第 38 卷 第 2 期　　力 学 进 展　　Vol. 38 No. 2
2008 年 3 月 25 日　　ADVANCES IN MECHANICS　　Mar. 25, 2008

大挠性航天桁架结构动力学及其主动控制研究进展*

司洪伟 [1,†]　李东旭 [2]　陈卫东 [1]

[1] 北京航空工程技术研究中心，北京 100076
[2] 北京航天医学与工程研究所，北京 100094

摘 要 针对大挠性桁架结构在航天领域的工程应用背景，对大挠性航天桁架结构进行系统分类，综述了几种常见的大挠性桁架结构 (桁架式空间站 / 空间承载结构、网状反射天线的支撑结构、环形张紧桁架可展开天线、变几何桁架结构) 的研究进展、结构动力学建模进展、主动杆建模进展以及主动控制理论和实验研究进展，并结合大挠性航天桁架动力学和主动控制的现状，对这一领域的研究进行展望.

关键词 大挠性，航天桁架，动力学，主动控制

1 引 言

大挠性航天桁架结构的振动控制是航天器动力学与控制领域的挑战性课题. 大挠性航天桁架 (large flexible space truss, LFST) 是一种典型的大挠性航天结构，广泛应用于航天任务中，其是由杆、梁、铰链等结构单元及其有效载荷根据特定的航天任务需求而组成的大型离散结构，大挠性航天桁架结构因具有集散简单、可靠性强、对任务的适应度大等特点而在航天结构中得到广泛的应用; 但是作为一种极具代表性的大型离散结构, 其结构动力学特性也很复杂, 大挠性航天桁架结构的动力学特性主要表现为：(1) 质量轻、阻尼小、挠性大、低模态密集、模态耦合程度高; (2) 难于建立精确模型, 对控制系统的可靠性、耗能及附加质量等要求严格; (3) 在地面及发射阶段为收拢状态，发射定轨后锁定为稳定的展开状态; (4) 杆件、接点数量大，拓扑关系复杂，构架单元具有高度一致性 [1].

从满足空间任务的角度上分析, 它们具有良好的性能，便于制造和空间装配，具有广泛的应用前景. 但由于其尺寸大、重量轻、挠性大、阻尼弱 [2], 在太空工作时将不可避免地受到各种外界和内部因素的干扰，而激起低频、非线性、大幅度的振动 [3], 且一旦激起将很难自行衰减，并与航天器主体的姿态运动高度耦合, 干扰了姿态控制系统的正常工作, 也给航天器的定位精度带来了严重的影响 (如美国的哈勃望远镜), 有时甚至可以造成系统发散, 从而导致毁灭性的灾难 (如美国的一颗自旋式卫星). 为了满足任务需求，一方面，卫星等航天结构的跨度增大，从而使挠性干扰的问题更加突出; 另一方面, 对这些航天器的精度提出了比以往更高的要求, 这些都给控制系统的设计带来了非常严峻的挑战. 如一些新型空间武器系统要求高精度的稳定平台, 实战中往往要工作于复杂的环境中, 环境中各种振源都会导致武器平台产生振动, 从而影响整个武器系统的跟踪、瞄准和发射精度, 因此平台系统要有很强的抑振能力, 才能满足一些现代武器作战时间短、空域宽、重复发射等要求 [4].

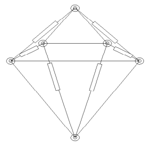
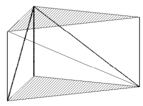
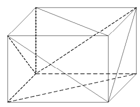
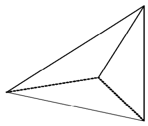
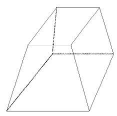
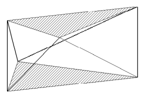
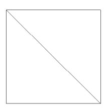
2 大挠性航天桁架结构应用综述

目前，航天器结构构型大致可分为 3 类：第 1 种是中心刚体附带挠性部件的航天器，如大量的各型卫星、“礼炮号” 空间站、“天空实验室” 等; 第 2 种是带挠性部件的复合段舱式航天器，如 “和平号” 空间站、“神舟” 系列载人飞船等; 第 3 种是桁架式挂舱 (载荷) 分布结构航天器，如 “国际空间站”. 而第 2 种航天器可以认为是第 1 种航天器的叠加. 中心刚体附带挠性部件的航天器已经远远不能满足航天任务发展需求，其限制较大，任务单一，可扩展冗余化设计较差; 舱段式航天器采用多模块式结构，即由多个舱段在空间交会对接后，像积木一样组合而成，是中心刚体附带挠性部件的航天器的进一步扩展，这个扩展是

收稿日期: 2006-09-19, 修回日期: 2007-12-28
* 国家自然科学基金 (10472006) 资助项目
† E-mail: hongwei_si@163.com

以巨大经济基础和复杂航天技术为前提的，在一定程度上满足了航天任务发展的需求．但各舱段之间过于紧凑，因而相互有一定影响，特别是站上的太阳能帆板很难安排，易被遮掩．桁架式航天器可克服舱段式航天器存在的许多问题．这是因为桁架结构具有以下优点：质量轻、灵活、易拆装，且可根据需要进行结构调节，可以作为航天器的主体结构也可以作为有效载荷的支撑结构．因此，桁架结构在航天领域将具有更广阔的发展空间．综合国内外航天桁架结构的应用情况，本文将大挠性航天桁架结构分类，如表 1 所示．

表 1 大挠性航天桁架结构分类

几何形式		单元形式	空间载荷形式描述
斯图尔特平台 (Stewart's platform)			装于高精度大型可展开天线 (high-precision large deployable space antennas, HLDSA) 与航天器之间，实现隔振
对角桁架 (diagonal truss)	三角形 (triangular) 桁架		航天器主体结构或者有效外伸载荷的承载结构,航天器主体结构多采用矩形桁架，承载结构多采用三角形桁架
	矩形 (rectangular) 桁架		
四面体桁架 (tetrahedral truss)			网状反射天线的支撑结构 (supported structures of mech reflector antennas)
六面体桁架 (hexahedral truss)			网状反射天线的支撑结构 (supported structures of mech reflector antennas)
八面体桁架 (octahedral truss)			并联机械臂 (parallel robotic manipulator) 和空间机器人
环形张紧桁架 (ring tension truss)			网状反射天线的支撑结构 (supported structures of mesh reflector antennas)

1947 年， Gough 研发了一个用于测试不同定位时车辆的耐疲劳程度的并行平台设备，称为 Stewart-Gough 设备 [5], Stewart-Gough 设备是第 1 个并行平台机械臂，此后， Stewart 改进了这个设备并创造性地制造了一个飞行模拟器，通过 6 个作动脚操纵平面的 6 个自由度位移和指向．在航天器中，很多主动振动隔离和指向系统通过斯图尔特平台 (Stewart's platform) 来实现，斯图尔特平台安装于高精度大型可展开空间天线与航天器之间，其实质上是一维的小型机械臂．由于斯图尔特平台是一种低维的、小型的航天桁架结构，且多采用主动隔振控制，所以本文中不予以深入讨论，详见文献 [5].

2.1 桁架式空间站 / 空间承载结构

传统对角桁架结构在航天器的支撑结构和主体结构上有着广泛的应用．通常作为航天器主体结构桁架式空间站 (truss type of space station) 或者有效外伸载荷的承载结构 (support truss), 如图 1 所示，图中， 1, 2, 3, $\cdots$, n 代表节点编号，航天器主体结构多采用矩形桁架，承载结构多采用三角形桁架．例如，国际空间站通过航天飞机输送桁架段，然后按照从最里面的完整桁架段 (integrated truss segment, ITS) S_0 到外侧的桁架段 ITS P_3/P_4 和 S_3/S_4 的顺序进行安装，安装通过段 - 段连接系统 (segment-to-segment attach system, SSAS) 来进行．再如，日本空间通信

研究中心 (Space Communications Research Corporation, SCR) 概念设计中的大型移动通信卫星以及能够提供大量通信服务的地球同步轨道平台，其主体结构就是基于对角桁架设计的．此外，美国科罗拉多州大学的航天航空结构中心针对可装卸的三角形管状桁架 (stowable tubular truss column)[6] 和精确的可展开光学桁架 (precision deployable optical truss)[7] 进行微动力学和纳米振动分析研究．美国海军研究中心的 Michael 等发明了一种可伸长和收缩的桁架臂并用于空间任务的执行，这种桁架结构可以变平并且能够压缩卷于一个圆形的装载机构中，具有较大的展开 / 收缩比, 适应于空间任务的执行．NASA 的兰利 (Langley) 研究中心设计了十字型桁架 (phase II CSI phase 0 evolutionary model) 和四面体桁架平台 (tetrahedral truss platforms) 模型，并将自主机械臂用于这一桁架结构的组装．美国原子能委员会设计了 NASA STS-99 航天飞机雷达地形任务 (shuttle radar topography mission, SRTM)，并用于模型精确性的演示验证，其设计的大挠性桁架结构是干涉仪合成孔径雷达的一部分，要求严格的弯曲和扭转机械公差.

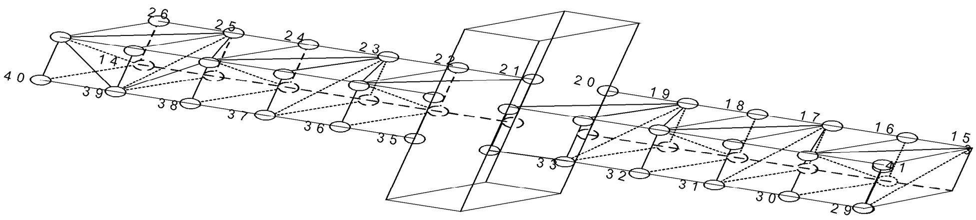


图 1　大挠性航天桁架刚柔 (离散结构) 耦合模型示意图

2.2　网状反射天线的支撑结构

可展天线多采用模块化设计, 其优点是杆件类型少，结构拓扑容易．网状反射天线的支撑桁架结构 [8] 的表面可为平面和抛物面形状两种情况．除了常使用的四面体 (tetrahedral truss, 如图 2 所示，图中，1, 2, 3, $\cdots$, n 代表节点编号)．六面体以及八面体桁架外，还有十面体和十二面体桁架 [9] 等，文献 [10] 对四面体平面桁架、六面体抛物面桁架、以及其它网状反射天线的支撑桁架结构进行了分析和计算．20 世纪 80 年代末到 90 年代初，NASA 开展了若干个大型可展开反射镜 (large deployable reflector, LDR) 项目的研究 [11]，这种远红外望远镜的直径可达到 20 m，反射面基本组成是由许多桁架支撑直径为 2 m 的模块而组成，其主要问题是反射面的动力学与控制问题．为了检验这些大型航天桁架结构装卸和在轨维修的可行性， NASA 研究了一种偏焦点微波反射镜 [12]，其直径达 14 m．六面体抛物面桁架天线结构主要被用于未来大型空间天线、反射镜的支承体等结构设计中，通过调节支承面的形状，实现保证反射镜面精度的要求． NASA 的 LDR 计划中控制结构交互作用

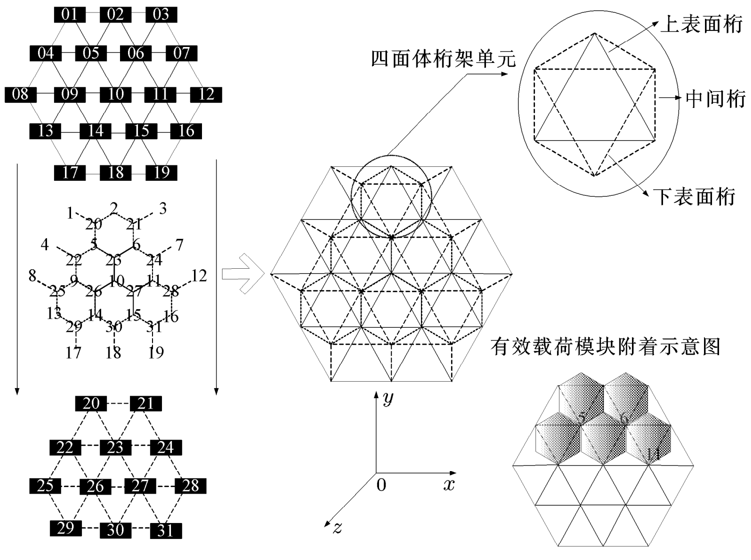


图 2　四面体桁架天线结构

(control structures interaction, CSI) 和精确分段反射镜 (precision segment reflector, PSR) 项目就是为研究一种高精度、轻量的反射镜面空间天线而提出的计划.

大型可展桁架式抛物面天线 (paradise truss antennas), 如图 3, 图中数字代表节点编号. 是空间可展机构研究中最为活跃和深入的研究领域, 是微波辐射航天器 (microwave radiometer spacecraft, MRS) 及合成孔径雷达 (synthetic aperture radar, SAR) 的主要荷载. 该结构由挠性网状反射面和可展开支撑桁架组成, 以获得高的形面精度和轻的质量. 天线的内表面为有效抛物面, 抛物面方程为

$$\begin{aligned} x_i^2 + y_i^2 &= 4f_{z_i} \\ f/D &= 0.4 \end{aligned} \tag{1}$$

式中, i 为节点号, D 为抛物面直径, f 为焦距.

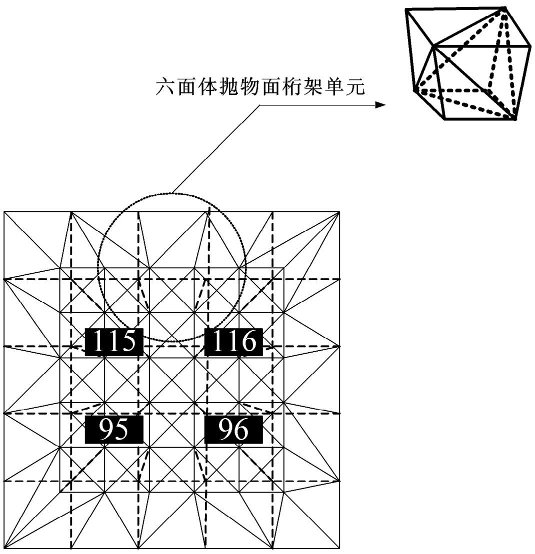


图 3 桁架式抛物面天线

桁架式抛物面天线是可折叠的桁架, 桁架的杆件中间设有铰链, 桁架能折叠起来, 利用弹簧机构将天线展开. 天线的骨架是由一些基本的结构单元 - 四面体组成, 每个单元包含 6 根杆件, 其中 3 根是可折叠的, 杆的中间有铰链和弹簧, 折叠后的尺寸和展开后的尺寸比为 1:10, 收纳率高, 同时具有较高的展开刚度和结构稳定性, 但是其成本高、重量大是其应用的主要困难. 桁架式抛物面天线应用的里程碑是日本工程实验卫星 ETS-VIII 的 13 m 口径反射器, 另外俄罗斯宇航局研制成功的四面体单元桁架式天线已经运用于 “自然” 号、 “联盟” 号飞船, 以及 “和平” 号空间站上.

2.3 环形张紧桁架可展开天线

环形张紧桁架 (ring tension truss) 天线结构, 索网的拓扑设计请参考文献 [10], 展开状态时, 天线结构的简化模型如图 4 所示, 图中数字代表节点编号. 整个结构由环形可展开式桁架 (横杆、斜杆、竖杆和连接各杆件的铰链) 、绳网抛物面、弹簧阵和展开臂组成. 在展开到位后. 各空间铰链锁死, 结构处于稳定状态, 因此可以将桁架中的横杆、竖杆、斜杆之间视为刚性连接.

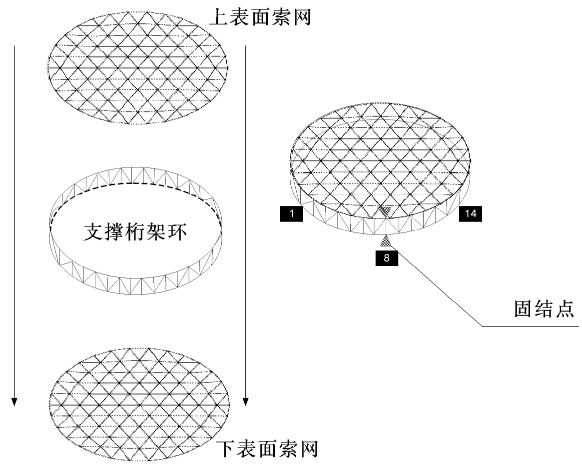


图 4 环形张紧桁架可展开天线

环形张紧桁架可展开天线的结构由 4 个部分组成: 可展开环形桁架、金属反射面和挠性张力索网、张力弹簧阵以及动力展开机构. 其中可展开环形桁架是由 n 个结构完全相同的平行四边形单元组成, 这些单元通过固定夹角 $360°/n$ 的铰链相连接成为一个封闭的多边形环, 其完成收放运动的原理是利用平行四边形对角可伸缩的结构特点. 环形张紧桁架可展开结构与其它结构形式相比, 具有应用空间大、结构形式简明的特点. 其天线口径可达 6~150 m 范围, 在一定范围内口径增大不改变结构形式, 质量不成比例增加, 是目前大型卫星天线较为理想的结构形式. 环形张紧桁架可展开天线最早出现于 ASTRO 公司为北美移动通信卫星 MSAT 研制的口径 6 m 的天线. 另外, 休斯公司在其为中东建立的移动通讯系统中的两颗通讯卫星 (Thuraya-1, Thuraya-2) 所采用的 12.25 m 口径的天线以及美国信号情报卫星 “先进折叠椅” 上 150 m 口径的天线都采用了环形桁架可展开结构形式.

2.4 变几何桁架结构

最后一类重要的桁架结构是变几何桁架结构 [13~15](variable geometry truss, VGT), 变几何

桁架结构主要有基于桁架的操作臂 (truss-based manipulators, TBMs) 和空间起重机 (space cranes)[16] 两种形式. 变几何桁架结构是一种按照特定的要求由铰链连接杆件而组成的结构. 受未来国际空间站计划的驱动，可变几何桁架结构的相关研究受到了足够的重视. 其在航天领域的空间装卸、自主交会对接以及空间任务操作等方面有着广泛的应用，空间机器人、空间操作臂以及空间起重机等都广泛地采用变几何桁架结构；VGT 还可以用作未来空间站的主体结构以及大型光学反射镜或天线阵列等的支承结构；VGT 也可用于空间站大型太阳能帆板阵列的伸展或回收导引结构等.

变几何桁架结构的有关参数和拓扑结构是时变的, 其控制可分为运动控制和振动控制问题, 运动控制问题主要是根据特定的任务，通过线性可伸缩构件的长度变化来改变机构的构形来执行的，振动控制问题主要是考虑到空间变几何桁架这一大型挠性结构对航天器主体的影响，通过被动或主动阻尼构件来抑制结构的振动. 如图 5 所示的二维 VGT 系统结构主要从三维空间机械臂简化设计而来的 [20]. 不同于前面研究的展开后固定桁架结构，三维 VGT 使用球铰或者万向铰，二维 VGT 使用平面圆铰或具有两个自由度 (2DOE) 的活动铰链.

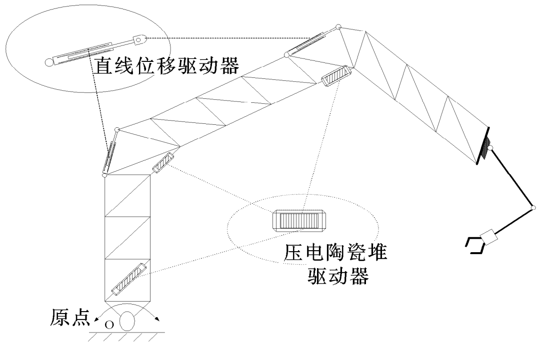


图 5　变几何桁架结构

在航天应用中, 最为成熟的是兰利研究中心开发的基于机器人 / 机械臂的安装系统 [17] 和基于宇航员舱外活动 (extra vehicle activity, EVA)[18] 的大挠性桁架结构的装卸和维修系统. 此外，文献 [19] 针对一个悬臂的八面体并联桁架机械臂的振动问题, 采用线性二次型最优调节器 (linear guadratic regulator, LQR) 控制，使其基频从 3.11 Hz 到 3.20 Hz, 阻尼率增大 60 倍 (0.004 4 到 0.287 6); 日本大阪地方大学的宇航工程系 [20], 美国科罗拉多大学的宇航工程系和空间建筑中心 [21] 也进行了变几何桁架的研究.

3　大挠性航天桁架结构动力学建模进展

3.1　动力学建模

从 20 世纪 70 年代至今, 按所使用的数学方法, 推导大挠性多体航天结构动力学控制方程的基本原理和方法可分为 3 类 [22]. 第 1 类为牛顿 - 欧拉 (Newton-Euler) 向量力学法；第 2 类是以拉格朗日 (Lagrange) 方程为代表的分析力学方法; 第 3 类方法是基于高斯 (Gauss) 原理极小值性质的极值原理. 按所建立模型类型分, 主要有分布参数模型、集中参数模型、混合坐标模型和有限元模型等 [23]. 目前用的最多的挠性体模型为有限元模型 [24]. 一般说来，由有限元法建立的动力学模型的阶数较高, 因为较高的指向精度、精确定位或形状控制都需要有精细的结构模型，导致所建的有限元模型的阶数也较高 [25]. 有限元方法虽然得到了广泛的应用, 但是引入了模态截断, 对残留模态处理不当将会产生控制溢出和观测溢出等令人头痛的问题.

设挠性桁架结构中共有 n_c 个压电主动杆，有限元模型为

$$\boldsymbol{M}\ddot{\boldsymbol{\delta}}+\boldsymbol{C}\dot{\boldsymbol{\delta}}+\boldsymbol{K}\boldsymbol{\delta}=\boldsymbol{f}_d+\boldsymbol{D}\boldsymbol{u} \tag{2}$$

式中，包含 n 个线性微分方程， n 为结构系统的总体自由度数； $\ddot{\boldsymbol{\delta}}$ 、 $\boldsymbol{\delta}$ 分别为 $n\times 1$ 维的节点加速度和位置矢量； $\boldsymbol{M}$ 、 $\boldsymbol{C}$ 、 $\boldsymbol{K}$ 分别为 $n\times n$ 维的总体质量矩阵、阻尼矩阵、刚度矩阵； $\boldsymbol{f}_d$ 为挠性桁架结构受到的外界扰动； $\boldsymbol{D}$ 为 n_c 个主动杆位置的矢量组成的 $n\times n_c$ 位置矩阵，对于大挠性航天桁架结构，是由主动杆的方向余弦组成的向量矩阵 [26] $[\cdots\cos\alpha\ \ \cos\beta\ \ \cos\gamma\ \ \cdots-\cos\alpha-\cos\beta-\cos\gamma\cdots]^{\mathrm{T}}$; $\boldsymbol{u}$ 为 $n_c\times 1$ 维主动杆产生的控制力向量.

在受控的低阶模态子空间中, 忽略外力, 系统的闭环动力学方程为

$$\begin{aligned}&\ddot{\boldsymbol{q}}_c+\mathrm{diag}[2\xi_c\omega_c]\dot{\boldsymbol{q}}_c+\mathrm{diag}[\omega_c^2]\dot{\boldsymbol{q}}_c=\\&\quad\boldsymbol{\varphi}_c^{\mathrm{T}}\boldsymbol{D}\boldsymbol{u}=\boldsymbol{f}_c\end{aligned} \tag{3}$$

式中， $\boldsymbol{f}_c$ 为 $m_c\times 1$ 维模态控制力， ξ_c 为阻尼系数, ω_c 为频率.

上述的动力学模型在应用时多采用了小扰动线性化处理或准线性化处理, 这样的模型虽然避免了非线性问题，给系统分析控制带来了许多方便，但是, 这样的模型不能用于航天器大攻角、快速机动的控制问题.

考虑带有阻尼项和刚度项的独立模态空间振动问题的一般表达式

$$\ddot{q}_r+g_d(\dot{q}_r)+g_s(q_r)=f_r+d_r \tag{4}$$

式中， $r=1,2,\cdots,n_c$. 在线性的条件下，阻尼项 $g_d(\dot{q}_r)$ 为 $2\zeta_r w_r \dot{q}_r$, 刚度项 $g_s(q_r)$ 为 $w_r^2 q_r$; 在非线性的条件下，阻尼项 $g_d(\dot{q}_r)$ 可为一般非线性阻尼和库伦阻尼等形式，刚度项 $g_s(q_r)$ 可为 3 次方刚度、双线性刚度以及分段线性刚度等形式 [27].

但是，独立模态空间控制 (independent modal space control, IMSC) 普遍使用线性模态叠加法，这是在线性模型的前提下进行的, 而对于非线性模型，使用线性模态叠加法是值得商榷的, 并且这些非线性参数的值又是较难得到的.

于是使用实验方法进行动力学辨识和建模在大挠性航天桁架结构研究中更加得到了关注. 关于桁架结构动力学实验问题，国内外众多学者针对这一问题展开研究，在线性动力学领域取得了丰硕的成果. Chen 于 1989 年对一固定支承的智能桁架结构进行可行性试验研究, 分别运用传统激励法和以单一主动构件作为结构的内激励源, 进行结构的模态测试对比实验，所得实验结果一致性很好 [28]. 这个试验说明, 利用主动构件作为内激励源, 可以进行结构的动态特性测试, 并可获得很好的结果. 随后 Chen[29], Kuo[30] 和 Wada[31] 等人进行了智能桁架结构模拟“在轨”条件下的模态试验与分析. 这种主动构件激励实验方法的一个显著特点是无需外部激励源和支承体, 不会激励出结构的刚体模态, 而且可为直接测试振动控制中的结构开环 / 闭环频率响应特性提供方便. 到目前为止, 这种新的主动构件激励动态测试方法，已通过地面可行性试验研究.

3.2 主动杆建模

主动杆可根据其具体应用不同分为两类. 一类是用于桁架结构收拢和展开目的，通常需要较大作动位移、较小作动力的主动杆; 另一类是用于桁架结构振动的精密控制, 通常需要较小的作动位移、较大作动力的主动杆. 本文针对的压电主动杆是第 2 类主动杆. 压电主动杆的工作原理是利用压电材料的逆压电效应特性，在外加驱动电场作用下，产生一定的位移输出, 输出的位移量取决于压电材料的压电应变系数, 考虑到一般的压电材料都较薄，为了获得一个实用的压电主动杆, 通常采用多组压电片在力学上串联、电学上并联的设计思想构成压电堆，其总输出位移量是各压电片所产生位移量的线性叠加, 然后经过必要的工艺制作和机械组装形成压电主动杆.

目前, 压电主动杆的建模方法主要有静刚度等效法、动态有限元法和阻抗建模分析法 [32,33]. 静刚度等效法也叫静态法, 它是把压电主动杆的压电效应用一个并联的静态力源或串联的静态位移源来等效，这时压电主动杆被认为是纯弹性承载元件, 该方法存在的问题是忽略了压电主动杆自身的动力学特性和它所产生的自感应电场与附加电容的影响; 动态有限元法是基于压电主动杆的作动方程和传感方程, 利用广义变分方程或 Hamilton 原理，直接建立压电主动杆的有限元方程, 该方法同样是没有考虑压电主动杆自感应电场的影响; 阻抗建模法将智能结构中的压电主动杆看成是机电相互耦合的广义变换器模型, 其中的压电主动杆采用阻抗网络统一表示.

4 大挠性航天桁架结构主动控制研究进展

4.1 理论研究

目前, 用于振动工程中的航天结构所研究的基本问题主要集中在 [34]: (1) 传感器 / 作动器的材料特性和工艺制作； (2) 传感器 / 作动器的优化； (3) 振动控制理论. 对于大型航天结构，由于结构组成的复杂性和大变形非线性效应的存在, 建立精确的解析数学模型是不可能的, 只有借助数值方法，如有限元法对地面结构进行近似分析和重构, 在系统不确定或完全未知的情况下，控制器的选择就格外重要了.

4.1.1 主动杆的材料选择和设计

目前，可用作主动杆的材料有 [35]: 压电陶瓷，锆钛酸铅 (lead zirconate titanate, PZT), 压电薄膜，聚偏二氟乙烯 (poly vinyli dene flouride, PVDF) 、电致伸缩陶瓷 (ES) 、形状记忆合金 (SMA) 、磁致伸缩合金 (MS) 、电流变流体 (ERF) 、液体作动器、气体作动器、电气作动器. 其中，压电材料具有重量轻、体积小、能耗低、频带宽、刚度大、易于制作等优点, 并且由于具有定位精度高、驱动力大和响应速度快等优点而在航天结构振动控制中占有极其重要的地位 [36], 常用的主要是压电陶瓷和压电薄膜.

最早的主动杆是 1988 年 Rich 等人设计的具有内嵌的压电作动单元和涡流位移传感器, 可同时实现作动和传感功能. 目前，以美国 NASA 的喷气推进器实验室 (JPL) 为代表的研究机构已发展了几代样品 [37]. Anderson[38] 于 1990 年研制了用于 CSI 项目研究的第 2 代压电主动构件，在减小静摩擦、残留位移、改善线性范围、温度敏感性以及隔离弯曲载荷方面较 KCLS 有了明显的改进. 针对上述压电主动构件需要高驱动电压的缺点， Umland 和 Chen[39] 在 1992 年推出了用于 PSR 项目研究的第 3 代压电主动构件，最大驱动电压仅需 150 V 左右，并且在其内部除了涡流位移传感器外, 还设计了压电力传感单元，可产生 $45\mu m$ 的位移输出. 此外，还有 Umland 研制的用于 CSI 项目研究的 ASTREX 型压电主动构件. 近些年, 德国 PIEZOMECHANIK 公司研究了各种形

状的压电主动杆，可以提供特别设计的 $-50\sim200\,\mathrm{V}$ 型号产品，产生的最大控制力为 300~11 000 N.

国内众多学者也没有放弃在这一领域的研究 [40]，李俊宝 [41] 设计了第 2 代压电主动杆，核心元件为压电堆，外壳用不锈钢制成. 由于它们内部都设计了预压弹簧，可以承受轴向拉压载荷，并能有效隔离弯曲载荷. 吕刚 [42] 设计的压电主动杆，该压电作动器选用日本公司的多层压电堆作为其执行单元. 压电主动杆结构主要部件为压电堆、预压弹簧、芯杆和外套等 4 部分组成. 压电堆只承受轴向载荷，在设计中通过一半球形芯杆头压在压电堆的一端，以隔绝因安装等原因造成的可能的弯曲载荷. 此外，北京航空航天大学的黄海和赵国伟 [43] 也研制了压电主动杆，并在 Dspace 平台上进行桁架结构的主动振动控制研究.

4.1.2 传感器 / 作动器的优化

作动器配置方法大致有 [44]：基于系统可控性 / 可观性的准则、基于系统能量准则、基于系统响应的配置准则、基于失效和可靠性准则、基于控制 / 观测溢出的配置准则以及其它性能的配置准则. 常用算法有：非线性规划优化方法；序列法；模拟退火算法；遗传算法以及其他算法. 文献 [45,46] 指出：对结构系统进行控制不仅与控制时作动器 / 传感器的数目、位置有关，而且与控制方法、增益等有关. 在基于系统可控性 / 可观性的配置准则中，没有考虑后面因素的影响. 采用基于系统能量的配置准则进行作动器 / 传感器的优化配置时，还可同时考虑控制方法和增益的影响 [47]. 随着科学技术的发展，对结构的使用要求的提高，结构系统的一体化设计是重要的发展方向，考虑控制增益的作动器 / 传感器配置方法将得到进一步的发展 [48].

在实际控制中，控制律的设计确实是和配置、结构参数相互耦合在一起的. 目前，作动器优化方法中大多数都是和控制系统结合在一起进行设计的，这就需要事先确定控制方法，这对于一般的控制 (如速度位移反馈和优化控制等) 方法，二者的结合具有较好的效果，并且设计过程也不是非常复杂. 但是对于一些诸如 H_∞ 鲁棒控制、模糊控制等比较复杂方法而言，二者的结合，将会使设计非常复杂.

另外，主动杆的尺寸与数目优化也是一个值得研究的问题 [49,50].

4.1.3 大挠性航天桁架结构的振动控制策略

目前，经典控制理论和现代控制理论 (通称为“传统控制理论”) 是结构控制经常采用的. 这两种方法的共同特点都是基于模型的控制，包括控制对象模型和外部扰动模型，通常认为模型是已知的或经过辨识可以得到的. 虽然现代控制理论从理论上解决了系统的可观、可控、稳定性以及许多系统的控制问题，但对于大挠性航天桁架结构仍然存在一些问题和实际应用的困难：

(1) 大型挠性航天桁架结构是一种复杂的结构，在轨可能通过多次组装而成，在这当中可能出现各种结构模式，姿态控制系统首先要满足所有这些模式是可控的，所以模型具有不确定性，模型的结构和参数在很大范围内变化，建立精确的数学模型是比较困难的；

(2) 对于多体、高维、强耦合、时变性以及非线性的航天桁架结构振动系统，经典控制理论和现代控制理论缺乏实用、简便及有效的分析的方法，很难对上述问题做出精确分析；

(3) 随着科学的发展，航天结构越来越复杂，在运动服务中心 (包括十几米长的机械臂) 进行货物运输和空间站各个部件与舱段组装与对接时，控制系统要能正常工作，经典控制理论和现代控制理论的策略较为单一，不能适合高层控制决策问题.

目前主要有极点配置方法 [51]，独立模态空间法 [52]，最优控制方法 [53]，变结构控制方法 [54]，自适应控制方法 [55]，滑模控制方法 [56] 以及鲁棒控制方法 [57] 等，这些理论迄今为止已经取得了显著的进展和成绩. 对于大型挠性航天结构，上文已经分析了这些基于精确数学模型的传统经典控制论和现代控制论的局限性. 在航天结构中，主动振动控制的研究最早最深入，但也只有被动控制得到应用，而在建模相对简单和可靠的土木工程结构、车辆工程及机械工程中，主动控制在一定程度上得到了广泛发展和应用，这很大程度上是由于经典控制论和现代控制论依赖于精确的数学模型的局限性所造成的.

总之，大挠性航天桁架结构的振动控制策略是一个复杂的且不确定的非线性系统的控制问题.

带有大挠性航天桁架结构的航天器控制是多方面的，根据执行任务的不同，有的需要有精确的姿态保持性能，有的需要有一定的机动能力，有的则需大攻角和快速机动的能力等. 它除一般航天器姿态控制所需考虑的因素外，还必须考虑大挠性航天桁架结构振动及其姿态控制系统间的耦合作用. 巨型航天器，如空间站需要考虑分布参数控制问题. 某些特殊部件 (如四面体桁架天线反射面，桁架式抛物面反射面以及变几何桁架机械臂等) 不但要求控制其姿态，而且要求控制其形状. 这必将使带有大挠性航天桁架结构的航天器控制变得更加复杂.

由于大挠性航天桁架结构的复杂特点，决定了对

其进行有效控制主要面临着这样的问题: 挠性航天桁架实际上是分布参数系统, 在理论上讲是无穷维的, 在进行控制系统设计时, 必须采用空间离散化方法将其近似为有限维数学模型. 为确保模型精度和防止残余模态引起的溢出不稳定, 模型阶次一般都要求取得较高, 这给控制系统的设计带来了困难. 对挠性桁架的控制的要求有 [58]: (1) 刚 - 柔模态同时控制, 即姿态到位, 弹性振动抑制; (2) 避免溢出; (3) 最少使用传感器; (4) 鲁棒性 (robustness) 要求. 而对执行机构硬件控制的要求有: (1) 控制力和控制力矩加在交联处; (2) 有限数目, 有限带宽的传感器等.

综上所述, 带有大挠性桁架结构的大型复合航天器指向、姿态和振动抑制的高精度与高稳定性的控制指标和控制方法的可实时实现性, 以及对各种不确定扰动具有强鲁棒性和任务适应性的设计要求, 都增加了对航天器进行控制的难度. 因此, 考虑到桁架结构在航天领域的广泛应用, 采用大挠性航天桁架结构的航天器的控制应该成为当今航天领域关注而富有挑战性的重要课题.

4.2 实验研究

自 1992 年 Juang 和 Sparks[59] 研究大挠性航天桁架主动控制以来, 国内外学者在大挠性航天桁架结构的主动控制实验和理论研究方面取得了丰硕的成果. 以 JPL 为代表的国外许多研究机构都开展了该方面的研究, 且取得了显著的主动阻尼控制效果. 为设计和验证 NASA 的控制结构交互作用, JPL 已建立了多种试验桁架, 如 CSI Phase 0, CSI Phase B 和 CSI Phase I 等结构型式, 用于多种实验研究目的. Fanson 等 [60,61] 针对 CSI Phase 0 试验桁架结构, 利用数字控制器, 实现了窄带阻尼技术, 在实验中分别采用同位速度反馈和 PPF 等控制技术, 达到约 8% 的模态阻尼的控制效果. 为了实现宽带阻尼技术, Chen[62] 利用主动阻抗控制的思想, 采用同位力和速度复合控制方法, 研究了自由 - 自由桁架结构的主动阻尼控制问题, 实验表明结构的第一阶闭环模态阻尼可以高达 11% 左右, 这种主动阻尼控制技术已被 JPL 广泛用于实现其它类型桁架结构模型的主动阻尼控制. Sun 从理论上研究了基于比例力反馈控制的系统阻尼特性以及系统稳定性问题 [63]. Preumont 采用数字控制器, 进行了微分和积分力反馈 (integral force feedback, IFF) 控制实验 [64], 分别使得悬臂智能桁架结构的第 1 阶模态阻尼由 0.3% 增加到 3% 和 9%.

此外, 文献 [65] 设计的空间无线电望远镜 (space radio telescope) 上的斯图尔特平台是一个由 12 根杆组成的八面体空间桁架结构, 共有 6 根主动构件, 采用主动隔振的办法, 实现高精度的角指向. Furuya 等 [66] 采用具有并置传感器 / 作动器的主动单元, 针对 150 单元天线桁架实例来估算静态形状控制的表现, 并采用遗传最优算法选择作动器的位置. 美国海军研究生院 (Naval Postgraduate School)[67] 的航空航天系的飞行器研究和设计中心为开发和研究结构主动控制和振动抑制的控制算法, 设计了长 3.76 m, 宽 0.35 m, 高 0.7 m 的空间桁架, 并在桁架结构的底部布置两根压电主动构件, 在远离桁架底部的末端, 使用一个线性质量验证作动器 (linear proof mass actuator) 作为扰动源, 并自适应多层控制算法, 结果表明在节点加速度功率分布谱中减少了 57 dB. 文献 [68] 基于自适应桁架结构的有限元模型, 将主动构件的弹性内力直接用于实现反馈控制桁架结构的振动特性, 并引用模态耗散能因子和模态应变能因子研究了主动构件的优化配置问题. 聂润兔等 [69] 基于最短行程和最小导出内力指标和模态退火组合优化算法进行了自适应桁架形状控制中主动杆的多目标最优配置.

5 进一步研究的展望

目前, 国内航天器的主承力结构主要采用中心承力筒, 国外卫星的主承力结构广泛采用对角桁架结构, 所以开展多种形式的大挠性航天桁架 (主要包含桁架式空间站 / 空间承载结构、桁架式抛物面天线、环形张紧桁架可展开天线、四面体桁架天线以及变几何桁架结构等) 研究是很有必要的. 这一领域的可能研究方向为:

(1) 铰链结构是桁架结构连接的重要部件, 它不是连续体, 是一个由多个零件构成的复杂体. 铰链是桁架结构非线性动力学的重要来源, 铰链内部的间隙存在可使整个结构系统的频率提高, 并且在一定程度上对桁架结构的振动起到抑制作用 [70]. 不能简单地认为 "铰链 - 节点" 模型为 "质量 - 弹簧 - 阻尼" 模型, 铰链的动力学建模有待于进一步深入研究和设计.

(2) 挠性航天器动力学建模对于振动控制十分重要, 一个精确的数学模型可以使振动控制系统的分析和设计得到简化. 对于一个复杂的航天结构往往很难得到精确的数学模型, 特别是当结构中含有阻尼材料和联接构件时 [71]. Bruno 指出由于结构的复杂性, 加上阻尼系数受到多种因素的影响, 用实验和参数识别技术也难以使模型的精度有较大的提高, 尤其是阻尼项 [72]. 所以针对大挠性航天桁架, 非线性的辨识技术是一个可能研究的方向.

(3) 以模糊控制为核心的智能控制技术不依赖于受控对象的精确数学模型, 所以展开对大挠性航天桁架结构的主动智能控制研究是一个值得研究的方向.

(4) 一体化设计问题. 结构优化设计通过优选结构参数改进力学性能, 振动控制则是在结构使用中实时控制结构的振动, 结构优化设计和结构控制理论分属不同的领域. 在结构优化设计和振动控制中, 为了能同时优选结构形式和达到最佳的控制效果, 采用控制和结构的一体化设计方法是很有意义的; 综合使用被动振动控制和主动振动控制一体化策略 [46], 以达到最佳控制效果、最少外界能源供给、减少附加装置或质量; 作动器 / 传感器和控制器一体化, 包括控制器设计、作动器和传感器位置和数量的多目标优化问题的建立, 具体优化目标的实现及优化算法.

参 考 文 献

1 陈务军, 关富玲等. 空间可展开桁架结构展开过程分析的理论与方法. 浙江大学学报 (工学版), 2000, 34(4): 382～387

2 徐建国. 复杂挠性结构系统动力学、稳定性与控制: 函数空间方法研究. 郑州: 黄河水利出版社, 2002. 1～10

3 Bravo R. Vibration control of flexible structures using smart materials: [dissertation]. Mcmaster University, Hamilton, Ontario, 2000. 36～50

4 毛剑琴, 庆忠, 张杰, 范国滨. 结构振动控制的新进展. 控制理论与应用, 2001, 18(5): 643～649

5 Stewart D. A platform with six degrees of freedom. *Proc Inst Mech Eng*, 1965, 180: 371～386

6 Jason D H, Lee D P, et al. Structural performance of an elastically stowable tubular truss column. In: Proceedings of the 43rd Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, Colorado, 2002. 1～8

7 Lisa M R. Hardaway, Lee D. Peterson. Microdynamics of a precision deployable optical truss. In: Part of the SPIE Conference on Adavanced on Adavanced Tekescope Design Fabrication, and Control, Colorado, 1999. 2～13

8 Miller R K, Thomson M, Hedgepeth J M. Concepts, analysis and development for precision deployable space structures, NASA-CR-187622, July 1991

9 Patrick J. Mcginley. Design of large space structures derived from line geometry principles: [master thesis]. Florida: University of Florida, 2002

10 Tibert A G. Optimal design of tension truss antennas. In: 44th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference and Exhibit, 2003. 1～11

11 Mahoney M J, Ibbott A C. A large deployable reflector assembly scenario, a space station utilization study. NASA-JPL-D-5942, November 1988

12 Campbell T G, Lawrence R W, Schroeder L C, et al. Development of microwave radiometer sensor technology for geostationary earth science platforms. Inst. of Electrical and Electronics Engineers, IEEE Catalog No. 91CH2971-0, June 1991

13 Miura K, Furaya H. Variable geometry truss and its applications to deployable truss and space crane arm. *Acta Astronautica*, 1988, 12(7): 599～607

14 Hughes P, Sincarsin P, Carroll K. Trussarm-a variable-geometry-trusses. *Intelligent Material Systems and Structures*, 1991, 1(2): 148～160

15 Robertshaw H, Reinholtz C. Varaible geometry trusses. Smart Materials. *Structures, and Mathematical Issues*, 1988. 105～120

16 Chen G S, Wada B K. On an adaptive truss manipulator space crane concept. In: 1st Joint US/Japan Conference on Adaptive Structures, Maui, Hawaii, 1990. 726～742

17 John T D, Thomas R S K, Chauncey W. Structurally adaptive space crane concept for assembling space systems on orbit. NASA-TP-3307, 1992

18 Marvin D R, Ralph W W, Coung Q. Baseline tests of an autonomous telerobotic system for assembly of space truss structures. NASA-TP-3448, 1994

19 Wynn R H, Jr. The control of flexible structure vibrations using a cantilevered adaptive truss: [dissertation]. Virginia Polytechnic Institute and State University, 1991

20 Kei S, Yosisada M, Akira M, et al. A study on control of planar variable geometry truss used for autonomous docking system. AIAA-97-1308, 1997. 1449～1465

21 Reisenauer B T, Balas M J. ROM/RMF control of the flexible, Articulated Truss Space Crane. AIAA-92-2463-CP, 1992. 2127～2134

22 王毅, 吴德隆. 航天柔性多体动力学及其发展. 导弹与航天运载技术, 1995, 7: 7～18

23 洪嘉振, 蒋丽忠. 柔性多体系统刚 - 柔耦合动力学. 力学进展, 2000, 30(1): 15～20

24 Mackerle J. Smart materials and structures-a finite-element approach: a bibliography (1986～1997). *Modelling Simul Mater Sci Eng*, 1998, 6: 293～334

25 Ulrich G, Heinz K, et al. Overall design of actively controlled smart structures by the finite element menthod. Signal proceeding, and control in smart structures. *Proceeding of SPIE Modeling*, 2001, 4326: 113～121

26 Ramin S, Afzal S. Force method revisited. *AIAA Journal*, 2003, 41(5): 957～966

27 Worden K, Tomlinson G R. Nonlinearity in structural dynamics detection, identification and modelling. Institute of Physics Publishing, Bristol and Philadelphia, 2003

28 Chen J C, Fanson J L. System identification test using active members. AIAA Paper 89-21290, 1989

29 Chen J C, Fanson J L. On-orbit vibration testing for space structures. *ACTA Astronautica*, 1990, 21(6/7): 445～466

30 Kuo C P, Chen G S, et al. On orbit system identification using active members. AIAA Paper 90-21129, 1990

31 Wada B K, Garba J A. Summary of adaptive structures at jet propulsion laboratory. In: International Symposium on Aerospace Fluid Science, Sendai, Japan, Nov. 1993. 14～16

32 王光庆, 吉丰. 空间柔性结构振动控制用压电主动构件模型与实验研究. 中国机械工程, 2005, 16(2): 95～100

33 聂润兔. 智能桁架结构静 / 动态分析与控制研究: [博士论文]. 哈尔滨工业大学, 1997

34 李俊宝, 张景绘, 任勇生, 张令弥. 振动工程中智能结构的研究进展. 力学进展, 1999, 29(2): 165～177

35 Matsuzaki Y. Smart structures research in Japan. *Smart Mater Struct*, 1997, 6: R1～R10

36 邱志成. 智能结构及其在振动主动控制中的应用. 航天控制, 2002, 4: 8～15

37 Umland J W, Webster M. Active member design, modeling, and verification. *Adaptive Structures and Material Systems*, 1993, 35: 217～227

38 Anderson E H, Moore D M, Fanson J L, et al. Development of an active member using piezoelectric and electrostrictive actuation for control of precision structures. In: Proceedings of 31st AIAA SDM Conference, 1990. 2221～2233

39 Umland J W, Chen G S. Active member vibration control for a 4 meter primary reflector support structure. In: Proceedings of 33rd AIAA SDM Conference, 1992. 393～401

40 张景绘, 李新民. 主、被动振动控制一体化理论及技术 (II) —— 组合控制. 强度与环境, 2004, 31(2): 47～64

41 李俊宝. 智能桁架结构设计、建模与阻尼控制的理论和实验研究: [博士论文]. 南京: 南京航空航天大学, 1996. 10～40

42 吕刚. 桁架结构组合式一体化振动控制及其在航天结构中的应用: [博士论文]. 西安: 西安交通大学, 1998. 30～50

43 赵国伟, 黄海, 夏人伟. 柔性自适应桁架及其振动最优控制实验. 北京航空航天大学学报, 2005, 31(14): 434～437

44 刘福强，张令弥．作动器 / 传感器优化配置的研究进展．力学进展， 2000, 25(4): 506～516
45 Li Y, Onoda J, Minesugi K. Simultaneous optimization of piezoelectric actuator placement and feedback for vibration suppression. *Acta Astronautica*, 2002, 50(6): 335～341
46 刘福强，张令弥．作动器 / 传感器优化配置的研究进展．力学进展， 2000, 25(4): 506～516
47 De Fonseca P, Sas P, Van Brussel H. A comparative study of methods for optimising sensor and actuator location in active control applications. *Journal of Sound and Vibration*, 1999, 221(4): 651～679
48 Yang S M, Lee Y J. Vibration suppression with optimal sensor/actuator location and feedback gain. *Smart Materials and Structures*, 1993, 2: 232～239
49 任建亭，闫云聚，姜节胜．振动控制传感器作动器的数目和位置优化设计．振动工程学报， 2001, 14(2): 237～241
50 Yan Y J, Yam L H. Optimal design of number and locations of actuators in active vibration control of a space truss. *Smart Materials and Structures*, 2002, 11(2): 496～503
51 Abdel Rohman M, Leipholz H H E. Structural control by pole-assignment method. *J of the Eng Mech*, 1978, 104(10): 1195～1175
52 Baz A, Poh S, Fedor J. Independent modal space control with positive position feedback. *Transaction of the ASME*, 1992, 114: 96～103
53 Abdel Rohman M, Quintana V H, Leipholz H H E. Optimal control of civil engineering structures. *Proc of the ASCE, J of the Eng Mech Dech*, 1980, 106(EMI): 57～73
54 周军，陈新海．大型柔性空间结构的变结构模型参考自适应控制．航空学报， 1992, 13(4): B158～B163
55 马扣根．结构的自适应振动控制：[博士论文]．南京：南京航空航天大学， 1992．1～70
56 Guan P, Liu X J, Liu J Z. Adaptive fuzzy sliding mode control for flexible satellite. *Engineering Applications of Artificial Intelligence*, 2005, 18: 451～459
57 Bayard D S, Chiang R Y. Identification, Uncertainty characterization and robust control synthesis applied to large flexible structures control. *International Journal of Robust and Nonlinear Control*, 1998, 8: 97～112
58 陈士橹．挠性航天器动力学的几个研究方向．世界科技研究与发展， 1998, 20(6): 43～47
59 Juang J N, Sparks W. Survey of experiments and experimental facilities for control of flexible structures. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 1992, 15(4): 801～816
60 Fanson J L, Black Wood G H, Chu C C. Active Member Control of Precision Structures. AIAA Paper 89-21329, 1989
61 Fanson J L, Garba J A. Experimental studies of active member sin control of large space structures. AIAA Paper 88-22207, 1988
62 Chen G S, Lurie B J, Wada B K. Experimental studies of adaptive structures for precision performance. AIAA Paper 89-21327, 1989
63 Sun C T, Wang R T. Enhancement of frequency and damping in large space structures with extendible members. In: Proc of the 29th AIAA SDM Conference, 1988. 1774～1780
64 Preumont A J P, Dufour C. Malekian. Active damping by a local force feedback with piezoelectric actuators. *AIAA J of Guidance*, 1992, 15(2): 390～395
65 Sayapin S N. Active vibration isolation and pointing system for high-precision large deployable space antennas. *FACTA Universitatis (Series : Mechanical Engineering)*, 2001, 1(8): 935～938
66 Furuya H, Haftka R T. Static shape control of space trusses with partial measurements. *AIAA, Journal of Spacecraft and Rockets*, 1995, 32(5): 856～865
67 Johnson S E, Vlattas J. Modal analysis and active vibration control of the naval postgraduate school space truss: [master's thesis]. California: Naval Postgraduate School, 1998. 5～60
68 李俊宝，张令弥．自适应桁架结构局部力反馈振动控制及其主动构件的配置研究．振动工程学报， 1997, 10(3): 380～386
69 聂润兔，邵杨勋，邹振祝．自适应桁架形状控制中主动杆多目标最优配置．应用力学学报， 1997, 14(3): 48～53
70 王巍，于登云，马兴瑞．关于航天器铰接结构非线性动力学研究的几点建议．中国空间科学技术， 2004(4): 24～29
71 黄文虎，王心清，张景绘，郑钢铁．航天柔性结构振动控制的若干新进展．力学进展， 1997, 27(1): 5～18
72 Bruno R J. Identification of nonlinear joints in a truss structure. In: AIAA ASME Adaptive Structures Forum, Hilton Head, 1994-04-21～22. USA, 1994. 402～410

DYNAMIC AND ACTIVE CONTROL OF LARGE FLEXIBLE SPACE TRUSS: A REVIEW*

SI Hongwei[1,†] LI Dongxu[2] CHEN Weidong[1]

[1] Beijing Aeronautical Technology Research Center, Beijing 100076, China
[2] Astronautics Institute of Medicine and Engineering, Beijing 100094, China

Abstract Large flexible space truss (LFST) may be classified according to its applications in space industry. This paper reviews several kinds of LFST (including truss type space station, support truss of payload, support truss of mesh reflector antenna, ring tension truss, variable geometry truss), their dynamic modeling, active member modeling, and active control theory and experiment. In the end, some future research topics on dynamic modeling and active control of LFST are pointed out.

Keywords large flexible, space truss, dynamic, active control, review

* The project supported by the National Natural Science Foundation of China (10472006)
† E-mail: hongwei_si@163.com