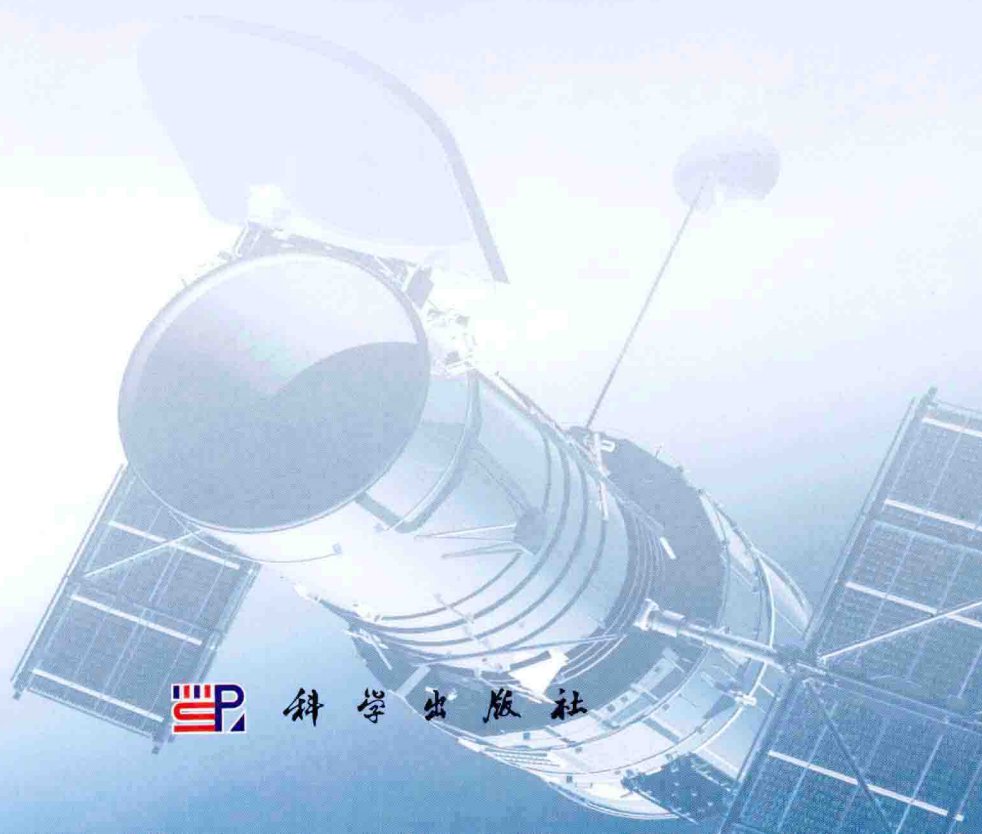


航天器空间撞击 建模与分析

沈怀荣 王卫杰 李怡勇 邵琼玲 著



科学出版社

航天器空间撞击建模与分析

沈怀荣 王卫杰 李怡勇 邵琼玲 著

科学出版社

北 京

内 容 简 介

航天器在空间发生的撞击是空间碎片产生的主要根源,也是空间系统安全性分析与防治的重要内容。本书作者在多年航天器空间撞击建模分析与应用实践的基础上,系统地分析总结了航天器空间撞击建模与分析的相关理论和方法。内容主要包括航天器撞击交会与解体模型、航天器与 KKV 撞击建模、航天器非解体性撞击、航天器推进剂撞击爆炸、撞击碎片云轨道分布与演变、航天器与空间碎片撞击、撞击碎片的环境危害性及其防护分析等。

本书适用于从事航天器设计分析、空间环境分析、空间测量与监控、空间碎片污染与防治、空间系统安全性分析与设计等相关设计与应用技术人员,也可供高年级本科生、研究生及相关领域爱好者参考使用。

图书在版编目(CIP)数据

航天器空间撞击建模与分析/沈怀荣等著. —北京:科学出版社,2014
ISBN 978-7-03-039911-3

I. ①航… II. ①沈… III. ①航天器-撞击-研究 IV. ①V47

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2014)第 039886 号

责任编辑:姚庆爽 张海娜 / 责任校对:彭 涛
责任印制:张 倩 / 封面设计:蓝正设计

科学出版社 出版

北京东黄城根北街 16 号
邮政编码:100717

<http://www.sciencep.com>

双青印刷厂 印刷

科学出版社发行 各地新华书店经销

*

2014 年 3 月第 一 版 开本:720×1000 1/16
2014 年 3 月第一次印刷 印张:16 1/4
字数:320 000

定价:88.00 元

(如有印装质量问题,我社负责调换)

前 言

航天技术的发展,如远程通信、卫星电视、卫星导航、气象预测、地球矿藏和植物状况遥感、各类军用卫星等,给人类社会生活、国防和军事带来了巨大进步。但一旦不幸发生空间航天器安全事件,如航天器在空间遭受撞击,将产生巨大的经济损失,严重影响人们的日常生活和工作,甚至空间撞击后产生的碎片还可能会引起更多的撞击事件发生。造成航天器空间撞击的原因是多方面的,如各类在轨运行的有效航天器数量不断增加,空间自然物体及人类航天活动产生的各类空间碎片的增加,人类对空间目标的态势感知和监控能力有限,缺乏国际间统一的空间交通控制系统,为争夺对空间的控制权对航天器发动攻击等。人类愈是离不开航天器的帮助,对航天器的空间安全性就愈是焦虑,那些有意或无意的航天器空间撞击问题也正成为人们研究的热点。航天器的空间撞击涉及航天动力学、运行与监测控制、航天器结构及布局设计、超高速撞击及爆炸、碎片及碎片云分布与影响预测等,因此针对航天器空间运行及空间环境的不同情况,建立相应的物理和几何模型,进行科学的分析计算,预测和避免航天器遭受撞击,将会有利于促进航天器安全性技术的发展。

本书以在轨运行航天器为研究目标或对象,针对不同的撞击物特征、不同的撞击方式及不同的撞击后果,研究建模和仿真分析方法,理论与实践相结合,重点突破艰深的理论方法和技术应用,深入浅出地为相关研究和人员提供基本的方法、技巧、途径及应用实例。本书是在作者多年航天器空间撞击碎片及其影响分析技术研究与实践的基础上形成的,梳理总结了作者在航天器空间撞击建模与分析研究中涉猎的许多理论方法与分析结果,其中还包括一些首次公布的理论方法与技术研究成果。相信本书可以为读者认识和掌握航天器空间撞击建模分析的基本理论与方法提供较系统的知识,本书亦是航天器空间安全分析与防护相关领域工程设计与分析的有用的工具和参考书。

全书共9章。第1章在介绍航天器分类和几何物理特征参数的基础上,给出了航天器空间撞击几种典型的类型与特点,及撞击分析涉及的主要因素和关键技术。第2章在航天器构型分析和几何建模基础上,研究了动能拦截飞行器物理等效模型和运动模型,及碎片的描述模型,重点建立了撞击物与撞击目标的交会模型。第3章对航天器撞击解体破坏情况,在比较、分析几种典型模型基础上,从基本守恒定律出发,建立了精度更高、适用范围更广的航天器撞击解体模型(SCBM),给出了算法、程序,并与相关试验结果进行了分析比较。第4章从超高

速撞击毁伤机理出发,针对航天器与动能拦截飞行器的撞击问题,确定了撞击碎片的尺寸分布特征,建立了半经验-半解析的撞击解体模型(SIBM)。第5章对受到较小型物体超高速撞击而出现非解体情况,采用基于目标毁伤等效靶、目标毁伤树、部件毁伤准则的目标易损性分析方法,建立了航天器撞击非解体分析模型与方法。第6章对具有装载推进剂贮箱的有效航天器撞击情况,重点分析航天器推进剂撞击爆炸问题,建立了航天器推进剂撞击模型、推进剂撞击起爆模型、贮箱爆炸解体模型,并与贮箱爆炸试验结果进行了对比验证。第7章对航天器在空间撞击解体后产生大量的空间碎片(碎片云),基于航天器撞击解体模型和轨道动力学理论,研究了撞击解体碎片云的运行轨道根数,初始轨道分布及轨道演变过程,给出了碎片云的轨道寿命预测、留轨特性及演变规律。第8章研究了正常在轨运行航天器与空间碎片云的相撞问题,基于航天器受碎片撞击的风险评估分析方法,建立了空间碎片环境通量模型、编目空间碎片碰撞预警模型、航天器与编目空间碎片碰撞概率模型、航天器与短期碎片云碰撞概率模型等。第9章在空间碎片的环境分析基础上,讨论了空间碎片超高速撞击毁伤与防护方法,空间环境的防治策略与措施,动能武器空间运用等有关问题。附录给出对作者设计使用的相关应用程序的详细介绍。

本书第1章由沈怀荣、邵琼玲、王卫杰撰写,第2章由王卫杰、沈怀荣撰写,第3章由李怡勇、邵琼玲撰写,第4章、第5章和第6章由王卫杰撰写,第7章和第8章由李怡勇撰写,李怡勇、王卫杰撰写了第9章及本书附录。沈怀荣对全书进行了内容设计、统稿、并修改定稿。在本书研究撰写过程中还得到李智、杨露、鄢青青等人的帮助,吸收了他们参与完成的研究工作的成果及解决问题的智慧。在此向他们及对本书给予支持的同志一并表示衷心的感谢。

由于作者水平有限,成稿过程中难免出现疏漏,在此恳望读者批评指正。

作 者

2013年8月1日

目 录

前言

第 1 章 航天器空间撞击概述	1
1.1 航天器的种类与特征	1
1.1.1 航天器的种类	1
1.1.2 航天器的特征	5
1.2 航天器空间撞击的类型	7
1.2.1 航天器间的撞击	8
1.2.2 航天器与 KKV 的撞击	9
1.2.3 航天器与碎片的撞击	10
1.3 航天器空间撞击分析涉及的主要问题	12
1.3.1 超高速撞击技术	12
1.3.2 目标毁伤评估技术	17
1.3.3 航天器撞击解体模型	21
参考文献	22
第 2 章 航天器撞击交会模型	27
2.1 航天器描述模型	27
2.1.1 航天器构型分析	27
2.1.2 航天器等效模型	30
2.2 KKV 描述模型	34
2.2.1 KKV 等效模型	34
2.2.2 KKV 运动模型	36
2.3 空间碎片描述模型	36
2.4 弹目交会模型	37
2.4.1 矩形板交会模型	37
2.4.2 球体交会模型	38
2.4.3 长方体交会模型	39
2.4.4 圆柱体交会模型	39
2.4.5 射弹撞击角	40
参考文献	40

第 3 章 航天器撞击解体模型分析与改进	42
3.1 几种主要的撞击解体模型	42
3.1.1 早期模型	42
3.1.2 Battelle 模型	46
3.1.3 NASA 模型	48
3.2 撞击解体模型对比分析	52
3.2.1 撞击解体模型定性比较	52
3.2.2 撞击解体模型数值比较	55
3.2.3 撞击解体模型的建模基础	62
3.3 守恒定律分析	63
3.3.1 质量守恒	63
3.3.2 角动量守恒	64
3.3.3 能量守恒	65
3.4 SCBM 模型构建	66
3.4.1 撞击解体极限	66
3.4.2 质量分布	67
3.4.3 碎片质量与特征尺寸/直径关系的再讨论	69
3.4.4 尺寸分布	72
3.4.5 面质比分布	74
3.4.6 速度分布	78
3.5 SCBM 模型程序实现与案例分析	78
3.5.1 SCBM 模型算法	78
3.5.2 SCBM 模型程序开发	79
3.5.3 SCBM 模型与试验结果比较分析	81
参考文献	85
第 4 章 航天器与 KKV 撞击建模与分析	88
4.1 射弹撞击毁伤域	88
4.1.1 毁伤域的定义	88
4.1.2 毁伤域的求解	89
4.1.3 毁伤域求解案例	91
4.2 目标撞击解体域	93
4.2.1 薄板撞击孔径模型	93
4.2.2 撞击孔径模型验证	96
4.2.3 薄板层数求解	103
4.3 射弹退化模型	104

4.3.1 侵彻阻力模型	104
4.3.2 速度退化模型	105
4.3.3 长度退化模型	106
4.4 薄板撞击解体机理	108
4.4.1 碎片平均尺寸	108
4.4.2 应变率求解模型	110
4.5 碎片分布模型	115
4.5.1 指数分布	115
4.5.2 幂率分布	116
4.6 撞击试验案例分析	118
4.6.1 尺寸估计模型	118
4.6.2 SIBM 模型验证	120
参考文献	121
第 5 章 航天器非解体性撞击毁伤分析	125
5.1 航天器易损性分析	125
5.1.1 目标毁伤树分析	125
5.1.2 部件毁伤准则	128
5.1.3 目标毁伤等效靶	129
5.2 航天器撞击毁伤模型	131
5.2.1 THOR 侵彻方程	131
5.2.2 THOR 方程验证	132
5.2.3 毁伤概率模型	133
5.2.4 撞击毁伤案例	135
参考文献	136
第 6 章 航天器推进剂撞击爆炸分析	138
6.1 航天器推进剂撞击模型	138
6.1.1 航天器推进系统	138
6.1.2 推进剂贮箱	139
6.1.3 肼的性质	141
6.2 推进剂撞击起爆模型	142
6.2.1 起爆机理分析	142
6.2.2 冲击起爆判据	146
6.2.3 判据参数求解	147
6.3 撞击起爆模型验证	153
6.3.1 案例分析	153

6.3.2 SPID 模型数据	154
6.3.3 SPH 仿真数据	154
6.4 贮箱爆炸解体模型	156
6.4.1 当量原理	156
6.4.2 碎片初速模型	157
6.4.3 碎片分布模型	159
6.5 贮箱爆炸模型验证	161
6.5.1 速率衰减模型	161
6.5.2 碎片毁伤准则	162
6.5.3 贮箱爆炸案例	162
参考文献	164
第7章 空间撞击碎片云特性分析	166
7.1 空间碎片轨道预报与寿命算法	166
7.1.1 空间碎片轨道预报	166
7.1.2 撞击碎片云初始轨道分布特性	168
7.1.3 地球非球形引力摄动与平均根数法	169
7.1.4 大气阻力摄动	170
7.1.5 空间碎片寿命算法	170
7.2 撞击碎片云的演变过程	172
7.2.1 球形阶段	172
7.2.2 椭球形阶段	172
7.2.3 绳形阶段	173
7.2.4 螺旋线形阶段	173
7.2.5 全方位扩散阶段	174
7.2.6 球壳形阶段	174
7.3 撞击碎片云留轨特性快速算法	175
7.4 快速算法的计算案例与验证	176
参考文献	180
第8章 航天器与空间碎片撞击的风险分析	181
8.1 空间碎片环境通量模型	181
8.2 编目空间碎片碰撞预警	182
8.2.1 空间碎片分类	182
8.2.2 轨道预报和筛选	185
8.2.3 轨道预报误差	187
8.2.4 碰撞判据	188

8.2.5 碰撞规避	189
8.3 航天器与编目空间碎片的碰撞概率	190
8.3.1 基本假设	190
8.3.2 误差椭圆	190
8.3.3 交会坐标系	191
8.3.4 计算碰撞概率	194
8.4 航天器与短期碎片云的碰撞概率	198
8.4.1 各碰撞概率的关系和计算流程	198
8.4.2 航天器与单颗碎片的碰撞概率	199
8.4.3 航天器与碎片云的碰撞概率	205
8.4.4 轨道误差对计算碰撞概率的影响	206
8.4.5 航天器与碎片云碰撞的风险区域	206
8.4.6 仿真算例	207
参考文献	208
第9章 撞击碎片的环境危害性及其防护分析	210
9.1 空间碎片超高速撞击毁伤与防护	210
9.1.1 空间碎片撞击航天器的危害	210
9.1.2 航天器与超高速空间粒子的相互作用	211
9.1.3 航天器防护设计	212
9.2 空间碎片的环境分析	215
9.2.1 研究对象的界定	215
9.2.2 空间环境的现状与未来	215
9.2.3 空间环境的特点	221
9.2.4 空间环境的参量表征与资源估算	222
9.3 空间环境的防治策略与措施	225
9.3.1 防治的指导思想——可持续发展	225
9.3.2 空间碎片减缓的技术措施	226
9.3.3 减缓措施的费用分析	229
9.3.4 空间环境保护的法律研究	232
参考文献	235
附录A 联合国空间碎片减缓指南	239
附录B 航天器撞击解体分析评估软件	240

第 1 章 航天器空间撞击概述

1.1 航天器的种类与特征

1957 年 10 月,苏联第一颗人造卫星成功上天,人类从此进入空间时代。半个多世纪以来,航天技术及其应用迅速发展,已成为衡量一个国家综合国力的重要标志。人类航天活动的主要表现形式就是各类航天器在地球轨道空间的活动,截至 2012 年 8 月 1 日,在轨运行的有效航天器达 1016 颗。航天器是一种在地球大气层以外的宇宙空间,按照天体力学的规律运行,执行探索、开发和利用太空及天体等特定任务的飞行器^[1],按是否载人可分为无人航天器和载人航天器两大类。依据各自的用途和结构形式,航天器还可进一步细分,如图 1.1 所示。

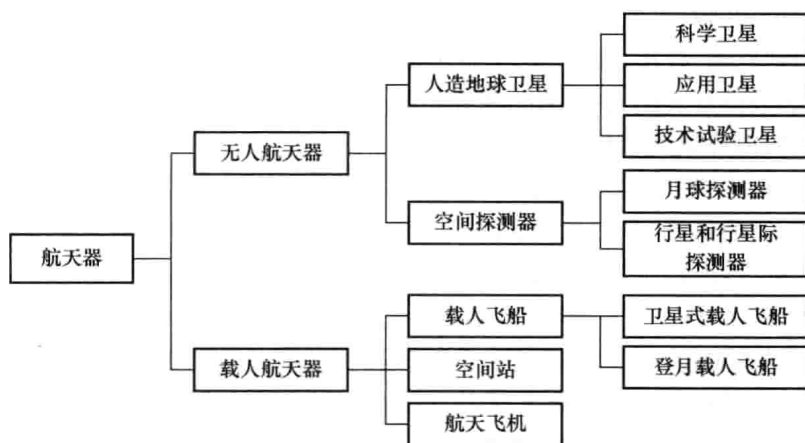


图 1.1 航天器的分类

1.1.1 航天器的种类

1. 无人航天器

无人航天器按是否环绕地球运行又可分为人造地球卫星和空间探测器两类。

1) 人造地球卫星

人造地球卫星是发射和使用数量最多的一类航天器,世界各国发射的人造卫星占航天器发射总数的 90% 以上。人造地球卫星有多种分类方法。按照卫星规模的大小,可以分为微型卫星、小型卫星、中型卫星和大型卫星;按照卫星的轨道特

征,可以分为近圆轨道卫星和椭圆轨道卫星,其中近圆轨道卫星又可分为低地轨道卫星(LEO)、中地轨道卫星(MEO)和静止轨道卫星(GEO);按照卫星的功能用途,可以分为科学卫星、技术实验卫星和应用卫星。

科学卫星用于科学探测和研究,主要包括空间物理探测卫星和天文卫星等。技术试验卫星是对航天领域中的各种新原理、新技术、新系统、新设备以及新材料等进行在轨试验的卫星。多数情况下,科学卫星也兼有技术试验功能。直接为国民经济、军事和文化教育服务的人造地球卫星称为应用卫星,主要有通信及广播卫星、气象卫星、测地卫星、地球资源卫星、导航卫星和侦察卫星等,还有专门军事用途的截击卫星,部分卫星还具有多种功能。按其是否专门用于军事目的又可分为军用卫星和民用卫星。

军用卫星是发射数量最多的一类卫星,现已达 2000 多颗,约占世界各国航天器发射数量的 2/3 以上。20 世纪 60 年代初,美国首先发射了具有明显军事目的的照相侦察卫星,从而宣告太空军事利用的正式开始。美国目前拥有世界上最庞大的军事卫星体系,据美国 UCSUSA 网站数据,截至 2010 年 4 月 1 日,美国在轨工作的军事卫星有 114 颗,其中侦察和监测卫星 31 颗、导航卫星 31 颗、通信及数据中继卫星 33 颗,气象卫星 6 颗。美军目前已初步具备将天基信息中的军事卫星综合运用到战略、战役、战术三个层次的能力,在最近几次其导演和参与的局部战争中,军事卫星形成的天基网络,覆盖了战争的全域和全程,是美国在最近几次局部战争中取得战争主动权的关键因素之一。

20 世纪 80 年代后期兴起的单一功能的微小卫星具有重量轻、成本低、研制周期短、见效快的特点,是卫星发展的新动向。在此基础上,90 年代人们提出了分布式卫星的概念,取得了重要进展,目前已进入工程实践和初期应用阶段。

近年来,人们又进一步提出了“分离模块航天器”(Fractionated Spacecraft Modules)的新概念,希望能够把一个航天器按功能分解为有效载荷、动力、能源、通信等专门模块,这些模块物理分离,通过编队飞行和无线传输方式构成一颗虚拟的大卫星,以完成特定的任务,如图 1.2 所示。这种“分离模块航天器”的概念一经



图 1.2 分离模块航天器概念示意图

提出,就得到了美国军方的高度关注,成为近年航天领域的热点问题。2007年,美国国防高级研究计划局(DARPA)为了试验这种理念提出了F6计划,该计划已成为“空间快速响应作战”(ORS)计划的一个重要组成部分。

2) 空间探测器

空间探测器是指对月球和月球以远的天体和空间进行探测的无人探测器,也称深空探测器,如图1.3所示。专门用于对月球进行探测的叫做月球探测器,其他统称为行星和行星际探测器。探测器的基本构造与一般人造地球卫星差不多,不同的是探测器携带有用于观测天体的各种先进观测仪器。

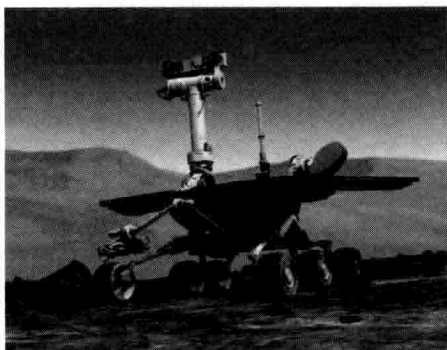


图 1.3 空间探测器示意图

月球是人类进行空间探测的首选目标。进入21世纪,世界上兴起了新一轮的探月热潮,美国、俄罗斯、日本、印度、欧洲航天局(European Space Agency, ESA)等分别公布了各自的探月计划并正在加紧实施。我国在2003年启动了名为“嫦娥工程”的月球探测计划,该计划分“绕—落—回”三个阶段实施:首先发射环绕月球的卫星,深入了解月球;接着发射月球探测器,在月球上进行实地探测;最后送机器人上月球,建立观测站,实地实验采样并返回地球,为未来的载人登月及月球基地选址做准备。

2. 载人航天器

载人航天器是人类在太空进行各种探测、试验、研究、军事和生产活动所乘坐的航天器,与无人航天器的主要区别是载人航天器具有生命保障系统。载人航天器可分为载人飞船、空间站以及航天飞机等。

1) 载人飞船

载人飞船是载乘航天员的航天器,又称宇宙飞船。载人飞船由运载火箭发射,容积较小,所运载的消耗物资数量有限,不具备再供给能力,而且只能一次使用。载人飞船上除具有一般人造卫星基本系统的设备外,还设有生命保障系统、重返地

球用的再入系统、应急逃逸系统、回收登陆系统等,这些系统的可靠性和复杂程度比一般的无人航天器高。按照运行方式的不同,目前已发射成功的载人飞船分为卫星式载人飞船和登月载人飞船两类,前者载人绕 LEO 轨道飞行,后者载运登月航天员。

1961 年 4 月 12 日,苏联宇航员加加林乘“东方”号飞船进入太空,标志着人类开创了载人航天的新纪元,为人类直接探索、开发和利用外层空间提供了条件。此后,苏联(俄罗斯)和美国又成功实现了多次载人飞行和登月计划。1969 年 7 月 20 日,美国人阿姆斯特朗和奥尔德林乘“阿波罗”11 号飞船登月成功,创造了人类涉足地外天体的记录。在 21 世纪,人类还可望实现登上火星的载人飞行。2003 年 10 月 15 日,CZ-2F 运载火箭搭载着我国第一艘载人飞船“神舟”五号胜利升空,实现了中国人几千年来的飞天梦。我国成为继俄罗斯、美国之后,世界上第三个有能力把航天员送入太空的国家。

2) 空间站

空间站是一种长期运行在轨道上、具备一定试验条件、可供多名航天员生活和工作的航天器,又称轨道站或航天站,是人在太空开展航天活动的重要基础设施。空间站通常由中心构架、对接舱、气闸舱、轨道舱、生活舱、服务舱、专用设备舱和太阳能电池阵列板等组成,一般采用模块化设计,分段送入轨道组装。空间站发射时不载人,也不载人返回地面,航天员和货物的运送由飞船或航天飞机完成。空间站的功能可以根据任务要求而变更或扩大,弥补了其他航天器功能单一的不足。

1971 年 4 月 19 日,苏联成功地发射了世界上第一个试验性空间站——“礼炮”1 号,标志着载人航天从规模小、飞行时间短的载人飞船进入规模较大、飞行时间较长的空间站应用探索与试验阶段。国际空间站(International Space Station, ISS)是人类历史上最庞大的航天工程,共有 16 个国家参与研制和运行。国际空间站结构复杂、规模大,由航天员居住舱、实验舱、服务舱、对接过渡舱和太阳能电池板等部件组成(如图 1.4 所示)。



图 1.4 国际空间站结构示意图

3) 航天飞机

航天飞机是世界上第一种也是目前唯一一种可重复使用的航天运载器,还是一种多用途的载人航天器。20世纪70~80年代,美国、苏联、法国和日本等先后开展了航天飞机研制计划,但只有美国的航天飞机投入使用。航天飞机由一个轨道器、两个固体火箭助推器和一个大型外挂贮箱组成,可以把质量达23000kg的有效载荷送入低地球轨道。航天飞机提供了在空间进行短期科学实验的手段,有许多国家的航天员参加了航天飞机的飞行。

1.1.2 航天器的特征

1. 航天器轨道

在近地空间内,如果一个物体距地面的高度不高、运动速度也不大,则它必将在地球引力的作用下,沿近似于抛物线的轨迹落到地面。那么,为什么月球不会落向地面呢?由力学原理可知,这是因为月球以1.02km/s的速度绕地球中心转动,这时它转动所产生的离心力恰好等于地球对它的引力,从而使它不会落向地面。由此可见,作为航天器发射入轨后在地球引力场中作无动力的惯性飞行而不落向地面,也必须具备一个合适的速度,才能像月球一样在空间绕地球转动,那么这个速度究竟要多大呢?

简单一点可从几何原理上得到解释,假定地球表面没有大气阻力,在地球表面附近,初速为零的物体在地心引力的作用下在1秒钟内会向地心方向下降4.9m。另一方面,由于地球是一个球体,从地球表面水平方向每前进7.91km,地面曲率使地球表面向下弯曲也恰好是4.9m。由此可知,一个物体在地球表面附近若以7.91km/s的速度水平飞行,其在地心引力的作用下向地面下降量与其向前飞行时因地面曲率使地面向下弯曲的下降量相同,此时该物体将沿地面作圆周运动而不会落到地面上,因此称7.91km/s为第一宇宙速度。

在一定的空间高度上,地球的引力是一定的,航天器在此高度上建立圆轨道的速度也是唯一确定的,在空间一点上,地球的引力与该点距地心的距离的平方成反比,空间的高度越高,地球的引力越小,因此,空间的高度越高,航天器建立圆轨道所需的速度也越小,航天器环绕地球作圆轨道运行时速率的大小是恒定的,当轨道高度为200km时,航天器作圆轨道运行的速度为7.78km/s。当航天器在离地面35786km的高度作圆轨道运动时,它的环绕速率为3.074km/s。

当航天器平行于地球表面运动的速度小于建立圆周轨道所需的速度时,航天器就会向地球方向回落,在回落过程中,航天器在地球引力的作用下加速,同时向绕地球转动的方向改变运动方向。如果在到达一个更低的高度上航天器平行于地球表面运动且其速度大于在此高度上建立圆轨道的速度,则航天器反过来向离开地球的方向运动并在地球引力的作用下减速,同时向绕地球转动的方向改变运动

方向,从而又重新回到原来的高度和速度。这样的结果是航天器将进入椭圆轨道运行。如果航天器由于在某一高度上平行于地球表面的运行速度低于建立圆轨道的速度并在向地球回落时其轨迹与地球表面相交,则航天器便会落在地球表面上而不能建立轨道运行。

同样的道理,当航天器在一个较低的高度上平行于地球表面的运动速度大于建立圆轨道的速度时,航天器就会向离开地球的方向运动并进入椭圆轨道运行,如果航天器的运行速度达到 11.19km/s (第二宇宙速度),航天器就会脱离地球引力场进入围绕太阳转动的轨道。如果航天器的速度更大,达到 16.65km/s (第三宇宙速度),航天器就会脱离太阳的引力场而进入宇宙空间。

2. 轨道根数

航天器轨道可以由 6 个轨道根数表示,分别是轨道半长轴 a 、偏心率 e 、轨道倾角 i 、升交点赤经 Ω 、近地点幅角 ω 和真近点角 f (或平近点角 M 、偏近点角 E 、过近点时刻 τ)。其中, a 和 e 表示轨道的大小和形状, i 和 Ω 表示轨道在空间的指向, ω 表示在轨道面内近拱点方向的指向, τ 表示过近拱点的时间。在描述航天器轨道时常采用地心惯性坐标系,如图 1.5 所示,其中原点 O 为地心, I 轴在赤道平面内指向春分点, K 轴垂直赤道平面指向北极, J 轴用右手法则确定。

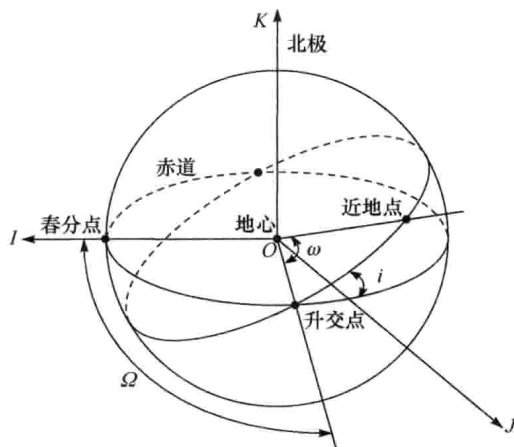


图 1.5 航天器地心赤道坐标系 IJK

在地心惯性坐标系中,航天器轨道根数定义如下^[2]:

- (1) 半长轴(semimajor axis) a :轨道主长轴的一半,对于圆或椭圆轨道 $a > 0$,抛物线轨道 $a = +\infty$,双曲线轨道 $a < 0$ 。
- (2) 偏心率(eccentricity) e :轨道的偏心率, $e \geq 0$ 。
- (3) 轨道倾角(inclination) i :轨道平面和赤道平面的夹角, $i \in [0, \pi]$ 。

(4) 升交点赤经(right ascension of the ascending node, RAAN) Ω :在赤道平面内从春分点向东度量到升交点的角度, $\Omega \in [0, 2\pi]$ (注意:它与升交点经度(longitude of the ascending node)有时被交换使用,但不是同一个概念,后者是从格林尼治开始度量的)。

(5) 近地点幅角(argument of perigee) ω :从轨道升交点沿航天器运动方向度量到近地点的角度, $\omega \in [0, 2\pi]$ 。

(6) 真近点角(true anomaly) f :从近地点沿航天器运动方向度量到当前位置的角度, $f \in [0, 2\pi]$ 。

第6个根数是随时间 t 变化的根数,故也被称作时间根数^[3]。一般情况下,上述变量可以定义航天器的轨道并描述任意时刻的位置,但是在计算特殊的圆轨道或赤道轨道时可能会引起麻烦。于是,又定义了三个辅助变量:

(1) 真近地点经度(true longitude of periapsis) $\tilde{\omega}_{\text{true}}$:从春分点向东度量到偏心率矢量 e 的角度,可以用于描述赤道椭圆轨道,当轨道倾角非常小时, $\tilde{\omega}_{\text{true}} \approx \Omega + \omega$, $\tilde{\omega}_{\text{true}} \in [0, 2\pi]$ 。

(2) 纬度幅角(argument of latitude) u :从升交点度量到目标位置的角度,可以用于描述倾斜圆轨道, $u = \omega + f$, $u \in [0, 2\pi]$ 。

(3) 真经度(true longitude) λ_{true} :从春分点向东度量到目标位置的角度,可以用于描述赤道圆轨道,当轨道倾角非常小时, $\lambda_{\text{true}} = \Omega + \omega + f$, $\lambda_{\text{true}} \in [0, 2\pi]$ 。

航天器的轨道根数与位置矢量 r 和速度矢量 v 之间可以进行相互转换。具体的转换方法可以参见文献[4],这里就不再赘述。

航天器在轨道上运行的寿命,取决于它的轨道平均高度,平均高度越高,空气阻力对它的影响越小,航天器的寿命就越长。航天器的轨道周期(即航天器绕地球飞行一周所需的时间),取决于它的飞行高度,飞得越高,周期就越长,它们之间的关系如表1.1所示。

表 1.1 航天器轨道高度与速度、周期的关系

高度/km	速度/(km/s)	轨道周期
0	7.91	84 分
200	7.78	88 分
500	7.62	95 分
1000	7.35	105 分
35786	3.07	23 时 56 分 04 秒

1.2 航天器空间撞击的类型

按照撞击体的不同,可将航天器遭受的空间撞击分为三种类型。第一种是航