

可自展开碳纤维增强复合材料杆的制备与性能

邓 华^{1,2,3}

高军鹏^{1,2,3}

安学锋^{1,2,3}

闫 丽^{1,2,3}

包建文^{1,2,3}

(1 中航复合材料有限责任公司,北京 101300)

(2 中航工业复合材料技术中心,北京 101300)

(3 先进复合材料重点实验室,北京 100095)

文 摘 采用 T300 碳纤维/环氧树脂预浸料制备了具有双凸透镜状构型的柔性铰链和圆管,通过金属法兰将铰链和圆管胶接组装得到可自展开碳纤维增强复合材料杆。研究了复合材料铰链的展开力矩和复合材料杆的固有频率及重复展开性能。结果表明:复合材料铰链的初始展开力矩为 372.8 N·mm,功重比为 13.3 W/kg,可自展开复合材料杆的一阶固有频率为 4.25 Hz,重复指向精度为 0.08°。

关键词 自展开,碳纤维,复合材料,铰链

中文分类号:TB33

DOI:10.12044/j.issn.1007-2330.2018.01.011

Preparation and Properties of Self-Deployable Carbon Fiber Reinforced Composite Boom

DENG Hua^{1,2,3}

GAO Junpeng^{1,2,3}

AN Xuefeng^{1,2,3}

YAN Li^{1,2,3}

BAO Jianwen^{1,2,3}

(1 AVIC Composite Corporation LTD, Beijing 101300)

(2 AVIC Composite Technology Center, Beijing 101300)

(3 Science and Technology on Advanced Composites Laboratory, Beijing 100095)

Abstract Self-deployable carbon fiber reinforced composite (CFRP) boom was prepared by CFRP hinge, CFRP tube and aluminium alloy mounts. The CFRP hinge was laminated from T300/epoxy thin prepreg with bi-lenticular configuration. Deploying moment, natural frequency and deployment properties were characterized. The deploying moment and power to weight ratio of the hinge were 372.8 N·mm and 13.3 W/kg respectively. The natural frequency and pointing accuracy were 4.25 Hz and 0.08°, respectively.

Key words Deployable, Carbon fiber, Composite, Hinge

0 引言

碳纤维复合材料具有较高的比强度和比模量,在航空航天领域得到了广泛的应用。在航天领域,由于航天器发射尺寸的限制,以及在外太空装配施工的困难,空间可展开太阳帆、桁架和天线等大型结构在发射前必须折叠,当到达预定轨道后经可靠的展开过程达到工作状态,其中铰链是实现空间结构展开的重要功能单元。目前,航天可展开结构使用了大量的金属铰链,多采用高弹性金属材料,虽然刚性和稳定性满足系统要求,但其质量因素不可忽视。与之相比,可自展开碳纤维增强复合材料结构具有较高的比强度、比模量和功率-质量比,其在变形量、响应速度、控制模式及稳定性方面与金属结构相当,可有效降低发射

成本,是航天可自展开结构的理想候选结构单元,同时为建造超轻量化的空间结构提供了一种新途径。

目前,国外在可自展开复合材料结构领域开展了较多的研究工作,美国 CTD 公司开展了形状记忆复合材料铰链结构的研究,并进行了性能测试与功能验证^[1-3],该结构在热驱动下完成展开过程,对加热装置提出了较高的要求。形状记忆复合材料铰链结构不需要复杂的机械驱动机构,结构形式简单,一体化程度高。英国剑桥大学研究人员^[4]开展了碳纤维复合材料卷尺弹簧铰链的研究,其材料体系为碳纤维织物 G801/913 环氧树脂体系,纤维面密度为 98 g/m²,采用 $[\pm 45^\circ]_2$ 铺层方式,内径为 38 mm,厚度为 0.2 mm,开口长度为 140 mm,初始驱动力矩约 100 N·m,

收稿日期:2017-07-10

第一作者简介:邓华,1986 年出生,硕士,主要从事树脂基复合材料的研究工作。E-mail:denghua1986@yeah.net

平均稳定力矩为 80 N·mm, 铰链可在约 140° 的范围内变化。土耳其 Afyon Kocatepe 大学的 Ömer Soykasap 等人^[5]开展了类似的研究,使用的材料体系为 T300 碳纤维平纹织物/聚醚酰亚胺 (PEI), 制备了一个长 1 m、厚 0.36 mm、半径 20 mm 的碳纤维复合材料卷尺弹簧铰链, 铺层方式为 $[\pm 45^\circ]_3$, 开口长度为 165 mm。德国宇航局 (DLR) 开展了可折叠复合材料薄壁支撑杆研究, 长度为 14 m, 横截面呈豆荚状, 实现了 400 m² 薄膜太阳帆的展开^[6-8]。

采用复合材料薄壁结构可有效降低复合材料大变形后的应力水平, 保证结构在折叠过程中不发生破坏。采用薄层预浸料可给予复合材料结构更多的力学设计自由度, 在给定厚度的前提下可以有更多的铺层层数和角度选择, 实现复合材料超轻薄壁结构的高性能化。同时, 使用薄层预浸料制备的复合材料被证实具有较高的层间性能和损伤阻抗性能^[9-11]。本文基于双凸透镜状构型与薄层预浸料技术制备一种高功率-质量比的复合材料可自展开杆, 以适用于要求横截面尺寸小的空间可展开结构。

1 实验

1.1 原材料

T300 碳纤维/中温环氧树脂预浸料, 厚度分别为 0.04 和 0.1 mm, 中航工业复合材料技术中心研制; SY-37 室温固化环氧糊状胶黏剂, 北京航空材料研究院产品。

1.2 结构形式

复合材料柔性铰链为双凸透镜状构型, 截面尺寸如图 1 所示。

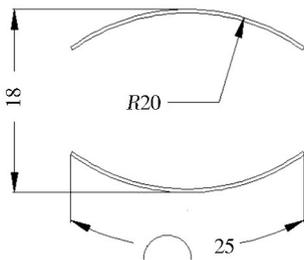


图 1 复合材料铰链的横截面尺寸

Fig.1 Cross section dimensions of the composite hinge

1.3 可自展开碳纤维增强复合材料杆的制备

(1) 复合材料圆管的铺层为 $[45^\circ/0^\circ_2/-45^\circ/0^\circ_2/-45^\circ/0^\circ_2/45^\circ]$, 厚度为 1 mm。按设计尺寸裁切预浸料, 用专用工装将预浸料按铺层顺序铺贴到金属模具表面, 铺贴完成后用真空袋封装, 转移到热压罐内, 起始加压到 0.35 MPa, 保持压力按 125 °C/2 h 完成固化, 自然降至室温, 脱模, 按所需尺寸进行裁切。

(2) 复合材料柔性铰链的铺层为 $[45^\circ/-45^\circ/$ 宇航材料工艺 <http://www.yhclgy.com> 2018 年 第 1 期

$45^\circ/-45^\circ/0^\circ/-45^\circ/45^\circ/-45^\circ/45^\circ]$, 按设计尺寸裁切预浸料, 将预浸料按铺层顺序铺贴到金属模具上, 铺贴完成后用真空袋封装, 转移到烘箱内, 抽真空至 -95 kPa 以下, 真空度保持在 -95 kPa 以下按 125 °C/2 h 完成固化, 自然降至室温, 脱模, 将制件尺寸裁切为长 145 mm, 沿圆周方向的弧长为 25 mm。

(3) 法兰采用铝合金机械加工而成, 用 600 目的砂纸打磨圆管、铰链和金属法兰的胶接面并用丙酮清洗, 采用 SY-37 室温固化环氧胶黏剂将圆管、铰链和金属法兰进行胶接, 胶接时采用定位工装保证所有部件的同轴度。经室温固化 24 h 后转移到烘箱内, 按 60 °C/2 h 完成后处理。制备得到的可自展开碳纤维增强复合材料杆如图 2 所示。

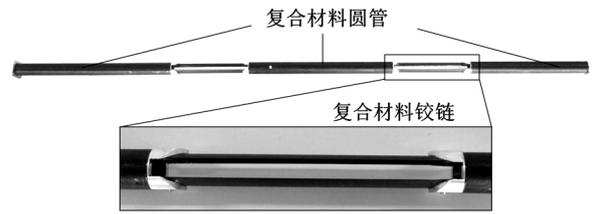


图 2 可自展开碳纤维增强复合材料杆

Fig.2 Self-deployable carbon fiber reinforced composite boom

1.4 性能分析

1.4.1 铰链初始展开力矩测试

将复合材料杆上的铰链完全折叠并一端固支, 用测力计 (AN-100, 容量: 100 N) 测试另一端的张力 F , 测试点距铰链顶端的垂直距离为 L , 复合材料铰链初始展开力矩 $M = F \cdot L$, 本文 $L = 64$ mm。

1.4.2 固有频率测试

采用悬臂梁振动方法测量可自展开复合材料杆的固有频率, 使用测试仪器为激光多普勒测振仪 (德国 Polytech 公司), 将复合材料杆的一端用固支在试验台上, 激振器 (音箱) 对准复合材料杆的自由端 (试验载荷为 200 g) 并保持一定的间隙 (约 10 mm)。开启激振信号源, 对被测物体施加交变正弦激振力, 使之产生振动。由激光多普勒测振仪测得自由端上测点位移速度表示杆振动速度, 激励信号和响应信号输入到电脑分析软件, 可以得到所需的固有频率和模态振型。



图 3 激振试验方案

Fig.3 Excitation direction

1.4.3 折叠展开重复指向精度试验

表 1 初始展开力矩

Tab.1 Initial deploying moment

编号	F/N	$M/N \cdot mm$
1	5.9	377.60
2	6.0	384.00
3	5.9	377.60
4	5.9	377.60
5	5.9	377.60
6	5.5	352.00
7	5.9	377.60
8	5.6	358.40
平均值	5.83	372.80
标准差	0.18	11.22
变异系数/%	3.01	3.01

在平台上开展可自展开复合材料杆的折叠展开试验,如图 4 所示。将复合材料杆根部固支在测试平台的一侧,采用安装有四个万向轮的活动支架在载荷处支撑,模拟无重力状态,将复合材料杆折叠后自由释放,验证复合材料杆的折叠展开功能并测试杆件的重复指向精度,本文定义复合材料杆折叠展开 10 次过程中的最大指向角度偏差为重复指向精度。用数显千分表(精度为 $2 \mu m$)测试自由端的几何位置并记录位置数据,重复展开 10 次,得到测点位置的位移量 ΔL ,测点距离与支座安装面距离 r 为 1 230 mm,指向角度偏差 θ_p 计算公式为:

$$\theta_p = \frac{\Delta L}{2\pi r} \times 360^\circ \quad (1)$$

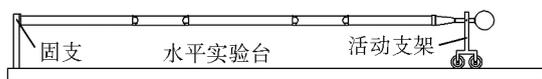


图 4 折叠展开精度试验装置示意图

Fig.4 Schematic diagram of deployment precision test device

2 结果与讨论

2.1 铰链初始展开力矩

铰链初始展开力矩测试结果如表 1 所示。结果表明:铰链的初始力矩(M)平均值为 $372.8 N \cdot mm$,驱动载荷(p)平均值为 $5.8 N$,铰链的平均质量(m)为 $28 g$,可计算铰链的功重比($pwr = M/m$)为 $13.3 W/kg$,铰链在地面上可驱动大约为自身质量 20 倍的负载,表明复合材料柔性铰链具有较高的驱动力矩。

2.2 固有频率

选择了两个激振方向,在垂直于铰链开口方向,激振频率在 $0 \sim 100 Hz$,结果如图 5 所示,得到第一、二和三阶固有频率,可见一阶固有频率小于 $10 Hz$ 。在结构振动中,低阶频率更容易被外界激励起来,为准确分析结构的一阶固有频率,选择激振频率在 $0 \sim 10 Hz$ 进行了测试,结果如图 6 所示。

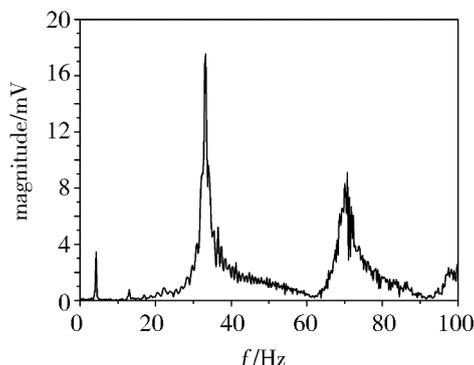
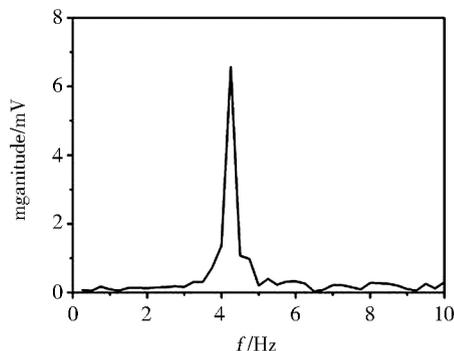
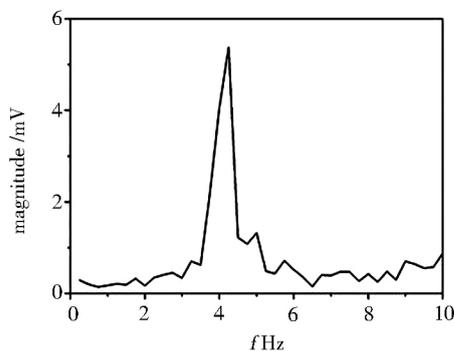


图 5 固有频率共振试验

Fig.5 Natural frequency



(a) 垂直于铰链开口方向



(b) 平行于铰链开口方向

图 6 一阶固有频率

Fig.6 First order natural frequency

从两个方向激振可展开复合材料杆的一阶固有频率均为 $4.25 Hz$,结果证明了杆件的固有频率与测试采用的激振方向没有关系,反映的是结构的固有属

性。

2.3 重复指向精度

复合材料杆在测试平台一侧固定并折叠至收拢
宇航材料工艺 <http://www.yhclgy.com> 2018 年 第 1 期

状态,如图7所示。经10次折叠和自由释放,复合材料杆的指向角度偏差结果如表2所示,最大指向角度偏差为 0.08° ,即为复合材料杆的重复指向精度,表明具有双凸透镜构型铰链的可展开复合材料杆结构刚度较高。复合材料铰链部分在杆件折叠过程中实现了大变形,在展开过程中未发生破坏,表明铰链使用的复合材料具有较好的韧性。



图7 复合材料杆折叠状态

Fig.7 Folding state of boom

表2 重复指向角度偏差试验结果

Tab.2 Repetitive deployment precision of boom

序号	位移偏差 $\Delta L/\text{mm}$	指向角度偏差 $\theta_p/(\circ)$
1	0.4	0.02
2	0.5	0.02
3	1.8	0.08
4	1.1	0.05
5	1.0	0.05
6	0.9	0.04
7	1.6	0.07
8	0.8	0.04
9	0.0	0.00
10	0.2	0.01

3 结论

(1)采用分块化的设计和制造方法,即分别设计和制备复合材料普通圆管和柔性铰链,通过胶接将两者组装得到可自展开复合材料杆件。

(2)复合材料铰链的初始展开力矩为 $372.8 \text{ N}\cdot\text{mm}$,功重比为 13.3 W/kg ,在地面上可驱动大约为自身质量20倍的负载。

(3)可自展开复合材料杆件通过了10次折叠展开试验,测试过程中铰链未发生结构破坏,具有较好的韧性。杆件的重复指向精度为 0.08° ,一阶固有频率为 4.25 Hz ,在展开状态下具有较高的刚度。

参考文献

- [1] BEAVES F L, MUNSHI N A, LAKE M S. Design and testing of an elastic memory composite deployment hinge for spacecraft[C]//43th Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, 22–25 April Denver, Colorado 2002 AIAA–2002–1452.
- [2] FRANCIS W, LAKE M S, MALLICK K et al. Development and testing of a hinge/actuator incorporating elastic memory composites[C]//44th Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, AIAA 2003–1496.
- [3] BARRETT R, FRANCIS W, ABRAHAMSON E et al. Qualification of elastic memory composite hinges for spaceflight applications[C]//47th Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, AIAA 2006–2039.
- [4] MALLIKARACHCHI H M Y C. Thin-walled composite deployable booms with tape–spring hinges [D]. University of Cambridge, 2011.
- [5] SOYKASAP Ö. Deployment analysis of a self-deployable composite boom[J]. Composite Structures, 2009, 89:374–381.
- [6] BLOCK J, STRAUBEL M, WIEDEMANN M. Ultralight deployable booms for solar sails and other large gossamer structures in space[J]. Acta Astronautica, 2011, 68(7/8):984–992.
- [7] SICKINGER C, HERBECK L, BREITBACH E. Structural engineering on deployable CFRP booms for a solar propelled sailcraft[J]. Acta Astronautica, 2006, 58:185–196.
- [8] SICKINGER C, HERBECK L, STROHELIN T et al. Lightweight deployable booms: Design, manufacture, verification, and smart materials application [C]//Proceedings of 55th International Astronautical Congress, IAF/IAA/IISL, Vancouver, Canada, 04–08 October 2004.
- [9] YOKOZEKI T, KURODA A, YOSHIMURA A, et al. Damage characterization in thin-ply composite laminates under out-of-plane transverse loadings [J]. Composite Structures, 2010, 93:49–57.
- [10] SIHN S, KIM Ran Y, KAWABE K et al. Experimental studies of thin-ply laminated composites[J]. Composites Science and Technology, 2007, 67:996–1008.
- [11] YOKOZEKI T, AOKI Y, OGASAWARA T. Experimental characterization of strength and damage resistance properties of thin-ply carbon fiber/toughened epoxy laminates[J]. Composite Structures, 2008, 82:382–389.