

CAMBRIDGE



航天器 动力学与控制

Spacecraft Dynamics
& Control

(英) 西迪 (Marcel J. Sidi) 著
杨保华 译

航空工业出版社

航天器动力学与控制

(英) 西迪 (Marcel J. Sidi) 著

杨保华 译

航空工业出版社

北京

内 容 提 要

本书译自以色列飞机工业公司和特拉维夫大学的 Marcel J. Sidi 博士《Spacecraft Dynamics and Control: A Practical Engineering Approach》一书，主要介绍航天器动力学与控制的基本理论和卫星实践，重点分析和解决现实的工程问题。内容涵盖轨道动力学、姿态动力学、重力梯度稳定、单自旋和双自旋稳定、姿态机动、姿态稳定、结构动力学和液体晃动等。

本书不仅可用于航天领域工程设计人员的参考用书，也可作为航天专业学生的教材。

图书在版编目 (CIP) 数据

航天器动力学与控制 / (英) 西迪 (Sidi, J.) 著;
杨保华译. -- 北京: 航空工业出版社, 2011. 3

ISBN 978 - 7 - 80243 - 217 - 8

I. ①航… II. ①西… ②杨… III. ①航天器—空气
动力学②航天器—姿态控制 IV. ①V4

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2011)第 042403 号

Spacecraft Dynamics and Control, 1st Edition (ISBN 978 - 0 - 521 - 78780 - 2) by Marcel J. Sidi first published by Cambridge University Press July 2000

All rights reserved.

This simplified Chinese edition for the People's Republic of China is published by arrangement with the Press Syndicate of the University of Cambridge, Cambridge, United Kingdom.

© Cambridge University Press & Aviation Industry Press 2010

This book is in copyright. No reproduction of any part may take place without the written permission of Cambridge University Press and Aviation Industry Press.

This edition is for sale in the People's Republic of China (excluding Hong Kong SAR, Macau SAR and Taiwan Province) only.

此版本仅限在中华人民共和国境内 (不包括香港、澳门特别行政区及台湾地区) 销售。

北京市版权局著作权合同登记

图字: 01 - 2010 - 2557

航天器动力学与控制

Hangtianqi Donglixue yu Kongzhi

航空工业出版社出版发行

(北京市安定门外小关东里 14 号 100029)

发行部电话: 010 - 64815615 010 - 64978486

北京地质印刷厂印刷

全国各地新华书店经售

2011 年 3 月第 1 版

2011 年 3 月第 1 次印刷

开本: 787 × 1092 1/16

印张: 23 字数: 575 千字

印数: 1—1500

定价: 80.00 元

译 者 按

卫星的应用愈来愈广泛，它们在轨道上运行的姿态必须依赖于星上的姿态控制系统。《Spacecraft Dynamics and Control: A Practical Engineering Approach》一书是由以色列飞机工业公司和特拉维夫大学的 Marcel J. Sidi 博士所著，本书的目的是介绍航天器动力学与控制的基本理论，重点分析和解决现实的工程问题，比如讨论了航天器在不同环境下的轨道和转动的动力学问题。本书的内容涵盖轨道动力学、姿态动力学、重力梯度稳定、单和双自旋稳定、姿态机动、姿态稳定、结构动力学和液体晃动等。本书不仅包含了其多年来作为大学导师的工作、研究经验，也包含了其多年来作为航天器控制系统工程师的经验。本书适合作为工程师的参考书籍，也可以作为学生的教材。

本书的第一版（英文）由剑桥大学出版社于1997年出版，内容丰富，是一本不可多得的实用教材，被国内外各航天类高等院校采用。鉴于此，现特将此书翻译成中文，以方便国内读者使用。在本书翻译及成稿过程中，屠善澄院士给予了大量的支持与帮助，在此表示感谢。由于译者水平有限，难免会出现纰漏和错误，恳请读者不吝赐教。

杨保华

2010年8月25日

原版前言

本书的目标是给读者提供基本的卫星控制的工程观念。根据作者的经验，从一开始就传授的众多事项中，最重要的一点就是工程实践的实际情况。从理论上讲，“良好”的解决方案会很大程度上受到制约，特别是当设计流程的后面阶段出现实际问题的时候（例如，传感器噪声放大、不可预期的时延、控制饱和效应、结构模式等）。这时控制算法必须要重新设计，造成不可避免的时间上的损失和整个计划的推迟。早期的对于这些效应的预期，能够很大程度地缩短设计流程。因此，在初步的设计阶段，最重要的就是分析飞行器控制任务工程解决方案的不同理念，这样才能从一开始就选择一个正确的方案。这也就是为什么对于一个给定的控制任务来说，会建议提出几个方法方案来。

这本书的部分材料已经被用于一个单学期的课程“航天器动力学与控制”。这门课是特拉维夫大学自1986年开始开设的，并且最近也在位于以色列海法 Technion 的以色列技术学院中开设。这本书所有的材料都适用于一门长达两学期的课程。这本书可以被用于引导性的研究生课程或者高级的本科课程，还可以提供给进行工程实践的工程师。看这本书的前提是预先学习了自动控制、连续抽样及力学方面的课程，也就是以线性代数、线性系统、拉普拉斯变换和动力学为假设基础的。

尽管本书大部分章节都是独立的，但是还是推荐读者按照顺序来读这本书。为了获得对于本书内容方面的一个大概认识，推荐首先进行初步的浏览——这将对第二遍的或更进一步的阅读有巨大的帮助。

现代的飞行器控制概念是基于大量的物理现象的选择：单自旋或双自旋稳定，重力梯度姿态控制，三轴稳定，偏置动量稳定，太阳的、磁的或反作用力的扭矩稳定。在选择一种作为工程的解决方案之前，掌握每一种方案的性质是十分关键的。因此，各种理念会得到论述、分析，并在足够的深度进行比较，以此确保读者能够做出正确的选择。

附录 B 和附录 C 详细介绍了空间在轨硬件，这些硬件对于任何实际工程解决方案都是很必要的。不同控制件的技术规格都罗列出来，以方便参阅。

致 谢

我想对以色列飞机工业公司的下属单位——系统 & 空间技术公司 MBT 表示衷心感谢，在他们工作的基础上，这本书的一部分内容已经准备好了；我要对它的经理——M. Bar-Lev 博士致以特别的谢意，他给予了我很大的鼓励来写这本书。

本书包含的部分资料是研发、设计、评估、建造 Offeq 系列低轨道卫星和以色列地球静止轨道通信卫星 Amos 1 的姿态和轨道控制系统的控制和模拟部门的工程师和科学家们的共同努力的成果。

我花了十多年的时间来学习和掌握空间技术这个新生领域内的部分知识。在这个前提下，我想感谢我的同事，特别是 P. Rosenbaum, A. Albersberg, E. Zemer, D. Verbin, R. Azor, A. Ben-Zvi, Y. Efrati, Y. Komen, Y. Yaniv, F. Dellus 和其他跟我进行了长时间的成果丰硕的交谈和那些仔细阅读了我部分手稿的人。

我还想要向 S. Merhav 教授（以色列技术学院前航空航天工程技术部门的主任）和 R. Brodsky 教授（爱荷华州立大学前航空工程部门的主任）表达我的敬意，感谢他们阅读了我的整个手稿，并提出建设性的意见。

在我从事空间动力学和控制领域的教学期间，我从很多卓越的科学家的著作中受益匪浅，例如，Agrawal, Alby, Balmino, Battin, Bittner, Borderies, Bryson, Campan, Deutsch, Donat, Duret, Escobal, Foliard, Frouard, Gantous, Kaplan, Legendre, Pocha, Pritchard, Robert, Sciulli, Soop, Thomson, Wertz 等。我向这些科学家表达我深深的敬意。

最后，我很感谢 Florence Padgett 夫人，她是剑桥大学出版社的物理科学编辑。她在写作风格的改进和整本书的表达上，给予我很大程度的帮助。

目 录

第1章 导论	(1)
1.1 概述	(1)
1.2 描述实例	(1)
1.3 本书要点	(4)
1.4 符号和缩写	(6)
第2章 轨道动力学	(7)
2.1 基本原理	(7)
2.2 二体问题	(9)
2.3 动量矩	(10)
2.4 一个物体在中心力场中的运动方程	(11)
2.5 时间和开普勒轨道	(16)
2.6 空间中的开普勒轨道	(19)
2.7 摄动轨道:非开普勒轨道	(24)
2.8 摄动力和它们对于轨道的影响	(29)
2.9 摄动的地球静止轨道	(36)
2.10 欧拉-希尔方程	(50)
2.11 小结	(54)
第3章 轨道机动	(56)
3.1 引言	(56)
3.2 单脉冲轨道调整	(56)
3.3 多脉冲轨道调整	(61)
3.4 地球静止轨道	(63)
3.5 地球静止轨道修正	(69)
3.6 小结	(73)
第4章 姿态动力学和运动学	(75)
4.1 引言	(75)
4.2 角动量和惯量矩阵	(75)
4.3 刚体的转动动能	(76)
4.4 选定坐标系下的惯量矩阵	(77)
4.5 欧拉力矩方程	(81)
4.6 自旋体转动运动的特性	(83)
4.7 非自旋航天器姿态运动学方程	(86)
4.8 非自旋卫星的姿态动力学方程	(91)

4.9	小结	(95)
第5章	重力梯度稳定	(96)
5.1	引言	(96)
5.2	基本姿态控制方程	(97)
5.3	重力梯度姿态控制	(97)
5.4	小结	(113)
第6章	单自旋稳定和双自旋稳定	(114)
6.1	引言	(114)
6.2	ΔV 阶段的姿态自旋稳定	(114)
6.3	主动章动控制	(117)
6.4	主动章动控制中的燃料耗散估计	(119)
6.5	卫星消旋和消章动	(121)
6.6	单自旋稳定	(125)
6.7	双自旋稳定	(128)
6.8	小结	(130)
第7章	空间姿态机动	(132)
7.1	引言	(132)
7.2	基本控制律方程	(132)
7.3	用动量交换装置进行控制	(140)
7.4	磁矩姿态控制	(162)
7.5	角动量交换装置的磁卸载	(167)
7.6	时间最优的姿态控制	(172)
7.7	反作用轮的技术特点	(180)
7.8	小结	(182)
第8章	偏置动量姿态稳定	(184)
8.1	引言	(184)
8.2	无主动控制姿态稳定	(184)
8.3	主动姿态控制	(188)
8.4	采用磁力矩控制卫星的滚动—偏航姿态	(195)
8.5	使用卫星惯性积的章动控制方案	(200)
8.6	使用太阳力矩进行滚动—偏航姿态控制	(202)
8.7	使用双动量轮实现滚动—偏航姿态控制	(208)
8.8	反作用力推力器姿态控制	(214)
8.9	小结	(226)
第9章	反作用推力器姿态控制	(229)
9.1	引言	(229)
9.2	反作用推力器控制的组成	(229)
9.3	反作用力矩及姿态控制回路	(234)

目 录

9.4 通过脉冲宽度调制实现反作用姿态控制	(241)
9.5 仅采用4个推力器的反作用控制系统	(254)
9.6 反作用控制和结构动力学	(255)
9.7 小结	(255)
第10章 结构动力学与液体晃动	(257)
10.1 引言	(257)
10.2 太阳帆板建模	(257)
10.3 特征值和特征向量	(263)
10.4 液体晃动建模	(265)
10.5 结构与液体晃动的动力学综合建模	(272)
10.6 开环增益的约束条件	(276)
10.7 小结	(278)
附录A 空间姿态变换	(280)
附录B 姿态测量硬件	(288)
附录C 轨道与姿态控制硬件	(334)

第 1 章 导 论

1.1 概述

与其他现代技术（如航空器技术）相比，空间技术是相对年轻的一门学科。然而，在仅仅 40 年的时间里，这个新领域的复杂性和多学科性达到了相当的深度。原因可以简单解释为：很多卫星一旦升空，就必须很大程度上取决于它们的在轨仪器的质量以及设计和建造它们的科学家和工程师的智慧。在轨修复卫星的最新成就证实了空间技术所包含的复杂性。人类征服太阳系空间的梦想必定会激发更多的不可想象的技术成就。

卫星所涉及的技术领域数不胜数：通信、科学研究、气象及其他方面。根据设计卫星的特定任务，卫星相互之间差别明显。它们的在轨位置可以低到距地面 200km，也可以高到距离地面 40000km；更有一些航天器脱离地球飞向了太阳系的其他行星。卫星可以非常重：例如，有人居住的空间站，可以重达几顿甚至更多；但是也有重量^①仅为 20kg 甚至更小的非常轻的卫星。小卫星相对便宜，单颗星的订单价值约为 100 万美元。尽管它们大不相同，但是卫星所具有的基本特征大体相同。支配它们在空间运动的物理定律和它们的动力学对于所有航天器来说都是一样的。因此，从这些定律所演变而来的基本技术对于所有卫星来说都是相同的。

卫星的寿命开始于特殊的运载火箭将其转移到最初的轨道，称为转移轨道，沿着它卫星开始绕着地球作圆周运动。对于近地卫星，下一个阶段将是“改进”轨道；这意味着卫星必须机动到接近精确轨道，以完成它的最初设计使命。接下来，卫星的软件必须监测仪表的正常工作和在空间中的性能，并且在可以用来控制卫星之前对它们进行校准。最后一个阶段是执行卫星被设计和制造时所设定的任务。

这些阶段将在下面的章节中讨论。理解每一个阶段的意义会帮助理解任意一颗卫星的控制系统结构。在本文中，术语“卫星”和“飞行器”（简称为 s/c）通用。术语“地球同步”和“地球静止”将会不加区分地用来描述一种卫星轨道，它的周期与地球绕其自转轴自转一周的时间精确相等。

1.2 描述实例

在本章节，将描述一个地球同步轨道通信卫星的不同生命阶段。美国 Intelsat V 和

^① 本书的重量为质量（mass）概念。——译者注

欧洲的 DFS Kupernikus (Bittner, et al. 1987) 是中等大小卫星的典型范例。这种类型的卫星由以下主要构件组成。

(1) 长方体形状构成的中心体, 尺寸大约为 $1.5\text{m} \times 2\text{m}$ 。

(2) 太阳帆板朝南北方向展开 (Y_B 轴^①), 尺寸大约为 $1.5\text{m} \times 7\text{m}$ 。

(3) 一副直接指向地球的天线 (Z_B 方向) 携带了不同的通信载荷, 例如, 全球喇叭和信标喇叭、用于通信的馈源系统、半球区域以及点反射器、TM/TC (遥测/遥控命令) 天线及其他构件。

(4) 控制器 (如反作用推力器) 和姿态敏感器 (如太阳敏感器) 位于中心体和太阳帆板的上面。

1.2.1 姿态和轨道控制系统硬件

从一开始就列出 1 颗地球静止轨道卫星的典型姿态和轨道控制系统 (AOCS) 硬件, 对于认识和理解所遇到问题的复杂性是十分重要的。这些硬件包括:

(1) 反推力双组元推进剂推进系统, 包括了 1 个用于轨道转移的 420N 推力器和 2 套独立的 (1 个用于备份) 分别包含了 8 个 10N 推力器的小推力系统。

(2) 2 个 $35\text{N} \cdot \text{m} \cdot \text{s}$ 的动量轮 (1 个用于备份)。

(3) 2 个红外地平敏感器 (1 个工作另 1 个备份)。

(4) 4 个精密的太阳敏感器 (2 个用于备份)。

(5) 12 个低精度的用于安全模式的太阳敏感器 (6 个用于备份)。

(6) 2 个低精度的三轴速率陀螺。

(7) 2 个三轴积分陀螺。

图 1.1 给出了 1 颗典型的地球静止轨道通信卫星的部分控制系统硬件描述。很多控制硬件都具有冗余, 以确保潜在的硬件失效的情况下能够保证控制系统的可靠性。

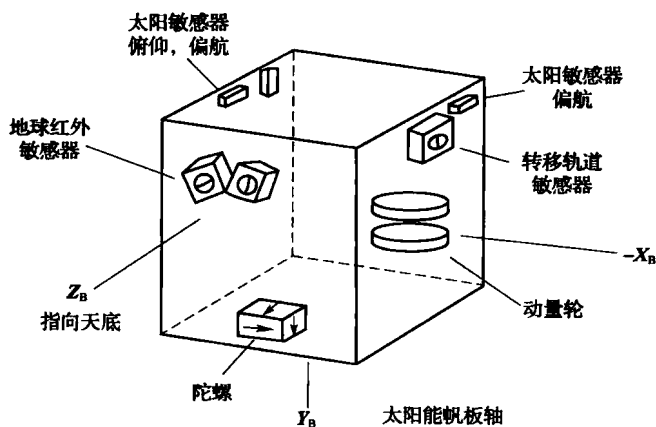


图 1.1 AOCS 设备的主要布置

(引自 Bittner 等 (1987), 经过 IFAC 的许可)

① 本书表示矢量的坐标轴使用黑斜体: X 轴, Y 轴, Z 轴。——译者注

1.2.2 任务程序

任务的事件——从发射到在轨运行——可以归纳如下：首先是发射进入近地点和远地点（最低高度和最高高度）分别为 200km 和 35786km 的地球同步转移轨道（GTO）。紧接着是从 GTO 转移到近地点和远地点都是 35786km 的地球静止轨道（GEO），轨道倾角和离心率都接近零。接下来是在开始 GEO 任务之前对 AOCs 进行准备和校准，然后是实际的 GEO 任务阶段。表 1.1 包含了任务开始之前的典型的主要事件和时间节点。这些事件的重要性将会在后面的章节中逐渐地清晰起来。

表 1.1 直到常规模式之前的典型各顺序阶段
(引自 Bittner 等 (1987), 经过 IFAC 的许可)

事件编号	阶段	时间	事件
1	发射阶段	T_0	起飞, 阿里安第一级点火
2		$T_0 + 1009s$	为载荷分离的重新定向
3		$T_{SEP} = T_0 + 1122s$	卫星分离; 卫星顺序启动
4	GTO 阶段	$T_{SEP} + 9min$	AOCs 顺序启动
5	远地点点火 准备阶段 (远地点点火推进)	$T_{SEP} + 10min + 20s$	自动太阳捕获
6		$T_{SEP} + 11min$ to $T_{sep} + 34min$	X 轴方向指向太阳, 滚转速率 $0.5 (^\circ) / s$
7		$T_{SEP} + 1h + 5min$	太阳帆板展开
8		$T_1 = T_{SEP} + 37h + 11min + 34s$	经过第四次远地点
9		$T_1 - 250min$	开始陀螺校准
10		$T_1 - 160min$	校准结束
11		$T_1 - 160min$	开始地球捕获
12		$T_1 - 60min$	从地面上传 ss - 偏置函数
13	第一次 ABM	$T_1 - 24min$	远地点发动机点火
14		$T_1 + 25min$	远地点机动结束
15		$T_1 + 28min$	地面控制命令进入太阳捕获模式
16 ~ 30	第二和第三次 ABM	$T_{SEP} + 129h + 48min$	在第二次和第四次远地点机动重复 GTO 地球捕获直至进入准地球同步轨道
31	准备进入正常 模式 (任务阶段)	$T_2 = T_{SEP} + 129h + 48min + 18h$	地球同步轨道地球捕获开始
32		T_2	GEO 地球捕获命令, 最后指向地球, Y 轴垂直于轨道面
33		$T_2 + 30min$	动量轮启动命令
34		$T_2 + 45min$	动量轮运行于指定速度下
35		$T_2 + 50min$	减小初始捕获误差的位置保持
36		$T_2 + 55min$	当角和角速率值在预定的界限之内时, 过渡到正常模式

图 1.2 展示了在地球同步转移轨道的一些主要阶段。从与运载器分离后, 卫星接收命令进入 $-X_B$ 轴指向太阳的太阳捕获模式。在这个阶段完成之后, 太阳帆板会部分或者全

部展开。如果全部展开，那么它们能够绕着转轴旋转指向太阳以获取最大的吸收功率。

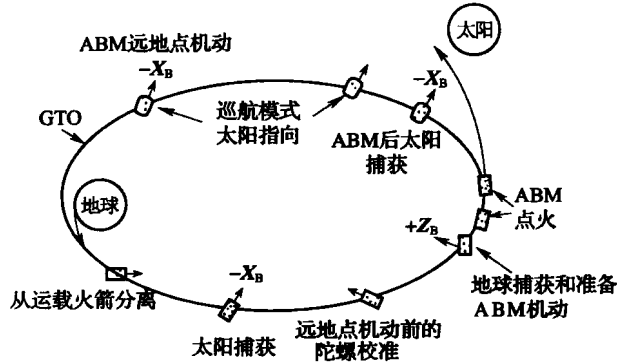


图 1.2 将 1 颗卫星发射进入地球静止轨道的顺序

卫星在第一次远地点机动 (ABM) 之前一直处于该巡航模式下。在第一次和后续的 ABM 轨道中,远地点 ABM 点火前的几小时,会启动陀螺的校准机动。在 ABM 点火前的不到 1h 内,地球捕获启动,将卫星的 $+Z_B$ 轴指向地球,然后是 ABM 点火阶段的准备工作。在经过了从几分钟到 30 多分钟的 ABM 点火之后,卫星接收命令进入 GEO 巡航,太阳指向模式。在最后一次 ABM 点火之后,卫星已准备好进行 GEO 操作。GEO 轨道的第一次机动过程见图 1.3,也可参照 Bitner 等 (1989)。

在首次进入 GEO,卫星就会进行地球捕获,意味着卫星的 $+Z_B$ 轴直接指向地球的质心,从而保证正常的 GEO 的巡航。动量轮以其标称速率旋转来提供动量偏置姿态控制。在这个阶段,卫星被送入设计的标称地理经度。之后针对倾角和离心率的不精确性进行轨道修正 (将在第 2 章和第 3 章中阐述)。

进入任务轨道后,卫星将在正常模式下完成以下任务:

- (1) 动量轮在力矩模式下来进行俯仰控制;
- (2) 滚转/偏航的控制根据 WHECON 原理 (将在第 8 章中解释),滚转角控制通过地平敏感器,偏航角的控制通过动量偏置实现 (见 Dougherty, Scott 和 Rodden, 1968);
- (3) 动量轮的动量管理将动量轮的动量保持在允许的范围之内。

另外,“位置保持”将卫星位置维持在具有标称经度的固定位置的一个预定的界限内 (遵从 $\pm 0.05^\circ$ 的规则);同样,任务轨道的倾角也具有允许的变动范围。位置保持包含了南北方向和东西方向的轨道修正机动。

1.3 本书要点

本书的章节安排旨在提供给读者关于姿态和轨道控制学的一个整体认识,其中第 2 章和第 3 章主要针对卫星轨道动力学及其控制,其他的章节主要研究卫星的姿态动力学和控制问题。

第 2 章推导了经典的理想开普勒轨道运动方程。随后介绍了高斯和拉格朗日行星方程,借助它们分析了卫星的摄动轨道运动。

第 3 章覆盖了基本的轨道控制概念,包括了静止轨道卫星的控制和位置保持。

第4章致力于绕过质心某转轴的基本转动方程，引入了通常使用的角动量和转动动能的概念来定义物体的转动状态。接下来，以欧拉力矩方程作为基础分析了旋转体当存在和不存在内部能量耗散情况下的角度稳定性问题。这一章还推导了非自旋航天器的线性化角运动方程，这对于设计反馈姿态控制系统来说是必需的。

第5章主要是针对卫星的重力梯度稳定问题。重力梯度控制是稳定卫星姿态的一种被动方法。原则上，重力梯度姿态控制系统是无阻尼的。本章分析了主动阻尼和被动阻尼，并且强调了由于环境情况产生的姿态稳定的不精确性。

第6章讨论了单自旋和双自旋稳定问题。单自旋稳定方式通常被用来在变轨过程中保持推力矢量的方向不变。这一章讨论了存在寄生干扰扭矩的情况下，保持推力矢量方向在允许的范围内所需的最小旋转速率。还分析了卫星在变轨末期和消章动阶段的主动章动控制和消旋控制。对主动章动控制和消旋—消章动控制的燃料消耗量给出了分析评估。提供了一个设计例子。

单自旋特性也被用于自转轴与轨道面垂直的卫星姿态稳定方面，这保证了通信载荷能够持续地扫描地球并且提供通信链接。由于作用于卫星的寄生干扰力矩，章动运动会激发，因此卫星必须始终具有阻尼。根据卫星不同的转动惯量，采用被动的或者主动的阻尼来进行卫星姿态的控制；后面会分析各种阻尼方案。

双自旋稳定被研发以通过确保通信天线持续指向地球来提高自旋卫星的通信效率。在这种控制理念中，被动章动阻尼能够通过能量消耗来实现。稳定的条件也得到明确的表述。

第7章关注飞行器的三轴姿态稳定和机动。在这些卫星中，并没有加装恒定的角动量来保持某一个轴在空间稳定，所以姿态控制是通过同时控制三个轴来实现的。对于小角度的姿态机动，通常欧拉角是一个描述卫星相对于太空中某确定坐标系的姿态的清晰方法。然而，对于大的姿态改变，采用方向余弦矩阵和四元数矢量来描述姿态运动更加有效。本章从姿态控制律的详细讨论开始。

动量交换装置被用来提供精确的姿态控制力矩。本章和后续章节将介绍这些叫做反作用轮和动量轮的装备并建立模型。如果一个外在的惯性干扰作用于1颗有姿态控制的卫星，那么剩余的角动量就会累积在动量轮上。通过磁力矩器阻尼动量轮上的这些动量的控制方案得到分析和仿真。

姿态传感器和控制器存在固有噪声。当设计一个控制回路时，这些噪声需要使用基于统计的线性控制理论来进行考虑。由于这些噪声所需要进行的设计流程的权衡得到阐述。为了增强姿态控制系统（ACS）的可靠性和控制能力，有时候会用到超过三个的反作用轮。第7章分析了计算控制力矩的不同轮之间的最优分配问题。包括关于单体轴的时间最优姿态机动。第7章的最后一个部分主要针对基于姿态控制系统（ACS）需求的特定的反作用轮的技术参数确定。

第8章关注偏置动量轮卫星。安装在卫星上的一个动量轮给三轴稳定卫星的某一个轴提供了惯性稳定。动量轮产生的动量提供惯性稳定力矩。不幸的是，环境扰动力矩会导致卫星的章动运动从而使卫星变得不稳定，因此必须进行主动控制。对于控制章动运动有三个主要的方案：磁阻尼、反作用推进阻尼及对于高轨道（如地球静止轨道）卫星的太阳光压力矩控制。后面会针对这些方案进行分析和比较。

第9章概述了使用推力反作用姿态控制的硬件。在轨道变换期间,仅有反作用推力器能够为不同的姿态控制任务提供所需的大力矩。使用反作用推力器的姿态稳定方案将得到叙述和分析。姿态机动也同样可使用反作用推力矩。可实现的精度很大程度上取决于推力器可以提供的最小的推力脉冲。而且,因为所提供的力矩具有恒定的幅值,所以反作用冲力必须根据宽度或者频率来进行调制。这两种调制方案都得到分析,并且给出设计例子。

第10章介绍了结构模型动力学和燃料晃动动力学。这一章提供了太阳帆板和燃料晃动的简单分析,以及得到ACS设计初始阶段所需要的简化模型的经验方法。另外给出的这些模型会向读者展示如何接近获得系统的最大带宽。

附件A是空间姿态变换的简要介绍。主要针对欧拉变换、方向余弦阵、四元数矢量和它们之间的关系,以及一般姿态运动。附件B是对于姿态测量硬件的简要介绍。具有清晰的传感器特性的知识,以及知道它们的噪声对可达到的精度的影响是最重要的。介绍的硬件包括地平敏感器(静态或者扫描)、模拟和数字太阳敏感器、星敏感器及角速率敏感器,还包括各种现有产品的特征数据单。附件C描述了各种控制硬件,例如,推进系统、磁力矩器、反作用轮及用于获得太阳光压控制力矩的太阳帆板和太阳翼。

1.4 符号和缩写

矢量(向量)将使用黑斜体: V , γ ; 矩阵也使用黑斜体: A ; 标量变量使用斜体: V , γ ; 两个矢量的标量点乘使用实心点: $a \cdot b$; 矢量的叉乘使用黑斜叉: $a \times b$ 。混合运算使用实体点和黑斜乘号: $a \cdot (b \times c)$; $a \times (b \times c)$ 。全书使用了MKS单位体系。

使用了以下缩写:ACS——姿态控制系统;AOCS——姿态和轨道控制系统;cm——质心;ES——地球敏感器;LP——低通;MW——动量轮;RW——反作用轮;s/c——飞行器;ss——稳定状态。

参考文献^①

Bittner, H., Fisher, H., Miltenberger, K., Roche, Z. c., Scheit, A., Surauer, M., and Vieler, H. (1987), "The Attitude and Orbit Control Subsystem of the DFS Koper-nikus," Automatic Control World Congress, IFAC (27-31 July, Munich). Oxford: Pergamon.

Bittner, H., Fisher, H., Froeliger, J., Miltenberger, K., Popp, H., Porte, F., and Surauer, M. (1989), "The Attitude and Orbit Control Subsystem of the EUTELSAT II Space-craft," 11th IFAC Symposium on Automatic Control in Space (17-21 July, Tsukuba, Japan).

Dougherty, H., Scott, E., and Rodden, J. (1968), "Analysis and Design of WHECON - Arr Attitude Control Concept," Paper no. 68-461, AIAA 2nd Communications Satellite System Conference (8-10 April, San Francisco). New York: AIAA.

^① 本书各章参考文献均按原书排版。——译者注

第 2 章 轨道动力学

2.1 基本原理

应用于人造飞行器的轨道动力学是基于天体力学的。研究卫星的运动需要用到非常基本的原理。实际上，开普勒提出了在没有摄动情况下的三条描述天体轨道的经验定律。牛顿形成了更加一般性的控制 1 颗行星运动的物理定律，这些定律与开普勒的观察相一致。

本章将分析理想状态下（即无摄动）的开普勒轨道的动力学方程，以及真实的摄动轨道动力学方程。开普勒运动定律描述了自然界不存在的理想轨道。摄动力和物理误差造成了飞行器轨道具有奇怪的性质；在很多情况下，这些性质给空间控制工程师造成了困难，但是在另外一些情况下，这些特性也具有极大的帮助。

开普勒轨道将会在 2.1 ~ 2.6 节中介绍。对于这个问题的进一步了解，可以参见 Kaplan (1976) 或者 Thomson (1986)。摄动的非开普勒轨道在 2.7 ~ 2.9 节中介绍 (Deutsch, 1963; Alby, 1983; Battin, 1990)。

2.1.1 开普勒和牛顿定律

基于 Brahe 的天体观察，开普勒提出了行星运动的三条经验定律。第一定律，每个行星的运动轨道是以太阳为焦点的椭圆。第二定律，在相等的时间间隔内，从太阳到任意行星所引出的半径矢量扫过的面积相等（面积定律）。第三定律，行星公转的周期与其到太阳平均距离的二分之三次方成正比。

牛顿提供了三条力学定律和一条重力引力定律。天体和航天器的轨道动力学分析大都是基于牛顿定律进行的，其方程如下：

(1) 在没有外力的作用下，每一个物体总是保持静止状态或者匀速直线运动状态。

(2) 一个物体的线动量的变化率等于作用在这个物体上的力 F ，这里 $P = mv$ 是线动量。

$$F = \frac{dP}{dt} = \frac{d(mv)}{dt} \quad (2.1.1)$$

在这个等式中， m 是物体的质量， v 是其速度矢量。对于一个质量不变的物体，定律可以简化为

$$F = ma \quad (2.1.2)$$

这里 $\boldsymbol{a} = d\boldsymbol{v}/dt$ 也就是大家熟悉的线加速度。

(3) 对于质点 1 施加于质点 2 的力 \boldsymbol{F}_{12} , 必然存在一个与其大小相等, 方向相反的从质点 2 施加于质点 1 的力 \boldsymbol{F}_{21} , 即

$$\boldsymbol{F}_{12} = -\boldsymbol{F}_{21} \quad (2.1.3)$$

(4) 任意两个质点之间的引力可以表示为

$$\boldsymbol{F} = \frac{Gm_1m_2\boldsymbol{r}}{r^3} \quad (2.1.4)$$

式中: \boldsymbol{r} 为一个大小为 r 、方向为沿两个质点 m_1 和 m_2 连线的矢量; $G = 6.669 \times 10^{-11} \text{ m}^3/(\text{kg} \cdot \text{s}^2)$, 为引力常数。

这就是著名的力的逆二次方定律; 引力的大小为 $F = Gm_1m_2/r^2$ 。

2.1.2 功和能量

如果作用于一个物体的力 \boldsymbol{F} 产生位移 $d\boldsymbol{r}$, 那么该力对物体所做的功为

$$dW = \boldsymbol{F} \cdot d\boldsymbol{r} \quad (2.1.5)$$

这里 $\boldsymbol{F} \cdot d\boldsymbol{r}$ 为矢量点乘得到的标量积。这说明仅仅是 \boldsymbol{F} 沿着 $d\boldsymbol{r}$ 方向的分量做了有用功。

力对于物体做的总功等于力的线积分, 即

$$W_{12} = \int_c \boldsymbol{F} \cdot d\boldsymbol{r} = \int_{r_1}^{r_2} \boldsymbol{F} \cdot d\boldsymbol{r} \quad (2.1.6)$$

对物体所做的功改变了物体的动能和势能。关于动能, 如图 2.1.1 所示, 将物体从 P_1 点移到 P_2 点, 对于物体总共所做的功为

$$W_{12} = \int_c \boldsymbol{F} \cdot d\boldsymbol{r} = \int_c m \frac{d\boldsymbol{v}}{dt} \cdot d\boldsymbol{r} = \int_{r_1}^{r_2} m d\boldsymbol{v} \cdot \boldsymbol{v} = \int_{r_1}^{r_2} \frac{m}{2} d(v^2) = \frac{m}{2}(v_2^2 - v_1^2) = T_2 - T_1 \quad (2.1.7)$$

这也就是在 r_2 和 r_1 动能的变化; $T = (mv^2)/2$, 并且

$$dW = dT \quad (2.1.8)$$

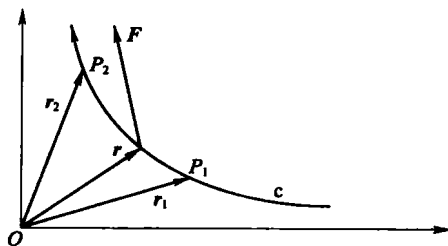


图 2.1.1 力的线积分和功

对于势能来说, 在保守力场中, 存在一个标量函数 U , 使得 $\boldsymbol{F} = -\text{grad}U(\boldsymbol{r})$ 。在这个场中, 从 P_1 点到 P_2 点所做的功就为

$$W_{12} = \int_{r_1}^{r_2} \boldsymbol{F} \cdot d\boldsymbol{r} = \int_{r_1}^{r_0} \boldsymbol{F} \cdot d\boldsymbol{r} + \int_{r_0}^{r_2} \boldsymbol{F} \cdot d\boldsymbol{r}$$