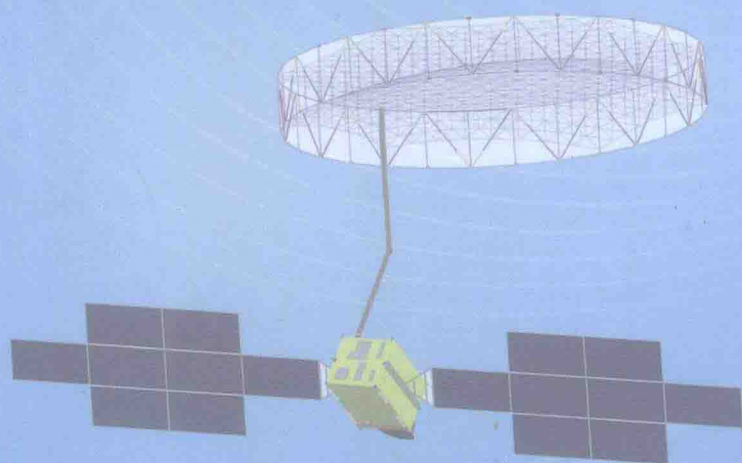


结构动力学续篇

——在飞行器设计中的应用

郑钢铁 著



科学出版社

结构动力学续篇

——在飞行器设计中的应用

郑钢铁 著

科学出版社

北 京

内 容 简 介

不同于传统的结构动力学教科书,本书是作者和指导的研究生对自 2001 年结合一些重大航天工程项目的结构动力学分析与设计工作的总结,是在经典结构动力学理论与方法基础上的发展。虽然本书重在介绍结构动力学研究领域取得的研究和工程应用进展,但是仍以教学和技术参考书的功能为主,在各章首先对相关研究方向进行概述,然后结合具体的理论和方法问题,介绍如何解决问题和发展新的理论与方法。全书由五部分组成,即典型结构建模方法(第 2 章和第 3 章)、模态分析方法(第 4 章和第 9 章)、计算分析方法(第 5 章和第 6 章)、模型聚缩方法(第 7 章和第 10 章)和面向设计的方法(第 8 章和散布在各个章节的实际工程应用实例)。本书中提供了三个实际卫星结构的有限元模型,并且包括对一些结构动态设计问题和经验的讨论。

本书适合于作为空间飞行器和大气层内飞行器设计专业研究生的教学参考书和工程技术人员的技术参考书。

图书在版编目(CIP)数据

结构动力学续篇:在飞行器设计中的应用/郑钢铁著. —北京:科学出版社, 2016. 9

ISBN 978-7-03-049991-2

I. ①结… II. ①郑… III. ①飞行器—设计—结构动力学 IV. ①V47

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2016) 第 229571 号

责任编辑:刘信力/责任校对:彭 涛

责任印制:张 伟/封面设计:陈 敬

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>

北京东华虎彩印刷有限公司印刷

科学出版社发行 各地新华书店经销

*

2016 年 9 月第 一 版 开本:720×1000 B5

2016 年 9 月第一次印刷 印张:29 1/4

字数:572 000

定价:188.00 元

(如有印装质量问题,我社负责调换)

谨以本书献给我的博士生导师黄文虎教授，
祝他九十岁生日快乐、健康长寿！

前 言

结构动力学在很多情况下也称为结构振动,是直接为结构设计服务的一门学科.结构动力学分析与计算是飞行器设计中一个重要任务,由此设计的结构动力学性能直接决定了飞行器的技术性能.现代飞行器结构的重要特征是轻质和高柔性,外载荷和结构动力学特性的相互作用已经不能解耦,因此,结构的动力学的任务还包括了设计结构动载荷,即承担了结构动态设计的任务.此外,对于柔性飞行器,结构动力学的另一项重要任务是提供姿态和飞行控制用动力学模型.

尽管关于结构动力学的研究和工程应用可以追溯到一个世纪以前,但结构动力学至今仍然是一个非常活跃的学科,特别是现代高性能飞行器的发展,给结构动力学研究不断提出新问题和新的挑战.反过来,结构动力学的研究工作也为飞行器设计不断提供新思路、新理论和新方法,推动飞行器设计技术的发展.结构动力学研究的发展得益于自 2001 年以来航天和航空技术的快速发展.在这短短的十五年中,中国航天取得了载人航天、探月、高分遥感卫星等举世瞩目的成就,结构动力学在这些成就的背后都起到了关键的作用,这些重大工程项目也推动了结构动力学研究的发展.本书的主要内容也是在完成相关任务中逐渐充实和完成的.

本书不同于传统的结构动力学教科书,是对作者和指导的研究生在结构动力学领域自 2001 年起的研究工作的总结,是在经典结构动力学理论与方法基础上的发展,故书名定为《结构动力学续篇》,适合于作为飞行器设计专业的教学参考书和工程技术人员的技术参考书.在过去的很多年中,作者和学生承担了许多实际的空间飞行器研究和工程项目,也作为专家参与了一些重要空间飞行器项目的评审和故障分析工作,这些项目和工作的特点是对结构动力学理论和方法的发展与应用,因此,本书中提供的应用和计算实例据来源于这些项目(三个实际卫星结构的有限元模型,请参阅 www.ecsponline.com—本书书名—资源下载),并且包括对一些结构动态设计问题和经验的讨论.希望借此来加深读者对结构动力学理论的理解和提高解决工程实际问题的能力,特别是明确结构动力学在结构设计中的任务与作用.上述说明实际上是本书副标题的来源所在.虽然以空间飞行器为应用实例进行讨论,但是书中的理论和方法同样适用于解决大气层内飞行器的结构动态设计问题.

本书的大部分内容取自作者多年来指导的博士研究生和硕士研究生的论文.在将主要研究精力集中在结构动力学与飞行器结构设计领域之初,作者对学生的论文工作进行了规划,加上作者的研究工作和工程应用工作,希望最终能够形成一本

面向飞行器设计应用的研究型教材。尽管研究和应用工作仍然在继续,本书的内容基本上实现了最初的规划,何况研究永远不会完美,也希望能够借此为推动结构动力学的研究以及在飞行器设计中的应用和发展做出一点微薄的贡献。

实际上,现在完成本书的根本目的是以此作为向我的博士生导师黄文虎教授九十岁生日的献礼,2016年将是黄先生的九十周岁诞辰。是黄先生将我引入飞行器结构动力学研究领域。三十年前第一次见到他的情景还历历在目,因此,2015年也是我从事航天研究工作三十周年。结构动力学是黄先生的主要研究领域,他大力倡导结构动力学参与航天器结构设计,推动并引领了结构动力学研究的发展和工程应用。有幸作为他指导的第一批博士研究生,作者一直将结构动力学作为一个主要研究方向,故此,也亲历了航天器三十年的发展和结构动力学在航天器设计中的作用。这里谨将此书献给黄文虎教授,祝敬爱的导师健康长寿。

对本书做出贡献的研究生都已经在航天和相关部门从事结构和飞行器研究设计工作。包括在中国空间技术研究院工作的刘明辉、何玲、王光远、王緬、关新、刘丽坤、白少俊、梁鲁这几位博士;在中国运载火箭技术研究院工作的张静、王晓雷、邢建伟、赵晓利这几位博士;在中国电子科技集团工作的蔚飞博士;在上海卫星工程研究所工作的申志春博士。还要感谢我的本科导师和硕士生导师张志华与王之秋教授及硕士导师组成员徐伯清教授、马强教授和张天元高工,博士生导师组成员邵成勋教授和邹经湘教授。在多年的飞行器设计动力学研究和设计工作方面,得到了许多航天界前辈的指导与帮助,包括刘竹生和方新心虎两位学长、龙乐豪总师、范本尧总师、徐胜华总师、贺祖名总师、李青总师等。还要感谢许许多多仍然工作在航天工业第一线的朋友、校友、同学、师兄弟和学生,本书中很多想法是在和他们讨论和共同工作中收获的,很多想法的实现也是依赖于他们的努力。

结构动力学是一个传统的研究领域,研究工作之所以不仅仅停留在应用层面上,而是能够开展深层次的理论和方法研究,需要特别感谢各个方面的资助,包括国家航天局民用航天预先研究项目、国家自然科学基金、航天型号项目的资助。其中,特别需要感谢早年负责国家航天局民用航天预先研究项目的田玉龙博士的大力支持。

郑钢铁

2015年夏于清华园

目 录

前言

第 1 章 绪论	1
1.1 结构动力学在飞行器设计中的任务与问题	1
1.2 内容安排	3
参考文献	5
第 2 章 典型阻尼部件与结构建模	6
2.1 引言	6
2.1.1 阻尼减振的应用发展	6
2.1.2 局部阻尼减振技术	7
2.1.3 常用阻尼形式	8
2.2 金属橡胶阻尼分析与建模	10
2.2.1 金属橡胶材料的复刚度模型	10
2.2.2 金属橡胶阻尼材料的等效粘性阻尼	14
2.3 流体阻尼分析与建模	15
2.3.1 流体流经环形间隙	15
2.3.2 流体流经薄壁小孔	17
2.3.3 流体流经长阻尼孔	18
2.3.4 机械弹簧	20
2.3.5 流体阻尼隔振器的数学模型	21
2.4 约束阻尼结构及其阻尼建模	23
2.4.1 粘弹性材料基本理论	23
2.4.2 约束阻尼结构有限元建模	24
2.4.3 约束阻尼结构的非线性阻尼等效	26
2.4.4 等效模型的特征值问题	29
2.4.5 等效模型的奇异处理与模型缩聚	30
2.4.6 数值算例	32
2.5 本章小结	33
参考文献	33
第 3 章 典型连接结构建模	36
3.1 引言	36

3.1.1	连接结构建模问题研究状况	37
3.1.2	连接界面模型	41
3.2	包带连接分析建模	44
3.2.1	假设和定义	44
3.2.2	预紧力、S-V 面和 V-R 面接触力分析	46
3.2.3	R-R 面接触力分析	49
3.2.4	摩擦力分析	52
3.2.5	有限元列式	55
3.2.6	计算过程	61
3.2.7	计算实例	65
3.2.8	总结	69
3.3	非参数化模型实验建模	69
3.3.1	基本方程	70
3.3.2	未测自由度频响函数估计方法	73
3.3.3	动力学特性识别统一方程	76
3.3.4	算例与讨论	77
3.3.5	小结	84
	参考文献	85
第 4 章	复模态计算	90
4.1	引言	90
4.1.1	阻尼结构复模态计算方法概述	90
4.1.2	子结构方法概述	92
4.1.3	应用于非比例阻尼结构的计算方法	94
4.2	阻尼结构的特征值问题	95
4.2.1	比例阻尼结构特征值问题	95
4.2.2	非比例阻尼结构复特征值问题	96
4.2.3	特征值算法小结	98
4.3	求解非比例阻尼特征问题的改进 Lanczos-QR 算法	98
4.3.1	特征值问题标准化的分块三角分解方法	99
4.3.2	改进的复矩阵双正交 Lanczos 算法	100
4.3.3	求解矩阵特征问题的 QR 算法	102
4.3.4	复特征向量的求解	103
4.3.5	算法实现	105
4.3.6	数值算例	107
4.4	子结构模态综合的理论基础与基本方法	109

4.4.1	理论基础	109
4.4.2	固定界面模态综合法	110
4.4.3	自由界面模态综合法	110
4.5	非比例阻尼结构的状态空间模态运动方程	111
4.5.1	非亏损系统	112
4.5.2	具有刚体模态的亏损系统	112
4.6	状态空间子结构复模态综合方法	115
4.6.1	改进的非亏损子结构的剩余附加模态	115
4.6.2	改进的亏损子结构的惯性释放剩余附加模态	117
4.6.3	非亏损和亏损子结构的剩余附加模态之间的关系	121
4.6.4	状态级子结构模态综合	122
4.6.5	模态选取准则	123
4.6.6	数值计算实施方法	125
4.7	子结构数值算例	126
4.7.1	自由-自由阻尼梁结构	126
4.7.2	阻尼卫星结构	130
4.8	本章小结	132
	参考文献	134
第 5 章	阻尼结构响应分析计算	137
5.1	引言	137
5.1.1	频率响应分析方法概述	137
5.1.2	瞬态响应分析方法概述	142
5.2	频率响应方程	145
5.2.1	比例阻尼结构的频率响应计算	146
5.2.2	非比例阻尼结构的频率响应计算	147
5.3	频率响应的变预处理迭代解法	147
5.3.1	定常迭代解法概述	148
5.3.2	Jacobi 迭代法	150
5.3.3	变预处理迭代法	150
5.3.4	数值计算实例	154
5.4	阻尼结构瞬态响应计算问题分析	156
5.5	瞬态响应计算的复模态叠加法	158
5.5.1	状态空间复模态分析	158
5.5.2	复模态空间初始条件	159
5.5.3	载荷模型与方程求解	160

5.5.4	状态空间内物理速度和加速度响应的不一致解	162
5.5.5	数值分析	166
5.6	伪力形式的模态叠加法	172
5.6.1	模态叠加法	172
5.6.2	伪力形式的模态叠加法	173
5.6.3	模态空间初始条件	175
5.6.4	伪力形式模态叠加法的扩展	175
5.6.5	数值计算实例	176
5.7	子结构综合法	177
5.7.1	子结构划分	177
5.7.2	子结构综合	179
5.7.3	子结构综合法计算流程及特点	180
5.7.4	数值计算实例	181
5.8	本章小结	185
	参考文献	185
第 6 章	局部非线性结构响应计算分析	190
6.1	引言	190
6.1.1	含局部非线性结构的模型降阶方法概述	191
6.1.2	非线性动力学问题的分析方法	195
6.1.3	连接结构中非线性因素对结构动力学特性的影响	199
6.2	局部非线性结构动力学方程的降维	200
6.3	基于 Newmark 直接积分方法的局部迭代计算	202
6.4	瞬态响应数值计算实例	204
6.4.1	反作用飞轮扰动对在轨卫星的影响	204
6.4.2	简谐基础激励下卫星结构的稳态响应	222
6.5	简谐响应计算方法	224
6.5.1	简谐激励响应的局部迭代计算	224
6.5.2	基础谐波情形下的结构响应计算	225
6.5.3	高阶谐波情形下的结构响应计算	227
6.5.4	描述函数的计算	229
6.5.5	求解计算收敛准则	230
6.5.6	简谐响应计算过程描述	231
6.6	频响函数计算	231
6.6.1	比例阻尼情况	231
6.6.2	非比例阻尼情况	232

6.6.3 迭代初始条件的选取	234
6.7 简谐响应数值算实例	235
6.7.1 具有局部非线性的悬臂梁结构	235
6.7.2 具有局部非线性连接的卫星结构计算	242
6.8 含有广义非线性连接结构的组合结构计算问题	245
6.8.1 现有方法概述	245
6.8.2 基础谐波情形的组合结构计算	252
6.8.3 高阶谐波情形的组合结构计算	255
6.8.4 求解计算问题	258
6.9 组合结构数值计算实例	259
6.9.1 含广义非线性连接的弹簧-质量系统	259
6.9.2 具有广义连接结构的悬臂梁结构	261
6.9.3 具有局部非线性连接的卫星结构	262
6.10 本章小结	264
参考文献	265
第 7 章 物理模型缩聚方法	274
7.1 引言	274
7.1.1 模型聚缩方法概述	274
7.1.2 模态缩聚方法概述	276
7.2 无阻尼子结构模型缩聚方法	276
7.2.1 结构虚拟约束模态分析	277
7.2.2 建立模型缩聚坐标变换式	277
7.2.3 利用模态有效质量建立缩聚模型	278
7.2.4 静定子结构缩聚模型	280
7.2.5 根据模态有效质量选取主要模态	282
7.3 阻尼子结构模型缩聚方法	283
7.3.1 结构虚拟约束复模态分析	284
7.3.2 建立模型缩聚坐标变换式	285
7.3.3 利用模态有效质量建立缩聚模型	286
7.3.4 静定子结构缩聚模型	288
7.3.5 根据模态有效质量选取主要模态	289
7.4 缩聚模型动特性分析	289
7.4.1 缩聚模型的固有频率	290
7.4.2 缩聚模型的频响函数	291
7.4.3 缩聚模型的响应	291

7.5 数值计算实例	292
7.5.1 质量-阻尼-弹簧系统	292
7.5.2 大型空间展开结构	294
7.6 本章小结	295
参考文献	296
第 8 章 结构动态特性修改	298
8.1 引言	298
8.1.1 结构动态修改方法概述	299
8.1.2 非线性结构动力学特性的灵敏度分析方法概述	299
8.2 频响函数模型修改方法	300
8.2.1 频响函数模型修改理论	300
8.2.2 改进的频响函数模型修改方法	302
8.2.3 基于频响函数模型修改的阻尼子结构综合方法	303
8.2.4 数值计算实例	308
8.3 基于频响函数灵敏度的结构动力学设计	310
8.3.1 频响函数灵敏度分析	310
8.3.2 基于子结构方法的频响函数灵敏度分析	311
8.3.3 算法的工程应用	313
8.3.4 基于频响函数的子结构动态设计方法的基本步骤	316
8.3.5 数值计算实例	317
8.4 非线性参数对简谐激励响应的影响计算方法	320
8.4.1 数值延拓方法	322
8.4.2 计算过程描述	326
8.4.3 数值计算实例	327
8.5 简谐激励响应的灵敏度计算公式	331
8.5.1 对局部非线性参数的灵敏度计算	331
8.5.2 对激励幅值的灵敏度计算	332
8.5.3 对激励频率的灵敏度计算	332
8.6 关键点及其对应幅值的灵敏度计算	332
8.6.1 共振频率和共振幅值的灵敏度计算	333
8.6.2 简单转折点对应的频率及其幅值灵敏度计算	338
8.6.3 数值计算实例	341
8.7 本章小结	344
参考文献	344

第 9 章 模态导数	347
9.1 引言	347
9.1.1 动应力集中的弹性波理论	347
9.1.2 应变/应力梯度求解方法概述	349
9.1.3 模态导数的工程应用	351
9.2 应力模态	352
9.2.1 运动方程的建立	352
9.2.2 位移模态与应变/应力模态	355
9.2.3 应力模态叠加法与动应力集中	365
9.3 应力梯度求解方法	367
9.3.1 应力梯度的超收敛分片恢复法	368
9.3.2 应力梯度的场分析方法	370
9.3.3 数值计算实例	374
9.4 灵敏度计算	379
9.5 非比例阻尼与复模态导数	382
9.5.1 复模态及其导数	382
9.5.2 复应变模态	384
9.5.3 复应变模态梯度	389
9.6 复模态叠加与灵敏度	390
9.7 数值计算实例	391
9.7.1 法兰连接结构有限元建模与分析	393
9.7.2 径向套接结构有限元建模与分析	395
9.7.3 应力集中情况对比	397
9.7.4 非比例阻尼的影响	399
9.8 本章小结	400
参考文献	401
第 10 章 柔性航天器动力学建模与降阶	406
10.1 引言	406
10.1.1 航天器动力学建模的发展历程	406
10.1.2 动力学建模的原理与方法概述	407
10.2 全柔性卫星的动力学建模	410
10.2.1 全柔性卫星构型和结构描述	410
10.2.2 坐标系定义	410
10.2.3 航天器位形模型化描述	411
10.2.4 系统质点速度表达	413

10.2.5	弹性运动的模态综合	414
10.2.6	系统动力学方程的建立	417
10.3	含阻尼柔性连接结构的系统动力学方程	420
10.4	系统输出模型和传递函数	421
10.4.1	中心体的姿态模型和传递函数	422
10.4.2	有效载荷的姿态模型和传递函数	424
10.4.3	卫星动力学特性仿真分析	429
10.5	模型降阶	436
10.5.1	基于传递函数的部件模态降阶	437
10.5.2	内平衡等价的系统模态和部件模态降阶	439
10.5.3	降阶过程总结	443
10.5.4	数值分析	444
10.6	本章小结	448
	参考文献	449
索引		451

第1章 绪 论

1.1 结构动力学在飞行器设计中的任务与问题

在飞行器设计中, 结构动力学的根本任务是以最小的结构重量代价获得最佳的动力学特性与性能, 而实现这一目标的基础是准确的有限元模型和准确的结构动态特性和响应计算结果. 这里, 动力学性能由动力学特性所决定. 动力学特性包括: 固有频率、模态空间分布、阻尼水平. 动力学性能是结构与外载荷和任务要求相互作用的结果, 主要包括: 振动幅值、振动幅值空间分布、振动衰减时间等.

对于线性结构, 根据模态叠加原理, 结构对外载荷激励所产生的动位移响应可表示为有限个模态叠加的形式,

$$x(t) = \sum_{i=1}^n a_i q_i(t) \phi_i \quad (1-1)$$

通过应力-应变关系, 也可以将动应力表示为模态应力 (或称应力模态) 的叠加^[1], 即

$$\sigma(t) = \sum_{i=1}^n a_i q_i(t) \phi_i^\sigma \quad (1-2)$$

式中, $x(t)$ 和 $\sigma(t)$ 分别为振动响应和动应力响应, ϕ_i 和 ϕ_i^σ 分别为位移模态和应力模态, n 为叠加模态数, a_i 是外载荷在第 i 阶模态上的幅值分量. $q_i(t)$ 为模态坐标, 是结构固有频率、阻尼比和外载荷频率的函数. 由此可知, 当外载荷给定后, 结构的响应幅值由结构的固有特性和激振力的幅值与频率决定, 而响应在空间上的幅值分布则由结构模态决定, 模态的二阶导数则决定了动应力的集中情况.

动应力响应不同于静应力, 不仅和外载荷的幅值有关, 而且和结构的固有特性及外载荷的频率有关, 不仅在空间上分布, 而且在时间上分布. 应力模态是其空间描述, 模态坐标则是其时间描述, 模态应力分布决定了动应力响应的分布. 当激励的频率靠近某一阶模态频率时, 应力分布主要由该阶模态主导, 而幅值则由该阶模态的频率和阻尼比决定. 因此, 通过改变结构的频率、阻尼和模态, 可以设计外载和对结构的作用, 如果从应力与外载荷的关系角度看, 则这意味着对外载荷是可以设计的. 这是结构动态设计的含义所在.

此外, 应力梯度也是结构疲劳和破坏分析的重要参数^[2], 不同位置即使应力相同, 若应力梯度不同, 疲劳特性和破坏形式也会不同. 同理, 结构动应力梯度的分

布特性也可用应力模态梯度 (或称模态应力梯度) 描述。

概括起来, 结构动力学在飞行器设计中的主要任务包括:

1) 对结构的动力学特性进行设计, 将结构的固有频率设置在特定的频率范围内, 避开敏感频率, 例如, 卫星结构的固有频率应避开运载火箭的前几阶固有频率, 并避开发动机的激振频率;

2) 对结构的动态响应进行设计, 将结构对外界动态载荷的振动响应幅值控制在一个特定的数值以下, 使结构的振动响应有一个合理的分布, 以及使结构的振动在给定的时间内衰减到特定的值以下, 例如, 遥感卫星在姿态机动完成后的若干秒内结构振动水平应满足成像条件, 而成像条件则包括了结构的振动情况和姿态抖动情况^[3];

3) 为姿态和飞行控制系统提供低阶数学模型, 例如带有大型柔性附件结构卫星的姿态控制模型建模;

4) 为姿态和位置敏感器确定安装位置或改变安装位置的动力学特性, 例如通过设计姿态敏感器安装位置处的局部模态来降低振动位移。

现代航天器结构越来越复杂, 性能要求越来越高, 结构设计难以一次得到满足要求的结果, 是一个“设计 — 检验 — 修改”的反复综合过程。在结构设计中, 需要首先给出结构的基本构型, 以满足安装仪器设备的安装要求, 即静载荷和空间布局要求, 然后根据运载火箭和控制系统对结构的动力学特性要求, 通过动力学分析计算, 设计的刚度分布, 获得结构的初始有限元模型。然后, 对初始设计进行检验, 考察当前设计状态下航天器结构的静、动力学性能是否满足设计要求以及是否最佳, 如果不满足要求或没有作到最佳, 需要获得设计修改的结构信息, 在此基础上进行设计修改。结构的动力学特性修改问题涉及到灵敏度分析问题, 如果结构的一部分不容许修改, 或作为设计对象的结构是更大的结构的一部分, 例如空间站的一个舱段, 则还需要采用子结构方法。如此往复, 直到满意为止。这依赖于结构动力学特性的灵敏度分析方法。

当一个飞行器设计完成后, 虽然可以通过物理试验方法进行检验, 但物理试验需要结构实现, 对大型复杂的航天器, 这需要消耗大量的时间和经费, 甚至是无法实现的, 如大型柔性附件展开后的动力学性能测试和在轨道零重力环境试验等。此外, 由其他部门研制的载荷可能也处于设计阶段, 没有实物可供试验。在这些情况下, 系统级的动力学分析以及与载荷性能的耦合分析就成为结构动力学的另一项重要任务, 例如遥感卫星的整星在轨成像性能评估, 不仅需要进行结构动力学与光路系统的耦合分析, 还需要对温度产生的热应力影响进行评估。这个过程是属于结构动力学的虚拟实现问题, 是基于有限元模型组装的动力学分析计算过程。通过这个过程, 可以发现飞行器结构和有效载荷组成系统后的设计问题, 将问题定位分解到组成系统的子系统, 然后进行设计修改, 以此, 可以用最短的时间周期和最少的

经费获得最佳的结构设计. 上述过程的实现依赖于准确的有限元建模, 如何获得准确的有限元模型是结构动力学领域的一个巨大的挑战.

随着科学技术的不断发展和进步, 航天任务也日益精密化, 大柔性和轻质化也成为航天结构的发展特点, 对振动环境的要求也越来越严格, 特别是担负对地观测或科学观测任务的航天器, 高分辨率、轻质、宽覆盖是对其光学仪器设备的要求, 这些光学设备对工作环境的要求非常高, 任何微小变形或振动噪声都会影响其工作性能^[4]. 然而, 结构复杂、低频模态密集、结构阻尼小、各系统与环境之间存在强耦合等因此成为许多航天器结构的特点. 这些需求和特点使得振动抑制问题成为现代航天器结构设计中的重点和难点^[5]. 为了保证航天器上关键部件在轨运行阶段的正常工作, 需要对航天器施加整体或局部的减振隔振措施, 以降低航天器内外动力扰动源对这些关键部件和载荷的工作性能的影响. 其中, 在航天器有效载荷等关键结构部位引入局部阻尼或局部减振结构是解决这类问题的有效方法. 例如, 增加星箭适配器的阻尼水平以降低卫星在发射段的动态响应; 设计具有高阻尼特性的支撑连接结构以使大型空间展开结构的瞬态响应快速衰减; 以及对有效载荷和(或)对飞轮等扰动源设计隔振或减振平台, 最大限度地减小星上振源和星体弹性振动对有效载荷性能的影响等. 从结构动力学分析计算角度, 这些设计与措施不仅改变了结构的阻尼特点, 将比例阻尼问题变为非比例阻尼问题(即通常所说的非经典阻尼问题, Nonclassical Damping Problem), 而且导致了结果的局部非线性问题.

大型航天器结构通常由若干简单子结构通过各种连接结构组合而成^[6]. 这些子结构一般为线性结构, 并且对它们的描述相对比较简单. 但是其中的连接结构的描述却比较复杂, 同时它们还可能伴随着各类非线性问题. 例如, 航天器上的天线、太阳翼等附件多数与航天器本体结构之间存在着较接非线性问题^[7]; 在许多大型航天器伸展结构存在着碰撞等非线性问题^[8]. 此外, 在火箭发射过程中经常采用的包带连接机构也存在明显的非线性问题^[9]. 这些非线性虽然通常是局部的, 但在设计余量日益压缩的今天, 非线性可能会导致结构的动力学性能不能满足技术指标要求, 也可能导致结构或控制系统的在轨失稳, 或者影响有效载荷的工作性能.

上述问题和任务无疑都给结构动力学带来了新的挑战. 如何处理这些问题和实现设计的任务目标, 是结构动力学研究的重要课题.

1.2 内容安排

1.1 节给出了结构动力学在结构设计中需要承担的任务, 并对实际工程应用中面临的问题进行了讨论, 所涉及的理论和方法将构成本书的主要内容. 本科生阶段的结构动力学教科书重在给出基本概念、基本理论和基本方法; 在研究生阶段的结构动力学教材方面, 一方面对基本概念和基本理论进行了更深层次的讨论和介