

学 术 著 作 丛 书

*Decentralized Vibration  
Control of Large Flexible Structures  
— Theory and Method*

大型挠性结构分散化振动控制  
——理论与方法

李东旭 著

国防科技大学出版社

V414.5  
267

国防科技大学  
学术著作专项  
经费资助出版

# 大型挠性结构分散化振动控制 ——理论与方法

李东旭 著

国防科技大学出版社  
·长沙·

**图书在版编目(CIP)数据**

大型挠性结构分散化振动控制——理论与方法/李东旭著.  
长沙:国防科技大学出版社,2002.5

ISBN 7-81024-860-X

I.大... II.李... III.航天器—结构振动—分散控制:  
振动控制 IV.V414.9

中国版本图书馆 CIP 数据核字 (2002) 第 039108 号

国防科技大学出版社出版发行

电话:(0731)4572640 邮政编码:410073

E-mail: gfkdcbs@pubic.cs.hn.cn

责任编辑:罗青 责任校对:肖滨

新华书店总店北京发行所经销

国防科技大学印刷厂印装

\*

850×1168 1/32 开 印张:11.625 字数:292千

2002年5月第1版第1次印刷 印数:1-1000册

\*

定价:30.00元

# 前 言

随着航天事业的发展，各种不同形式的大型挠性结构应运而生，如卫星、飞船、空间探测器、空间站等的太阳能电池翼、天线、机械臂等。这些结构由于受发射重量的限制以及太空作业的特殊需要，往往具有质量轻，跨度大，构型复杂（一般为可伸缩或可折叠的多体结构）的特点。又由于太空环境中没有空气阻尼，而结构本身的阻尼微乎其微，因此，这些结构实际上处于零阻尼状态。这样的结构在这样的工作环境下必然表现出非常复杂的结构动力现象。任何一个干扰，如太阳风、流星雨、调姿、变轨、对接碰撞、机构活动、结构伸展等，都将引起这些挠性结构激烈且持续的振动。而由此产生的振动又给航天器带来极为不利的影响。轻则影响航天器的正常工作，降低工作精度，缩短工作寿命；重则可使整个航天器失稳翻滚，遭致毁灭性的打击。因此有必要对大型挠性航天结构的振动采取振动控制措施。另外，由于这类结构振动系统往往庞大且复杂，并且常规的传感器、作动器以及星载计算机都受到太空作业的特殊限制，使得传统的集中控制方法在这种情况下难以实现。因此研究大型挠性结构分散化振动控制的理论与方法具有十分重要的理论意义和实用价值。

本书较系统地介绍了大型挠性航天结构的主要类型，以及此类结构的结构动力学分析、振动控制系统的数学建模、大系统分散控制理论、分散化振动控制理论等。本书共七章。

第一章，绪论。主要介绍：大型挠性结构的工程背景及其结构动力学问题；目前主要的振动控制方法；大型挠性结构振动控制面临的挑战；以及分散控制的基本思想。

第二章，结构动力学基本理论。主要介绍：结构振动模态分析的基本概念；有阻尼振动与无阻尼振动的特点；组成大型挠性结构的基本单元及其结构动力学模型；复杂组合体的结构动力学模型；多自由度系统的结构动力学基本方程；以及多自由度系统振动模态的基本特征。

第三章，线性控制系统基本理论。主要介绍：系统能观性与能控性的基本概念；控制器设计的基本方法；以及系统稳定性基本理论。

第四章，大系统分散控制原理。主要介绍：大系统分散化的基本概念与方法；分散稳定化的基本理论；以及分散最优与满意决策的基本原理。

第五章，结构振动分散控制系统。主要介绍：结构振动控制系统的数学模型，包括基于广义位移、模态坐标及弹性应变等不同数学空间和不同物理坐标下的振动控制系统模型；以及振动控制系统的解耦及分散。

第六章，振动系统分散控制理论。主要介绍：结构振动控制的基本理论，包括：振动控制系统可控性理论；基于动态补偿的分散稳定化理论；基于局部状态反馈的分散控制理论；振动系统的多级分散控制理论；以及振动系统分散控制器设计方法。

第七章，结构振动系统分散控制数值分析。本章以一些典型的空问结构为例，运用分散控制的方法，对振动的分散控制系统进行了数值仿真研究。

本书所涉及的研究得到了国家“863”高技术研究项目经费及国防科技大学“九五”科研经费的支持。在此，特表示衷心地

感谢。

由于作者水平所限，书中错误和缺点在所难免，欢迎读者批评指正。

著 者

2001年5月

于长沙国防科技大学

# 目 录

## 第一章 绪论

- 1.1 航天与航天结构 ..... (1)
- 1.2 振动控制方法 ..... (4)
- 1.3 分散控制理论的基本思想 ..... (6)

## 第二章 结构动力学基本理论

- 2.1 结构动力学基本问题 ..... (8)
- 2.2 结构单元动力学分析 ..... (9)
- 2.3 复杂结构的模态综合技术 ..... (69)
- 2.4 多体结构动力学模型 ..... (95)
- 2.5 一般多自由度系统的模态特性 ..... (116)

## 第三章 线性控制系统基本理论

- 3.1 系统的基本概念 ..... (130)
- 3.2 系统的能控性与能观性 ..... (141)
- 3.3 系统的稳定性 ..... (152)
- 3.4 线性反馈控制率设计 ..... (162)

## 第四章 大系统分散控制原理

- 4.1 分散控制的概念与方法 ..... (184)
- 4.2 分散稳定理论 ..... (187)

4.3	系统分散次最优控制设计 .....	(211)
<b>第五章</b>	<b>结构振动分散控制系统</b>	
5.1	基于物理坐标的振动控制系统 .....	(224)
5.2	基于模态坐标的振动控制系统 .....	(225)
5.3	具有动态补偿的结构振动分散控制子系统 .....	(227)
5.4	局部状态反馈的模态分散控制子系统 .....	(231)
5.5	多级分散振动控制子系统 .....	(232)
<b>第六章</b>	<b>振动系统分散控制理论</b>	
6.1	振动系统的可控性理论 .....	(237)
6.2	具有动态补偿的分散化振动控制理论 .....	(246)
6.3	具有局部状态反馈的分散化振动控制理论 .....	(257)
6.4	结构振动系统的多级分散控制理论 .....	(264)
6.5	结构振动系统分散最优控制方法 .....	(267)
<b>第七章</b>	<b>结构振动系统分散控制数值仿真</b>	
7.1	极点配置算法 .....	(273)
7.2	分散控制数值仿真举例 .....	(287)
7.3	卫星太阳能帆板振动控制系统的建模与仿真 .....	(311)
7.4	火箭振动控制系统的建模与仿真 .....	(328)
7.5	空间站大型外伸结构振动控制系统的建模 与仿真 .....	(340)

## 参考文献



# 第一章 绪论

## 1.1 航天与航天结构

1957年10月,前苏联成功地发射了第一颗人造地球卫星。从此,开始了人类征服太空的新时代。随着航天事业的发展,空间结构的振动控制问题也已提到了议事日程。航天器作为大型空间结构,包括人造地球卫星、载人飞船、空间站、宇宙探测器等便应运而生。

在空间活动的初期,由于航天器规模较小,结构紧凑,构造简单,而且对航天器控制性能要求不高,因此把航天器当做一个刚体进行控制,常常可以得到满意的结果。但是也有例外,最典型的例子是1958年发射的美国第一颗人造地球卫星 Explorer I。卫星入轨后,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,例如1962年发射的 Alouette I,1963年发射的 1963-22A,1964年发射的 Explorer XX(自旋稳定),1966年发射的 OGO III(反作用飞轮控制),OVI-X(引力梯度稳定),1969年发射的 TACSAT-I(双自旋稳定),AFS-5(自旋稳定加主动阻尼器)等。这些挫折与教训告诉人们,即使是早期的卫星,采用刚体模型也可能是失败的。后来人们又提出半刚体模型,用以修正刚体模型。半刚体是指考虑了内耗散影响的刚体,也即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,又要计入星体非刚体运动所引起的内能耗散。这一模型对研究早期卫星的动力学与控制问题有着重要意义。由于早期卫星刚度大,星体内部的相对运动影响不明显,因

此,半刚体模型充分准确地描述了早期卫星的动力学特性。随着航天事业的发展,航天器承担的任务越来越多,航天器的规模也就越来越大,对航天器控制性能的要求也越来越高。例如美国国际通信卫星 V,带有两个太阳能电池翼,每翼由三块板组成,每块板尺寸为 1.91 米  $\times$  1.71 米。两翼展开后跨度达 15.06 米。而且卫星的质量受发射条件的限制,使得卫星的刚度很低,于是弹性运动的影响再也不能忽略不计。

航天飞机发射成功,天地往返运输系统提到议事日程,航天器的规模便不再受一次发射条件的限制了。大型航天器可在空间用模块式对接组装而成。20 世纪 80 年代初美国航天局研制成功航天飞机以后,就开始永久性载人空间站的概念研究。较大型的天空实验室、空间站等已被送上地球轨道。航天器的规模已非早期卫星所能相比。例如 1986 年 2 月前苏联发射的“和平”号空间站,长 13.1 米,重 21 吨,可容纳 5~6 名宇航员。空间站侧面装有三个大型太阳能电池翼,每翼的面积达 38 平方米。“和平”号上设有六个对接口,可供各种类型的航天器模块对接。1987 年 2 月 16 日前苏联发射了“联盟”TM-2 载人飞船,两天后与“和平”号对接。同年 3 月 31 日发射了“量子”号天文物理实验舱,4 月 12 日与“和平”号对接。数天后“量子”号上的推进舱脱离了“量子”号主舱进入更高轨道,使“量子”号后部露出第二个对接口。4 月 21 日又发射了“进步-29”号货舱,两天后在“量子”号后部对接。从而组成长达 35 米,总重 50 吨,密封舱容积达 150 立方米的大型轨道复合体。这样的复合体还可以通过再对接使规模进一步扩大。

1984 年美国总统里根批准永久性载人空间站的计划。这个计划现在已发展为由美国、欧空局、日本和加拿大参加的国际合作计划。国际永久性载人空间站是采用桁架式结构,其难度很大,空间站的大部件由美国航天飞机多次发射入轨,然后由航天员在轨道上组装完成。国际永久性载人空间站最初选择“动力塔”式的构

型,见图 1.1。它的基本骨架是两条正交的桁架,主骨架长 95 米,指向地面的一端装有 5 个压力舱(两个实验舱,两个居住舱和一个

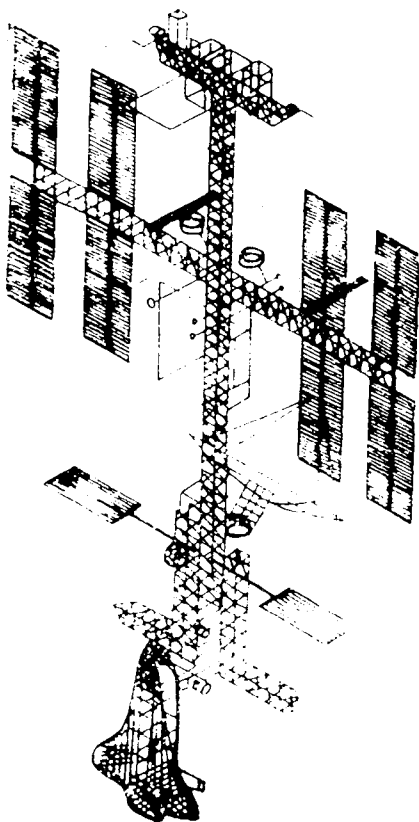


图 1.1 “动力塔”式空间站

后勤舱),舱体附近有散热的空间辐射器。主骨架中部是贮藏库。顶部离压力舱最远,污染最小。该处安装各种空间观测仪器。横向骨架上安装 8 块  $12 \times 27$  平方米的太阳能电池帆板,可输出 75

千瓦电力。

“和平号”空间站已在超额完成其历史使命后于 2001 年 3 月 23 日成功“回归”太平洋。国际空间工作站则紧锣密鼓地进行,已经完成了太阳能电池翼的安装工作。其他各国的各类航天器计划都在陆续地实施和进行中。因此,航天器大型挠性结构的振动控制问题已经成为不得不面对,不得不解决的关键技术问题之一。

运载火箭受到随机阵风干扰的作用激起横向振动,使其各部分的横向载荷增加。在飞行过程中运载火箭的结构载荷大于设计载荷,就会使运载火箭解体,飞行失败。随着航天事业的发展和国防建设的需要,运载火箭不断更新改进,以满足各种不同运载任务的需要。为了缩短研制周期降低研制成本,一般说来是在原有基础上进行并联(捆绑助推器)或串联(加级、加长)。以前的运载火箭其弹性振动频率比较高,在随机载荷干扰下,弹性振动频率比系统刚体响应频率大十倍以上,振动问题并不突出。但随着大型运载火箭的出现,其弹性振动频率越来越低,随机干扰引起的结构载荷相应增加,同时弹性振动频率与系统振动频率越来越接近,使控制系统面临越来越严峻的困难。而且由于振动的发生也干扰了箭上或星上仪器的正常工作,从而给整个系统造成极大的危害。因此运载火箭的振动控制问题也就摆在了眼前。

综上,航天事业的发展,出现了大跨度、低刚度、弱阻尼的大型航天挠性结构,这类结构又具有复杂的特殊的结构动力学现象,如果不加以控制,轻则影响航天器正常工作,重则可招致灾难性后果。因此,需要研究大型挠性结构的振动控制问题。

## 1.2 振动控制方法

### 1. 被动控制

被动控制的一个主要特点就是它不需要从外部支取能量,而

是通过系统或结构的机械运动来耗散能量,包括隔振、阻振、吸振。即或消除振动源,或隔离振动,使之不向结构输入,或将振动的能量吸收掉以达到消除振动的目的。

## 2. 主动控制

随着生产与科学技术的发展,传统的被动控制的方法已经不够用了,人们开始寻求新的振动控制途径,主动控制就是一个重要的方面。

主动控制又称有源控制。这种控制需要消耗能量的作动机构,而能量要靠能源来补充。

主动振动控制的核心问题是确定控制律,即设计控制器。

主要是利用结构的固有频率、模态来调节整个系统的响应。还有利用传递矩阵关系的的整体控制方法,它不需要预先知道系统的特征值,也不需要确定时间输入,被用于简谐振动控制和随机振动控制。目前在大型空间结构的主动控制中主要用的是模态控制方法(极点配置法)。但由于结构大,要控制的模态数多,一般采用缩减模态控制法。这种方法带来的缺点是剩余模态可能使系统发散。

## 3. 半主动控制

半主动控制结合主动控制和被动控制的优点,互相取长补短。这个概念源于车辆的振动隔板。来自控制计算机的电信号使控制阀运动,而产生不同水平的阻尼。因为只有控制阀的运动需要力,所以所需能量是很小的。已经证明,这种半主动控制与整体主动控制系统相差不大而优于被动控制系统。

## 4. 大系统的分散控制

控制理论发展到今天,已经提出了运用经典控制理论和现代控制理论来分析和设计一个结构系统的许多方法,可以归类如下:

① 建模方法,包括微分方程、输入输出传递函数和状态空间方程。

② 系统品质方法,即可控性、可观测性和稳定性的验证。应用劳斯—霍尔维茨准则、乃奎斯特准则和李亚普诺夫第二方法等方法研究系统的稳定性。

③ 控制方法,如串联补偿、极点配置、最优控制等等。

所有这些控制方法和系统方法都有一个基本的假定“集中性”,即所有的计算都是根据系统信息(以前的系统信息或传感器采集的信息),而系统信息本身又集中在给定的中心,通常是集中在一个“地理”位置上。但是,由于我们面临的空问结构往往很大,所以这些系统往往可能由于缺乏集中计算能力或缺乏集中信息,特别是星载计算机及太空作业的特殊限制,而不能保持集中性。所以在大型挠性结构的振动控制问题中不得不用大系统的分散控制理论。

所谓分散控制的方法就是试图回避数据采集、存储要求、计算机程序调试和系统元件在“地理”上分隔的困难。任何分散系统的基本特征就是信息从一组传感器或执行器传输到另一组传感器或执行器是受到一定限制的。分散控制方法是一种反馈型方法,是把一个大系统的控制问题“分散化”为若干个独立的输出反馈问题,这种方法可以用于稳定化或极点配置的目的。反馈控制理论在线性大系统方面的许多应用,由于信息传输问题而受到一定程度的限制,在某些情况下可以假定完全分散化,用次优或拟最优控制的方法达到令人满足的最优化,称为“满意决策”。

集中控制的许多方法,包括被动控制、主动控制、半主动控制等都可以用于每个分散子系统的控制中。因而对于大型空问结构来说,虽集中控制方法在这里遇到困难,但分散控制方法可以应用。

### 1.3 分散控制理论的基本思想<sup>[1]</sup>

大多数大系统有许多可测的输入和输出。例如,一个电力系

统有若干个配电站,每个配电站决定整体系统的一部分操作。控制系统设计中出现的这种情况常常称为分散化。这类系统的设计者可选用这样的控制结构,把系统输入分配给一组给定的局部控制器(控制站),局部控制器只观测系统的局部输出。系统中只有通过输出  $y_1$  和内部输入  $v_1$  才能得到控制信号  $u_1$ ,同样只有通过输出  $y_2$  和内部输入  $v_2$  才能得到控制信号  $u_2$ ,如图 1.2 所示。

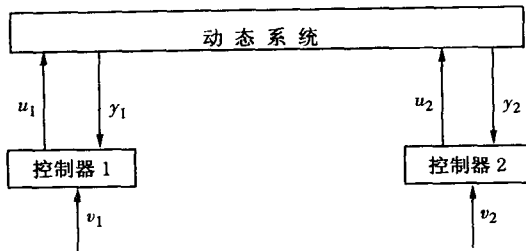


图 1.2 有两个控制器的分散系统

这种分别根据输出信号  $y_1$  和  $y_2$  来确定控制信号  $u_1$  和  $u_2$  的方法,只不过是两个独立的输出反馈问题,这种方法可以用于稳定化或极点配置的目的。因此,很清楚,分散控制方法是一种反馈型方法。

一般而言,分散控制有如下特点:

- (1) 系统的分散控制常常是由一个以上的控制器或决策者进行控制,即含有“分散”计算功能。
- (2) 各控制器在不同的时间可能用到不同的相关“信息”。
- (3) 通常可用不精确的“集结”模型表示。
- (4) 控制器可以成批进行操作,像一个“队列”处于“战斗”状态那样,具有单目标,或者多目标,甚至相互矛盾的目标。
- (5) 可用次优控制或拟最优控制的方法达到令人满意的最优化,这种方法有时称为“满意”决策。

## 第二章 结构动力学基本理论

### 2.1 结构动力学基本问题

当一个结构或结构系统受到随时间变化的动载荷作用与仅受到不随时间变化的静载荷作用时所表现的力学现象是不同的。一个幅值为  $P_0$  的静载荷作用于结构时,可能远不至于使它产生破坏,但同样幅值的动载荷作用于同样的结构就完全有可能使结构破坏,即使不造成结构的破坏,由于动载所引起的结构的振动也会影响结构或系统的正常工作。要对振动加以控制,首先就要认识和掌握结构的动力特性。因此对于任一结构,无论是在设计还是在使用时,常常需要准确而迅速地分析或预测它们的动力特性。

结构的动力特性中最基本的两个特性就是自由振动和强迫响应。前者取决于初始条件,反映的是结构本身的固有特性,后者将取决于外部对结构的输入。结构动力学中最基本的问题就是本征值问题。因为它反映的是结构本身所固有的特性,是事物变化的内因,在结构的振动中起决定作用。一个结构的固有特性包括固有频率、模态振型、模态阻尼、模态质量、模态刚度等,取决于结构制造过程中所采用的材料、加工工艺、结构单元的构型以及构件的组装、约束和整个结构的安装条件等。因此,当某结构一旦制作完成,安装就绪后,其固有特性便确定。当然,这些特性也不是一成不变的,“固有”是相对的。比如非线性大变形振动发生时,模态不再是固有的,幅—频特性随时间而改变;又如构件单元之间的连接间隙将引入刚体模态,使结构系统的固有模态发生变化;再如航天器太阳能帆板在展开过程中,模态是时变的等等。但本书仅讨论



时不变的线性振动系统。

目前,在实际应用中,几乎所有的大型挠性结构都是由一些如弦、杆、梁、膜、板、壳等基本构件单元组成。有的结构本身在整体上其低频振动特征就表现为这类结构的振动,如帆板的振动其低频振动主要为弯曲振动,又如一些大型桁架在整体上也主要表现为弯曲振动。而对于一些更为复杂的组合振动,通常采用部件模态综合法、有限元法等方法进行分析。即首先对基本构件单元的模态进行分析,然后通过一定的综合技术或有限元组集方法得到总体的模态。因此,结构动力学分析往往从一些基本构件的模态分析出发。

宏观上一个结构是连续的。从理论上讲,一个结构振动系统是无穷维的。但由于工程上仅关心低阶的模态和一些特定的模态,因此可用一个多自由度的离散系统来描述一个无穷维的连续系统。本章将首先讨论基本构件的连续系统动力学方程,然后讨论一般的多自由度系统的模态分析问题。

## 2.2 结构单元动力学分析

### 2.2.1 弦的振动

一根单位长度质量为  $\rho$  的挠性弦在张力  $T$  下被张紧。假设弦的横向挠度很小,因而随挠度而变的张力变动极小,可以不予考虑。

图 2.1 表示一段长度为  $dx$  的弦分离体图。假设挠度和斜率很小,则  $y$  方向的运动方程为(由牛顿第二定律):

$$T\left(\theta + \frac{\partial \theta}{\partial x} dx\right) - T\theta = \rho dx \frac{\partial^2 y}{\partial t^2}$$