第1版 2019年1月第1次印刷 印数:1 000册

ISBN 978-7-5124-2680-1 定价:32.00元

若本书有倒页、脱页、缺页等印装质量问题,请与本社发行部联系调换。联系电话:(010)82317024

前 言

飞向太空是人类千百年来梦想,第一颗人造地球卫星的发射成功把这个梦想变成了现实。半个多世纪以来,空间技术获得了飞跃性的发展,目前已成功实现了载人航天、登月飞行、行星际和恒星际的探索。

空间飞行器轨道控制是研究空间飞行器在引力场和其他外力作用下质点运动问题的科学,是空间技术的基础理论。本书基于空间飞行器轨道动力学基础知识,围绕空间飞行器受控运动中的轨道控制内容,主要论述了轨道控制的基本概念、基本原理和实现方法。全书共分7章:第1章绪论,简要介绍了空间飞行器及空间技术的发展概况、空间飞行器轨道的基本概念和动力学基础;第2章轨道控制系统与控制方法,系统介绍了空间飞行器的轨道控制系统组成与工作原理及基本控制方法;第3章轨道摄动,介绍了轨道摄动的基本概念、分类及建模分析方法;第4章轨道机动,介绍了轨道机动的基本分类和实现方法;第5章和第6章远距离轨道机动和近距离轨道机动,结合实际应用分别对远距离轨道机动和近距离轨道机动动力学模型以及轨道控制方法进行了分析;第7章飞行器轨迹优化,针对轨道控制最优化问题简要介绍了空间飞行器轨道机动的轨迹优化方法。

本书共7章,第1章由张大巧老师编写,第2章和第3章由李杰老师编写,第4~7章由常燕老师编写。常燕老师制定编写了本书的提纲,并负责全书的统稿与审校。

本书既可作为高等院校空间及航天专业的本科生教材,也可作为有关专业研究生的教学参考书和从事空间飞行器设计、研究和研制等科技人员的参考资料。

本书是编者在多年教学和科研的基础上,参阅和引用部分轨道动力学和空间飞行器控制领域的相关专著内容编写而成的,在此向相关作者表示感谢。鉴于编者教学经验和编写水平有限,书中疏漏和不妥之处在所难免,恳请广大读者不吝指正。

编 者

2017年9月

目 录

第1章 绪 论	1
1.1 空间飞行器发展概况	1
1.1.1 人造卫星	2
1.1.2 空间探测器	2
1.1.3 载人空间飞行器	3
1.2 空间飞行器运行轨道	5
1.2.1 开普勒定律	5
1.2.2 空间飞行器轨道	6
1.2.3 空间飞行器轨道描述	7
1.3 轨道控制的基本概念	8
1.3.1 概 念	8
1.3.2 分 类	8
1.3.3 应用方式	8
第2章 轨道控制系统与控制方法	15
2.1 概 述	15
2.2 轨道控制方法	15
2.2.1 非自主轨道控制	16
2.2.2 自主轨道控制	17
2.3 轨道测量系统	19
2.3.1 基本概念	19
2.3.2 测量硬件	20
2.4 控制器	27
2.4.1 非自主轨道控制的控制器	27
2.4.2 自主轨道控制的控制器	29
2.5 推进系统	30
2.5.1 火箭推进定律	30
2.5.2 典型推进系统	31
第3章 轨道摄动	33
3.1 Cowell法和Encke法	34
3.1.1 Cowell法	34
3.1.2 Encke法	34

3.2 一般摄动法	36
3.3 地球非球形摄动	45
3.3.1 地球扁率摄动运动方程	45
3.3.2 地球扁率对轨道根数 Ω 和 ω 的影响	46
3.4 大气阻力摄动	48
3.5 太阳光压摄动	51
3.6 第三体引力摄动	54
3.6.1 第三体引力摄动方程	54
3.6.2 日月引力摄动的影响	55
3.6.3 影响球	56
第4章 轨道机动	59
4.1 概 述	59
4.1.1 空间飞行器的轨道机动	59
4.1.2 轨道机动所需的推进剂消耗	59
4.2 轨道调整	61
4.2.1 校正脉冲与轨道根数变化	61
4.2.2 周期的调整	62
4.2.3 长半轴和偏心率的调整	64
4.2.4 升交点赤经与倾角的调整	65
4.3 轨道改变	66
4.3.1 共面轨道改变	67
4.3.2 轨道面改变	69
4.3.3 非共面轨道改变	71
4.4 轨道转移	73
4.4.1 共面圆轨道之间的转移	73
4.4.2 共面椭圆轨道之间的转移	79
4.4.3 不同半径的非共面圆轨道之间的转移	80
第5章 远距离轨道机动	81
5.1 脉冲推力远距离轨道机动	81
5.1.1 单脉冲远距离轨道机动	81
5.1.2 双脉冲远距离轨道机动	86
5.2 连续推力远距离轨道机动	91
5.2.1 喷气加速度 (S, T, W) 三分量导致的空间飞行器轨道变化	93
5.2.2 喷气加速度 U 分量导致的空间飞行器轨道变化	95
第6章 近距离轨道机动	97
6.1 近距离相对运动动力学方程的建立	97

6.1.1 轨道上的相对运动	97
6.1.2 相对运动方程的线性化	100
6.2 相对运动动力学方程的求解	101
6.2.1 相对运动方程的解	101
6.2.2 相对运动特性分析	102
6.2.3 基于 C-W 方程的编队构型设计	105
6.3 近距离轨道机动动力学	109
6.3.1 脉冲式相对机动轨道动力学方程	109
6.3.2 连续推力式相对机动轨道动力学方程	112
第 7 章 飞行器轨迹优化	114
7.1 最优控制问题的数学描述	114
7.2 变分法	115
7.2.1 泛函极值与变分	115
7.2.2 最优控制问题的变分法	116
7.3 极小值原理	118
7.4 轨迹优化参数化方法	119
7.4.1 基于极小值原理的间接法	119
7.4.2 直接法	122
7.5 轨迹优化数值优化算法	124
7.5.1 两点边值问题的打靶法	125
7.5.2 共轭梯度法	125
7.5.3 两点边值问题的非线性优化	125
参考文献	127

第 1 章 绪 论

空间飞行器轨道控制的研究对象是空间飞行器,研究的内容是空间飞行器在空间环境载荷条件下,其轨道运动的动力学特性以及动力学建模方法。为此,本章主要对空间飞行器及其动力学问题进行介绍。

1.1 空间飞行器发展概况

在地球大气层以外的宇宙空间,基本上按照天体力学规律运行的各类飞行器,称为空间飞行器,也称航天器。目前,根据其功能可以将空间飞行器划分为人造地球卫星(简称人造卫星)、载人空间飞行器和空间探测器三大类。人造卫星是数量最多的空间飞行器,占空间飞行器总数的 90% 以上;空间探测器,又称深空探测器,一般按探测目标分类,包括月球探测器、行星探测器等;载人空间飞行器,按飞行和工作方式一般分为载人飞船、空间站和航天飞机等,其中,航天飞机既是空间飞行器又是可重复使用的航天运载器。

世界上第一个空间飞行器是苏联 1957 年 10 月 4 日发射的“人造地球卫星 1 号”,如图 1.1 所示。第一个载人空间飞行器是苏联航天员加加林乘坐的“东方号”飞船,如图 1.2 所示。第一个把人送到月球上的空间飞行器是美国“阿波罗 11 号”飞船,如图 1.3 所示。第一个兼有运载火箭、空间飞行器和飞机特征的航天飞机是美国“哥伦比亚号”航天飞机,如图 1.4 所示。至今,空间飞行器还都是在太阳系内运行。

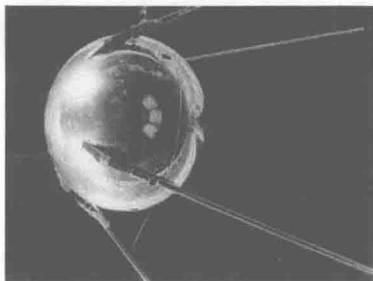


图 1.1 苏联第一颗人造卫星

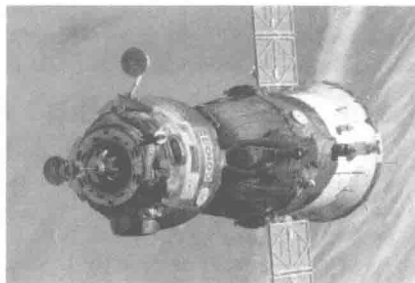


图 1.2 苏联“东方号”飞船

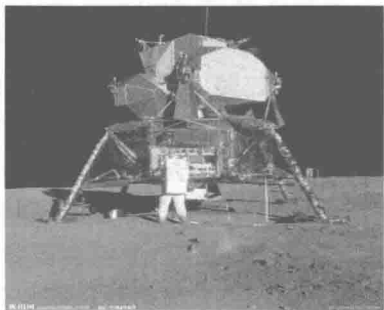


图 1.3 美国“阿波罗 11 号”月球探测器

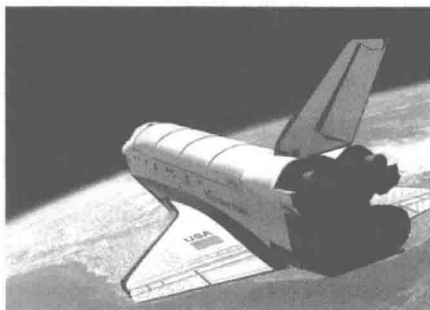


图 1.4 美国“哥伦比亚号”航天飞机

1.1.1 人造卫星

人造地球卫星是人类的一大创举。1957年10月4日,苏联用“卫星号”运载火箭把世界上第一颗人造地球卫星送入太空,开创了人类迈出地球、探索宇宙的新纪元。这颗卫星重83.6 kg,呈球形,外径0.58 m,外伸4根条形天线,卫星在天上正常工作了3个月。按照今天的标准衡量,苏联的第一颗卫星只不过是一个伸展开发射机天线的圆球,但它却是世界上第一个人造天体,它的出现使人类几千年来探索宇宙的梦想变成了现实。

现代科学技术和一系列大功率运载火箭的发展,为人造地球卫星的研制和发射打下了坚实的基础。卫星凭借它得天独厚的空间位置,其应用日益多样化。20世纪60年代,苏联和美国发射了大量的科学实验卫星、技术试验卫星和各类应用卫星。20世纪70年代,卫星全面进入应用阶段,向侦察、通信、导航、预警、气象、测地、海洋和地球资源等专门化方向发展,如图1.5和图1.6所示分别为我国“风云4号”气象卫星和北斗导航卫星。同时,各类卫星也向多用途、长寿命、高可靠性和低成本方向发展。自20世纪80年代后期起,单一功能的微型化、小型化卫星受到各国的重视,这类质量轻、成本低、研制周期短、见效快的小型卫星将成为卫星发展史上的新动向。



图 1.5 我国“风云4号”气象卫星



图 1.6 我国北斗导航卫星

1.1.2 空间探测器

空间探测器的主要目的是了解太阳系的起源、演变和现状,探索生命的起源和演变,通过对太阳系内的各主要行星及其卫星的比较研究,进一步认识地球环境的形成和演变。空间探测器实现了对月球和太阳系中其他行星的逼近观测和直接取样探测,从而开创了人类探索太阳系内天体的新阶段。

空间探测活动主要分为两个阶段:一是围绕月球的探测活动,二是围绕太阳系中其他行星的逼近观测和直接取样探测活动。1959年1月苏联发射了第一个月球探测器——“月球1号”(如图1.7所示),此后美国发射了“徘徊者号”探测器、月球轨道环行器、“勘测者号”探测器。20世纪60年代以后,美国和苏联先后发射了100多颗行星和行星际探测器,分别探测了金星、火星、水星、木星和土星,以及行星际空间和彗星。美国“深空1号”彗星探测器和“机遇者”火星探测器如图1.8和图1.9所示。1969年7月20日,美国宇航员阿姆斯特朗和奥尔德林乘坐“阿波罗11号”飞船成功登月,在月球静海西南角着陆,成为涉足地球之外另一天体的

首批人员,首次实现了人类登上月球的理想。我国于2007年、2010年、2014年陆续发射了嫦娥系列月球探测卫星,开启了探月工程。“嫦娥2号”月球探测器如图1.10所示。

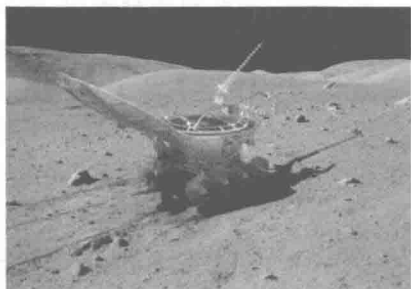


图 1.7 苏联“月球1号”控制器



图 1.8 美国“深空1号”彗星探测器



图 1.9 美国“机遇者”火星探测器

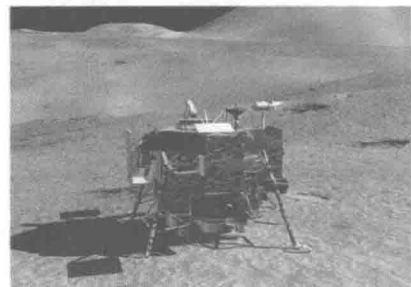


图 1.10 我国“嫦娥2号”月球探测器

1.1.3 载人空间飞行器

尽管空间飞行器携带装置精确、灵敏度高,并能自动观察、操作、储存、处理数据,但它们不能代替人的思维,因此载人航天在航天活动中占有重要地位。载人航天面临一系列前所未有的难题,如生命的保障问题、空间环境下的生理问题和航天员的运动等,与卫星和深空探测相比,载人航天具有更高的技术难度。1961年4月12日,苏联成功地发射了第一艘“东方号”载人飞船,尤里·加加林成为人类历史上第一位航天员,揭开了人类进入太空的序幕,开启了世界载人航天的新时代。

1. 载人飞船

自1961年4月—1970年9月,苏联共发射了17艘载人飞船(“东方号”6艘,“上升号”2艘,“联盟号”9艘)。1965年3月航天员第一次从“上升号”飞船上走出,1966年1月两艘“联盟号”飞船第一次在轨道上交会对接,并实现两名航天员从一艘飞船向另一艘飞船转移。截至1985年苏联还发射了27艘载人飞船(“联盟T号”、“TM号”)和25艘无人飞船(“进步号”)用作天地往返运输系统。

自1961年5月—1966年11月,美国发射了16艘载人飞船(“水星”和“双子座”)。“水星”和“双子座”计划是载人登月飞行目标“阿波罗”计划的前两个阶段,1965年6月“双子座4号”飞船上的航天员进行了首次太空行走;1966年7月“双子座10号”和“阿金纳”飞行器在轨道上第一次成功地实现对接,为载人登月开辟了道路;1967—1972年美国共发射了

7 艘“阿波罗”飞船,共有 12 名航天员登上月球;1973 年美国发射了“天空实验室”并和“阿波罗”飞船进行过对接。

1999 年 11 月 20 日,我国第一艘载人飞船“神舟一号”发射成功,成为继美国、俄罗斯之后世界上第三个拥有载人空间技术的国家。“神舟一号”载人飞船如图 1.11 所示。自 1999—2016 年,我国连续发射了 11 艘“神舟”系列载人飞船,先后将 12 名宇航员送入太空并安全返回。2011 年,“神舟八号”飞船首次实现了与“天宫一号”飞行器的交会对接,如图 1.12 所示。自 2011—2016 年,成功完成了 4 次空间交会对接任务,为建设我国载人空间站、确保载人航天工程可持续发展奠定了坚实基础。

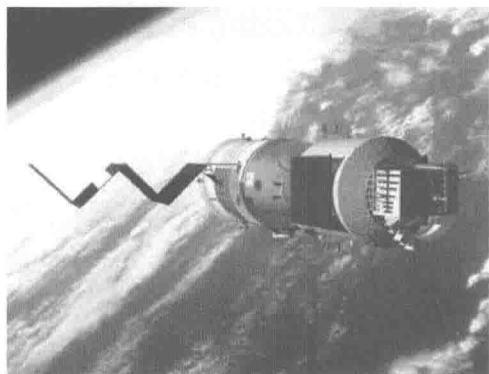


图 1.11 我国“神舟一号”载人飞船

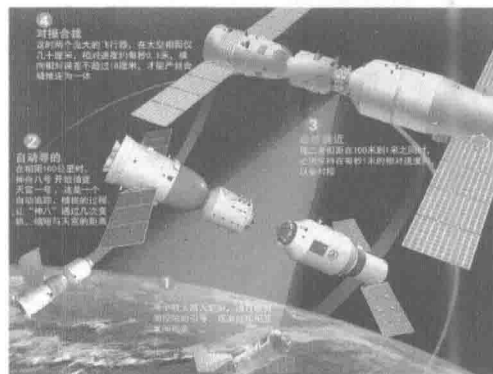


图 1.12 我国“神舟八号”飞船首次交会对接

2. 航天飞机

1969 年,尼克松政府宣布 20 世纪 70 年代研制定人航天飞机,80 年代投入使用,往返于地面站和国际空间站之间,运送物资和人员。迄今为止,已有两架航天飞机在大气层中发生空难,目前正在研究高可靠性的航天飞机。如图 1.13 和图 1.14 所示分别为美国“发现号”航天飞机和 X33 航天飞机。

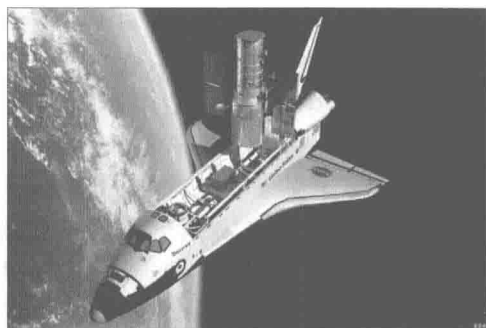


图 1.13 美国“发现号”航天飞机



图 1.14 美国 X33 航天飞机

3. 空间站

空间站是在高真空和失重条件下开展科学研究的重要基地,它的重要性已被各国政府所共识。早在 1971—1982 年间,苏联发射了 7 艘重 18~20 t 的“礼炮号”空间站,如图 1.15 所示。1986 年发射了“和平号”空间站,如图 1.16 所示。“和平号”空间站于 20 世纪 90 年代建

成,是由7个舱组成的大型空间站。1986年2月,苏联“和平号”轨道空间站发射成功,它成为目前人类发射的在轨运行时间最长的载人空间飞行器,在轨服役超过13年。2001年3月23日,“和平号”轨道空间站被引入大气层销毁,完成了其辉煌的历史使命。

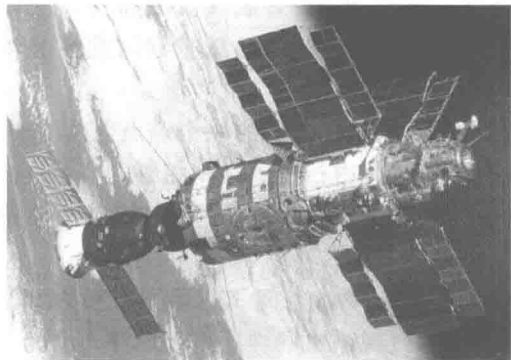


图 1.15 “礼炮号”空间站



图 1.16 “和平号”空间站

1973年,美国发射了“天空实验室”,并和“阿波罗”飞船进行过对接。1984年,里根政府宣布20世纪90年代建立永久性载人空间站。空间站是一个庞大的系统,它是由多体部件组成,许多部件具有相当大的柔性,它不但要保证人员的正常生活和科学研究,还要保证在多种扰动下的轨道保持和姿态保持(如与飞船的对接、人员的移动、太阳光压和大气阻力等的干扰)。

1.2 空间飞行器运行轨道

空间飞行器在天体引力场作用下的运动方式主要有两种:环绕地球运行和飞离地球在行星际空间航行。环绕地球运行轨道是以地球为焦点之一的椭圆轨道或以地心为圆心的圆轨道,行星际空间航行轨道大多是以太阳为焦点之一的椭圆轨道的一部分。空间飞行器克服地球引力在空间运行,必须获得足够大的初始速度。在地球表面的环绕速度,称为第一宇宙速度,高度越高,所需的环绕速度越小。空间飞行器在空间某预定点脱离地球进入行星际飞行必须达到的最小速度叫做脱离速度,又叫逃逸速度。预定点高度不同,脱离速度也不同,在地球表面的脱离速度称为第二宇宙速度。从地球表面发射飞出太阳系的空间飞行器所需的速度称为第三宇宙速度。

为了完成特定的飞行任务,空间飞行器将在预先设定的轨道上运行,该轨道为空间飞行器的运行轨道,可由6个独立的参数唯一确定。通常,轨道参数由空间飞行器所执行的飞行任务预先确定。

1.2.1 开普勒定律

无论是环绕地球运行还是飞离地球在行星际空间航行,空间飞行器的在轨运动都遵循开普勒三大定律。亚里士多德认为圆周运动是唯一合乎自然的完美运动,因此,天体必定是做圆周运动。自他以后,天文学家总是假定行星在做圆周运动,或者是大圆周运动和小圆周运动的复合运动。然而,开普勒此时已有第谷的精确观察结果可供参照,他发现这种

理论与观察到的事实极难调和。从 1601—1606 年,他尝试用各种几何曲线来拟合第谷对火星位置的观测数据。为了除去 $8'$ (相当于秒针 0.02 s 的瞬间转过的角度) 的偏差,他几乎奋斗了一年(任何一个欠认真的人都可能会认为这一微小偏差可以忽略不计),最后他找到椭圆是个可能的解。结果很理想,发现了火星的轨道。1609 年,开普勒又发表了行星运动的第一定律和第二定律,而第三定律则在 1619 年才发表。在数学史上具有划时代意义的开普勒三大定律如下:

第一定律:也称为椭圆定律,各行星的轨道均为椭圆形,太阳位于它的一个焦点上。

第二定律:也称为面积定律,行星与太阳的连线在相等时间内扫过的面积相等。

第三定律:也称为调和定律,行星运动周期的平方与行星至太阳平均距离的三次方成正比。

在天体力学中,行星与太阳之间的运动满足开普勒三大定律。空间飞行器飞行动力学是由天体力学演化而来的,因此,天体力学中的天体之间的运行规律也同样适用于地球与空间飞行器的相对运动。

1.2.2 空间飞行器轨道

若把地球看作一个均匀球体,空间飞行器看作一个质点,则空间飞行器的运动可视为二体运动。地球对空间飞行器的引力与空间飞行器到地心的距离的平方成反比,此引力称为中心引力,也称为二体引力,其运行轨道可由轨道方程 $r = \frac{p}{1 + e \cos \theta}$ 描述。空间飞行器轨道示意图如图 1.17 所示。

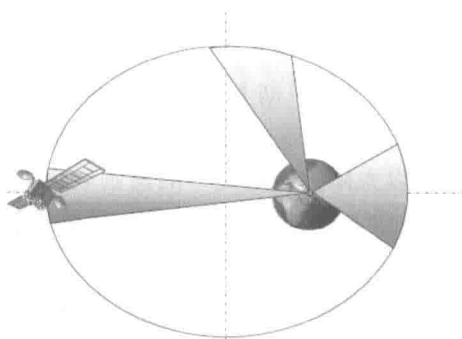


图 1.17 空间飞行器轨道示意图

轨道方程 $r = \frac{p}{1 + e \cos \theta}$ 描述的空间飞行器相对于地球的运动,是圆锥曲线的参数方程表达式,也代表空间飞行器相对于地球的运动形式。圆锥曲线是由 p 、 e 两个参数决定大小与形状的平面曲线。根据定义,圆锥曲线可以按照 e 的取值不同分为:圆轨道、椭圆轨道、抛物线轨道、双曲线轨道 4 种形状,如表 1.1 所列。

表 1.1 轨道的形状

e 的取值	轨道形状
$e = 0$	圆轨道
$0 < e < 1$	椭圆轨道
$e = 1$	抛物线轨道
$e > 1$	双曲线轨道

这 4 种形状的曲线称为圆锥曲线,可以通过使用不同角度的平面去截圆锥而得到,如图 1.18 所示。地球空间飞行器的运行轨道形状如图 1.19 所示。



图 1.18 圆锥曲线

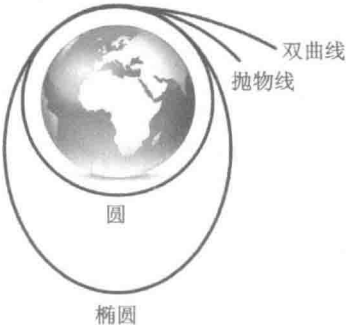


图 1.19 空间飞行器运行轨道形状

1.2.3 空间飞行器轨道描述

空间飞行器的轨道可由 6 个基本参数(又称轨道根数)来完全描述和确定,它们分别是:

- ① 长半轴 a :轨道长轴的一半,它与空间飞行器运动轨道的周期有关。
- ② 轨道偏心率 e :轨道椭圆两焦点之间的距离与长轴的比值,它与长半轴 a 共同决定了轨道的形状。
- ③ 轨道倾角 i :轨道平面与地球赤道平面之间的夹角,确定了轨道与赤道的位置关系。
- ④ 升交点赤经 Ω :春分点与升交点对地心的夹角。
- ⑤ 近地点幅角 ω :升交点与近地点对地心的张角。
- ⑥ 过近地点时刻 t_p :空间飞行器经过近地点的时刻。

上述 6 个基本参数中, a 和 e 决定空间飞行器轨道的大小和形状, i 和 Ω 决定空间飞行器轨道平面在空间的位置, ω 决定椭圆在轨道面上的方位, t_p 决定空间飞行器在轨道上的时间关系。空间飞行器轨道与轨道根数的示意图如图 1.20 所示。

通常也用真近点角 f 来代替 t_p ,真近点角是指某一时刻轨道近地点到空间飞行器位置矢量 r 的夹角。图 1.20 空间飞行器轨道面与地球赤道面相交的两点分别叫做“升交点”和“降交点”。其中,当空间飞行器由南半球向北半球运动时过升交点,由北半球向南半球运动时过降交点。

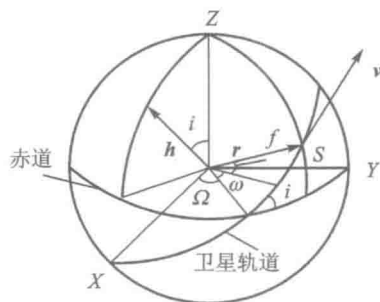


图 1.20 空间飞行器轨道根数

1.3 轨道控制的基本概念

1.3.1 概 念

一个刚体空间飞行器的运动可以由它的位置、速度、姿态和姿态运动来描述。其中位置和速度描述空间飞行器的质心运动,这属于空间飞行器的轨道问题;姿态和姿态运动描述空间飞行器绕质心的转动,属于姿态问题。从运动学的观点来说,一个空间飞行器的运动具有 6 个自由度,其中 3 个位置自由度表示空间飞行器的轨道运动,另外 3 个绕质心的转动自由度表示空间飞行器的姿态运动。

空间飞行器在轨道上的运动将受到各种力和力矩的作用。从刚体力学的角度来说,力使空间飞行器的轨道产生摄动,力矩使空间飞行器的姿态产生扰动。因此,空间飞行器的控制可以分为两大类,即轨道控制和姿态控制。

对空间飞行器的质心施以外力,以有目的地改变其运动轨迹的技术,称为轨道控制。它包括轨道机动和轨道修正。当空间飞行器受到外部摄动力作用后偏离预定的运动轨道或者需要改变到另一个轨道飞行时,必须通过控制来改变空间飞行器质心运动的速度向量。无摄动力或控制力的空间飞行器的质心运动服从开普勒定律。

1.3.2 分 类

执行特定飞行使命的空间飞行器需按特定的轨迹运动,为满足这个要求常需对轨道进行控制。这种控制包括利用空间飞行器的推进系统产生的反作用推力的主动控制及利用客观存在的外力(如地球引力、气动力、太阳辐射压力及其他行星的引力等)的被动控制。

轨道控制按轨道测量的方式分为惯性制导、惯性无线电制导和惯性天文制导三类。惯性制导仅适用于短时间飞行的轨道控制。因惯性测量部件漂移引起的积累误差须由地面无线电设备对飞行器进行跟踪测量和修正,或者由空间飞行器上的光学仪器进行测量和修正,才能满足长期运行对轨道控制的要求。这样就形成了惯性制导与无线电制导相结合的方法,或者惯性制导与天文制导相结合的方法。

1.3.3 应用方式

轨道控制大致有五种应用方式:一是变轨控制与轨道机动,二是轨道保持,三是轨道交会

对接,四是再入返回控制,五是合作卫星拦截。

1. 变轨控制和轨道机动

这种方式是使空间飞行器从一个自由飞行段的轨道转移到另一个自由飞行段的轨道。变轨前后的两个轨道可以在同一平面内,也可以在不同平面内。这种控制经常用于初始轨道的校正、发射地球同步轨道卫星的轨道转移、地球静止卫星的定点和站址变换以及返回式卫星被转移至进入轨道等。从地球飞向月球或飞向其他行星的空间飞行器经常要在飞行过程中进行多次变轨,以期达到任务目的。

轨道机动方式一般有两种:一是无线电指令控制系统或称遥控系统,二是惯性控制系统。前者由星上和地面站共同组成,控制信号由地面站发出,空间飞行器接收,姿态控制系统和动力装置按接收的信号工作。这一方式是与非自主导航相对应的,可以减少空间飞行器上的设备,但降低了轨道机动的灵活性。后者通过惯性导航系统实现星上自主闭环控制,整个系统均在星上。

当采用火箭发动机作为轨道机动系统的动力装置时,由于火箭发动机能提供较大的推力,所以短时间工作即可使空间飞行器获得所需的速度增量。因此在初步讨论轨道机动问题时,假设发动机按冲量方式工作,即在空间飞行器位置不发生变化的情况下,使空间飞行器的速度发生瞬时变化。这一假设可使问题得到简化,为更深入的研究提供必要的基础。

变轨控制分为轨道改变和轨道转移两种形式。当终轨道与初轨道相交(切)时,在交(切)点施加一次冲量即可使空间飞行器由初轨道进入终轨道,这称为轨道改变;当终轨道与初轨道不相交(切)时,至少要施加两次冲量才能使空间飞行器由初轨道进入终轨道,这称为轨道转移。连接初轨道与终轨道的过渡轨道称为转移轨道。在变轨控制问题中,初轨道、转移轨道和终轨道可以是圆锥曲线中的任何一种轨道。

在发射空间飞行器的过程中,由于存在各种干扰以及系统本身存在着误差,因而使空间飞行器实际的轨道不可避免地偏离预定轨道。消除由于入轨条件偏差而产生的轨道偏差(基本轨道参数偏差),称为轨道校正,有时也称为轨道捕获。

在空间飞行器入轨后,由地面站对空间飞行器进行精确的轨道测量,求出实际轨道要素与预定轨道要素之差,由轨道机动算法确定出校正程序,包括火箭发动机的点火次数、工作时间、工作点在轨道上的位置等,然后由地面站发出相应指令,空间飞行器上的控制系统接收并执行这些指令,对空间飞行器施加推力冲量,改变其运动状态,完成轨道校正。轨道校正的特点是轨道机动所需的速度增量不大,即初轨道与终轨道相差较小。

2. 轨道保持

空间飞行器在经过各种轨道机动以后,实现了按预定轨道飞行。由于地球扁率的影响、太阳和月球的干扰作用、太阳辐射压以及稀薄大气等的影响,空间飞行器的轨道在外界干扰的作用下将逐渐偏离预定轨道。为了使预定轨道能够得到保持,经过一段时间以后,由地面测控站经过测量与计算,发出相应的控制指令,对轨道进行修正,这种修正称为轨道保持。轨道保持所采用的轨道修正方法与轨道校正是相同的,因此对修正与校正将不作严格区分,且对轨道保持的方法也不再重复介绍。

目前空间飞行器轨道保持主要有四种形式:

(1) 相对于地球的位置保持

空间飞行器相对地球位置保持固定的作用在于使卫星相对于地球的位置保持不变,如静

止轨道卫星。这就要求卫星轨道周期与地球自转周期相等,偏心率和倾角都接近于零。通信卫星、广播卫星和中继卫星都要求有较高的位置保持精度,使相邻卫星发送和接收电波不产生相互干扰,且便于地面接收站天线的跟踪。

对位置保持精度的要求取决于两个方面:一方面为了避免相邻卫星之间的通信干扰,要使各个对地静止卫星的间隔有一定限制;另一方面是根据天线指向精度要求,简化大量的地面接收天线,同时防止天线增益下降和覆盖区域的波动。对通信广播卫星位置保持精度的要求有时甚至比姿态指向精度的要求更为重要。

位置保持的方式根据姿态和轨道测量、指令发送和同步控制等的形式,可以分为地面控制(非自主)和自主保持两种类型。

地面控制的位置保持系统是由地面遥测、跟踪、指令、数据处理和控制设备,以及星上相应的测量和控制设备组成的。其中以地面设备为主体,由它来测量、处理卫星的姿态和轨道数据,确定全部指令参数如点火相位、时间和次数等,并向卫星发送执行指令。目前绝大多数通信卫星的位置保持采用地面控制方式,因为这样可使星上设备简单可靠,使用时灵活性也强。

自主位置保持系统的整个测量控制回路都设置在星上。这种自主位置保持的优点是不需要地面遥测、跟踪和指令站,以及控制和数据处理中心,避免了因星上指令接收系统受干扰和地面设备受破坏而影响工作,这对军用通信来说是有价值的。自主位置保持已成为今后的发展方向。

(2) 太阳同步轨道保持

对于太阳同步轨道,它的定义是卫星轨道平面进动速度与地球对太阳的公转速度相等。由于地球有扁率,必然使其轨道平面旋转进动,这种旋转速度主要与轨道倾角和轨道高度有关,与轨道偏心率也有关。但是当偏心率很小时,基本上可以忽略,适当地选择轨道高度和倾角就可以到太阳同步轨道。轨道控制的任务就是使卫星轨道平面与卫星和太阳连线的夹角保持不变。这种卫星有时还要求在回归轨道上运行,使卫星每过一定的整数天飞经同一地点一次,因而需要控制轨道的倾角和周期。

太阳同步轨道对地球观测卫星(照相和遥感)特别重要,因为它可以提供一个恒定的太阳方位角,使卫星对地球进行良好观测。太阳同步轨道除了靠发射卫星时选择适当的轨道高度和倾角来保证以外,还可以通过卫星在轨道运行时由星上轨道保持系统控制轨道高度和倾角,例如美国的陆地卫星。

此外,导航卫星和测地卫星以其在轨道上的位置作为基准点,所以它们的轨道保持精度是非常重要的。

(3) 相对于其他空间飞行器的位置保持

相对于其他卫星的位置保持固定用于组网或组成星座的多颗卫星,例如电子侦察卫星、导航星的全球定位系统。为了便于在地面能同时看到几颗卫星,卫星之间要保持一定的相对位置。因此每颗卫星都要有控制轨道周期和倾角的能力。

(4) 具有轨道扰动补偿器的空间飞行器

这种空间飞行器的扰动补偿器可以消除气动力和太阳光压对轨道参数的影响,所以又称为无阻力空间飞行器。这也是一种自主轨道保持方式,这种轨道保持可使测轨精度提高,并延长轨道预报周期。