

航天器动力学

——若干问题进展及应用

马兴瑞 王本利 苟兴宇 等著

科学出版社

2001

内 容 简 介

本书系统叙述航天器动力学若干问题的理论、方法及其工程应用,具体包括以下一些内容:航天器动力学的发展现状及其研究内容的基本体系;航天器连接结构的动力学模型及其非线性参数辨识;航天器复合材料杆件结构的静、动、热力学等效及其可视化设计;桁架结构金属接头的有限元剖分及计算;蜂窝夹层板结构动力学及其在航天器设计中的应用;柔性附件伸展动力学及其与航天器姿态的耦合动力学;大型柔性帆板展开动力学与航天器姿态动力学一体化仿真软件开发;非线性意义下的液体晃动动力学及液固耦合动力学。

本书适合力学、航天等专业领域的大学生、研究生及教师阅读,也可供从事该领域设计、分析及研究的航天科技工作者参考。

图书在版编目(CIP)数据

航天器动力学——若干问题进展及应用/马兴瑞,王本利,苟兴宇等著. —北京:科学出版社,2001.

ISBN 7-03-009026-8

I. 航… II. ①马… ②王… ③苟… III. 航天器-动力学-研究 IV. V41

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2000)第 81489 号

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>

印刷

科学出版社发行 各地新华书店经销

*

2001 年 9 月第 一 版 开本:850×1168 1/32

2001 年 9 月第一次印刷 印张:14 1/2

印数:1—1 500 字数:375 000

定价:28.00 元

(如有印装质量问题,我社负责调换〈北燕〉)

序 言

航天器动力学是研究航天器轨道运动、姿态运动、部件相对运动及变形运动以及它们之间各类耦合运动规律的学科。航天器动力学以经典牛顿力学、高等动力学、结构动力学、多(刚、柔)体动力学、复合材料力学、非线性动力学及稳定性理论、控制理论等为基础,是一般力学在航天器上的运用与发展。航天器是航天活动的主体,航天器动力学问题是航天器结构设计、轨道设计及姿态控制系统设计中首先要面对的基本问题,具有重要的理论意义及工程应用价值。随着航天事业的不断发展,航天器结构迅速趋于复杂化,运动因素更加复杂多样,控制要求大幅度提高,这都向航天器动力学提出了丰富的、多层次的研究课题。

本书主要介绍了作者们多年来在该领域取得的研究成果,内容涉及航天器动力学的若干研究热点与难点,就所讨论的每个具体问题而言,具有一定的系统性,但远不能涵盖整个航天器动力学的研究。本书可供有志航天的大学生、研究生了解航天器动力学的一些发展方向,也可为今后继续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,还可供航天器有关设计、分析人员参阅。

全书共分十一章,其中第一章由马兴瑞、王本利、苟兴宇撰写;第二章由马兴瑞、王本利、苟兴宇、王天舒撰写;第三章由吴志刚、马兴瑞、王本利撰写;第四章由吴志刚、马兴瑞、赵正聪撰写;第五章由文献民、王本利、徐胜今、陈昌亚、孔宪仁、赵承杰撰写;第六章由徐胜今、文献民、王萍萍、范季夏、罗文波撰写;第七章由宋宇、王萍萍、王天舒撰写;第八章由宋宇、王本利撰写;第九章由王天舒、马兴瑞、王本利、文献民、魏春撰写;第十章由苟兴宇、马兴瑞、尹立中撰写;第十一章由苟兴宇、马兴瑞、尹立中、邹经湘撰写。全书由

马兴瑞、王本利、苟兴宇统稿。

本书研究工作受到马兴瑞教授负责的国家教委跨世纪优秀人才计划基金项目“复杂结构非线性动力学和弹性动力学及其反问题”的资助,并受到王本利教授负责的国防“九五”重点预研项目“复杂卫星动力学及其一体化软件包编制”及马兴瑞教授负责的国防“九五”重点预研项目“航天器复杂结构非线性动力学分析与试验验证”等的资助。在多年的研究工作中,黄文虎院士、黄怀德研究员、邵成勋教授、邹振祝教授、曲广吉研究员、徐信华研究员、瞿玉棣研究员、曹喜滨教授、王照林教授、陈滨教授、李铁寿研究员、王旭东研究员、吕振铎研究员、孙承启研究员、李宝绶研究员、陈义庆研究员、严拱添研究员、孙宝祥研究员、陈祖贵研究员、胡军研究员、魏敬洪高级工程师、闫爱勤高级工程师、赵阳博士、牛玉清博士、杜德生博士、杨家军博士、刘丽霞工程师等同志都曾给予不同程度的支持,在此表示感谢。

书中不妥之处和错误,敬请读者指正。

作 者

2000 年 11 月

目 录

序言	
第一章 绪论	1
1.1 航天器动力学及其早期发展	2
1.2 现代航天器动力学问题的复杂性	3
1.3 航天器动力学的发展现状及其特征	5
1.3.1 局部动力学的研究	5
1.3.2 部件级子系统动力学的研究不断深入	7
1.3.3 耦合动力学研究进入非线性阶段	9
1.3.4 整体航天器动力学模型精化与一体化仿真	12
1.3.5 理论研究与工程应用	15
1.4 本书主要内容及发展之处	16
参考文献	24
第二章 航天器动力学研究内容的基本体系	30
2.1 航天器动力学的基本研究对象概述	31
2.1.1 刚体	32
2.1.2 挠性体	33
2.1.3 液体	37
2.1.4 连接结构	41
2.1.5 环境作用、控制与稳定性	43
2.2 常用坐标系	45
2.3 刚性航天器的动力学方程	48
2.3.1 地心引力场中质点的轨道动力学方程	50
2.3.2 非自旋航天器的天平动	50
2.3.3 无力矩自旋航天器的永久转动	53
2.4 多柔体航天器动力学方程	54

2.4.1	多柔体系统动力学微分方程的建立	54
2.4.2	多柔体系统约束方程的建立	65
2.4.3	考虑动量轮耦合效应时动力学方程的增广形式	66
2.5	刚性贮箱中液体的晃动	69
2.5.1	刚性贮箱中液体运动描述	69
2.5.2	液体小幅晃动理论基础	74
	参考文献	76
第三章	连接结构动力学模型与特性	81
3.1	连接结构在航天器中的用途及其构形	81
3.2	航天器连接结构模型	86
3.2.1	连接结构线性模型	86
3.2.2	连接结构非线性模型	87
3.2.3	连接结构随机参数模型	92
3.3	连接结构动力学特性及其对航天器的影响	93
3.4	小结	97
	参考文献	98
第四章	动力学系统非线性参数辨识	102
4.1	航天器连接结构非线性参数辨识研究概述	103
4.2	基于 FPK 方程的连接结构非线性参数辨识方法	105
4.2.1	用 FPK 方法求系统的精确稳态解	105
4.2.2	非线性参数辨识过程	107
4.2.3	辨识算例和结果	108
4.3	基于最优控制理论的连接结构非线性参数辨识	110
4.3.1	动力学系统辨识问题最优控制解的概念	110
4.3.2	连接结构非线性参数识别的思路	111
4.3.3	连接结构恢复力识别与状态最优估计	113
4.3.4	连接结构非线性参数识别	117
4.3.5	数值仿真算例	117
4.3.6	参数辨识试验	123
4.4	影响连接结构参数辨识结果的因素	125

4.4.1	测量噪声	125
4.4.2	非线性程度	125
4.4.3	对非线性系统状态的最优近似	126
4.4.4	非线性结构恢复力的估计	126
4.5	动力学系统辨识问题最优控制解的本质	127
4.5.1	动力学系统辨识与最优控制问题数学表述的一致性	127
4.5.2	系统辨识问题最优控制解的本质	130
4.6	确定性动力学系统参数辨识问题最优控制解理论	131
4.6.1	确定性动力学系统参数辨识问题的最优控制解	131
4.6.2	最优控制解的存在唯一性与 HJB 偏微分方程	132
4.6.3	确定性动力学系统参数辨识算法	136
4.6.4	不可微动力学系统参数辨识	137
4.7	小结	142
	参考文献	143
第五章	复合材料杆件结构等效模型及设计	147
5.1	等效模型的基本理论	150
5.1.1	位移模式	150
5.1.2	简化的本构关系	152
5.2	梁的内力及等效模量表达式	154
5.3	等效模量计算实例	158
5.3.1	理论计算及讨论	159
5.3.2	理论计算及实验验证	162
5.4	动力学等效模型	164
5.4.1	动力学方程的等效研究	165
5.4.2	复合材料杆件结构等效分析实例	167
5.5	复合材料圆管构件的等效温度膨胀系数	172
5.6	复合材料杆件的可视化设计	176
5.6.1	可视化软件的基本组成	177
5.6.2	设计实例	178
5.7	金属接头的有限元剖分及计算	180

5.8 小结	183
参考文献.....	184
第六章 蜂窝夹层板结构动力学及其在航天器设计中的应用 ...	187
6.1 蜂窝夹层板动力学研究的一般方法	188
6.2 蜂窝夹层板的力学模型	190
6.3 蜂窝夹层板动力学基本方程	194
6.4 蜂窝夹层板自由振动的解析研究方法	197
6.4.1 单向蜂窝夹层板自由振动的解析研究	197
6.4.2 正交各向异性蜂窝夹层板自由振动的研究方法	203
6.5 蜂窝夹层板静、动力学问题的等效分析方法.....	206
6.6 小结	212
参考文献.....	212
第七章 柔性附件伸展动力学.....	215
7.1 动力学方程	219
7.1.1 伸展悬臂梁	219
7.1.2 绳系卫星系统	222
7.1.3 板式附件	223
7.2 系统的基本特性分析	224
7.2.1 伪阻尼	224
7.2.2 结构稳定性	224
7.2.3 动力学方程耦合特性	227
7.3 系统的响应分析	227
7.3.1 非瞬态的齐次解	227
7.3.2 脉冲响应的突变—渐强振动	228
7.3.3 瞬时共振的延续和加强	230
7.4 伸展柔性附件动力学特性的近似解	232
7.4.1 改进的平均法	232
7.4.2 运动稳定性	236
7.4.3 非线性系统	236
7.5 小结	240

参考文献	241
第八章 伸展柔性附件与航天器姿态的耦合动力学	244
8.1 动力学方程	244
8.2 姿态控制系统关闭时附件—姿态的交互作用	246
8.2.1 弹性振动的影响	246
8.2.2 系统参数对交互作用的影响	249
8.3 附件—航天器姿态的耦合共振	252
8.4 耦合共振时特征值分布	256
8.5 对外激励的响应	261
8.6 对称柔性附件刚度失调后航天器各自由度的 拍振现象	264
8.6.1 力学模型	264
8.6.2 带对称柔性附件航天器模态局部化现象	266
8.6.3 拍振现象及其对姿态控制系统的影响	269
8.6.4 带伸展柔性附件航天器的各自由度的准拍振现象	274
8.7 小结	279
参考文献	279
第九章 大型柔性帆板展开动力学与姿态动力学	281
9.1 柔性多体航天器的动力学仿真程序 DRMS	284
9.2 采用绳索联动机构的卫星太阳帆板同步展开 问题研究	285
9.2.1 绳索联动机构的机理及其数学模型	286
9.2.2 帆板在展开过程中的不同步现象	290
9.2.3 同步控制机构参数对帆板展开运动的影响	295
9.2.4 展开驱动机构参数对帆板展开运动的影响	296
9.2.5 故障模式下的数值仿真	297
9.3 考虑铰链间隙的附件展开动力学分析	299
9.3.1 间隙的动力学特征及数学模型	300
9.3.2 内碰撞过程和铰间关节力	302
9.3.3 间隙对展开过程的影响	307

9.3.4 附件的弹性振动	309
9.4 帆板展开、锁定过程全局仿真	312
9.4.1 具有可变约束的多柔体系统的全局仿真策略	312
9.4.2 包含附件锁定过程的仿真方法	314
9.4.3 数值仿真和结果分析	318
9.5 小结	322
参考文献	323
第十章 液体有限幅晃动动力学	329
10.1 规则形状刚性贮箱中液体的小幅晃动	332
10.1.1 窄长贮箱中液体的小幅晃动	332
10.1.2 圆柱贮箱中液体晃动的模态分析	335
10.2 液体有限幅晃动的力学描述	346
10.2.1 微分描述:动边界边值问题	346
10.2.2 积分描述:推广的驻定压力原理	348
10.3 液体有限幅晃动的解析建模	350
10.3.1 速度势函数摄动法	351
10.3.2 泛函极值法	353
10.3.3 推广的 Galerkin 方法	358
10.4 受俯仰激励贮箱中液体的有限幅晃动	361
10.4.1 作俯仰运动窄长贮箱中液体的非线性晃动	362
10.4.2 作俯仰运动圆柱贮箱中液体的非线性晃动	371
10.5 小结	376
附录	378
参考文献	380
第十一章 液-固耦合动力学	384
11.1 液体-航天器耦合动力学建模	384
11.1.1 耦合系统基本模型	384
11.1.2 耦合动力学方程	387
11.1.3 非线性耦合动力学方程组的数值分析方法	402
11.2 耦合系统的幅频“跳跃”现象	405

11.3	耦合系统的多频响应及概周期响应·····	410
11.4	圆柱贮箱中液体面外晃动模态的同步 Hopf 分叉 现象·····	415
11.5	圆柱贮箱中节径的旋转规律·····	429
11.6	耦合系统的阻尼渗透现象·····	434
11.6.1	环形防晃挡板对耦合系统动特性的影响 ·····	435
11.6.2	弹性振动阻尼对耦合系统动特性的影响 ·····	437
11.7	小结·····	440
	附录·····	444
	参考文献·····	446

第一章 绪 论

飞行器在大气层外宇宙空间的航行活动称为航天。航天是 20 世纪人类认识和改造自然进程中最活跃的科学技术领域之一，也是人类文明高度发展的重要标志。航天技术与其他科学技术相结合开创了许多新的技术途径，诸如卫星通信、导航，卫星作气象预报、作地球资源考察、作太空试验等等。它们直接服务于国民经济的许多部门，产生了巨大的经济效益与社会效益。迄今为止的航天活动，虽然还只是人类离开地球这个摇篮的最初几步，但它的作用已远远超出科学技术领域，对政治、经济、军事以至人类社会生活都产生了广泛而深远的影响^[1]。

人类从事航天活动，离不开航天基本理论的指导，同时也极大地依赖于大量技术科学成果与工程技术手段。这些航天基本原理和指导工程实践的综合性技术科学，称为航天学 (astronautics)^[1]，又称星际航行学。它是各种基础科学和技术科学应用于工程实践而发展起来的。航天学包括很多分支学科，如空气动力学、航天热物理学、燃烧学、航天材料学、火箭制造工艺学、航天器制造工艺学、飞行控制与导航理论、空间电子学、航天系统工程学、航天医学等。在所有这些分支学科中，航天动力学应占据首要的、基础性的位置。

航天动力学 (astrodynamics)^[1] 也称星际航行动力学，它是研究航天器与运载器在飞行中所受的力及其在力作用下的运动的学科。这些运动包括航天器的质心运动，称轨道运动；航天器相对于自身质心的运动和各部分的相对运动，称姿态运动；以及与航天器发射、航天器轨道机动飞行有关的火箭运动。航天动力学是一般力学在航天领域的应用与发展。

显然，航天器是执行航天任务的主体，在航天活动、航天动力

学中居于核心的地位^[1,2]。

1.1 航天器动力学及其早期发展

在地球大气层以外的宇宙空间中基本上按照天体力学的规律运行的各类飞行器均属于航天器(space craft)的范畴。航天器是多种多样的,有不同类的分类方法^[2]。按用途分类,有军用卫星、民用卫星,有通信卫星、遥感卫星、导航定位卫星、科学卫星等;按技术分类,有地球同步轨道卫星、太阳同步轨道卫星、深空探测器,返回式卫星、不回收卫星,或者自旋稳定卫星、双自旋稳定卫星、三轴稳定卫星、绳系卫星等,还有按是否载人分飞船、空间站与无人航天器等。通常则分为人造地球卫星、空间探测器与载人航天器。

航天器由结构系统、温度控制系统、姿态控制系统、电源系统、无线电遥测遥控和跟踪系统、有效载荷系统以及回收系统等基本分系统组成^[3]。航天器一般要经过三个飞行阶段,即发射段、运行轨道段与降落轨道段。因此,动力学问题是航天器轨道设计、结构设计及姿态控制系统设计中首先要面对的基本问题。

广义地讲,航天器动力学(spacecraft dynamics)是指航天器的轨道运动和姿态运动所涉及的所有动力学问题,这里动力学包括了运动学、稳定性等含义,航天器运动控制也可以视为航天器动力学的一部分。狭义地讲,航天器动力学主要是研究航天器固有的各类动力学特性及其姿态动力学^[4]。

要全方位地叙述近几十年来航天器动力学方面的研究成果几乎是不可能的。下面主要以一些观点来概述我们对这一领域状况的总体认识。

自从前苏联 1957 年 10 月 4 日发射世界上第一个航天器——“人造地球卫星一号”以来,航天器经历了由简单到复杂、由低级到高级的发展历程。相应地,在各个不同发展阶段,航天器动力学也呈现出不同的特点。

在空间探测初期,航天器规模较小、结构紧凑、构造简单,而且

对航天器控制性能要求不高,因此在动力学研究中把它当作刚体来处理,并且可以得到满意的结果.但是也有例外,最典型的例子是1958年美国发射的第一颗人造地球卫星“探险者一号”.该卫星入轨后采用自旋稳定,由于悬在星体外面的四根鞭状天线的弹性振动,造成系统的内能耗散,最后导致卫星姿态失稳而翻滚.在这之后,陆续有些卫星因为非刚性运动的影响而导致姿态控制性能下降或失稳^[5].

后来人们意识到,既然问题出在卫星内部活动部件的运动,就应该放弃理想刚体的假设,代之以准刚体模型.准刚体模型是指在考虑运动学问题时把星体视为刚体,而在考虑动力学问题时又要计入星体非刚性运动所引起的内能耗散.准刚体模型相当准确地描述了早期卫星的动力学特性,并进一步给出了自旋卫星、双自旋卫星的合理的稳定性判据.

60年代中期对重力梯度稳定卫星可伸展薄壁杆在日光照射下的热弹性振动的研究,以及对带挠性天线的自旋卫星的稳定分析表明:挠性振动不只是姿态控制的干扰,而且是受控对象的一部分.多刚体系统和充液刚体系统动力学也受到重视.到70年代末,以刚体为主体的航天器的姿态动力学问题已基本得到解决.

1.2 现代航天器动力学问题的复杂性

随着航天事业的发展,航天承担的任务越来越多,航天器规模越来越大,并迅速趋于复杂化.这种复杂性体现在以下三个方面.

首先是结构的复杂化.以国际通讯卫星V为例,该星带有两个太阳能电池翼,每翼由三块板组成,每块尺寸为 $1.91\text{m} \times 1.70\text{m}$.两翼展开后跨度达 15.60m ,而且卫星质量受发射条件的限制,使得卫星的刚度很低,弹性运动的影响再也不能忽略不计.另外,该卫星为了获得较长时间的工作寿命,还携带有大量液体燃料供变轨、轨道保持及调姿使用,因此液体晃动的影响也不能忽略.这样一来,用刚体或半刚体模型都无法准确描述星体的动力

学特性,必须提出新模型来研究航天器的动力学问题与控制问题^[5]. 我国的第一颗全轨道三轴稳定、双组元推进式通信卫星“东方红三号”于 1987 年开始研制. 卫星本体为长方六面体,体内有圆柱形中心承力筒. 筒内有两个球形推进剂贮箱,上下排列,每个贮箱直径为 1050mm,是当时世界上最大的卫星贮箱. 起飞时,液体推进剂重量占全星重量的 57%. 星体南北两侧有太阳帆板,东侧有抛物面通信天线. 帆板和天线在发射时均为折叠状态,入轨时即分别一次完全展开. 展开后帆板总翼展达 18 米,其转动惯量占全星 60%. 这样的构形对姿态动力学与控制提出了更复杂的课题,成为我国空间技术发展史上一个重要的里程碑^[6].

从空间获取信息、材料和能源是航天器发展的长远目标^[1]. 航天飞机的发射成功,天地往返运输系统的出现,使得航天器的规模不再受一次发射条件的限制,大型航天器如空间站可在空间用模块式结构对接组装而成. 随着空间组装和检修技术的成熟,人类将在空间建设各种大型系统,例如直径上千米的大型光学系统、长达几公里的巨型天线阵和永久性空间站等.

在航天器结构趋于复杂化的同时,其运动因素也更加复杂多样. 一般来说,航天器整体在空间要历经轨道转移、机动、保持、返回制动或交会对接等运动,要承受地球引力、气动力、太阳光压、地磁力矩及其他环境作用,要经历失重、微重、低重、慢旋等多种工况. 航天器部件将完成伸展运动、展开运动、大角度机动等刚体运动,将激发或抑制振动、波动、晃动乃至碰撞等弹性体或流体特征的运动^[4].

研究对象的复杂化还体现在航天器控制目标的增多以及控制精度、稳定性指标的迅速提高上. 早期的航天器体积较小,结构刚性较高,且多为自旋稳定方式,故一般采用被动控制或半主动控制. 姿态测量和姿态控制都是针对航天器本体这个刚体进行的,控制精度通常为几度至十分之几度. 后来发展起来的通信卫星和广播卫星要求天线指向精度约为波束宽度的十分之一. 对地观测卫星需要识别目标并定位,要求较高的姿态准确度(十分之几度)

和姿态稳定度(几角秒每秒). 天文卫星需要极高的姿态准确度(几角秒)和姿态稳定度(10^{-3} 角秒每秒量级)^[1]. 这些卫星均需要采用高性能的主动控制系统进行控制. 跟踪与数据中继卫星是 20 世纪 80 年代中期开始发展起来的复杂通信卫星,它要求对卫星本体姿态及天线指向同时进行控制,而且天线指向精度比目前普通的通信卫星姿态控制精度高一个数量级^[7,8]. 巨型航天器如空间站还需要考虑分布参数控制的问题. 某些特殊部件,如航天器上的大型天线反射面、光学反射面等不但要求控制其指向而且需要控制其形状. 例如对一个直径为 100m 的天线的表面尺寸的控制,要求控制精度为 10mm 量级^[1].

航天器结构的日趋复杂性、运动因素的多样性及控制要求的大幅度提高,向航天器动力学提出了丰富的、多层次的研究课题. 这些课题大大调动了广大航天、力学、控制等专业的科研工作者的研究热情. 大量的文章在航空、航天、力学等类国际、国内期刊中发表出来. 国内的譬如《宇航学报》、《航空学报》、《力学学报》、《中国空间科学技术》等期刊几乎每期都有数篇航天器动力学方面的文章. 在美国航空与宇航学会(AIAA)主办的 7 种著名学术期刊中,从“AIAA Journal”,“Journal of Guidance, Control and Dynamics”及“Journal of Spacecraft and Rockets”等刊的年度检索中均可以直接找到航天器动力学的主题索引. 广义地讲,流体动力学(fluid dynamics)、结构动力学(structural dynamics)等索引下开列的文章亦有很多可归属航天器动力学的范畴.

1.3 航天器动力学的发展现状及其特征

从航天器动力学的发展现状来看,它呈现出以下五个方面的特征,具体进展参见相关章节.

1.3.1 局部动力学的研究

按从局部到整体的次序,第一个特征表现为局部动力学的研

究受到越来越多的关注。目前局部动力学问题的研究对象主要包括连接结构、界面结构等。

大型航天器主要由桁架、梁、板、壳等简单子结构通过连接结构组装在一起。通常,这些子结构的力学特性可以用线性模型来很好地描述。但是,在航天器结构动力学分析以及工程应用研究中,连接结构的动力学特性研究却始终是一个比较薄弱的环节。工程需要与研究现状的差距使得航天器连接结构动力学特性分析与参数辨识问题逐渐引起研究者的注意^[9]。

对在轨航天器结构的动力学分析与实验表明,连接结构是结构非线性和无源阻尼的主要来源^[10]。在轨航天器中的连接结构所产生的阻尼和结构非线性比其他因素(诸如材料结构阻尼与刚度,几何大变形等)所产生的阻尼与非线性高出一至二个数量级。连接结构的阻尼和非线性刚度分布于各离散位置上,对整体结构的模态造成影响,导致模态密集和非线性耦合等现象,给准确预测大型复杂空间结构的动力学特性带来许多困难。这些因素使得在复杂航天器结构动力学问题的研究中连接结构的建模、动力学特性分析以及实验技术成为一项非常重要的研究内容。

在连接结构或连接机构中,间隙的存在带来大量的动力学问题。著名的哈勃望远镜就曾因太阳能帆板连接处存在间隙再加之昼夜温差的影响而导致帆板的“卡死-滑动”周期性运动,使其不能精确定位^[11]。机构连接间隙导致两种运动状态:带有摩擦的滑动和空转下的内撞击^[12]。这些运动将会引起附件的变形和振动,进而影响到整体航天器的姿态,降低有效载荷的指向稳定度,甚至可能导致局部结构、机构的松动以至疲劳破坏。

大型空间结构中的主框架结构一般为使用大量连接件的桁架式结构,这类结构的动力学问题具有很丰富的内容,目前有许多文献的研究以这类结构为背景^[10]。这些研究的内容包括:连接结构本身的力学特性(包括建模与参数辨识);连接结构参数的变化对整体结构动响应的影响;连接结构的存在引起的系统运动的分叉和混沌现象;连接结构与整体结构比例模型的理论分析与实验研

究等。由此可见,航天器连接结构的动力学问题具有丰富的工程应用背景,也要求有与之相适应的深刻的理论分析方法和先进的实验技术手段。

总体来看,目前局部动力学的研究主要集中于单个间隙所引起的诸种动力学问题。可以预期,含大量间隙结构的动力学问题将逐步引起重视,并且谐波平衡法及统计能量法等方法将成为处理这类问题的主要手段。

航天器连接结构动力学特性分析与参数辨识问题的研究,不仅可以为大型复杂空间结构的动力学特性预测及控制方案设计提供参数,还可以为新型号的设计提供参考,对于缩短航天器的设计和试验周期,提高结构安全性和延长使用期限都有重要的意义。

1.3.2 部件级子系统动力学的研究不断深入

目前航天器动力学发展的第二个特征是部件级子系统动力学研究的深入,最典型的表现是非线性问题及时变问题的研究。这里所说的部件包括天线、太阳帆板、大型桁架等挠性子结构,我们也可以把贮箱中液体视为一种特殊的子结构。航天器上挠性附件的振动可能引起卫星体定向的失稳,液体的旋动或晃动则给航天器的控制带来不可忽视的扰动。在线性意义下,作为弹性部件的杆、梁、板、壳等简单子结构的力学特性的研究已经相当深入与成熟。全充液贮箱中液体的旋动及部分充液贮箱中液体小幅晃动的研究也取得了满意的结果^[13~15]。航天器运动因素的复杂化直接导致了目前部件级子系统动力学研究的非线性或时变特征。航天器大角度的机动可能导致挠性附件大幅度的振动以及液体大幅度的晃动,这属于几何非线性的范畴。航天器入轨后,挠性天线或绳系子卫星的伸展、太阳帆板的展开及贮箱中液体的瞬时大量消耗等则是时变动力学的研究对象^[16]。

作为一个经典的颇具启发性的例子,我们不妨来稍稍详细地回顾和讨论一下作大范围运动挠性部件动力学近期的一些研究状况。这里大范围运动的含义是刚性平动和转动。平动包括了伸

展、回收等运动,转动有绕一轴的转动和任意转动.显然,大范围刚性运动给悬臂梁等挠性结构的变形运动产生了特殊的影响,使其具有固定悬臂结构所不具备的新的变形运动特征.早期的处理办法是不计大范围运动和变形运动的耦合,将大范围运动所导致的惯性力以载荷的形式加诸变形运动.后来采用混合坐标法来解决这一问题,但仅在刚性运动幅度不大、运动速率较小时才能给出满意的结果.随着柔性航天器、柔性机械臂等向高速、轻质、高精度等方向发展,该动力学问题越来越突出,亟待解决.实际上这个问题的实质在于刚性运动与挠性变形运动耦合的程度,这种耦合也构成了多柔体系统动力学的基本特征,这在后面还要谈到.从部件级动力学的角度,我们主要考察刚性运动对变形运动的作用,它主要体现在两个方面.一方面是合理描述弹性构件的变形,在建模过程中保留大范围运动影响大的那些项,忽略影响小的项.Kane较早研究这一问题,并命名为“动力刚化”问题^[16].以基座绕某一轴作大范围转动为例,综合有关文献[17~19]可以看到,转动对挠性梁变形运动至少具有以下三个层次的影响.其一,大范围的角运动 α 将激励挠性梁的变形,其明显因素是角加速度 $\ddot{\alpha}$ 引起的切向惯性力;其二,角速度和梁的弯曲运动耦合产生柯氏力作用.在梁变形运动微小时,这个柯氏力的方向沿着梁的方向指向根部或端部,在梁的变形运动幅度较大时,该柯氏力将在梁平衡位置轴线的垂直方向存在分量;其三,由角运动引起的离心惯性力始终有在径向将梁拉直的趋势.刚性运动对变形运动的第二个方面的作用体现为在离散过程中大范围运动对弹性体模态的影响.有关研究表明,当大范围运动随时间变化时,该系统不存在结构动力学意义下的固有频率和固有振型^[20].

在近期工作中,文献[20]在建模中考虑了中面变形,文献[21]对挠性转动臂的振动与弯曲进行了解析求解,文献[22]研究了离心力场中外悬臂梁及内悬臂梁的分叉特性等.可以相信,沿着大范围运动的多样性,解析、数值、试验等研究方法的不同及动力学、稳定性多种特性的考察等方向发展下去,该典型问题的研究还会

涌现大量的成果。

航天器中液体大幅晃动的研究是难度很大的课题,在考虑到复杂贮箱形状、表面张力效应、防晃装置设置等多种因素后尤其如此。近年来,国际国内均在该领域内进行了大量的探索和研究^[13,23~32]。但在工程应用中,液体大幅晃动问题主要靠试验来解决^[33]。

可以推测,兼有几何非线性及时变特征的部件级动力学问题将是进一步研究的重点。部件级动力学研究的发展还体现在其他很多方面。例如线性模态理论的深入研究^[34~36],基于波动的航天结构动力学的研究^[37~39],航天器复合材料构件的静力学、动力学等效模型研究^[40,41]及智能材料、智能结构在航天工程中的应用^[42~44]等等。

1.3.3 耦合动力学研究进入非线性阶段

系统级耦合动力学的研究进入非线性阶段是航天器动力学在现阶段发展的第三个特征。航天器局部结构、运动特征所导致的动力学现象最终总得通过系统级的动力学行为反映出来,研究部件级动力学的目的也是为了考察航天工程实际对象中各部分之间的相互作用。从相互作用这个意义上讲,耦合动力学具有极为广泛的含义。航天工程中的耦合动力学一般指结构耦合动力学问题。文献[45]认为结构耦合动力学主要是研究某个主要的固体结构系统与其他结构和多种非结构因素相互作用的一门学科。多种非结构因素包括气声、液流、电、磁、热力学、控制等等。从航天动力学角度讲,典型的结构耦合动力学问题很多,如导弹锥形弹头与空气流之间激振所致的耦合振动、火箭箭体与输液管路中液体间耦合的所谓 POGO 振动、星箭耦合振动、卫星姿态与轨道运动的耦合问题等等。由于复杂航天器刚、弹、液介质的多样性,耦合动力学问题更是航天器动力学研究中的重要课题。多刚体动力学^[46,47]、多柔体系统动力学^[48~50]研究的重点均在于各部件之间的耦合动力学问题。这些学科的迅速发展和走向成熟,在很大程

度上得益于大量复杂航天器动力学问题的推动. 实际上, 狭义的航天器动力学或航天器姿态动力学正是以处理挠性附件振动、液体晃动与中心刚体姿态运动之间的耦合问题, 建立刚-弹-液耦合系统的离散化动力学方程并在此基础上进行系统设计分析和仿真作为本学科的主要内容的^[5,51,52]. 这样的动力学方程是航天器姿态控制、指向控制的基础, 也是大系统稳定性分析的基础.

从工程实际来看, 1997 年发射成功的“东方红三号”卫星姿态动力学模型代表了我国目前航天器耦合动力学的工程应用水平. 建模中利用了星体姿态小角速度运动、挠性附件小幅振动及液体小幅晃动等工程假设. 一方面, 将太阳帆板和抛物面天线看作附着在刚性中心体上的挠性附件, 采用混合坐标法建模. 建模中需要挠性附件作为悬臂结构的前几阶主振型、频率和阻尼比, 以及由主振型特征函数导出的平动耦合系数和转动耦合系数. 这些参数经厂家对实际结构(含安装支架)用有限元法算得. 另一方面, 针对液体晃动, 根据卫星在不同运行阶段所具有的加速度方向和大小的不同, 建立了远地点点火、位置保持向东加速、向西加速、向南加速和低重力等五种条件下的横向微幅晃动模型. 所采用的等效力学模型是弹簧-质量系统或摆系统. 模型参数包括晃动频率、晃动质量及位置、固定质量及位置. 这些参数分别用有限元计算和 1:1 模型作常重力下晃动特性实验得到. 通过统计分析, 确定了比较合理的晃动参数允差范围. 利用晃动特性试验得到的阻尼比数据较符合实际. 基于上述工作, 最终建立了共计 40 阶的刚-柔-液耦合系统动力学常微分方程^[6]. 我国目前正在论证和进行预研的跟踪与数据中继卫星(TDRS)^[53]充分体现了前述结构复杂、运动复杂、控制要求高等三大特点. 可以预期, TDRS 的研制必将大大提高我国航天器刚-弹-液复杂系统动力学和控制的研究水平.

在理论探讨中, 刚柔耦合动力学与贮箱类液固耦合动力学的研究可以看作是两个典型的例子. 在小幅度运动意义下, 刚柔耦合动力学可以通过混合坐标法建立离散化动力学模型^[54~57], 贮箱类液固耦合动力学研究中则通常将液体小幅晃动的等效模型引

入耦合系统进行处理. 这种线性意义的耦合动力学研究已经较为成熟. 目前理论探讨开始逐步转移到以非线性耦合为特征的研究阶段. 中心刚体带一个或数个挠性附件是刚柔耦合动力学与控制研究中被广泛考察的一类系统^[17,20,58~61]. 这些研究工作围绕动力学耦合系统数学模型的建立、动力学性态的分析、耦合因素的讨论、稳定性的论证、数值方法的探讨及控制器的设计等内容在不同角度展开. 需要指出的是, 前面谈到的基座作大范围运动情况下悬臂梁上各点在惯性空间中的运动实际上已经具备了多柔体系统的耦合特征. 当外激励的变化规律可以任意给定时, 容易理解以下事实, 即若基座大范围运动是任意的, 则悬臂梁的全部动力学行为所张成的空间应与中心刚体带同样悬臂梁所组成的耦合系统中梁的动力学行为空间一致. 区别在于, 在刚柔耦合系统研究中, 还要注重挠性附件对中心刚体六个自由度或部分自由度刚性运动之影响的考察, 这一点在设计控制系统时体现得十分突出. 而从纯粹的动力学意义上讲, 刚柔耦合系统的耦合特征主要是通过其固有特性、初值响应明显体现出来的. 正是由于可能动力学行为空间的一致, 文献在研究中心刚体加一个挠性附件所构成的典型刚柔耦合系统时, 最后常退化为对给定中心刚体转动规律情况下挠性附件运动特性的考察. 同样因为这种一致, 前面提到的大范围转动对悬臂梁变形运动的三个层次的影响亦在不同文献的耦合系统建模中分别得到体现^[17].

在对贮箱类液固非线性耦合系统动力学问题作理论探讨时, 人们很早就想到在一个弹簧振子上固定一个刚性贮液箱这一力学模型^[62,63]. 其实, 用这个模型来描述高层细长建筑的顶部水箱减振系统已经是相当准确的了. 在这一模型中无论是弹簧振子取非线性还是贮箱中液体晃动采用非线性模型, 都能得出与线性耦合模型迥然不同的耦合特征. 后来文献[64]将航天器的特征振动也简化为一个线性的弹簧振子, 并在振子上固定一个圆柱贮箱, 系统受激后贮箱中液体作大幅非线性晃动. 同样基于类似的液体晃动动力学行为空间的一致性, 作者设计出一套半物理仿真装置. 在

试验装置中只有液体晃动系统出现,弹簧振子的运动则由仿真器进行求解并按求解结果驱动贮箱,就这样完成了液固非线性耦合实验.文献[65,66]推广了文献[64]的模型,在贮箱中设置防晃挡板,在 X, Y, Z 三个方向上均安装弹簧-阻尼器,并赋予它们扭簧、扭阻的功能,于是新的模型可以包含航天器的六类低阶特征振动(三维平动、三维转动).文献[66]应用 Mathematica 软件克服了文献[64]导出全部保留自由度动力学方程的困难,所建立的动力学方程能够预见文献[64]实验发现的重要动力学现象,并发现了液体面外主模态与次模态的同步 Hopf 分叉现象及关于阻尼行为的阻尼渗透现象.文献[67]研究了文献[66]模型中转动耦合的情况,针对不计表面张力情形发展了较为简洁的建模方法,发现在贮箱俯仰角运动较小时转动耦合具有与平动耦合大致相同的动力学行为.

无论是对非线性刚柔耦合系统的研究,还是对非线性液固耦合系统的研究,最后应都能得出这样的结论,即非线性耦合系统的动力学行为具有与线性耦合系统不同的特征,也具有与非线性子系统不同的特征,非线性耦合系统中非线性子系统的响应不能通过相应孤立非线性子系统的响应来预示.这是因为孤立的线性子系统耦合在一起以后,实质的改变仅在于固有特性的改变,而非线性的引入则使耦合系统呈现出大量的耦合的动响应特征.

总体来说,刚体运动有小角度运动与大角度运动之分,弹性变形有微小变形与有限变形之分,液体晃动有小幅晃动与大幅晃动之分.在刚-弹-液耦合动力学系统中任何一点非线性因素的引入均会使问题大大复杂化,这是非线性作用的体现,尤其是耦合作用的体现.它给航天器动力学的研究提供了广阔的空间.

1.3.4 整体航天器动力学模型精化与一体化仿真

在航天工程中,无论是局部动力学的探讨、部件级动力学的研究,还是耦合动力学行为的分析,归根结底是为航天器整体动力学的建模、分析、仿真、设计等服务.当代航天器动力学的第四个发

展特征可以概括为整体航天器动力学模型的精化与一体化仿真,直接为工程服务. 航天技术的高、精、尖特征要求航天器离散化动力学方程及其求解必须足够精确,能准确有力地反映物理实际. 航天器结构日趋复杂化与航天工程应用的方便又要求离散化动力学方程及其求解能够适应仿真计算机和软件的当前水平. 这样两个互相矛盾的因素推动着航天器动力学工程应用的发展.

正如前面提到的那样,刚体模型与准刚体模型对早期航天器的动力学描述是简单的、有效的. 随着航天器规模的扩大、附件挠性的增强及液体晃动因素的引入,航天器动力学模型逐步发展为刚-弹耦合模型及刚-弹-液耦合模型. 对三轴稳定航天器而言,在这样的耦合模型中,工程中一般假设刚体作慢速运动,挠性附件变形很小,从而可以采用混合坐标方法完成刚-弹耦合多体航天器的动力学建模,再根据工程实际假定航天器在轨运行时液体晃动总是小幅度的,则采用线性等效模型来描述液体晃动,最终完成刚-弹-液耦合动力学建模,并在此基础上进行各种条件下的数值仿真及控制器设计. 事实上,这样的线性耦合模型是对现代大型复杂航天器所作的简化的动力学描述. 我国“东方红三号”卫星及国际上类似的大型复杂航天器的成功发射与运行表明,这样的动力学模型在工程中也是可行的. 但在轨飞行中也暴露出一些新的问题. 比如,遥测数据表明整体航天器在轨运行的特征频率较地面理论计算及实验值有明显降低,分析认为这是铰链间隙造成的结果^[68,69]. 又如,由于对液体大幅晃动特性缺乏认识,在线性耦合模型(中心刚体姿态运动仍然可以是非线性的)中倾向于将液体晃动阻尼取得很小. 于是基于该模型所进行的控制器设计虽然具有充足的稳定裕度,却往往过分保守,等等. 这些问题的出现要求根据飞行试验结果对目前工程中所采用的线性耦合模型或模型参数作出适当的改进,如适当地计入间隙对特征频率的影响,合理地估计晃动阻尼等. 经过稍加改进的模型是对线性耦合模型的一次超越. 然而发展是没有止境的. 为了增加有效载荷容量,降低发射成本,将来的航天器将取消防晃装置. 为了延长工作寿命,减少燃

料消耗,需要加强航天器大角度快速机动及重新定位的动力学描述.可以推断,随着新要求的提出,新问题的涌现,特别是飞行经验的积累,整体航天器动力学模型将愈来愈精确,完成对原有模型的反复超越,形成螺旋上升的态势.

在直接针对工程或面向工程的航天器动力学研究中,动力学分析设计的软件开发及系统集成是十分重要的环节,也是工作量很大的环节.这种软件开发及系统集成应该是航天器动力学与软件工程的交叉学科,要求其工程实用性好、通用性强、效率高等等^[70].这里与航天器动力学密切相关的有两个层次的问题.其一是反映特定介质的运动、动力学参数识别或特殊运动类型的动力学模块的开发;其二是可以适应多类复杂航天器分析设计需求的并具有强大前后处理能力的软件系统集成.其中特定介质的运动包括刚性运动、弹性变形及液体晃动等.特殊运动类型包括各类耦合动力学问题、局部动力学问题等.由于功能不同,各类航天器结构、运动形式等动力学因素亦不相同.在第二个层次的系统集成中,必须使得软件系统具备广泛的适应性,根据具体问题组合不同模块,完成对航天器的分析设计.在航天器动力学软件开发及系统集成中,国内五〇一部^[70~73]、哈尔滨工业大学^[74,75]、上海交通大学^[76,77]、清华大学^[26,32]、国防科技大学^[5]等单位的多位专家从不同角度作了大量的工作.

为了稍稍具体地说明整体航天器动力学的研究问题,我们不妨将目前在轨运行和在研的复杂航天器大致分为三类.一类是以刚-弹-液耦合为主要特征的航天器.它的子系统动力学及整体动力学问题在上面已经作为例子详细谈到过.另一类是所谓的大型柔性空间结构(large flexible space structure, LFSS).LFSS一般由基本的框架结构向一个方向或两个方向周期性地延伸拼接而成,这些基本框架又称典型元素,由梁、杆、拉索或板组成.无论是在已上天的卫星中,还是在未来的太空试验室、太空电站以及太空城的设计中,LFSS都是基本的组成部分.LFSS在航天技术中不仅充当柔性附件,而且可以作为航天器的主体.LFSS的研究包括典

型元素选型这一特殊的子系统动力学问题。根据 LFSS 独特的特征,有限元方法及等效连续模型方法或它们的混合方法在数学建模研究中被广泛地采用。前面提到的波动模型方法也主要是针对 LFSS 提出来的。LFSS 在未来宇航事业发展中具有重要意义,它给航天器动力学提出了很多新的研究课题^[78]。绳系卫星系统是文献中广泛加以研究的第三类复杂航天器,并且在国际上已进行了数次这方面的试验^[60,79~82]。这种卫星由主卫星——空间站或航天飞机、子卫星以及连接系绳构成。系绳模型的选择是绳系卫星系统建模的关键问题。绳系卫星动力学的研究涉及运动学、电动力学等内容,需要考虑伸展、保持、收回、切断及升降等运动形式。文献[83]对绳系卫星系统动力学问题的研究作了提纲式的评述。

航天器与航天器之间相对运动动力学的研究总体上讲方兴未艾,这是当前航天器动力学研究的第五个特征。其中航天器与航天器之间交会对接动力学^[84,85]的研究已有时日,星座技术所带来的动力学问题及空间站伴随卫星动力学问题^[86,87]的研究才起步不久。

1.3.5 理论研究与应用

综上所述,前面概括并阐述了当前复杂航天器动力学研究的五个方面的发展特征,也就是航天工程向航天器动力学所提出的多个层面上的发展要求^[88~93]。其中前三个方面的特征标识了理论探讨的发展趋势,第三特征也涉及工程应用问题,第四个特征则是对航天器动力学工程应用研究状况的直接描述。理论探讨是广泛的、超前的,工程应用则是具体的、比较现实的。理论探讨常表现出典型构件运动形式、动力学特征的复杂,而工程运用则常体现为简单构件、简单运动的复杂组合。然而两者又是密不可分的,工程实际不断地向理论研究提出新现象、新问题,而理论研究的重要成果则一步步渗透到工程应用中,理论与工程的结合对于这两方面都是有益的,并将对航天器动力学的发展起到更有力的推动

作用.

1.4 本书主要内容及发展之处

本书内容是马兴瑞教授负责的国家教委(现称教育部)跨世纪优秀人才计划基金项目“复杂结构非线性动力学和弹性动力学及其反问题”及马兴瑞、王本利教授承担的国防基金“九五”重点预研项目“航天器复杂结构非线性动力学分析与试验验证”及“大型复杂航天器结构动力学及其一体化软件编制”等课题研究成果的一个总结. 这些项目包括了航天器连接结构动力学、航天器复合材料结构动力学、航天器柔性附件伸展动力学、展开动力学及其与航天器姿态的耦合动力学以及航天工程中的液体大幅晃动动力学及液-固耦合动力学等多方面的研究内容. 在相关工作的基础上, 经过我们五年来的努力, 一方面在理论上取得了可喜的成绩, 另一方面结合实际型号需要, 部分研究成果直接实现了为工程服务, 并获得设计部门的好评.

首先, 在第一章绪论中简要介绍了航天器动力学的学科背景、工程背景及发展简史, 分析了现代航天器动力学问题的复杂性, 从不同层面深入讨论了航天器动力学在现阶段的发展特征.

本书第二章勾勒了到目前为止已形成的航天器动力学的学科体系, 从航天器动力学的三类介质基元——刚体、挠性体及液体出发, 分别介绍了刚性航天器、多柔体航天器动力学方程以及航天工程中液体运动的力学描述与重液体的小幅晃动理论.

第三章总结大量文献资料, 系统地介绍了连接结构在航天器工程中的用途、构型、模型及其对整体航天器动力学特性的影响. 连接结构模型即连接结构的数学力学描述问题是处理与连接结构有关的动力学问题过程中所遇到的关键性问题. 本章对该问题进行了较全面的讨论, 分析了已有连接结构线性模型、非线性模型及系统级集总参数建模、有限元建模等模型与建模方法的优缺点. 本章强调了建立连接结构随机参数模型的必要性, 并给出了初步

的随机线性及随机非线性模型。

通过参数辨识方法来给出连接结构的确切数学模型是解决航天器连接结构动力学关键问题的最重要、最常用的方法。本书第四章站在连接结构处于安装位置处及具体情况下这样的高度，一般性地讨论了动力学系统非线性参数的辨识方法。这些方法包括基于随机非线性振动理论的 FPK 方程方法及基于最优控制理论的辨识方法等。其中第一种方法利用 FPK 方程将非线性弹性恢复力表示为白噪声激励下系统响应的概率密度的函数。只要测得了系统响应的概率密度，再算出其导数，就可以方便地计算出具有非线性刚度特征的连接结构的力-状态曲线。第二种方法采用最优控制算法来识别非线性结构所传递的恢复力，估计结构的运动状态，然后基于这两组数据及模型先验知识来辨识模型参数。该方法是针对含测量噪声的更一般的对象提出来的。本章还介绍了运用该方法辨识系统局部非线性参数的一个实验，从理论上分析了影响辨识结果的几个重要因素。不难理解，只有系统非线性动力学效应明显时，其中连接结构等因素所引起的非线性动力学参数才是可辨识的。本章最后阐述了系统动力学参数辨识问题的最优控制解本质，系统地表述了确定性动力学系统参数辨识问题的最优控制解理论。该理论从目标函数所满足的 HJB 偏微分方程出发，论证了参数辨识问题最优控制解的存在惟一性。最后针对连接结构数学模型经常存在的间隙等非光滑特征，在 HJB 方程黏性解概念基础上，进一步表述了非光滑动力学系统参数辨识问题的理论。

本书第五、六章所讨论的内容具有明显的工程应用特征。第五章可分为两大部分。第一部分讨论了航天器桁架结构中大量采用的复合材料圆管杆件向均质杆进行静力学、动力学及热力学等效的问题。这里的复合材料圆管杆件由均布在树脂基中的拉伸强度极高的纤维材料按不同角度分层铺设、缠绕而成。本章指出，采用对称均衡缠绕的复合材料圆管杆件的静、动、热力学参数可以很好地进行宏观等效。静力学等效的实质是在一定约束条件下进行

刚度等效,本章的静力学模型考虑了梁的横向剪切效应,因此不但可以计算杆件的等效弹性模量,而且可以计算其等效剪切模量.动力学等效的实质是刚度与惯性同时等效.由于本章在进行静力学等效时,已将与惯性密切相关的量相等作为约束条件引入,故对同一杆件,其静、动力学等效结果是一致的.热力学等效体现为轴向等效温度膨胀系数的预报.本章详细表述了这三种等效理论,并在数值实验中加以运用和检验.本章第二部分直接面向工程,一方面以上述等效理论为基础,对纤维复合材料圆管杆件进行了可视化设计,另一方面讨论了可进行人工干预的桁架结构金属接头的有限元建模问题.

第六章讨论了航天器工程中正在或即将采用的蜂窝夹层板的动力学问题及其用于航天器结构设计时的等效分析方法.首先综述了蜂窝夹层板动力学研究的一般方法,介绍了蜂窝夹心向正交各向异性板的等效描述及夹层板的位移模式.运用 Hamilton 原理导出蜂窝夹层板的动力学方程后,解析地讨论了单向蜂窝夹层板及矩形蜂窝夹层板的自由振动问题.本章最后阐述的等效方法适用于结构对称的一般夹层板.

本书第七、八章讨论柔性杆件伸展动力学及其与航天器中心刚体的耦合动力学问题.第七章以伸展悬臂梁、板及变长度弦为代表,介绍了柔性附件振动动力学方程的导出及无量纲化过程.以悬臂梁为重点,细致讨论了其挠性振动的伪阻尼特征、结构稳定性及振动过程中各种作用的耦合特征.接下来,系统初值响应、受迫响应的数值实验结果揭露出柔性附件伸展系统独特的动力学行为.本章最后改进了非线性振动研究的平均法,给出了伸展附件挠性振动这一一般时变系数动力学系统的初值响应的近似解.

第八章给出了中心刚体带对称伸展柔性附件的航天器模型的动力学方程.航天器的俯仰运动及附件的各阶挠性振动是系统的广义坐标.以这组动力学方程为基础,本章通过大量数值实验分别讨论了姿态控制系统关闭及开启情况下挠性振动与姿态运动这两类运动的相互作用问题.当姿控系统关闭时,本章讨论了弹性

振动对姿态运动的影响及系统中中心刚体惯量与附件无量纲抗弯刚度等参数对两类运动的影响. 当姿控系统开启时, 本章讨论了两类运动的耦合共振及其特征值分布以及系统的受迫响应. 当航天器中心刚体两侧柔性附件伸展速率有一定误差时, 会导致两侧柔性附件挠性振动的刚度失调. 本章最后介绍了一种由刚度失调所致的十分有趣的现象, 即航天器各自由度的“拍振”现象.

第九章以 2.4 节给出的多柔体航天器动力学方程组为基础, 首先简单介绍了作者所开发的 DRMS 程序. 基于该程序, 本章详细讨论了航天器大型柔性帆板在多种情况下的展开动力学问题及帆板展开锁定过程的全局仿真问题. 本章采用绳索联动机构作为卫星太阳帆板的同步展开机构, 论述了该机构保证帆板展开基本同步的机理, 并给出了机构工作的数学模型. 通过数值模拟揭示并讨论了帆板展开过程的不同步现象及其与展开机构有关参数之间的关系. 数值模拟还展示了同步展开控制机构在故障模式下的备份作用. 接下来, 本章将铰链间隙引入展开动力学分析中, 讨论了展开过程的内碰撞现象、铰间关节力及间隙对多柔体航天器姿态和帆板弹性振动的影响. 从帆板展开到锁定, 航天器结构经历了一个变拓扑的过程. 本章最后讨论了具有可变约束的多柔体系统的全局仿真策略, 将碰撞、锁定前后所满足的动量、角动量守恒条件及锁定后速度相等条件作为约束条件并入系统约束方程中, 实现了航天器帆板展开锁定过程的全局仿真.

本书第十章及第十一章介绍了航天工程中液体大幅晃动动力学及非线性液-固耦合动力学研究的一些成果. 第十章首先讨论了规则刚性贮箱中液体小幅晃动的模态分析、模态选择性及受激特征等一系列基本概念, 给出了刚性贮箱中液体大幅晃动的微分、变分两种力学描述方式. 接下来重点介绍了液体大幅晃动的几种解析研究方法, 即泛函极值法、速度势函数摄动法及推广的伽辽金方法等. 最后运用基于两类变量的泛函极值法建模, 并采用多尺度方法求解, 从而深入讨论了窄长贮箱及圆柱贮箱两种贮液箱在受到俯仰激励情况下液体的非线性晃动动力学现象, 并与有关实