

文章编号 1004-924X(2017)增-0074-06

可重复伸缩套筒机构设计及模态分析

罗海军^{1*}, 崔琦峰^{1,2}, 李明¹, 彭志龙¹

(1. 上海宇航系统工程研究所, 上海 201109;
2. 上海市空间飞行器机构重点实验室, 上海 201108)

摘要: 为了满足未来大型航天器柔性太阳电池翼对主承力伸展机构高可靠性、高刚度、可重复展收及轻质量的需求, 设计了一种可重复伸缩的薄壁管式套筒机构, 并对该套筒机构的模态参数进行了分析。基于滑动螺旋传动原理, 设计了一种可轴向回动的容差螺母与丝杠结构, 实现了任意时刻高可靠性展-收转换的伸缩功能。通过样机试验获得了筒间连接刚度影响系数, 修正了套筒机构的有限元分析模型, 得到了全展开尺寸下的模态基频为 0.3 Hz。结果表明, 可重复伸缩套筒机构相对其他构型伸展机构具备更高质量性能比, 是空间站及大型航天器伸展机构的优选方案。

关键词: 柔性太阳电池翼; 可重复伸缩套筒机构; 连接刚度; 样机试验

中图分类号: V414.1 **文献标识码:** A **doi:** 10.3788/OPE.20172514.0074

Design and modal analysis of space extendable and retractable mast(ERM)

LUO Hai-jun^{1*}, CUI Qi-feng^{1,2}, LI Ming¹, PENG Zhi-long¹

(1. Shanghai Institute of Aerospace System Engineering, Shanghai 201109, China;

2. Shanghai Key Laboratory of Spacecraft Mechanism, Shanghai 201108, China)

* Corresponding author, E-mail: hj_luo@foxmail.com

Abstract: In order to meet the requirements of large spacecraft's flexible solar array in future for main bearing mechanisms with high reliability, high stiffness, repeated expansion/contraction and light weight, a kind of thin walled repeatedly Extendable and Retractable Mast (ERM) was designed, also the modal parameters of the ERM are analyzed. An nut and lead screw structure that allowed axial movement error was designed, which could perform the functions of high reliability extension and retraction conversion at any time, based on the principle of sliding spiral transmission. The influence coefficient of the connection stiffness between tubes is obtained through the prototype test, and then the finite element analysis model of ERM is modified, finally the modal fundamental frequency of the full expansion dimension is proved to be 0.3 Hz. The results show that ERM has better quality performance ratio than other deployable masts, and it is a preferred scheme for space station and large spacecraft.

收稿日期: 2017-08-24; 修订日期: 2017-09-15.

基金项目: 上海市青年科技英才扬帆计划资助项目(No. 17YF1419300)

Key words: flexible solar array; repeatable extendable and retractable mast; connection stiffness; prototype test

1 引言

空间可展开机构可以实现飞行器主结构、次结构或某一部件由初始状态位置或形态变化到最终位置或形态,并保持该状态的功能^[1-2]。桁架式伸展机构与套筒机构是空间一维可展开机构的典型代表,两者在空间任务及空间科学中的应用非常广泛。桁架式伸展机构主要由桁架伸展臂及收藏筒组成,其中伸展臂为变拓扑构型杆件结构,连接关节较多,展收可靠性较低且其多间隙导致机构刚度提升有限;收藏筒是辅助伸展臂展收及贮存的组成部分,其质量一般较大从而限制了桁架式伸展机构的轻量化发展。典型应用为国际空间站上支撑大型柔性电池翼的 8 个 FASTMast 机构^[3-6]。套筒机构是由一系列不同直径的同轴薄壁圆管相互嵌套而成,展开装置一般置于对称轴上,结构简单、刚度较大,可实现轻量化,但传统的套筒机构在保证高可靠展开及高刚度的同时无法满足自动重复展收功能,如国际空间站上的 12 m 无源吊杆,需要宇航员手动展开、收拢^[7-9]。

空间站等大型航天器在轨飞行时需要大型柔性太阳能电池翼提供持续的动力,而柔性电池翼的在轨展开、收拢及支撑主要依靠于伸展机构。伸展机构除需要满足大尺寸、可重复展收及轻量化的要求外,还需要满足一定的刚度指标,以适应空间站在轨姿态控制要求及舱体对接要求^[10]。

本文针对未来大型航天器伸展机构的应用需求,提出了一种可重复伸缩的薄壁管套筒式展开机构方案,并对该机构全展开尺寸状态下的模态振型及频率进行了仿真分析,从而为套筒机构样机后续的模态试验提供有力依据。

2 机构设计

2.1 结构组成

图 1 所示为可重复伸缩套筒机构的结构组成示意图,它主要由可展套筒组、壳体组件、驱动组件及信号控制组件等组成。

可展套筒组是套筒机构展开、收拢的执行部

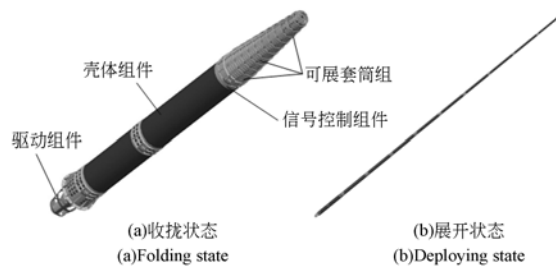


图 1 可重复伸缩套筒机构结构组成示意图
Fig. 1 Composition of space Extendable and Retractable Mast(ERM)

件,也是展开后的主承力结构,共包含 10 个外径递变的圆柱薄壁套筒。每节套筒由解锁与传动组件、复材筒、锁定组件等组成,如图 2 所示。壳体组件是套筒机构的收纳筒体,为机构提供内部支撑与外部接口,也是套筒机构完全展开后的根部承力筒。驱动组件为套筒机构提供展收与解锁的动力,包括电机、减速箱、丝杠部件等。信号控制组件安装在壳体组件上端部,通过识别展收微动到位开关信号实现套筒机构展收位置状态的监控。

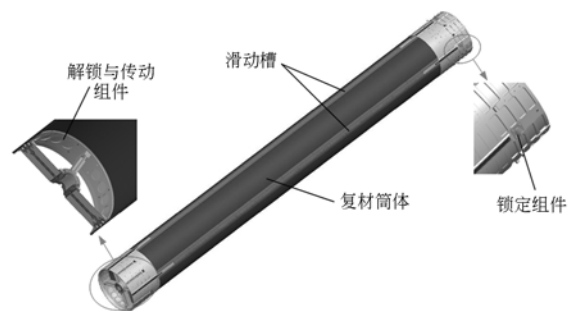


图 2 单节套筒结构组成示意图
Fig. 2 Composition of single tube

2.2 工作原理

可重复伸缩套筒机构工作时,由直流电机带动轴向固定的丝杠正反向旋转,丝杠与每节套筒根部的回动容差螺母相互啮合。当容差螺母在丝杠上轴向移动时,带动对应的套筒实现沿丝杠的轴向运动,最终实现套筒相对壳体轴向的展收运动。容差螺母的设计放宽了螺母螺纹安装方向一

致性的限制,相邻两筒的螺母间距的设计允许误差不少于 1 个螺距,保证了机构的可靠重复展收功能。

展开时,单节套筒沿机构轴向向壳体外展出,当第 N 节套筒根部运动到外部第 $N+1$ 节筒头部的锁定装置位置时,锁定销触发锁定,实现两节筒间的轴向相对锁定。图 3 所示为套筒机构展开运动简图,套筒按由内到外的顺序逐筒展开。

收拢时,单节套筒沿机构轴向向壳体内收回,当第 N 节套筒头部运动到外部第 $N+1$ 节筒头部的限位凸块时停止轴向运动,丝杠继续转动通过容差螺母对锁定销施加解锁动力实现筒间解锁。套筒按由外到内的顺序逐筒收拢。

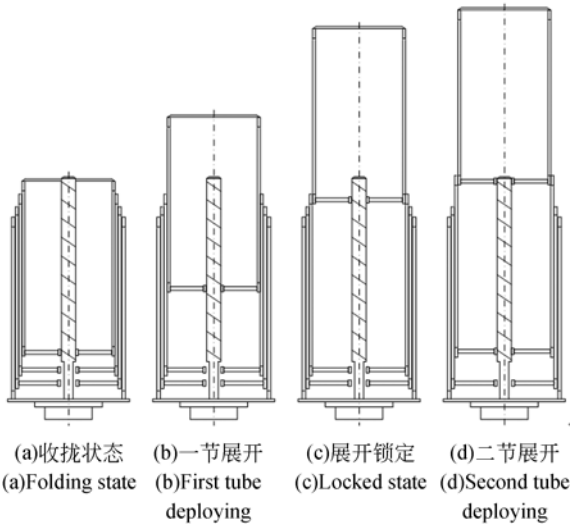


图 3 可重复伸缩套筒机构展开运动简图

Fig. 3 Deploying kinematic sketch of ERM

2.3 设计思路

在对可重复伸缩套筒机构进行总体方案设计时,一般可依据套筒机构的长度收纳比要求进行套筒节数的初步估计,以达到减少设计时间及优化设计方案的目的。假设每节套筒长度相同,即有:

$$L = nL_0 - (n-1)h_1, \quad (1)$$

$$H = L_0 + (n-1)h_2, \quad (2)$$

式中: L 为套筒机构的全展开长度, H 为套筒机构的收拢高度, L_0 为单节套筒长度, n 为套筒机构的套筒节数, h_1, h_2 分别为展开状态下相邻两节套筒的叠合长度和收拢状态下两节筒头部的相对伸

出长度。令机构的收纳比为 t ,则由式(1)和式(2)可得:

$$t = \frac{L}{H} = \frac{n(1-\alpha_1) + \alpha_1}{1-\alpha_2 + n\alpha_2}, \quad (3)$$

其中:长度因子 α_1, α_2 分别满足 $\alpha_1 = h_1/L_0, \alpha_2 = h_2/L_0$,它们与套筒机构的结构设计状态有关,一般有 $\alpha_1 = 0.05 \sim 0.15, \alpha_2 = 0 \sim 0.05$ 。而套筒机构的筒径则主要由在轨承载工况决定,一般受径向包络限制、结构尺寸协调性、结构强度及模态参数要求等的约束。

3 模态分析

3.1 简化模型

套筒机构在全展开状态下,由多节套筒通过筒间连接环节相互嵌套连接而成,形成沿轴向方向的多节同心薄壁筒结构。图 4 所示为套筒机构全展开状态下的刚度分析简化模型,每节套筒可视为刚度为 $K_i (i=1, 2, \dots, n)$ 、质量为 m_i 的单弹簧质量系统,筒间连接环节可视为刚度为 $k_i (i=1, 2, \dots, n-1)$ 的弹簧,而套筒机构则为两者相互串联而成的复杂多自由度系统。

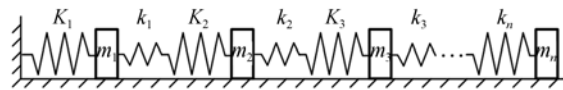


图 4 套筒机构全展开刚度分析简化模型

Fig. 4 Simplified model for stiffness analysis of fully extended ERM

由图 4 中复杂多自由度系统得到简化模型的自由振动方程^[11]为:

$$\mathbf{M}\{\ddot{x}\} + \mathbf{K}\{x\} = \{0\}. \quad (4)$$

其中简化模型的质量矩阵为:

$$\mathbf{M} = \begin{bmatrix} m_1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & m_2 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & m_3 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \dots & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & m_n \end{bmatrix}. \quad (5)$$

两个质量点之间的弹簧刚度可表示为:

$$K'_i = \frac{k_i K_{i+1}}{k_i + K_{i+1}}. \quad (6)$$

由此可知简化模型的刚度矩阵为:

$$\mathbf{K} = \begin{bmatrix} K_1 + \frac{k_1 K_2}{k_1 + K_2} & -\frac{k_1 K_2}{k_1 + K_2} & 0 & \dots & 0 \\ -\frac{k_1 K_2}{k_1 + K_2} & \frac{k_1 K_2}{k_1 + K_2} + \frac{k_2 K_3}{k_2 + K_3} & -\frac{k_2 K_3}{k_2 + K_3} & \dots & 0 \\ 0 & -\frac{k_2 K_3}{k_2 + K_3} & \frac{k_2 K_3}{k_2 + K_3} + \frac{k_3 K_4}{k_3 + K_4} & \dots & 0 \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ 0 & 0 & 0 & \dots & \frac{k_{n-1} K_n}{k_{n-1} + K_n} \end{bmatrix} \quad (7)$$

式(7)适用于套筒机构的弯曲刚度、拉压刚度、扭转刚度等。其中筒间连接刚度 k_i 由套筒间的连接方式决定, 主要与叠合长度 h_i 、叠合区径向间隙 δ_i 、锁定销/杆直径 d_0 及锁定间隙 δ_2 有关。由于相互耦合因素较多, 因此连接刚度的理论分析非常复杂, 模型建立困难, 一般通过试验获取, 并对分析模型进行修正。

将每节套筒简化为等壁厚 σ 、外径 D_i 、等长 l 的圆柱筒。当 K_i 为弯曲刚度时, 令每节套筒的等效弹性模量为 E , 那么有:

$$K_i = \frac{3EI}{l^3} = \frac{3\pi E\sigma}{8l^3} (D - \sigma) [(D - \sigma)^2 + \sigma] \quad (8)$$

当 K_i 为拉压刚度时, 有:

$$K_i = \frac{EA}{l} = \frac{\pi E\sigma}{l} (D + \sigma) \quad (9)$$

当 K_i 为扭转刚度时, 令每节套筒的等效切变模量为 G , 则有:

$$K_i = \frac{GI_p}{l} = \frac{\pi G\sigma}{4l} (D - \sigma) [(D - \sigma)^2 + \sigma] \quad (10)$$

图 5、图 6 所示曲线分别反映了当筒壁厚 σ

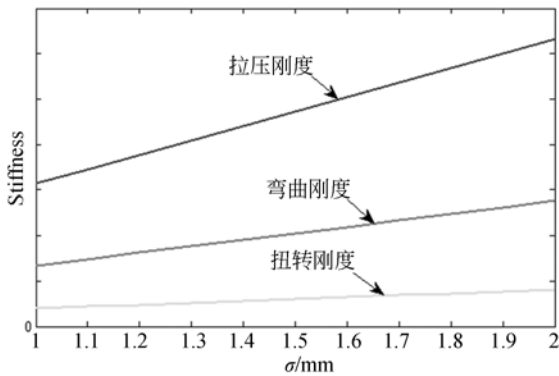


图 5 单节套筒刚度随筒壁厚变化曲线

Fig. 5 Stiffness curves of single tube changed with tube thickness

在 1~2 mm、筒外径 D 在 136~300 mm 变化时单节套筒的刚度变化趋势。由曲线可知, 套筒的三类刚度均与筒壁厚呈近似线性递增的关系; 相对于弯曲刚度与扭转刚度, 拉压刚度对筒壁厚和筒外径更敏感。

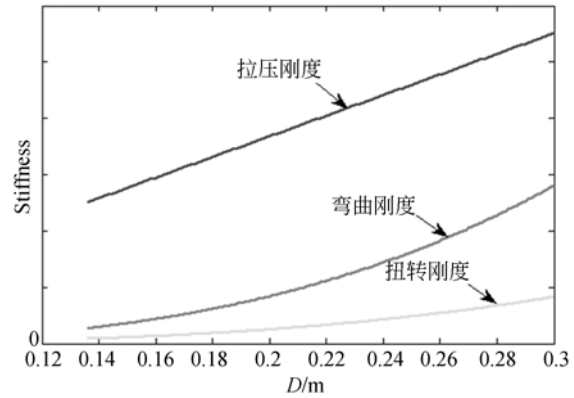


图 6 单节套筒随外径变化曲线

Fig. 6 Stiffness curves of single tube changed with tube diameter

结合薄壁圆柱筒的结构状态可知, 在机构质量的约束下, 增加套筒外径是提高套筒刚度的有效措施。

3.2 有限元分析

套筒机构中, 每节套筒包含了两端金属筒段及中间的主承力碳纤维复合材料筒, 对套筒进行有限元建模时, 除复合材料筒段外其余零部件均采用实体单元建模。复合材料筒段为 M55J/环氧树脂缠绕铺设成型, 铺层顺序为 $[\pm 45^\circ, 0^\circ_3, 90^\circ, \pm 45^\circ, 0^\circ_4, \pm 45^\circ, 90^\circ, 0^\circ_3, \pm 45^\circ]$, 每层厚 0.125 mm, 共 1.5 mm, 建模时采用壳单元进行模拟。



图 7 横向一阶弯曲振型

Fig. 7 Fundamental bending mode of ERM



图 8 横向二阶弯曲振型

Fig. 8 Second bending mode of ERM

表 1 套筒机构全展开模态分析结果

Tab. 1 Analysis result of fully extended ERM

振型	模态频率/Hz
一阶弯曲	0.3
二阶弯曲	1.76

需要注意的是,有限元模型进行模态分析前,通过试验得到了筒间连接刚度对套筒机构频率的影响系数约为 0.6,并加入到机构全展开模态分析仿真模型中。

4 模态试验

4.1 试验状态

为研究筒间连接刚度对机构模态频率的影响,对套筒机构中的两个连续筒进行了模态试验,该试验在超低频无重力吊挂测试系统中进行。图 9 为试验吊挂示意图,图 10 为样机试验状态。

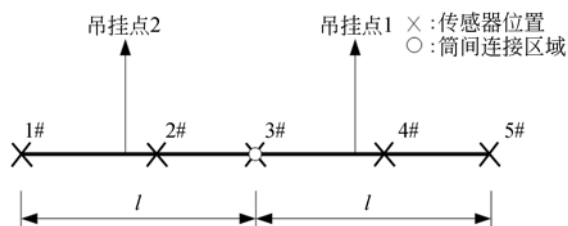


图 9 两节连续筒模态试验吊挂示意图

Fig. 9 Sketch of hanging state of tubes

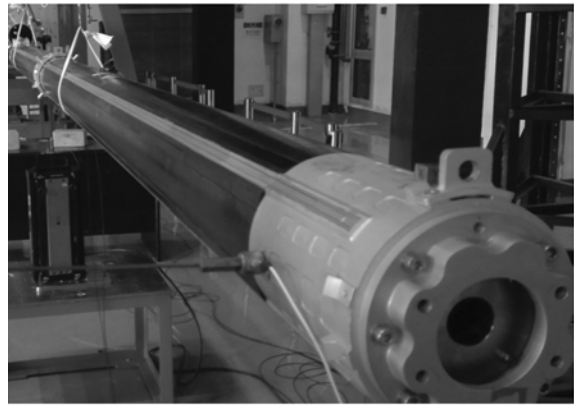


图 10 两节连续筒样机试验状态

Fig. 10 Test state of prototype tubes

4.2 试验结果及分析

表 2 为两节筒样机试验的基频数据。试验对象为相互连续的两个套筒,筒体长度及结构状态相同。由表 2 可知,由于连接环节的非刚性连接状态,两个套筒组合体的基频约为纯刚性连接状态的 60%。由此可判定筒间连接刚度是影响套筒机构全展开状态下的模态基频的主要因素之一,在进行套筒机构设计时应重点考虑套筒间的连接方式,尽量提高连接环节的刚度。

表 2 两节连续筒模态试验结果

Tab. 2 Test result for mode analysis of prototype tubes

试验项目	模态基频/Hz	边界条件
单节套筒 a	153	边界自由
单节套筒 b	162	边界自由
套筒 a,b 连接	23.5	产品实际状态连接、边界自由

5 结论

本文依据未来大型航天器大面积柔性太阳能电池翼的在轨展开及支撑需求,设计了一种丝杠驱动传动与可轴向回动容差螺母相结合的套筒机构,该机构具备自动、高可靠性重复展收的功能。在保证套筒机构大承载及高刚度性能的条件下,通过碳纤维复合材料薄壁筒的设计,优化了结构构型,使机构的质量相对于通用桁架式伸展机构减少了约 30%。

通过对套筒机构刚度分析的模型简化,明确了影响套筒刚度的关键因素及变化趋势,并通过

样机试验对有限元分析模型进行了修正,得到了全展开状态下套筒机构的模态基频为 0.3 Hz,满足空间站建设需求。后续拟开展全展开尺寸的套

筒机构模态试验,验证仿真分析模型的正确性,从而为我国空间站太阳能电池翼伸展机构的研制奠定基础。

参考文献:

- [1] 马兴瑞,于登云,孙京,等. 空间飞行器展开与驱动机构研究进展[J]. 宇航学报, 2006, 27(6): 1123-1131.
MA X R, YU D Y, SUN J, *et al.*. The researching evolvement of spacecraft deployment and driving mechanism[J]. *Journal of Astronautics*, 2006, 27(6): 1123-1131. (in Chinese)
- [2] 从强,罗敏,李伟杰. 空间机构技术发展趋势及展望[J]. 载人航天, 2016, 22(1): 1-8, 15.
CONG Q, LUO M, LI W J. Development trends and prospects of space mechanism [J]. *Manned Spaceflight*, 2016, 22(1): 1-8, 15. (in Chinese)
- [3] DAROOKA D K, JENSEN D W. Advanced space structure concepts and their development[C]. *19th AIAA Applied Aerodynamics Conference*, AIAA, 2001: 81.
- [4] LEONE D. NASA banking on solar electric propulsion's slow but steady push[Z/OL]. *SpaceNews.com*, 2013.
- [5] MIKULAS M, PAPPAS R, WARREN J, *et al.*. Telescoping solar array concept for achieving high packaging efficiency [C]. *2nd AIAA Spacecraft Structures Conference*, AIAA, 2015.
- [6] RAFTERY M, COOKE D, HOPKINS J, *et al.*. An affordable mission to mars[C]. *64th International Astronautical Congress*, IAF, 2013: 23-27.
- [7] TAMINGER K M B, HARLEY R A, DICUS D L. Solid freeform fabrication: an enabling technology for future space missions[C]. *Keynote Lecture for 2002 International Conference on Metal Powder Deposition for Rapid Manufacturing*, *Metal Powder Industries Federation*, 2002: 4.
- [8] 李长洲. 绳驱动套筒式空间相机支撑机构设计与分析[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2016.
LI CH ZH. *Design and Analysis of Space Deployable Cable-driven Telescopic Mechanism*[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2016. (in Chinese)
- [9] 周坤. 桁架结构伸展臂的设计与分析[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2015.
ZHOU K. *The Design and Analysis of Truss Structure Mast* [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2015. (in Chinese)
- [10] 崔琦峰,李瑞祥,彭志龙. 空间铰接式伸展机构设计及刚度特性分析[C]. 中国空间科学学会 2013 年空间光学与机电技术研讨会会议论文集, 中国空间科学学会, 2013: 1-2.
CUI Q F, LI R X, PENG ZH L. Study on the design and stiffness for a space articulated deployable mast[C]. *3rd National Manned Space Congress*, *Chinese Society of Space Science*, 2013: 1-2. (in Chinese)
- [11] 谢官模. 振动力学[M]. 2 版. 北京: 国防工业出版社, 2011.
XIE G M. *Vibration Mechanics*[M]. 2nd ed. Beijing: National Defense Industry Press, 2011. (in Chinese)

作者简介:



罗海军(1990—),男,四川资阳人,工程师,2016年于上海航天技术研究院获得硕士学位,主要从事空间可展结构与机构等方面的研究。E-mail: hj_luo@foxmail.com



崔琦峰(1979—),男,吉林白城人,博士,高级工程师,2009年于上海交通大学获得博士学位,主要从事空间可展结构与机构、太阳能电池阵等方面的研究。E-mail: qf-cui@hotmail.com