

文章编号 1004-924X(2017)增-0059-08

星载轻型柔性碳纤维伸杆设计

杨 萱^{1,2}, 梁旭豪³, 马 鑫^{1,2*}, 沈 峰³, 杨剑宇^{1,2,4}

- (1. 中国科学院 国家空间科学中心, 北京 101499;
2. 复杂航天系统综合电子与信息技术重点实验室, 北京 101499;
3. 上海复合材料科技有限公司, 上海 201112;
4. 中国科学院大学, 北京 100049)

摘要:为了给分离载荷空间探测任务中的主星和子星提供质量轻、星载占用资源低、收拢展开可靠性高、重复展开精度高的空间展开机构,设计了一款轻型柔性碳纤维伸杆。利用主星、子星组合体构型特点,进行了碳纤维伸杆收拢、展开总体布局的优化设计;采用结构机构一体化的整体设计方法对碳纤维伸杆进行构型设计,直接利用杆件直管段 U 型开孔设计方式,获得了柔性弯曲关节;采用碳纤维复合材料铺层层数与层间铺层角度联合分析方法,进行了伸杆杆件复合材料设计;结合实际力学环境,对伸杆杆件进行了模态分析、折叠展开分析、过载分析以及随机振动分析;此外,对伸杆实物产品进行了拉伸、弯曲、扭转、地面展开、重复展开精度测试试验。试验结果表明:碳纤维伸杆的重复展开精度优于 0.018° , 展开状态基频大于 4 Hz, 收拢状态基频大于 150 Hz。星载轻型柔性碳纤维伸杆基本满足发射运载要求,能够应用于实际探测任务中。

关键词:碳纤维;柔性伸杆;结构设计;重复展开精度

中图分类号: TP394.1; TH691.9 **文献标识码:** A **doi:** 10.3788/OPE.20172514.0059

Design of light flexible carbon fiber boom for satellite

YANG Xuan^{1,2}, LIANG Xu-hao³, MA Xin^{1,2*}, SHEN Feng³, YANG Jian-yu^{1,2,4}

- (1. National Space Science Center, Chinese Academy of Sciences, Beijing 101499, China;
 2. Key Laboratory of Integrated Avionics and Information Technology for Complex Aerospace Systems, Beijing 101499, China;
 3. Shanghai Composites Science & Technique Co., Ltd., Shanghai 201112, China;
 4. University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)
- * Corresponding author, E-mail: maxin_198703140035@126.com

Abstract: In order to provide space deployable mechanism with light weight, small size, high folded and deployable reliability, and high repeated deployment precision for the mother satellite and daughter satellite in the Deployable Payload Space Science Mission (DPSSM), a light flexible carbon fiber boom was designed. In terms of the characteristic of the satellite combination configuration, the overall layout of folded and deployable boom was optimized. The configuration of the carbon fiber boom was designed based on mechanism integration method. With U-shaped hole tapped on the carbon fiber

收稿日期:2017-08-23;修订日期:2017-09-10.

基金项目:民用航天专业技术预先研究项目(国家国防科技工业局)(No. Y32116ED1S)

boom, flexible joints were obtained. The analysis methods of layer number and layer angle were combined to determine the carbon fiber composite material. Modal, deployment, overload and random vibration of the light flexible carbon fiber boom were simulated with real mechanics environment. In addition, several experiments were performed on the boom, including stretching test, bending test, torsional test, ground unfolding tests and repeated deployment precision test. The results indicate that the repeated deployment precision of the boom is better than 0.018° , and the base frequencies of the deployable and folded boom are higher than 4 Hz and 150 Hz respectively. The light flexible carbon fiber boom basically meets the requirements of launching, thus is feasible in real space science missions.

Key words: carbon fiber; flexible boom; configuration design; repeated deployment precision

1 引言

20 世纪 60 年代,随着航天技术的发展,一种新的结构机构——空间可展结构机构的诞生^[1]。空间伸展臂是最基本的一类空间可展结构机构,它通过杆状可展机构展开为一维线性体系,呈细长管或单向构架,主要用作大型空间可展天线、太阳电池阵、太阳帆、空间平台、探测臂机构等的结构性元件,作为机构系统实现空间展开折叠运动功能^[2-3]。

空间伸展臂形式多样,按照结构形式大致分为薄壁管状伸展臂、套筒管状伸展臂、铰接式伸展臂、盘绕式伸展臂、展开折叠式伸展臂、充气式伸展臂^[4]六大类。其中,薄壁管状伸展臂利用薄壳弹性变形、弹性恢复和电机卷绕实现伸杆折叠与展开,构造简单、可靠性高、收拢体积小,但其抗弯及抗扭刚度较低,难以实现精确定位^[5]。套筒管状伸展臂由一系列同心薄壁圆管相互嵌套而成,展开折叠式伸展臂主要由各节固定形式的单节伸展臂通过节与节之间的运动连接件相连构成,它们展开可靠性高、单节伸杆整体性能保持性好,但收纳比较低、质量较大^[6]。铰接式桁架伸展臂刚度高、抗振性好、精度高、几何扩展与设计灵活,但其设备规模较大,一般用于较大型航天器或者空间站使用,对于一般规模卫星,尤其是越来越受关注的微小卫星而言其体积、质量都过大。盘绕式伸展臂通常为 3 根长纵杆、横杆、斜加劲索构成桁架式伸展臂,由盘绕纵杆来收拢伸展臂,虽然构造简单、质量轻,但刚度较低,不能用于探测精度较高的有效载荷支撑承力体系^[7-8]。充气式空间伸展臂结构采用超薄柔性复合材料,充气后膨胀并逐渐展开、刚化(固化),虽然自身特性较好,但需

要配备充气辅助设备,会占用较为紧张的星上资源^[9-10]。

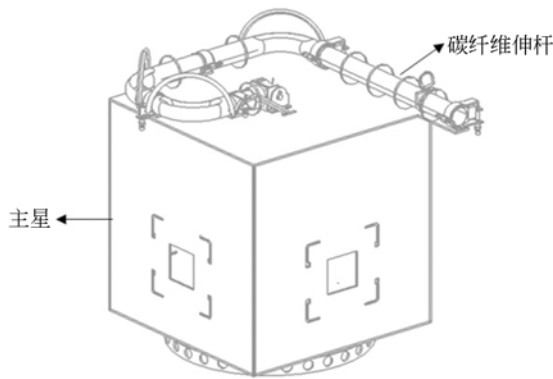
本文基于分离载荷空间探测项目,针对其规模为微小卫星的主星与子星,设计并研制了一款星载轻型柔性碳纤维伸杆。碳纤维伸杆兼顾薄壁管状伸展臂与展开折叠伸展臂的特点,具有较高的结构支撑刚度、折叠展开重复使用性及重复展开精度,并且具有自展开自动定型的独特优势。

2 碳纤维伸杆设计方案

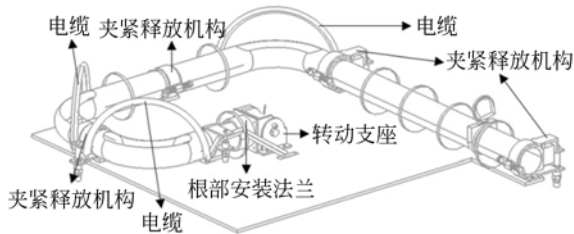
2.1 主星碳纤维伸杆设计

分离载荷空间探测项目中,主星的设计构型为六面体构型,其中底面用于火箭安装接口,4 个侧面用于安装在轨分离释放的子星,所以只有顶面可以部署碳纤维伸杆。结合探测载荷需要远离星体的距离要求,以及主星顶面的面积尺寸,在综合考虑主星发射承力状态以及主星整星的发射体积最小化等优化因素基础上,将碳纤维伸杆设计为盘绕在主星顶面之上,伸杆根部与转动支座连接,其余盘绕弯折处通过伸杆自身的柔性弯曲关节实现,主星及伸杆结构分别如图 1(a)和图 1(b)所示。

主星伸杆由碳纤维柔性杆件、载荷安装支座、根部法兰等组成。伸杆整体构型为圆管型,利用圆管上的长圆通孔作为柔性关节,以实现无损 90° 折叠的功能,为伸杆提供收拢转动关节。伸杆采用碳纤维超薄预浸料作为原材料,整体采用对称铺层,具体铺层角度为 $[0^\circ/0^\circ/45^\circ/-45^\circ/0^\circ/0^\circ/-45^\circ/45^\circ/0^\circ/0^\circ]$,共铺 10 层,其中 0° 方向为伸杆轴向。主星伸杆设计长度为 1 619 mm,直径为 46 mm,杆件净重 200 g,如图 2 所示。



(a)主星及伸杆结构轴测图
(a) Mother satellite and its boom structure



(b)主星伸杆结构局部放大图
(b) Local enlargement of mother satellite boom

图 1 主星及伸杆结构示意图

Fig. 1 Schematic diagram of mother satellite with boom



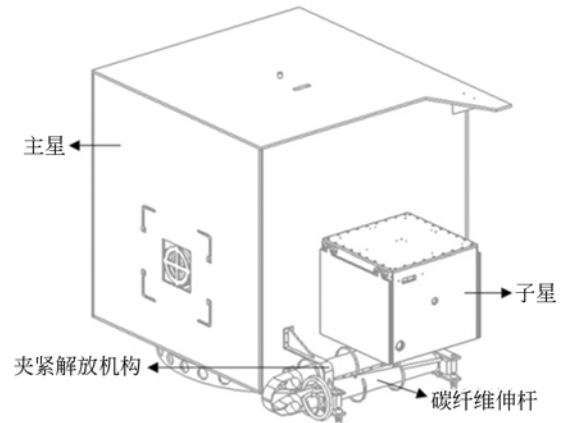
图 2 主星伸杆展开结构图

Fig. 2 Deployable structure of mother satellite boom

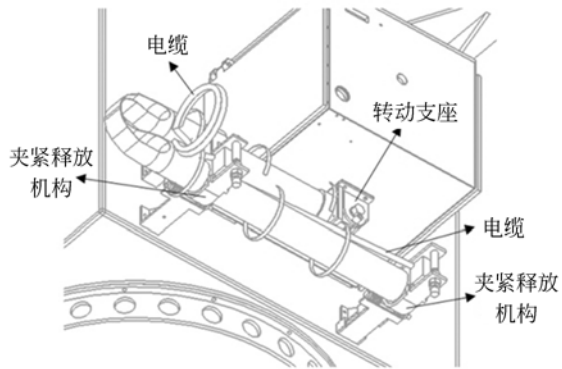
2.2 子星碳纤维伸杆设计

分离载荷空间探测项目中,子星构型为六面体构型,其中一个侧面用于与主星进行在轨分离对接,其余五个侧面可以部署伸杆。基于主星与子星的整体组合构型考虑,以及为了提高主星与子星整体构型的一体化程度,充分利用主星资源为子星减轻质量,用于夹紧释放子星伸杆的机构要安装于主星侧面上,则子星伸杆呈折叠状态安装于相应一个侧面上,伸杆根部与转动支座连接,子星及伸杆结构分别如图 3(a)和图 3(b)所示。

子星伸杆由碳纤维柔性杆件、载荷安装支座和根部法兰等组成。伸杆整体构型为圆管型,利



(a)子星及伸杆结构轴测图
(a) Daughter satellite and its boom structure



(b)子星及伸杆结构仰视图
(b) Top view of daughter satellite and its boom

图 3 子星及伸杆结构示意图

Fig. 3 Schematic diagram of daughter satellite with boom

用圆管上的长圆通孔作为柔性关节,以实现无损 180°折叠的功能,为伸杆提供收拢转动关节。伸杆采用碳纤维超薄预浸料作为原材料,整体采用对称铺层,具体铺层角度为 $[45^\circ/-45^\circ/0^\circ/0^\circ/0^\circ/0^\circ/-45^\circ/45^\circ]$,共铺 8 层,其中,0°方向为伸杆轴向。子星伸杆设计长度为 810 mm,直径为 41 mm,杆件净重 100 g,如图 4 所示。



图 4 子星及伸杆结构轴测图

Fig. 4 Deployable structure of daughter satellite boom

3 力学环境仿真

为了校核碳纤维伸杆设计方案的合理性,需要对它进行相应的力学环境仿真分析。以主星伸杆为例,这里进行了模态分析、折叠展开分析、过载分析以及随机振动分析。

3.1 模态分析

分别对主星碳纤维伸杆发射收拢状态以及在轨展开状态进行模态仿真分析,得到其收拢和展开状态的一阶模态振型如图 5、图 6 所示,前六阶模态分析结果如表 1 所示。



图 5 主星伸杆收拢状态的一阶振型图

Fig. 5 First order vibration mode of folded mother satellite boom



图 6 主星伸杆展开状态的一阶振型图

Fig. 6 First order vibration mode of deployable mother satellite boom

表 1 主星伸杆收拢状态与展开状态前六阶模态的分析结果

Tab. 1 Modal analysis results of the first six orders for mother satellite boom in folded and deployable states

频率/Hz	一阶	二阶	三阶	四阶	五阶	六阶
收拢状态	176.45	195.61	246.44	257.39	282.67	306.01
展开状态	4.36	7.20	21.76	37.18	41.58	76.39

模态分析结果表明,主星碳纤维伸杆收拢状态的基频为 176.45 Hz,通孔处为结构薄弱点;展开状态的基频为 4.36 Hz,结构整体绕 Z 轴弯曲。

3.2 折叠展开分析

伸杆折叠展开分析要求展开过程中,结构变形合理,未发生破坏。伸杆由收拢状态展开为直线状态的仿真分析如图 7 所示。分析结果表明,伸杆折叠过程中杆件最大轴向应力为 1 202 MPa,最大剪切应力为 81.67 MPa,均低于伸杆材料强度值(纵向 1 800 MPa,横向 104 MPa),该伸杆结构满足强度要求。



图 7 主星伸杆展开过程仿真分析

Fig. 7 Simulation of deployment process for mother satellite boom

3.3 过载分析

对主星碳纤维伸杆收拢状态分别进行 3 个方向 20 g 的过载分析,其 3 个方向的应力云图分别如图 8(a)、8(b)和 8(c)所示。分析结果表明,主星碳纤维伸杆收拢状态承受过载时,该伸杆的最大轴向应力为 1 207.86 MPa,最大剪切应力为 82.19 MPa,均低于伸杆材料强度值,结构满足强度要求。



(a) x 方向
(a) x direction

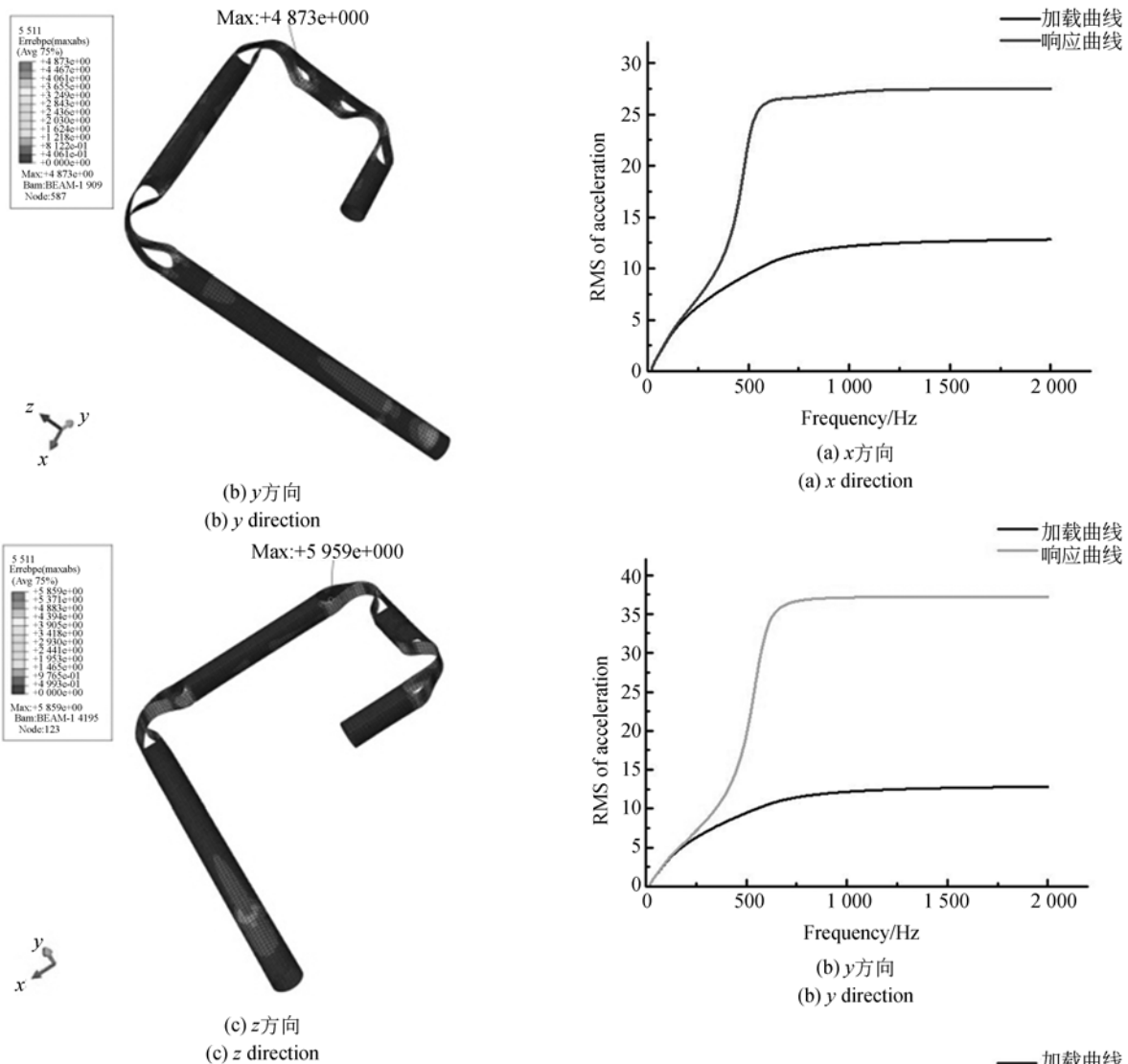


图 8 主星伸杆的过载应力云图

Fig. 8 Overload stress of mother satellite boom

3.4 随机振动分析

分别对主星碳纤维伸杆收拢状态 X, Y 及 Z 方向进行随机振动分析,其随机振动响应曲线分别如图 9(a)、9(b)和 9(c)所示,随机振动响应结果如表 2 所示。结果表明,主星碳纤维伸杆收拢状态的随机振动响应结果满足设计要求(放大系数 ≤ 4)。

表 2 主星伸杆随机振动响应结果

Tab. 2 Random vibration response of mother satellite boom

方向	总均方根值(grms)	放大系数	位置
X 向	27.51	2.15	两磁强计间直杆段
Y 向	37.22	2.91	两磁强计间直杆段
Z 向	26.91	2.10	折叠弯曲弧段

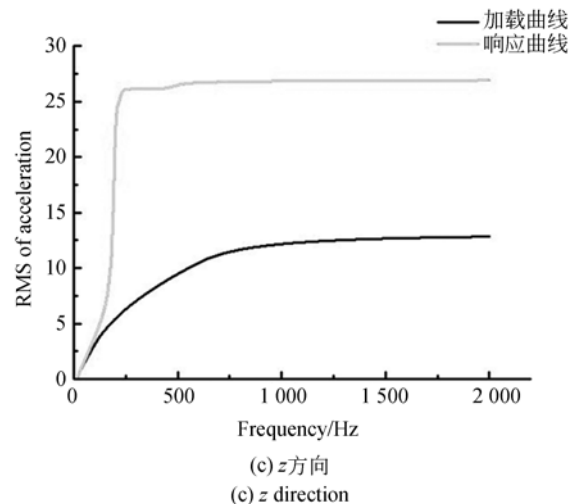


图 9 主星碳纤维伸杆的随机振动响应曲线

Fig. 9 Random vibration response curves of mother satellite boom

4 地面试验

对碳纤维伸杆研制实物的关键部位弯曲关节分别进行了拉伸、弯曲、扭转力学特性试验,并且分别对整根主星、子星伸杆进行地面展开试验和重复展开精度测试试验,试验结果如图 10~图 12 所示。

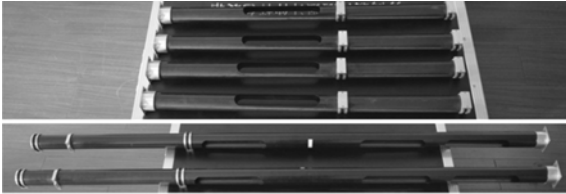
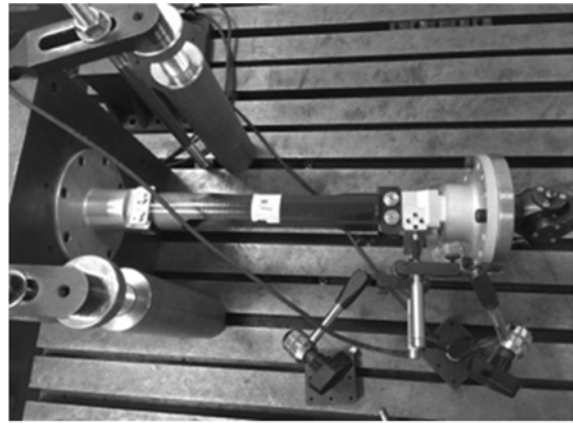


图 10 主星、子星碳纤维伸杆研制实物

Fig. 10 Photo of carbon fiber boom products of mother and daughter satellites



(c) 碳纤维伸杆弯曲、扭转试验
(c) Carbon fiber boom bending and torsion test

图 11 碳纤维伸杆地面展开试验

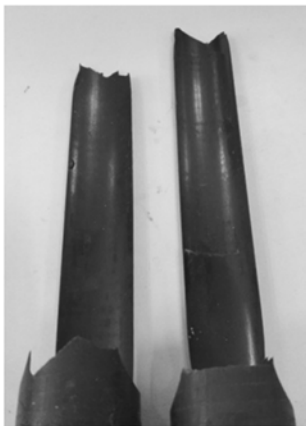
Fig. 11 Deployment test of carbon fiber boom



(a) 碳纤维伸杆拉伸过程
(a) Carbon fiber boom stretching process



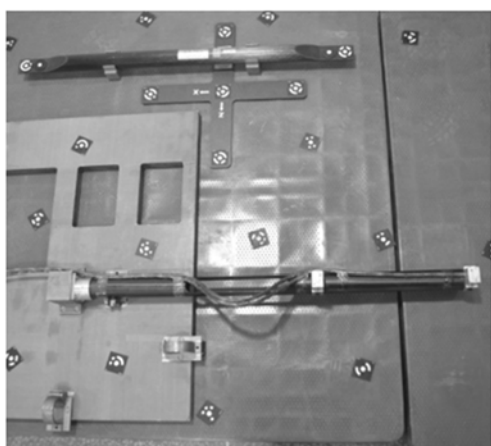
(a) 碳纤维伸杆收拢
(a) Carbon fiber boom folded



(b) 碳纤维伸杆拉伸结果
(b) Carbon fiber boom stretching results



(b) 碳纤维伸杆一折展开
(b) Carbon fiber boom one joint deployed



(c) 碳纤维伸杆重复展开精度试验

(c) Repeated deployment precision test of carbon fiber boom

图 12 碳纤维伸杆展开精度测试

Fig. 12 Test of deployment precision for fiber carbon boom

试验表明(以主星伸杆为例),主星伸杆杆件开孔区域的常温拉伸破坏载荷为 8.13 kN;开孔区域的常温弯曲刚度分别为 $3\,420\text{ N}\cdot\text{m}/\text{rad}$ 与 $3\,100\text{ N}\cdot\text{m}/\text{rad}$;扭转刚度分别为 $61.56\text{ N}\cdot\text{m}/\text{rad}$ 与 $64.21\text{ N}\cdot\text{m}/\text{rad}$ 。地面展开试验表明,柔性弯曲关节能够顺利折叠,并且在自身弹性势能释放作用下将伸杆展直;其重复展开精度测试试验中,利用悬挂绳实时实现伸杆展开过程中的微

重力效果,将伸杆由收拢状态依次展开直至其弯曲关节完全伸直,而后利用靶标拍照得出伸杆固定位置的三维坐标,重复以上操作 10 次,对 10 次伸杆固定位置坐标进行概率统计处理,得出伸杆的重复展开精度为 0.0178° ,优于 0.018° ,满足分离载荷空间探测项目中安装于伸杆端部探测载荷对伸杆重复展开精度的设计要求。

5 结 论

本文设计的碳纤维伸杆具有质量轻、结构简单、展开可靠性高、展开稳定性高、展开时间短、载荷易安装、安装机械接口简单、适用于多种航天器等特点。星载轻型柔性碳纤维伸杆经过了较为详细的方案设计、仿真分析以及地面验证试验。仿真分析与地面试验结果表明:碳纤维伸杆的重复展开精度优于 0.018° (满足任务设计要求),其展开状态基频大于 4 Hz (远离飞行器控制频率,避免发生共振),收拢状态基频大于 150 Hz (满足一般航天部件级高于 100 Hz 的设计要求),此款碳纤维伸杆能够应用于实际空间探测任务中。碳纤维伸杆作为一类空间伸展结构具有很好的应用前景,能够为空间探测载荷提供更好的展开结构支撑。

参考文献:

- [1] 邓宗全. 空间折展机构设计[M]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学出版社, 2013.
DENG Z Q. *Design of Space Deployable and Foldable Mechanisms*[M]. Harbin: Harbin Institute of Technology Press, 2013. (in Chinese)
- [2] XING ZH G, ZHENG G T. Deploying process modeling and attitude control of a satellite with a large deployable antenna[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2014, 27(2): 299-312.
- [3] 杨维垣. 空间机构分类及可靠性研究[J]. 航天器工程, 1994(3): 31-39.
YANG W Y. Spatial mechanism classification and reliability study[J]. *Spacecraft Engineering*, 1994 (3): 31-39. (in Chinese)
- [4] ILIEVSKI F, MAZZEO A D, SHEPHERD R F, et al.. Soft robotics for chemists[J]. *Angewandte Chemie*, 2011, 50(8): 1890-1895.
- [5] YANG H, LIU R Q, WANG Y, et al.. Experiment and multiobjective optimization design of tape-spring hinges[J]. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 2015, 51(6): 1373-1384.
- [6] BALLABEN J S, GUZMÁN A M, ROSALES M B. Nonlinear dynamics of guyed masts under wind load: sensitivity to structural parameters and load models[J]. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, 2017, 169: 128-138.
- [7] 黄丹敏. 空间铰接式伸展臂可靠性分析及仿真研究[D]. 杭州: 浙江理工大学, 2014: 1-2.
HUANG D M. *Reliability Analysis and Simulation Research of Space Articulated Deployable Mast*[D]. Hangzhou: Institutes of Technology of Zhejiang, 2014: 1-2. (in Chinese)
- [8] KIM K W, PARK Y. Solar array deployment analysis considering path-dependent behavior of a tape spring hinge[J]. *Journal of Mechanical Science*

and Technology, 2015, 29(5): 1921-1029.

- [9] 蔡祈耀, 陈务军, 张大旭, 等. 空间薄壁 CFRP 豆荚杆悬臂屈曲分析及试验[J]. 上海交通大学学报, 2016, 50(1): 145-151.

CAI Q Y, CHEN W J, ZHANG D X, *et al.*. Buckling analysis and experiment of cantilever thin-walled lenticular CFRP space boom[J]. *Journal of Shanghai of Jiaotong University*, 2016, 50(1):

145-151. (in Chinese)

- [10] 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)

导师简介:



杨萱(1959—),女,北京人,博士,研究员,硕士生导师,1982年于内蒙古工业大学获得学士学位,1994年、1997年于天津大学分别获得硕士、博士学位,主要研究方向为空间科学与探测任务论证支持系统结构分系统方案论证、科学探测卫星及探空火箭伸杆技术、大型航天器展开机构柔性动力学建模与仿真分析技术、太阳帆结构机构设计与分析技术、探空火箭回收技术。E-mail: yangxuan@nssc.ac.cn

通讯作者:



马鑫(1987—),男,河北石家庄人,博士,助理研究员,2010年于河北工业大学获得学士学位,2015年于中国科学院国家空间科学中心获得博士学位,主要从事空间飞行器结构机构、空间可展结构、在轨分离释放机构、大挠性空间结构动力学等方面的研究。E-mail: maxin_198703140035@126.com