DOI: 10.3901/JME.2020.15.129

空间可展开三棱柱伸展臂设计与优化^{*}

高明星 刘荣强 李冰岩 郭宏伟 邓宗全

(哈尔滨工业大学机器人技术与系统国家重点实验室 哈尔滨 150001)

摘要: 空间伸展臂作为空间折展机构中形式最丰富、研究最早、应用最广泛的一维空间折展机构,其主要作用是展开柔性太阳能帆板,支撑网状天线、合成孔径雷达、太空望远镜等。以三棱柱式伸展臂为研究对象,对伸展臂的展开方式和几何参数进行设计分析。基于几何非线性有限元理论,建立含空间桁架及预应力绳索的可展开伸展臂单元模型,然后建立含多可展开单元的大型伸展臂的几何非线性动力学模型。通过 Matlab 编程计算伸展臂的基频,得到影响伸展臂基频的关键因素,并以伸展臂的基频为优化目标,质量为约束条件,采用遗传算法对伸展臂进行优化设计。研制可展开三棱柱伸展臂样机,对伸展臂进行折展功能及参数优化设计验证试验。结果表明所设计的三棱柱伸展臂可顺利折展,所做的优化设计有效可行。通过该方法可以对特定任务需要的伸展臂进行优化设计,在满足约束条件的情况下,达到基频最高,对伸展臂的设计提供参考。

关键词: 三棱柱; 伸展臂; 非线性; 参数优化; 试验验证

中图分类号: V447

Design and Optimization of Space Deployable Tri-prism Mast

GAO Mingxing LIU Rongqiang LI Bingyan GUO Hongwei DENG Zongquan

(State Key Laboratory of Robotics and System, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001)

Abstract: The space deployable mast, as the most diversified, earliest studied and most widely used one-dimensional space folding mechanism, is mainly used to drive flexible solar panels, support mesh antenna, synthetic aperture radar, space telescope and so on. Taking the tri-prism mast as the research object, the design and analysis of its deployed mode and geometric parameters are carried out. The model of deployable unit consist of space truss and prestressed rope is established, based on the geometric nonlinear finite element theory, and a geometric nonlinear dynamic model of a large deployable mast with multiple deployable units is established. The fundamental frequency of the deployable mast is calculated by Matlab programming, and the key factors affecting the fundamental frequency are obtained, further more, the genetic algorithm is used to optimize the design of the deployable mast, taking the fundamental frequency as the optimization target and the quality as the constraint condition. A prototype of tri-prism deployable mast is developed to verify the folding function and parameter optimization, the results show that the tri-prism mast can be folded smoothly and the optimized design is effective and feasible. This method can optimize the design of the deployable mast for specific tasks, and maximize fundamental frequency when the constraint conditions are satisfied, which providing a reference for the design of the deployable mast.

Key words: tri-prism; mast; nonlinear; parameter optimization; experimental verification

0 前言

随着深空探测、对地观测、海洋勘探和军事侦察等空间技术的迅猛发展,对大尺度航天器的需求越来越迫切。由于运载火箭对载荷体积的限制,无法满足大尺度非折展结构体的任务需求,而空间可展开机构使大尺度航天器的实现成为可能,

发射时折叠收拢,入轨后展开并锁定刚化。空间可展开伸展臂作为应用最广泛的一维空间折展机构,可为展开天线、太空望远镜等提供支撑,以及驱动展开柔性太阳能帆板、空间太阳能电站等大型机构。

空间一维伸展臂按照其结构支撑和展开方式的不同大致可以分为:薄壁管式伸展臂^[1-5],套筒式伸展臂^[6],盘绕式伸展臂^[7-8],铰接式伸展臂^[9-11]。伸展臂驱动系统包括套筒驱动系统^[12]、丝杠驱动系统^[13]、充气驱动系统^[14]、滚筒驱动系统^[15]等。从

^{*} 国家自然科学基金资助项目(51575119, 51675114)。20190830 收到初稿, 20200330 收到修改稿

伸展臂的性能上来看, 铰接式伸展臂具有强度、刚度大, 展开精度高等优点, 在太空中有着广泛的应用。由 Aec-Able 工程公司研制的可折叠铰接式伸展臂(Folding articulated square truss, FAST)^[14]已经成功应用在国际空间站(ISS)上。Aec-Able 公司接着研制了长度更长, 强度、刚度更大的另一种铰接式伸展臂(Able deployable articulated mast, ADAM)伸展臂^[15], 并应用于 NASA 的 SRTM^[16]、WSOA^[17]任务中。此外 HIMAT 伸展臂^[18]、盘压杆式伸展臂^[19]也在空间任务中得到了广泛的应用。

在伸展臂的设计分析方面, 杨毅等^[20]设计了基于空间多面体向心机构的伸展臂。郭宏伟等^[21]基于能量互等原理对索杆铰接式伸展臂进行了连续梁等效动力学分析。ARITA 等^[22]通过皱折变形原理设计了空间可展开四棱柱机构。CHOI 等^[23]给出了应用于空间光学望远镜的高精度四棱柱支撑臂的方案设计, 并通过试验验证机构的展开精度可达到微米级别。SHIMIZU 等^[24]运用有限元法对空间可展开支撑臂的热致粘滑现象进行了分析。YANG 等^[25]采用弹性铰链设计了三棱柱伸展臂, 并研究了其力学特性。LI 等^[26]提出了预应力索的有限元法, 建立了预应力结构的线性化运动方程。刘昊等^[27]基于绝对节点坐标对空间绳索充气展开进行了动力学分析。在特定类型伸展臂的初期设计过程中, 伸展臂的几何尺寸参数往往不是最优的。本文以三棱柱伸展臂为研究对象, 建立含空间桁架及预应力绳索的伸展臂非线性有限元模型, 以伸展臂基频为优化设计目标, 质量为约束条件, 建立伸展臂优化模型, 并采用遗传算法求得伸展臂的最优几何参数。这样在空间可展开伸展臂以及此类可展开机构的前期设计时, 可根据任务的要求, 快速确定出机构的最优几何尺寸参数, 为机构的后期详细设计打下基础。

1 可展开三棱柱伸展臂设计

1.1 三棱柱伸展臂展开方式设计

如图 1 所示, 空间可展开伸展臂由可展开单元串联构成一定长度的伸展臂, 具有良好的拓展性, 其每个可展开单元由横梁、纵杆、张力索以及铰链等构成。伸展臂的杆件起到支撑作用; 张力索可以通过预紧力有效减小铰链间隙, 同时预紧后的张力索自身可以提高伸展臂的扭转刚度, 达到提高整个伸展臂刚度的作用。

空间可展开三棱柱伸展臂纵杆的折展方式分为中心折叠、侧向折叠及过渡折叠三种方式。如图 2 所示, 三棱柱伸展臂中心折叠时, 纵杆沿三角框的

图 1 空间可展开三棱柱伸展臂

三个角平分线分布; 侧向折叠时, 纵杆沿横梁分布; 过渡折叠时, 纵杆在角平分线和横梁之间的区域分布。当三角框尺寸一定, 同时纵杆尺寸达到几何允许最大的情况下, 随着纵杆由中心向侧向折叠, 伸展臂的折展比逐渐增大, 即在横梁长度和可展开单元数量相同的情况下, 伸展臂的展开长度不断增大。因此中心折叠方式适用于较小折展比, 对伸展臂单元数量要求不严格的情况; 侧向折叠适用于大折展比, 即伸展臂展开总长度和三角框尺寸确定的情况下, 要求单元数量最少的情况; 过渡折叠方式可根据伸展臂本身及外载荷的尺寸参数要求灵活设计。

图 2 三棱柱伸展臂折展方式

三棱柱伸展臂的驱动展开方式主要有丝杠和弹簧驱动展开两种方式, 如图 3 所示, 丝杠驱动适用于多单元大跨度的大型伸展臂, 驱动装置质量较大; 弹簧驱动适用于少单元小跨度的小型伸展臂的驱动展开。

1.2 三棱柱伸展臂几何参数分析

如图 4 所示, 定义伸展臂横梁的长度为 L_b , 纵杆的长度为 L_l , 折叠纵杆与横梁的夹角为 α 。伸展

图3 三棱柱伸展臂驱动方式

臂纵杆由中心折叠过渡到侧向折叠的过程中, 即夹角 α 由 $\pi/6$ 变为 0 , 定义伸展臂单元的纵横比 $n_u = L_l / L_b$, 则 n_u 满足式(1)所示关系。通过计算, 如图 5 所示, α 的取值为 $(\pi/6 \sim 0)$ 时, n_u 的取值范围是 $1.16 \sim 2.00$ 。上述分析是在几何约束下, 纵杆取最大值的情况, 当考虑纵杆长度的可变性时, n_u 在理论上的取值为 $0 \sim 2$ 。

$$\frac{L_l}{L_b} = \frac{2}{\cos \alpha + \sin \alpha / \tan(\pi/3 - \alpha)} \quad (1)$$

图4 伸展臂参数定义

图5 单元纵横比与夹角关系图

为研究三棱柱伸展臂的几何参数对伸展臂基频和质量的影响, 定义如下参数: $n_w = L / L_b$ 为伸展臂整体的纵横比, 即伸展臂总长度 L 与横梁长度 L_b 的比值; $n_n = L / L_l$ 为伸展臂的可展开单元数目, 即伸展臂总长度 L 与纵杆长度 L_l 的比值; r_b 为

横梁的半径, t_b 为横梁的壁厚; r_l 为纵杆的半径, t_l 为纵杆的壁厚; r_c 为张力索的半径, F_c 为张力索的预紧力大小; f 为伸展臂的频率; m 为伸展臂的质量。

2 三棱柱伸展臂非线性有限元法

一般对于多自由度系统的动力学基本方程为

$$\mathbf{M}\ddot{\mathbf{x}} + \mathbf{C}\dot{\mathbf{x}} + \mathbf{K}_T\mathbf{x} = \mathbf{F} \quad (2)$$

式中, $\mathbf{M}$ 为质量矩阵; $\mathbf{C}$ 为阻尼矩阵; $\mathbf{K}_T$ 为切线刚度矩阵; $\ddot{\mathbf{x}}$ 为节点加速度矢量; $\dot{\mathbf{x}}$ 为节点速度矢量; $\mathbf{x}$ 为节点位移矢量; $\mathbf{F}$ 为外力函数矢量。

分析结构动力学问题的主要工作是计算结构的固有频率和振型, 这一工作也是分析结构动力学响应的基础, 可归为求解特征值和特征矢量的问题。对于无阻尼自由振动情况, 即上式中 $\mathbf{C}$ 和 $\mathbf{F}$ 均为零, 那么可以得到结构的自由振动方程

$$-\omega_i^2 \bar{\mathbf{M}}\phi_i + \bar{\mathbf{K}}_T\phi_i = 0 \quad (3)$$

由上式可求得特征值 $\lambda_i (\lambda_i = \omega_i^2)$ 和对应的特征矢量 ϕ_i , ω_i 为结构第 i 阶模态的角频率(rad/s), ϕ_i 为其对应的振型, 则可以求得基频 $f_1 = \omega_1 / 2\pi$ 。

三棱柱伸展臂主要由桁架杆件及张力索构成, 张力索作用有预紧力, 主要是消除铰链间隙提高伸展臂的刚度, 桁架杆件主要作为支撑结构, 主要承受压力。因此建立两种单元的非线性模型。

2.1 索单元

三棱柱伸展臂折展单元的每个侧面交叉布置有两条张力索, 张力索仅承受拉力, 预紧后的张力索不仅可以有效消除铰链间隙, 同时增加了结构的几何刚度。因此建立索单元模型时, 考虑切线刚度矩阵的非线性, 则索的切向刚度矩阵表示为

$$\mathbf{K}_{T,c} = \mathbf{K}_{E,c} + \mathbf{K}_{G,c} \quad (4)$$

式中, $\mathbf{K}_{E,c}$ 、 $\mathbf{K}_{G,c}$ 分别表示单元的弹性刚度矩阵、几何刚度矩阵, 其具体表达式如下

$$\mathbf{K}_{E,c} = \left(\frac{E_c A_c}{L_c} \right) \begin{bmatrix} \mathbf{I}_1 & -\mathbf{I}_1 \\ -\mathbf{I}_1 & \mathbf{I}_1 \end{bmatrix} \quad \mathbf{I}_1 = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (5)$$

$$\mathbf{K}_{G,c} = \left(\frac{T}{L_c} \right) \begin{bmatrix} \mathbf{I}_2 & -\mathbf{I}_2 \\ -\mathbf{I}_2 & \mathbf{I}_2 \end{bmatrix} \quad \mathbf{I}_2 = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (6)$$

式中, E_c 为张力索单元弹性模量, A_c 为张力索单元横截面积, T 为张力索单元预张力, L_c 为张力索单元长度。

索单元的质量矩阵为

$$\mathbf{M}_c = \frac{\rho_c A_c L_c}{6} \begin{bmatrix} 2 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 2 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 2 & 0 & 0 & 1 \\ 1 & 0 & 0 & 2 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 2 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 2 \end{bmatrix} \quad (7)$$

2.2 梁单元

对于三棱柱伸展臂而言, 桁架杆主要承受压力的作用, 为不考虑剪切变形的细长梁, 因此适用于 Euler-Bernoulli(E-B)梁单元模型。对于 E-B 梁单元, 其刚度矩阵

$$\mathbf{K}_b = \mathbf{K}_{E,b} + \mathbf{K}_{G,b} \quad (8)$$

式中, $\mathbf{K}_{E,b}$ 、 $\mathbf{K}_{G,b}$ 分别为梁单元的线性刚度矩阵和几何非线性刚度矩阵, 其具体表达式参见文献[28]。梁单元的质量矩阵可表示为

$$\mathbf{M}_b = \rho_b A_b l_b \begin{bmatrix} \mathbf{m}_{11} & \mathbf{m}_{12} \\ \mathbf{m}_{21} & \mathbf{m}_{22} \end{bmatrix} \quad (9)$$

式中, ρ_b 、 A_b 、 l_b 分别为梁单元的密度、横截面积、长度, $\mathbf{m}_{ij}(i, j=1 \sim 2)$ 的具体表达式参见文献[28]。

2.3 索-梁单元

通过上述的单元刚度矩阵和质量矩阵, 可以获得局部坐标系下单元的矩阵形式。但在空间可展开三棱柱伸展臂中, 具有索、梁两种不同的单元, 且索、梁具有特定的空间方向, 因此需要坐标变换, 将单元矩阵转换到统一的整体坐标系上。从局部坐标系转换到全局坐标系可以通过转换矩阵 $\mathbf{T}$ 来实现

$$\mathbf{T} = \begin{bmatrix} \lambda_s & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \lambda_s & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \lambda_s & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \lambda_s \end{bmatrix}_{12 \times 12} \quad (10)$$

$$\lambda_s = \begin{bmatrix} \cos(x, x') & \cos(x, y') & \cos(x, z') \\ \cos(y, x') & \cos(y, y') & \cos(y, z') \\ \cos(z, x') & \cos(z, y') & \cos(z, z') \end{bmatrix} \quad (11)$$

式中, λ_s 为局部坐标系相对于总体坐标系下的方向余弦矩阵。 (x, x') 是全局坐标系 x 和局部坐标系 x' 之间的夹角, 其余以此类推。

通过坐标转换矩阵, 可以得到空间可展开三棱柱伸展臂的整体刚度矩阵和质量矩阵

$$\begin{cases} \mathbf{K}_E = \sum \mathbf{T}^T \mathbf{K}_{E,c} \mathbf{T} + \sum \mathbf{T}^T \mathbf{K}_{E,b} \mathbf{T} \\ \mathbf{K}_G = \sum \mathbf{T}^T \mathbf{K}_{G,c} \mathbf{T} + \sum \mathbf{T}^T \mathbf{K}_{G,b} \mathbf{T} \\ \mathbf{M} = \sum \mathbf{T}^T \mathbf{M}_c \mathbf{T} + \sum \mathbf{T}^T \mathbf{M}_b \mathbf{T} \\ \mathbf{K}_T = \mathbf{K}_E + \mathbf{K}_G \end{cases} \quad (12)$$

式中, $\mathbf{K}_T$ 为总体坐标系下的结构切线刚度矩阵, 为

弹性刚度矩阵 $\mathbf{K}_E$ 和几何刚度矩阵 $\mathbf{K}_G$ 两部分的叠加。将整体切线刚度矩阵和质量矩阵代入到式(3)中, 可完成伸展臂基频的求解。

3 三棱柱伸展臂优化设计

3.1 影响因素分析

对于伸展臂的优化设计, 以伸展臂的基频为优化目标, 伸展臂的质量为约束条件, 通过对伸展臂的几何参数优化, 使定长的伸展臂在满足质量约束条件下, 达到最高的基频。以总长度 $L=5$ m, 横梁长度 $L_b=0.5$ m, 纵杆长度 $L_l=0.5$ m 的伸展臂为研究对象, 初步定义伸展臂的其他几何参数如表 1 所示。通过分析伸展臂主要几何参数对整体基频的影响, 确定伸展臂参数优化的自变量。

表 1 伸展臂几何参数表

参数	数值
整体纵横比 n_w	10
单元数量 n_n	10
横梁半径 r_b/mm	12
横梁壁厚 t_b/mm	0.5
纵杆半径 r_l/mm	12
纵杆壁厚 t_l/mm	0.5
张力索半径 r_c/mm	0.5
张力索预紧力 F_c/N	20

伸展臂横梁和纵杆的材料为碳纤维杆件, 张力索材料为钢丝绳, 通过 Matlab 编程计算得伸展臂的基频为 15.87 Hz, 一阶振型为弯曲, 如图 6 所示。

图 6 伸展臂一阶振型

通过计算, 横梁和纵杆的半径对伸展臂基频的影响如图 7 所示, 可知伸展臂基频随着横梁半径的增大而减小, 随着纵杆半径的增大, 伸展臂基频先增加后减小。在伸展臂横梁满足强度要求的前提下, 取最小的横梁半径, 便可达到提高伸展臂基频同时减轻伸展臂质量的目的。而伸展臂基频在纵杆半径变化的情况下, 出现峰值, 则纵杆半径可作为优化设计的自变量之一。

图 7 横梁和纵杆半径对伸展臂基频的影响

横梁和纵杆的厚度对伸展臂基频的影响如图 8 所示，伸展臂基频随着横梁厚度的增加而减小，在满足强度要求的前提下，横梁的厚度取最小值，可达到基频最优化的目的；而伸展臂基频随纵杆厚度的增加先增后减，在纵杆厚度的影响下出现峰值，可作为优化自变量之一。

图 8 横梁和纵杆的壁厚对伸展臂基频的影响

由图 9 可知，当伸展臂的总长度保持不变的情况下，伸展臂整体的纵横比(即伸展臂总长 L 与横梁长度 l_b 的比值)取 8.3 时，伸展臂的基频最高；与此

图 9 伸展臂整体纵横比对基频的影响

类似，如图 10 所示，伸展臂总长保持不变的情况下，伸展臂单元数量取 10 时，伸展臂基频最高。因此伸展臂的长径比和单元数量皆可作为优化自变量。

图 10 伸展臂单元数量对基频的影响

张力索的半径对伸展臂基频的影响如图 11 所示，可知随着张力索半径的增加，伸展臂的基频逐渐增大，但张力索半径的增大，会导致所需驱动力矩的增大，因此在驱动力矩足够的情况下可适当提高张力索半径以提高伸展臂的基频。如图 12 所示，张力索的张紧力从 20 N 增加到 200 N 的过程中，伸展臂的基频仅由 17.975 Hz 增加至 18.032 Hz，增

图 11 张力索半径对基频的影响

图 12 张力索预紧力对基频的影响

幅很小, 基本可以忽略。因此张力索在满足驱动力矩的要求下, 取较大的半径值即可达到提高伸展臂基频的作用, 且张紧力对基频影响可以忽略, 因此张力索参数不作为伸展臂的优化设计变量。

通过上述分析, 选取伸展臂纵杆的半径 r_l 和厚度 t_l , 伸展臂整体的纵横比 n_w , 伸展臂的单元数量 n_n 四个参数作为优化变量。

3.2 伸展臂参数优化

以上述伸展臂模型为优化对象, 伸展臂总长 $L=5\text{ m}$, 伸展臂的其他参数初始定义如下: 横梁、纵杆半径 $r_b(r_l)=12\text{ mm}$, 横梁、纵杆厚度 $t_b(t_l)=0.5\text{ mm}$, 张力索半径 $r_c=0.5\text{ mm}$, 张力索预紧力 $F_c=20\text{ N}$ 。以伸展臂的基频为优化目标, 伸展臂的总质量为约束变量, 分别以纵杆的半径 r_l 、纵杆厚度 t_l 、伸展臂整体的纵横比 n_w 、伸展臂的单元数量 n_n 为自变量, 建立伸展臂的优化模型

$$\begin{aligned} \text{目标函数: } & \text{Max}(f(r_l, t_l, n_w, n_n)) \\ \text{约束变量: } & m(r_l, t_l, n_w, n_n) \leq 5\text{ kg} \\ \text{自变量: } & 5\text{ mm} \leq r_l \leq 40\text{ mm} \\ & 0.25\text{ mm} \leq t_l \leq 4\text{ mm} \\ & 4 \leq n_w \leq 20 \\ & 5 \leq n_n \leq 23 \end{aligned} \quad (13)$$

采用遗传算法对伸展臂的参数进行优化计算, 其具体迭代过程如图 13 所示。伸展臂在满足质量约束条件下, 伸展臂的自变量参数优化结果如表 2 所示, 经参数优化后, 伸展臂的基频由 15.865 8 Hz 提高到 36.375 1 Hz , 提高了 129.27% 。

图 13 伸展臂基频优化迭代过程

表 2 伸展臂参数优化对比

参数	优化前	优化后
整体纵横比 n_w	10	7
单元数量 n_n	5	8
纵杆半径 r_l/mm	12	29
纵杆壁厚 t_l/mm	0.5	1
质量 m/kg	3.013 5	4.457 3
基频 f_1/Hz	15.865 8	36.375 1

4 试验验证

4.1 伸展臂展开试验

选取图 2 中侧向折叠的伸展臂折展方案, 加工原理样机以验证对伸展臂设计及分析的正确性。为了便于加工及试验测试, 设计两折展单元的三棱柱伸展臂缩比原理样机, 其外包络直径 542 mm , 展开高度 1 204 mm , 收拢高度 108 mm 。伸展臂折叠杆的材料为碳纤维管, 伸展臂三角框及各铰链为铝合金加工而成。由于伸展臂折展单元数量少, 选取图 3 中弹簧驱动展开的方式。伸展臂的展开过程如图 14 所示, 首先上单元在涡卷弹簧的驱动下展开并锁定, 然后下单元开始展开, 最终整个伸展臂完全展开并锁定刚化。试验表明所设计的三棱柱伸展臂可顺利展开并锁定刚化, 验证了伸展臂的展开性能。

图 14 伸展臂展开试验

4.2 伸展臂优化设计验证

采用锤击法对伸展臂进行基频测试, 试验设备为 LMS SCADAS III 多通道振动测试分析仪, 所用传感器为 BK 三轴 ICP 加速度传感器。搭建伸展臂的模式测量平台如图 15 所示, 伸展臂固定于水平的光学平台上, 传感器布置在三角框的每个顶点上, 共计 6 个加速度传感器。锤击点选在伸展臂顶部横梁的中心。通过力锤在锤击点施加激励, 布置在支撑臂关节节点的加速度传感器获得响应, 并将信号传输到模式分析软件中分析以获得伸展臂的基频及振型。

图 15 伸展臂模式测试

根据原理样机的几何参数, 建立两单元可展开伸展臂的非线性有限元模型, 计算结果与试验测量结果如图 16 所示的。在振型上, 计算结果与试验测量结果吻合, 皆为一阶弯曲; 伸展臂基频的计算值为 78.12 Hz, 试验测量值为 70.23 Hz, 计算值比测量值略大, 这是由于伸展臂原理样机在加工装配过程中, 由于铰链数量多, 各铰链间隙大小不一, 同时张力索张紧力难以完全保持一致, 无法完全消除铰链间隙, 削弱了伸展臂的刚度。

图 16 伸展臂模态振型

通过更换伸展臂原理样机的纵杆, 以更改纵杆的厚度 t_l , 对伸展臂进行重新计算与测量, 结果如表 3 所示, 说明将纵杆的厚度由 0.5 mm 增加至 1 mm, 伸展臂的基频试验测量值与计算值皆增加 10% 以上, 这与图 8 中一定范围内增加纵杆厚度可提高伸展臂基频吻合。由于试验样机限制, 对其他参数的试验验证不再一一进行。

表 3 伸展臂参数优化对比

	测量值/Hz	计算值/Hz
$t_l = 0.5 \text{ mm}$	70.23	78.12
$t_l = 1.0 \text{ mm}$	79.95	86.79
增幅(%)	13.84	11.10

5 结论

本文基于空间可展开三棱柱伸展臂, 开展了伸展臂折叠、驱动方式的设计, 建立了伸展臂的非线性有限元模型, 以伸展臂基频为优化目标, 对伸展臂进行了参数优化, 并通过试验验证了伸展臂优化设计的正确性。

(1) 对于空间可展开三棱柱伸展臂的设计, 其纵杆折展方式有中心折叠、侧向折叠及过渡折叠三种, 可根据折展比的需要合理选择。对于伸展臂的驱动方式主要有丝杠驱动及弹簧驱动两种, 丝杠驱动适用于多单元大跨度的伸展臂, 弹簧驱动适用于少单元小跨度的伸展臂, 可根据任务需要灵活选择。

(2) 伸展臂非线性有限元建模过程中, 不仅考

虑了索、梁单元的弹性刚度, 同时考虑了非线性几何刚度, 通过坐标转换矩阵连接索-梁单元, 得到伸展臂的非线性有限元模型。

(3) 伸展臂的基频随着横梁半径和厚度的增加而减小; 随着张力索半径的增大而增大; 而随着纵杆的半径、厚度, 整体的纵横比, 单元数量的增大先增后减。横梁的半径、厚度以及张力索的半径可由伸展臂的强度及驱动力来确定。选定纵杆的半径、厚度, 整体的纵横比, 单元数量为伸展臂的参数优化自变量。

(4) 通过遗传算法进行了参数优化, 在满足质量约束的情况下, 伸展臂的基频提高了 129.27%。通过原理样机试验, 验证了伸展臂折展性能, 同时验证了参数优化的可行性。

通过上述方法可以对特定任务需要的伸展臂进行优化设计, 在满足约束条件的情况下, 达到基频最高, 对三棱柱伸展臂的前期方案设计具有指导意义和参考价值。

参 考 文 献

- [1] RIMROTT F P J, FRITZSCHE G. Fundamentals of stem mechanics[C]// IUTAM-IASS Symposium on Deployable Structures: Theory and Applications, September 6-9, 1998, Cambridge, UK. Dordrecht, 2000: 321-333.
- [2] TIBERT G. Deployable tensegrity structures for space applications[D]. Stockholm: KTH Royal Institute of Technology, 2002.
- [3] 周思达, 周小陈. 空间伸展臂的技术现状与难点[J]. 中国空间科学技术, 2014, 34(6): 38-50.
ZHOU Sida, ZHOU Xiaochen. Development and technical difficulties of deployable space masts[J]. Chinese Space Science and Technology, 2014, 34(6): 38-50.
- [4] OGI Y, HIGUCHI K. Dynamics of a spin-axis extending shaft of thin-walled open cross-section[C]// 49th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, 16th AIAA /ASME /AHS Adaptive Structures Conference, 10th AIAA Non-Deterministic Approaches Conference, 9th AIAA Gossamer Spacecraft Forum, 4th AIAA Multidisciplinary Design Optimization Specialists Conference, April 7-10, 2008, Schaumburg, IL. Reston: AIAA, 2008: 3177-3188.
- [5] PEYPOUDAT V, DEFOORT B, LACOUR D, et al. Development of a 3.2 m-long inflatable and rigidizable solar array breadboard[C]// 46th AIAA/ASME/ASCE/

- AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, April 18-21, 2005, Austin, Texas. Reston: AIAA, 2005: 1881-1888.
- [6] CHRISTIAN J, JAYARAM S, SWARTWOUT M. Feasibility of a deployable boom aboard picosatellites for instrumentation and control purposes[C]// 2012 IEEE Aerospace Conference, March 3-10, 2012, Big Sky, Montana, USA. New York: IEEE, 2012: 1-9.
- [7] PELLEGRINO S. Large retractable appendages in spacecraft[J]. *Journal of Spacecraft & Rockets*, 2012, 32(6): 1006-1014.
- [8] MEINE M, SMITH T, HAUER R N. Development of the GEMS telescope optical boom[C]// 52nd AIAA /ASME/ ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference 19th AIAA/ASME/AHS Adaptive Structures Conference 13th, April 4-7, 2011, Denver, CO. Reston: AIAA, 2011: 357-366.
- [9] SHAKER J F. Static stability of a three-dimensional space truss[C]// 13th Space Photovoltaic Research and Technology Conference (SPRAT 13), 13th Space Photovoltaic Research and Technology Conference (SPRAT 13), September 1, 1994, Cleveland, OH. Washington, D.C.: NASA CP-3278, 1994: 299-312.
- [10] ELLIOTT K, HORTA L, TEMPLETON J, et al. Model calibration efforts for the international space station's solar array mast[C]// 53rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference 20th AIAA/ASME/AHS Adaptive Structures Conference, April 23-26, 2012, Honolulu, HI. Reston: AIAA, 2012: 9309-9324.
- [11] BOWDEN M L, WOOLERY B K. Space station solar array deployment mast[C]// 43rd International Astronautical Federation Congress, Aug. 28-Sept. 5, 1992, Washington, DC. Paris: IAF, 1992: 92-99.
- [12] UMLAND J, EISEN H. SRTM on-orbit structural dynamics[C]// 19th AIAA Applied Aerodynamics Conference. April 16-19, 2001, Seattle, WA. Reston: AIAA, 2001: 2997-3007.
- [13] LANE S A, MURPHEY T W, ZATMAN M. Overview of the innovative space-based radar antenna technology program[J]. *Journal of Spacecraft & Rockets*, 2015, 48(1): 135-145.
- [14] TIBERT G. Deployable tensegrity structures for space applications[D]. Stockholm: KTH Royal Institute of Technology, 2002.
- [15] STOHLMAN O, PELLEGRINO S. Effects of component properties on the accuracy of a joint-dominated deployable mast[C]// 52nd AIAA/ASME/ ASCE/ AHS/ ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference 19th AIAA/ASME/AHS Adaptive Structures Conference 13th. April 4-7, 2011, Denver, CO. Reston: AIAA, 2011: 6456-6467.
- [16] BROWN JrCG, PIERCE L E, SARABANDI K, et al. Validation of the shuttle radar topography mission height data[J]. *IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing*, 2005, 43(8): 1707-1715.
- [17] RODRIGUEZ E, POLLARD B. The measurement capabilities of wide-swath ocean altimeters[C]// Report of the High-resolution Ocean Topography Science Working Group Meeting, 4, 2001, Oregon State University, Corvallis. OR, 2001, 190-215.
- [18] KITAMURA T, NATORI M, YAMASHIRO K, et al. Development of a high stiffness extendable and retractable mast "HIMAT" for space application[C]// 31st Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, April 2-4, 1990, Long Beach, CA, USA. Reston: AIAA, 1990: 572-577.
- [19] EIDEN M, BRUNNER O, STAVRINIDIS C. Deployment analysis of olympus astromast and comparison with test measurements[J]. *Journal of Spacecraft and Rocket*, 1987, 24(1): 63-68.
- [20] 杨毅, 丁希仑. 基于空间多面体向心机构的伸展臂设计研究[J]. *机械工程学报*, 2011, 47(5): 26-34.
- YANG Yi, DING Xilun. Design and analysis of mast based on spatial polyhedral linkages mechanism along radial axes[J]. *Journal of Mechanical Engineering*, 2011, 47(5): 26-34.
- [21] 郭宏伟, 刘荣强, 邓宗全. 索杆铰接式伸展臂动力学建模与分析[J]. *机械工程学报*, 2011, 47(9): 66-71.
- GUO Hongwei, LIU Rongqiang, DENG Zongquan. Dynamic modeling and analysis of cable-structure[J]. *Journal of Mechanical Engineering*, 2011, 47(9): 66-71.
- [22] ARITA S, FUKUTA I, YAMAGIWA Y, et al. A proposal of new deployable space structure applying buckling[C] // 2018 AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, January 8-12, 2018, Kissimmee, Florida. Reston: AIAA, 2018: 4741-4750.
- [23] CHOI J, LEE D, HWANG K, et al. Design, fabrication, and evaluation of a passive deployment mechanism for deployable space telescope[J]. *Advances in Mechanical*

- Engineering, 2019, 11(5): 1687814019852258.
- [24] SHIMIZU S, ISHIMURA K, MIYASHITA T, et al. Structural analysis of thermally induced stick-slip on deployable mast[C]// AIAA Scitech 2019 Forum, January 7-11, 2019, San Diego, California. Reston: AIAA, 2019: 1025-1037.
- [25] YANG H, GUO H W, WANG Y, et al. Design and experiment of triangular prism mast with tape-spring hyperelastic hinges[J]. Chinese Journal of Mechanical Engineering, 2018, 31(1): 35-44.
- [26] LI H Q, LIU X F, GUO S J, et al. Deployment dynamics and control of large-scale flexible solar array system with deployable mast[J]. Advances in Space Research, 2016, 58(7): 1288-1302.
- [27] 刘昊, 魏承, 田健, 等. 空间充气展开绳网捕获系统动力学建模与分析[J]. 机械工程学报, 2018, 54(22): 159-166.
- LIU Hao, WEI Cheng, TIAN Jian, et al. Dynamics modeling and analysis of the inflatable net system for space capture[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2018, 54(22): 159-166.
- [28] ASHWEAR N, TAMADAPU G, ERIKSSON A. Optimization of modular tensegrity structures for high stiffness and frequency separation requirements[J]. International Journal of Solids and Structures, 2016, 80: 297-309.
-
- 作者简介: 高明星, 男, 1991 年出生, 博士研究生。主要研究方向为空间可展开伸展臂及空间稳定性分析。
E-mail: gaomx_hit@163.com
- 刘荣强(通信作者), 男, 1965 年出生, 博士, 教授, 博士研究生导师。主要研究方向为可展机构设计与控制、空间机械臂理论与应用和月球探测车关键技术。
E-mail: liurq@hit.edu.cn