

KONGJIAN JIEGOU REZHI XIANGYING DE
ZHUDONG KONGZHI

空间结构热致响应的 主动控制

©张军徽 著



中国水利水电出版社
www.waterpub.com.cn

国家自然科学基金资助项目: 11572001

空间结构热致响应的 主动控制

◎张军徽 著



中国水利水电出版社
www.waterpub.com.cn

内 容 提 要

本书主要研究了通过施加控制热流来实现对空间结构热致响应进行主要控制的方法,该方法中的驱动器与被控制结构融为一体,具有可靠性高、消耗能量小的特点;更正了现有热颤振准则的错误,建立了悬臂梁结构在空间热流辐射加热作用下发生热颤振的新准则,并在此基础上进一步给出了大型空间结构的热诱发振动稳定性分析方法。

图书在版编目 (C I P) 数据

空间结构热致响应的主动控制 / 张军徽著. — 北京:
中国水利水电出版社, 2016. 5
ISBN 978-7-5170-4364-5

I. ①空… II. ①张… III. ①航天器—框架结构—结构力学—研究 IV. ①V414. 5

中国版本图书馆CIP数据核字(2016)第110328号

书 名	空间结构热致响应的主动控制
作 者	张军徽 著
出版发行	中国水利水电出版社 (北京市海淀区玉渊潭南路 1 号 D 座 100038) 网址: www. waterpub. com. cn E-mail: sales@waterpub. com. cn 电话: (010) 68367658 (发行部)
经 售	北京科水图书销售中心 (零售) 电话: (010) 88383994、63202643、68545874 全国各地新华书店和相关出版物销售网点
排 版	中国水利水电出版社微机排版中心
印 刷	北京中献拓方科技发展有限公司
规 格	184mm×260mm 16 开本 6 印张 142 千字
版 次	2016 年 5 月第 1 版 2016 年 5 月第 1 次印刷
定 价	28.00 元

凡购买我社图书,如有缺页、倒页、脱页的,本社发行部负责调换

版权所有·侵权必究

前言

在复杂的空间热载荷环境中,在轨运行的航天器可能产生影响其正常工作的热致结构响应。因此,大型柔性空间结构热致响应的主动控制和热诱发振动的稳定性分析是现代航天器研制中需要解决的两个重要问题。针对这些问题,本书主要研究了:①通过施加控制热流来实现对空间结构热致响应进行主动控制的方法,该方法中的驱动器与被控制结构融为一体,具有可靠性高、消耗能量小的特点;②更正了现有热颤振准则的错误,建立了悬臂梁结构在空间热流辐射加热作用下发生热颤振的新准则,并在此基础上进一步给出了大型空间结构的热诱发振动稳定性分析方法。

为了提高优化效率,本书首先推导了局部控制热流作用下薄壁管温度场的傅里叶温度有限单元。在此基础上,以最小形状误差和控制能量为目标函数,以驱动器位置和控制热流为设计变量,建立了热致变形的主动控制方案,并设计了双层循环优化算法来求解该混合整数规划问题。然后,以热-结构动力学方程为基础,采用线性二次型最优控制理论建立了空间结构热诱发振动的主动控制方案。随后,考虑结构热致变形与结构吸收热流之间的耦合效应,建立了悬臂梁在空间热流作用下的热-结构耦合振动方程,并采用李雅普诺夫稳定性方法在系统平衡状态对其进行稳定性分析,更正了现有热颤振准则的错误,得到了新的热颤振准则。进一步地,推导了表示空间热流载荷与结构位移相互影响的耦合矩阵,建立了复杂空间结构的热-结构耦合动力学方程。以此为基础,采用李雅普诺夫稳定性第一方法给出了复杂空间结构的热-结构耦合振动的稳定性分析方法,并建立了考虑热-结构耦合效应的空间结构热诱发振动的主动控制方案。本书的数值模拟结果和已有的试验结果都验证了书中所发展的方法和理论的正确性。

限于编者的水平和经验,书中不妥和错误之处在所难免,欢迎读者批评指正。

作者

2016年2月

目 录

前言

第1章 概述 1

1.1 工程背景与研究意义 1

1.2 研究历史与现状 5

1.2.1 热致响应的分析 5

1.2.2 热致变形的控制 9

1.2.3 热诱发振动的控制 12

1.3 本书的主要研究内容 14

第2章 空间结构热致变形的热流主动控制 16

2.1 引论 16

2.2 控制热流作用下的热-结构动力学方程 16

2.3 热致变形的主动控制 20

2.3.1 给定热驱动器布置的控制热流优化 21

2.3.2 热驱动器的合理布置 23

2.4 热致变形主动控制的数值算例 24

2.4.1 悬臂梁热致变形的主动抑制 24

2.4.2 悬臂梁动态形状追踪的主动控制 27

2.4.3 空间桅杆热致变形的主动抑制 29

2.4.4 环形可展开天线热致变形的主动抑制 32

2.5 本章小结 34

第3章 空间结构热诱发振动的热流主动控制 36

3.1 引论 36

3.2 热-结构动力学状态方程的建立 36

3.2.1 瞬态热传导状态方程的建立 36

3.2.2 结构动力学状态方程的建立 38

3.3 控制热流的最优控制律设计 40

3.4 最优控制热流的求解流程 41

3.5 热诱发振动主动控制的数值算例 42

3.5.1 太阳能帆板热诱发振动的主动控制 42

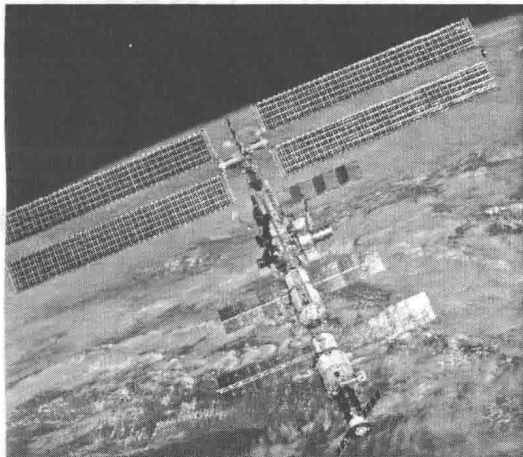
3.5.2 空间桅杆热诱发振动的主动控制	48
3.5.3 空间反射面天线热诱发振动的主动控制	50
3.6 本章小结	52
第4章 空间热流作用下悬臂梁结构的热颤振准则	53
4.1 引论	53
4.2 热-结构耦合振动方程的建立	54
4.3 热-结构耦合振动方程的近似求解	57
4.4 耦合热诱发振动的稳定性分析与热颤振准则	58
4.5 悬臂梁耦合热诱发振动稳定性分析的数值算例	59
4.5.1 太阳热流垂直悬臂梁轴线入射	61
4.5.2 悬臂梁轴线指向太阳	62
4.5.3 悬臂梁轴线指离太阳	63
4.6 本章小结	64
第5章 空间结构耦合热诱发振动的稳定性分析与热流主动控制	65
5.1 引论	65
5.2 空间结构的热-结构耦合动力学分析	65
5.2.1 热-结构耦合动力学方程的建立	65
5.2.2 耦合矩阵 B_i 的求解	66
5.2.3 热-结构耦合动力学方程的求解	68
5.3 空间结构耦合热诱发振动的稳定性分析	69
5.4 空间结构耦合热诱发振动的热流主动控制	71
5.5 耦合热诱发振动的稳定性分析与主动控制的数值算例	71
5.5.1 哈勃望远镜太阳翼耦合热诱发振动的稳定性分析	71
5.5.2 哈勃望远镜太阳翼耦合热诱发振动的热流主动控制	76
5.5.3 空间桅杆耦合热诱发振动的热流主动控制	79
5.6 本章小结	81
第6章 研究展望	82
参考文献	84

第 1 章

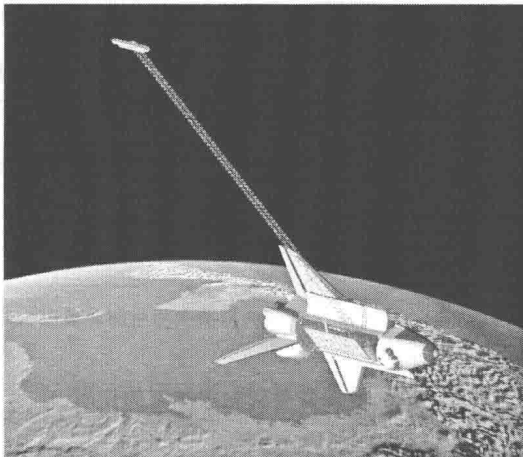
概 述

1.1 工程背景与研究意义

自从 1957 年第一颗人造地球卫星发射升空，随着人类探索宇宙活动的不断深入，各式各样的人造航天器相继进入太空，这些航天器按其结构形式大致可分为整体型结构、可展型结构和装配型结构^[1]。整体型结构的航天器尺寸较小、任务单一，是早期航天器的主要结构形式。近些年来，多功能、高性能航天器的需求促使装配型中心舱体加可展柔性附件的结构形式得到了广泛的应用。如图 1.1 (a) 所示的国际空间站为航天器加太阳翼结构，它于 2011 年组装完成，拥有 916m³ 的内部空间，桁架总长度为 109m，总质量约 4.17×10⁵ kg，其太阳翼由 8 根长 34.75m、直径为 1.09m 的桁架结构支撑^[2]；图 1.1 (b) 所示为航天飞机加空间桅杆结构，在被誉为可与建立人类基因库相并列的航天飞机成像雷达地形测绘任务 (Shuttle Radar Topography Mission, SRTM) 中，它将干涉成像雷达通过一根长 60m、直径仅有 1.12m 的空间可展桅杆与“奋进号”航天飞机相连^[3]。



(a) 国际空间站



(b) 航天飞机雷达地形测绘

图 1.1 航天器加柔性附件的结构形式

太阳翼、空间桅杆、重力梯度稳定杆和卫星天线等这些航天器柔性附件被统称为大型柔性空间结构 (Large Flexible Space Structures, LFSS)。对这些柔性附件小重量的要求和运载工具有效载荷舱容积的限制，使得 LFSS 大多采用如图 1.2 所示的薄壁管组成的空间框架可展结构，这种结构具有尺寸大、质量轻、刚度低和热容较小的特点。

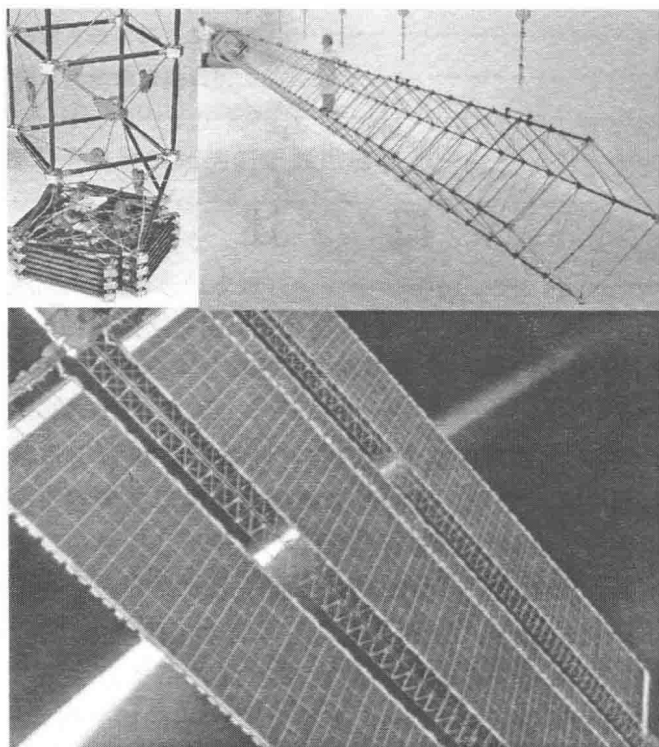


图 1.2 薄壁管组成的空间框架结构

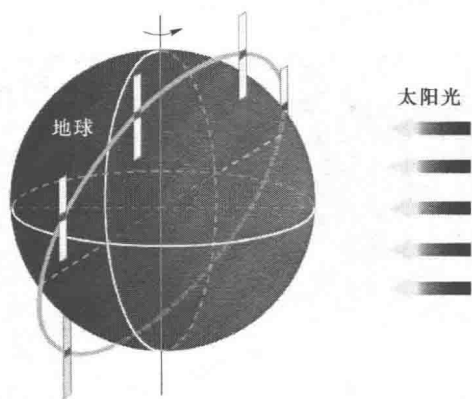


图 1.3 航天器受到空间热流的作用

与地面结构主要承受重力和机械载荷不同，在太空失重环境中，LFSS 受到太阳、行星和自身仪器等的循环加热冷却，尤其是在进出地球阴影时会受到突变的太阳热流的作用（图 1.3），热载荷环境极其恶劣，结构温差可达 200°C 以上，不均匀的温度分布将会在结构内部产生不均匀的热应变，进而引发 LFSS 的热致结构响应（Thermally-Induced Structural Responses）。按照结构响应的不同，热致结构响应可分为^[4]热碾轧、热弹性冲击、热致变形、热诱发振动和热颤振 5 种。其中，热碾轧是指由结构伸展元件之间的热黏附引起的非线性

运动；热弹性冲击是指由于结构温度突变引起的结构瞬态非振荡运动；热致变形是指结构温度梯度缓慢变化引起的结构准静态变形；热诱发振动是指由结构不均匀温度分布引起的振荡运动；在特定条件下，结构振动与热载荷相互耦合将会诱发不稳定的结构振动，称为热颤振。

在这 5 种热致结构响应中，尤以热诱发振动和热致结构变形最为常见，它们已成为影响航天器工作性能的主要因素。表 1.1 列出了自 20 世纪 60 年代以来因热诱发振动引

起的航天器失效事件^[5]，其中，最为著名的是 1990 年太阳翼热诱发振动造成的哈勃太空望远镜成像模糊畸变事故^[6]，如图 1.4 所示。哈勃望远镜太阳翼的展开机构在展开太阳翼支撑梁的过程中造成左、右支撑梁开口方向不对称，这导致左、右梁截面温度分布的不对称，进而引发了太阳翼的弯扭耦合热诱发振动；另外，轴向热应力的存在也进一步造成了太阳翼支撑梁临界屈曲载荷的降低，使其发生了热屈曲^[7]。与热诱发振动不同，热致结构变形的危害对象主要是一些形状精度要求比较高的航天器。例如，一些直径上百米的空间天线，其表面的形状畸变要求小于毫米量级；前述的 SRTM 工程中使用的长 60m 的合成孔径雷达桅杆^[3]，其端部变形要求小于 $1.27 \times 10^{-4} \text{ m}$ ；美国的陆地行星探测计划^[8]中的安装干涉仪的桁架长 40m，要求其在 40 K 的低温环境中端部变形小于 $1.0 \times 10^{-5} \text{ m}$ 。

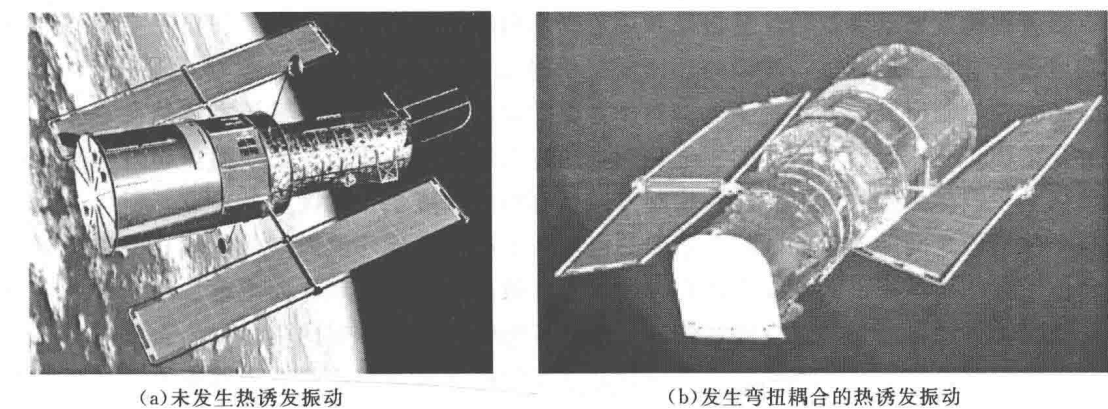


图 1.4 哈勃望远镜太阳翼热诱发振动

表 1.1 热诱发振动事故的频发 ^[5]			
年代	国家	航天器名称	失 效 事 件
1962	加拿大	Aloutte 1	桁梁热诱发振动导致卫星自旋转衰减
1964	美国-意大利	Explorer XX	桁梁热诱发弯曲振动和太阳辐射压力导致卫星出现自旋转衰减现象
1966	美国	OV-10	附带端部集中质量的桁梁发生热诱发振动，导致重力梯度稳定卫星完全反转定位
1967	美国	OGO-IV	昼夜交替时 NASA 轨道地球物理观测卫星的桁梁出现剧烈的热诱发振动
1968—1969	美国	GGSE III-VI	在进出地球阴影时，重力梯度稳定卫星桁梁出现明显的热颤振
1971	美国	Apollo 15	绕月飞行时，阿波罗 15 号飞船的桁梁发生热诱发振动
1977	美国	Voyager	近地轨道飞行时，太空探测器的桅杆发生低频热颤振
1978	美国-加拿大	CTS	在进出地球阴影时，三轴稳定卫星出现明显的热弹性冲击
1980s	美国	LANDSAT-4/5	地球资源卫星进出地球阴影时，其太阳翼出现热弹性冲击现象

年代	国家	航天器名称	失效事件
1990	美国	HST	在进出地球阴影时,哈勃太空望远镜太阳翼发生热诱发振动造成成像模糊畸变
1990—1991	美国-欧洲	Ulysses	自旋稳定太阳探测器自转轴发生热诱发振动,探测器发生意外振动
1994	印度	INSAT- II	太阳翼发生热弯曲振动
1995	苏联	Mir	Kvant-II 科学舱的太阳翼发生热诱发振动
1996	美国	REX- II	STACER 型重力梯度无线电探测卫星的稳定杆发生热弯曲振动
1997	日本	ADEOS	先进地球观测卫星,柔性太阳毯产生热致变形

随着热诱发振动事故的反复出现和热致变形精度要求的不断提高,使得对空间结构热致响应进行有效控制和进行准确的热诱发振动稳定性分析十分必要。目前,对 LFSS 结构响应的主动控制研究主要采用压电材料作为驱动元件,将压电材料置于本体结构中形成压电层合结构,逆压电效应产生的压电驱动力通过驱动器与本体结构之间的剪切力作用在本体结构上,控制结构的响应。这种控制方法具有响应速度快、精度高的特点。但压电驱动器与本体结构之间的连接性能却经常受到温度和电磁等外界环境因素的影响,使得控制电压和作用在结构本体上的控制力之间存在非线性效应,甚至出现界面脱落、驱动器完全失效的情况。另外,对于实际空间结构,为了使压电材料产生所需的驱动力,通常需要高达几百伏的控制电压。这些因素对于可靠性和能量消耗要求都很高的航天器来说,需要慎重考虑。

结构热致响应是由“热”引起的,那么,能否通过直接控制结构的“热”,借力打力(太极拳的重要原则),实现对结构热致响应的控制呢?为了回答这个问题,本书研究通过主动控制结构的温度场(或温度梯度),使结构产生受控热应变,进而控制结构热致响应的新型控制方案,该方案具有以下优点:

- (1) 驱动力由结构本体自身产生,实现了驱动器与结构本体的完全融合,不需要连接层传递控制力,可靠性高。
- (2) 驱动力的大小与结构刚度成正比,结构刚度越大产生的控制力越大,可以使用较少的控制能量就产生较大的控制力。
- (3) 热应力是自平衡的,不会因控制误差对结构产生额外的干扰。

另外,为了保障航天器内部仪器的工作环境,航天器上本身就配置了温度控制装置,这些温度控制装置可根据需要对航天器的结构温度进行调节,可靠性较高。若能顺便利用这些温度控制装置对热致响应进行控制,实现温度和热致响应的一体化控制,无疑将具有重大的工程应用价值。

热致响应分析和控制的另一个重要内容是热诱发振动的稳定性分析,不稳定的热诱发振动,即热颤振,是最危险的热致响应。关于发生热颤振的准则,虽然已有大量的理论分析和试验研究工作,但是它们之间还存在一些互相矛盾的结论。为了解决这个问题,也需开展相应的研究工作,发展可靠的大型空间结构的热诱发振动稳定性分析方法。

1.2 研究历史与现状

热致响应的研究大致可分为热致响应分析研究和热致响应控制研究两方面内容，热致响应分析涉及热载荷环境分析、结构温度场分析和热-结构响应分析 3 个方面，热致响应控制研究则可分为被动控制研究和主动控制研究两类，如图 1.5 所示。关于空间热载荷环境分析，国内外学者已进行了大量的研究工作，形成了比较完善的计算方法^[9-13]，在本书中，结构受到的空间热流载荷都假设为已知，因此相关的空间热环境分析的研究情况在这里不做介绍。热致变形和热诱发振动是航天器结构上较为常见的热致响应，目前的热致响应研究工作也主要围绕这两种热致响应的分析与控制进行，本节将对它们的研究历史与现状进行重点介绍。



图 1.5 热致响应的研究

1.2.1 热致响应的分析

在 20 世纪 50 年代之前，学者将热致响应分析作为准静态问题进行研究，认为温度场变化足够缓慢，结构热变形引起的惯性力可以忽略不计，这种分析方法就是热致变形分析。1956 年，Boley^[14]首次在热致结构响应分析中引入了惯性项，提出了热诱发振动的概念，并给出了 Boley 参数^[15]来判断一个结构是否会发生热诱发振动。直到今天，Boley 参数仍然是决定对一个结构是进行热致变形分析还是进行热诱发振动分析的重要参考。Boley 参数是一个无量纲参数，有

$$B=\frac{t_T}{t_w} \tag{1.1}$$

式中： t_T 为结构热特征时间； t_w 为结构的最大振动周期。

Boley 将悬臂梁结构热致响应的最大动态位移与最大准静态位移比值表示为

$$\frac{w_{dyn}}{w_{st}}=1+\frac{1}{\sqrt{1+B^2}} \tag{1.2}$$

式中： w_{dyn} 为梁结构最大动挠度； w_{st} 为梁结构的最大准静态变形。

若 $B \gg 1$ ，结构的动挠度与静挠度相等，在结构的热致响应分析中可以忽略惯性力的

作用,热致响应分析即采用热致变形分析方法;若 $B \leq 1$,结构热致响应中的动态成分占有一定的比例,结构响应表现为准静态变形与周期振动的叠加。对于绝大部分地面结构, t_T 通常远大于结构的一阶固有周期,热诱发振动不会发生,然而,对于一些空间结构,其固有频率可能很小, $B \leq 1$ 可能满足,将会发生热诱发振动。

热诱发振动的概念被提出后,关于梁、板和壳体等简单结构的热诱发振动理论分析工作逐渐展开。1966年,Jones^[16]考虑剪切变形、转动惯量和轴向力等因素,研究了简支梁的热诱发振动问题;Kraus^[17]研究了球壳结构的热诱发振动问题。Stroud和Mayers^[18]研究了温度变化引起的材料参数改变对板结构热致响应的影响。Seibert和Rice^[19]研究了Euler梁热诱发振动中应变率耦合项的影响,发现应变率耦合项对Euler梁的热诱发振动影响很小,对于Timoshenko梁有细微差别。Jadeja和Loo^[20]研究了矩形截面梁在正弦热载荷作用下的热诱发振动,提出热诱发振动可能会引起结构的疲劳失效。Ray和Lovell^[21]研究了薄壁圆柱壳结构在轴对称突加热载荷作用下的结构响应。Tauchert^[22]研究了正交各向异性板在表面热载荷作用下的热致响应。与Boley相同,这些研究工作都假定热致响应不会影响到结构的热载荷,进行的都是非耦合的热-结构动力学分析。

早在1960年就有学者注意到了自旋稳定卫星Exploer I在太阳热流作用下发生姿态失稳^[23]。热诱发振动在航天工程实践中引起重视源于1962年的加拿大卫星Alouette-I,Alouette-I在进入轨道后其自旋速度从1.5r/min逐渐衰减至几乎为零^[24],Etkin和Hughes^[25,26]将此现象归结为Alouette-I上的空间天线在太阳辐射加热下发生反对称的弯曲振动,产生了与卫星自旋方向相反的扭转力矩,使卫星自旋速度逐渐衰减。1963年,世界上第一颗重力梯度稳定卫星1963-22A发生了热诱发振动造成偏离预定姿态角 10° 的现象^[27]。1964年,卫星Exploer XX也发生了热诱发振动造成自旋衰减的现象^[28]。1964年起美国连续发射了6颗地球物理观测卫星(OGO),从OGO-I到OGO-IV这4颗卫星都遇到了姿态控制的问题。直到1968年4月,工程师们将姿态控制问题与观测到的卫星在进出地球阴影时会发生明显振动的现象联系起来,他们发现从出地球阴影开始卫星振幅不断增大,再次进入地球阴影后振幅逐渐衰减,并将此不稳定的热诱发振动归因于太阳热辐射载荷与结构变形的耦合^[29]。这个现象终止了关于热诱发振动是否会发生的争论,验证了Boley的理论预测,引发了关于空间结构热诱发振动研究的热潮。OGO是世界上第一个采用三轴稳定的科学试验卫星,它使用了一种称为可收拢管状伸展臂(Storable Tubular Extendible Member,STEM)的结构^[30],如图1.6所示,STEM由金属薄片制成,与钢卷尺类似,收拢时金属薄片被压平卷回滚筒中,展开时依靠自身弹性恢复为管状结构,两个STEM互相嵌套可组成BISTEM结构。STEM是为有在轨展开需求的航天器专门设计的,已广泛用于通信卫星、重力梯度稳定杆和仪器支杆等,因此,STEM结构或者说薄壁管结构的热诱发振动问题成为学者们的研究重点。1966年,Rimrott和Elliott^[31]研究了STEM结构的静态扭转问题。Frisch^[32]考虑弯-扭耦合效应,研究了薄壁管组成的重力梯度稳定杆在太阳热流作用下的准静态变形。Florio和Hobbs^[33]给出了重力梯度稳定杆截面内温度分布的一个解析表达式,并与试验结果进行了对比。Graham^[34]给出了考虑管内表面辐射换热的热传导方程,经过分析指出对于大多数STEM结构这种辐射换热可以忽略。

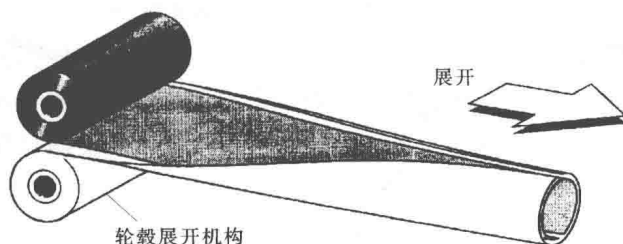


图 1.6 可收拢管状伸展臂 (STEM)^[30]

如前所述,早在 1968 年 4 月, NASA 的工程师们就观测到了 OGO 卫星的不稳定热诱发振动,同年 7 月, Beam 首先在实验室环境实现了不稳定的热诱发扭转振动^[35]。在试验中,一根长 0.9144m、半径为 12.7mm、壁厚为 0.0508mm 的端部带有集中质量的悬臂梁受到沿轴向分布的 3 个摄影灯加热。试验结果显示,当振幅较小时,热诱发弯扭振动是稳定的,振幅较大时,将发生不稳定的热诱发振动;对于长 5.8 m 的悬臂梁,无论是否在端部附加集中质量,都会发生不稳定的热诱发振动。至此,不稳定的热诱发振动即热颤振得到了试验确认,与稳定的热诱发振动相比,热颤振对于航天器的危害更大。两个月后, Augusti^[36, 37]便在理论上指出不稳定的热诱发振动是可能的,从此,热-结构耦合的热致响应分析登上了历史的舞台。

1968 年 12 月美国空军召开了关于重力梯度卫星的研讨会, Donohue 和 Frisch^[38]数值模拟了 OGO IV 卫星长 18.3m 的开口梁的热诱发振动,并用热诱发振动的理论解释了 OGO 卫星的姿态稳定性问题; Koval 等^[39]也研究了 OGO IV 卫星重力梯度稳定杆的弯-扭耦合热诱发振动现象。结果显示,在垂直入射的太阳热流作用下梁端部挠度可达 2.7m。这些研究都将不稳定的热诱发振动归因于 STEM 结构的低扭转刚度。然而,1969 年 Yu^[40]指出对于刚度较大的闭口梁,纯弯曲热颤振同样能够发生,并指出热颤振是否发生与作用在悬臂梁表面的太阳热流的入射角有关。之后,关于太阳热流入射角与热颤振之间的关系引起了激烈的讨论,最后, Graham^[41]给出了悬臂梁的热颤振准则(图 1.7):当悬臂梁的轴线方向(从根部至端部)指向太阳时,热颤振不会发生;当悬臂梁的轴线指离太阳时,热颤振可能发生。1971 年 Apollo 15 号宇宙飞船的发射升空, Apollo 15 号宇宙飞船绕月时伸出了长 7.62m、直径为 50.8mm、不锈钢制成的 BISTEM 空间桅杆,桅杆的端部安装了 γ 干涉仪和质谱仪,并在第 64 圈绕月飞行时摄影记录了带有质谱仪的桅杆端部的变形情况。Kumar 和 Ahmed^[42]将记录的影像进行分析,与预测结果进行对比,分析结果显示,热诱发弯曲振动持续了大约 3.5min,振动频率为 0.18Hz,振幅达 17.018mm。

在热颤振的试验研究方面,自从 1968 年 Beam 在实验室条件下实现了扭转热颤振后,直到 1977 年 Rimrott 和 Abdel-sayed^[43]才在实验室中实现了悬臂梁的纯弯曲热颤振。其中一个重要发现是:在垂直入射热流作用下,悬臂梁弯曲热颤振也可能发生,这与 Graham 给出的热颤振准则明显不符,对此, Rimrott 解释这是由于实验室条件下的热流载荷与太空中的热流载荷不同:在太空,由于热源(太阳)无穷远,辐射热流处处相同,而在实验室条件下,随着距离的变化辐射热流变化很大。日本学者 Murozono^[44, 45]进行了真空状态和有空气状态的热诱发扭转和弯曲振动试验,他们的研究目的在于建立空间桅杆的热颤振

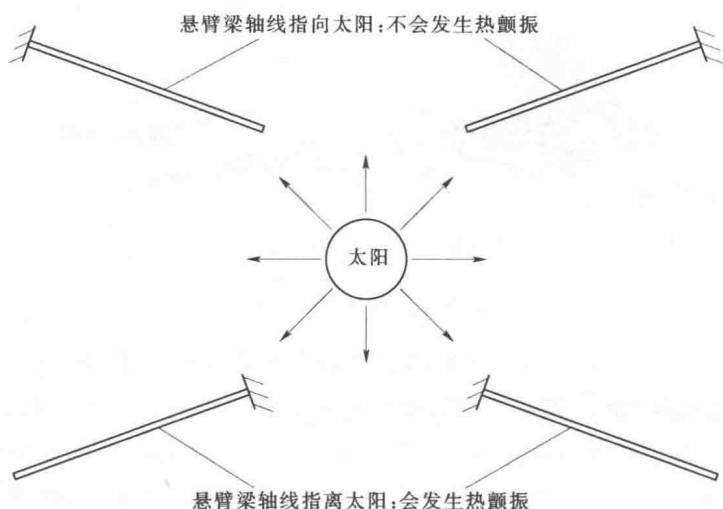


图 1.7 Graham 的热颤振准则

准则，并与试验结果进行对比。Beam 的扭转热颤振试验引起了耦合热诱发振动的研究，而 Rimrott 和 Murozono 的热诱发振动试验将热诱发振动的研究推向深入，都具有十分重要的意义。

随着航天器大型柔性附件的出现，关于卫星刚体-柔性附件耦合系统的热致响应逐渐引起重视。1980 年，Ayer 和 Soosaar^[46] 对影响航天器运动的空间环境中的扰动因素进行了综述，讨论了热效应的影响，指出大型柔性空间结构在进出地球阴影时的热诱发振动将比准静态热变形对卫星姿态的影响更大。Krishna 和 Bainum^[47] 等研究了太阳光压和热致变形综合影响的卫星姿态控制问题。Dennehy 和 Zimbelman 等^[48] 研究了在单翼太阳能板上产生的热扭矩对航天器姿态的影响，这种热弹性冲击现象曾经出现在 LANDSAT-4 卫星上。

1990 年太阳翼热诱发振动造成哈勃望远镜成像模糊的事故掀起了新一轮研究空间结构热诱发振动的高潮，这一轮研究重点集中在实际工程结构，考虑辐射换热边界条件、柔性附件和航天器本体之间的耦合作用，更加符合实际工况。哈勃望远镜的太阳翼主要由柔性太阳毯、左右两根 STEM 支撑梁和刚性连接杆组成。Thornton^[6] 等采用将 STEM 支撑梁截面温度分解为平均温度和摄动温度的方法进行热分析，不考虑热载荷受结构变形的影响，给出了太阳翼热-结构非耦合动力响应的解析解；考虑结构变形与热载荷的耦合，采用伽辽金加权余量法建立了太阳翼整体的热-结构耦合动力学模型，数值模拟了太阳翼在突加太阳热流载荷作用下的动力学响应，进行了热-结构耦合动力学的稳定性分析，得到了与 Graham 相似的热诱发稳定性准则。Thornton 的热诱发稳定性准则与 Graham 的不同之处在于，Thornton 考虑了太阳毯对悬臂梁施加的轴向力和刚性杆在悬臂梁自由端附加质量的影响。进一步，Thornton 等对太阳翼进行了模态分析，发现其一阶振动是扭转模态。另外，假设太阳翼左右结构不对称，建立了非对称的太阳翼热-结构分析模型，分析了太阳翼支撑梁的屈曲临界载荷，解释了太阳翼的扭转破坏现象^[7]。为了弄清太阳翼热诱发振动的机理和避免热诱发振动事故的发生，Foster 和 Thornton^[49] 还针对太阳翼桅杆的

支撑梁进行了稳定的和非稳定的热诱发振动试验。

Thornton 等人作了大量的简化, 给出了描述太阳翼热诱发振动的解析模型, 然而, 对于结构形式和边界条件复杂的大型空间结构, 通常采用有限元方法进行数值求解。1968 年, Mason^[50] 首次将有限元方法引入热诱发振动分析, 它将温度场分析获得的等效温度载荷作为节点力施加在结构有限元分析模型上, 求得结构的热-动力学响应, 并与理论解做了对比, 验证了计算方法的可靠性。采用有限元方法进行热诱发振动分析时, 遇到的一个困难是薄壁管组成的空间框架结构的温度场的计算。图 1.8 所示为一个受空间热流作用的薄壁管件, 其中 (O, x, y, z) 是薄壁管局部坐标系, O 固定于截面形心, s 是管截面中线的弧长坐标, l 是管的长度, t_s 是壁厚, q 是空间热流载荷。若采用一维热传导单元进行瞬态温度场分析, 就无法获得管截面内的温度梯度, 也就无法获得由温度梯度造成的热弯矩, 热诱发振动也就无从谈起。传统的有限元方法采用三维温度单元或二维温度单元计算量非常大, 不适于考虑辐射换热等非线性边界条件下的大型空间结构的温度场计算。

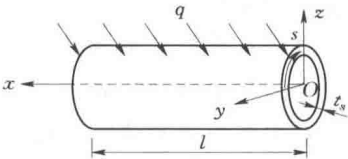


图 1.8 受空间热流作用的薄壁管

在薄壁管温度场的解析求解方法中, 通常采用将管截面内的温度场表述为平均温度和摄动温度的叠加, 将二维温度场问题转化为一维温度场问题, 1993 年, Rand 和 Givoli^[51, 52] 将这种思想引入到温度场的有限元分析方法中, 发展了一种新的温度单元, 该方法能使用同一套网格对结构的温度场和变形场进行求解, 大大减小了计算量。然而, 这种单元的平均温度和摄动温度耦合在一起, 若用于热诱发振动分析, 计算效率很低。2002 年, 薛明德和丁勇^[53, 54] 在 Rand 等人工作的基础上提出了傅里叶温度单元, 该单元同样将管截面的温度场表示为平均温度和摄动温度的叠加, 并将平均温度和摄动温度沿轴向进行线性插值, 通过选取合适的形函数获得了解耦的平均温度有限元方程和摄动温度有限元方程, 将非线性分析局限在平均温度场的求解中, 大大减小了计算量, 可高效地用于瞬态热-结构动力学的计算。程乐锦等^[55] 采用傅里叶温度管单元将 Boley 理论扩展至复杂结构, 采用热模态分析的方法求解大型空间结构的热特征时间 t_T , 并提出了大型结构热诱发振动的稳定性分析方法。李伟等^[56] 采用傅里叶温度单元, 分析了航天器附件结构的热诱发振动对航天器姿态的影响, 并给出了稳定性分析方法。段进等^[57] 将傅里叶温度单元扩展至开口截面薄壁管结构的温度场计算, 并在大型空间结构热致响应分析中考虑了几何非线性因素。薛明德研究组的工作促进了热致响应分析的工程化, 为分析大型空间结构的热致响应提供了有力的工具。

1.2.2 热致变形的控制

热致变形控制问题起源于空间反射面天线形面精度的保持要求, 并一直是研发空间反射面天线所重点关注的问题。1985 年, Haftka 和 Adelman 首次提出了形状控制的概念: 给定有限个驱动器和传感器, 求解最优控制使结构在驱动器作用下变形至某一目标形状。根据目标形状是否随时间变化, 形状控制可分为静态形状控制和动态形状追踪控制; 根据控制策略的不同, 形状控制问题又可划分为被动形状控制和主动形状控制。

在被动形状控制方面, Hedgepeth^[59] 分析对比不同结构形式、热致变形、制造误差等因素对天线形面精度的影响, 指出可以通过优化设计结构形式、材料参数和精密加工等被动控制措施来提高空间天线的形面精度。哈勃望远镜太阳翼支撑梁的维修也是采用了增加热防护层、使用波纹管等被动控制措施^[60]。Song 等^[61] 提出使用复合材料来减小结构的热致变形。范立佳等^[62] 以抑制大型空间结构热致变形为目标, 采用确定性优化方法和稳健性优化方法对空间结构的几何尺寸和材料参数进行优化设计, 对空间抛物面天线、桅杆等大型空间结构的热致变形进行被动控制, 该方法可为大型航天结构的结构设计提供指导。

然而, 被动控制技术的精度较低, 对于复杂多变的空间热载荷环境, 主动形状控制必不可少。Haftka 和 Adelman^[58] 提出了利用热应变来进行主动形状控制的方案, 在空间框架天线结构中安装热膨胀系数较大的作动杆, 控制作动杆的温度, 利用作动杆的热变形伸长或缩短对空间天线反射面的形状进行控制, 使其形面误差尽量最小, 并给出了在空间热流载荷扰动下该温度控制方法抑制天线反射面变形的效果 (图 1.9), 总结了利用温度控制进行结构变形控制的优点:

- (1) 温度载荷是自平衡的, 因此不用担心控制误差造成航天器姿态漂移。
- (2) 太阳能可以被用作驱动器的能量来源, 节省能源需求。
- (3) 与机械驱动相比, 热应变驱动产生的应力较小, 利于结构安全。

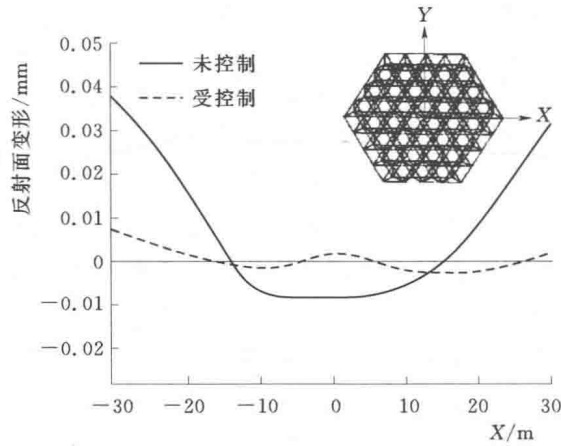


图 1.9 通过热应变抑制空间天线反射面的变形^[58]

2001 年, Irschik 和 Pichler^[63, 64] 利用连续介质力学理论, 分析了外界机械扰动在结构内部产生的应变和温度梯度在结构内部产生的热应变, 指出在静态形状或动态形状控制问题中, 若能找到合适的温度梯度使其在结构中产生的热应变与外扰产生的机械应变抵消, 即能实现结构在外扰下的位移处处为零。Irschik 等的工作在理论上证明了采用热应变进行形状控制的可行性, 然而, 采用热应变进行形状控制时, 结构的温度场必须满足热传导方程和复杂的边界条件 (如辐射换热等), 如何实现所需的控制温度场, Haftka 和 Irschik 等都没有提到。

目前, 主动形状控制研究中通常采用的是压电驱动。1990 年, Lee 和 Moon^[65] 采用压电材料激发或测量特定振型的理论和试验工作奠定了压电形状控制研究的基础。Steven^[66]

建立了考虑截面翘曲的任意形状闭合截面梁的压电驱动形状控制模型,利用该模型分别考察了获得弯曲变形和扭转变形的驱动器最优布置。Agrawal 等^[67]考虑高阶变形和沿板厚方向的电压变化,将结构位移和电压作为广义自由度建立了有限元模型,以结构变形与目标形状的方差最小为目标对控制电压进行了优化。Koconis 等^[68]研究了纤维增强复合材料梁、板和壳结构在压电驱动器作用下的变形情况。Tzou 等^[69]采用分布式驱动器对壳体结构进行形状控制,并给出一些常规的反馈控制算法。Kapuria 等^[70, 71]建立了复合材料柱壳结构和简支板结构在热-机-电载荷作用下的三维精确解,并探讨了通过其中的压电铺层来减小结构热致变形和热致应力的可行性。Varadarajan 等^[72]考虑剪切变形建立了压电驱动复合材料板的有限元模型,给出了在准静态未知外扰的作用下控制板变形至目标形状的反馈控制算法。Prasad 等^[73]对表面安装压电驱动器、内置光纤传感器的碳纤维增强复合材料板的建模、制造和表征进行了研究,目的是利用表面的压电驱动器减小板的热致变形。Sheikh 等^[74]建立了力-热-电耦合的有限元模型,研究了不同载荷作用下非压电铺层变形和压电铺层的电压变化情况,分析了压电材料分别作为驱动器和传感器时的非线性效应,并研究了采用压电材料进行梁的变形控制。Hu 和 George^[75]研究了采用压电驱动进行动态形状控制的鲁棒控制。Baier 等^[76]对太阳翼、空间反射面天线在轨运行时由温度引起的抖动现象进行研究,采用压电材料对其进行形状控制,数值模拟和试验对比了不同驱动器布置的控制效果。Krommer 等^[77]研究了采用压电驱动进行对共形天线的形状控制问题。Sun 和 Tong^[78]分别研究了限制控制能量获得最小形面误差的最优电压分布和给定形面精度要求消耗最小控制能量的最优电压分布,并给出了板形状控制数值算例进行验证。Lee^[79]建立了压电驱动层合复合材料板的有限元模型,考虑了材料的力-热-电耦合效应和板横向剪切变形,研究表明,考虑板厚方向的压电材料变化更有利于对板进行形状控制。Wang 等^[80]发展了一种新型压电复合材料壳单元,对喷嘴结构的静变形控制进行了研究。Mukherjee 和 Joshi^[81]采用梯度下降法研究了压电复合材料板结构的静态形状控制问题,该方法可方便地与现有的有限元程序结合。Kumar 等^[82]提出了一种曲边压电薄壳单元,采用这种单元对空间反射面天线的热致变形控制问题进行了研究。Ghosh 等^[83]研究了采用压电材料对简支板中线变形和悬臂板端部位移进行形状控制。Binette 等^[84]研究了安装宏纤维复合材料压电驱动器的板在热弯矩作用下的变形情况,并采用这种新型驱动器对板的热致变形进行形状控制。

在国内,利用压电进行形状控制也进行了广泛的研究。1995 年,沈亚鹏等^[85]建立了压电控制电压和被控板结构之间的控制矩阵,利用控制矩阵求解了结构形状有条件和无条件最优控制,数值算例对板的热致变形进行了最优控制。陶宝祺等^[86]建立了压电层合板的有限元模型,给定目标形状,利用非线性规划的方法求解最优控制电压。夏人伟和余音^[87]将平面膜元与板弯元结合建立了具有电势自由度的四节点复合材料板元,对板结构在机械载荷作用下的单点位移进行最优控制。陈塑寰等^[88]建立了一种具有电自由度的弯曲板单元,提出了以此单元为基础的结构静态形状控制方法。聂润兔等^[89]采用人工神经网络方法设计桁架结构的变形估计器和形状控制器,该方法利用有限数目的测量值即可估计结构变形并进行形状控制。武哲和方有亮^[90]基于 Kirchhoff 假设,建立了任意铺层复合材料压电层合板的有限元模型,采用最优化方法得到了使板变形至任意所需形状的电压,