

刚性基体高应变复合材料在空间可展结构中的应用及发展

贾文文 濮海玲 刘颖 任守志 管帅

(北京空间飞行器总体设计部, 北京 100094)

文 摘 梳理了空间可展结构的分类及发展趋势,从铰接可展结构-带簧铰链、杆状可展结构、面状可展结构及体可展结构四个方面调研了刚性基体高应变复合材料在空间可展结构中的应用现状,从力学和黏弹性特性方面提出了其在可展结构中的应用优势及需要考虑的问题。高模量、低密度、低膨胀系数的刚性基体高应变复合材料是空间可展结构的应用方向,而刚性基体高应变复合材料可展结构的设计方法,以及将其用于大尺寸可展结构的低成本和高精度制造工艺仍有很大的探索空间。

关键词 空间可展结构,刚性基体高应变复合材料,应用及发展

中图分类号:TB33

DOI:10.12044/j.issn.1007-2330.2023.02.003

Application and Development of Stiff Matrix High Strain Composites in Deployable Space Structures

JIA Wenwen PU Hailing LIU Ying REN Shouzhi GUAN Shuai

(Beijing Institute of Spacecraft System Engineering, Beijing 100094)

Abstract In this paper, the classification and development trend of deployable space structures are summarized. The application status of stiff matrix high strain composites in deployable space structures is summarized from four aspects: hinged deployable structures-spring hinges, rod like deployable structures, plane like deployable structures and volume deployable structures. The application advantages and problems to be considered in deployable structures are proposed from the mechanical and viscoelastic properties. The stiff matrix high strain composite with high modulus, low density and low expansion coefficient is the application direction of space deployable structures. However, the design method of rigid matrix high strain composite deployable structures, as well as the low-cost and high-precision manufacturing process for large size deployable structures, still have a lot of space to explore.

Key words Deployable space structures, Stiff matrix high strain composites, Application and development

0 引言

对于航天器工程来说,空间可展结构具有设计轻巧紧凑的特点,有利于航天器设计效率的提高,紧凑的结构减小了发射所需空间,同时质量的减轻降低了与发射燃料相关的成本^[1-2],因此20多年来一直被人们所关注^[1-4],并不断地改进和发展。早期多采用销轴式铰链、电机等机械方法实现结构的可扩展性,后通过材料变形来折叠结构,从而避免机械方法的复杂性和质量限制,最初使用金属材料,后来则更多使用更高效、更轻的复合材料^[5-8]。2017年,美国DSS公司研制的全柔性太阳翼(ROSA, Roll Out Solar Array)在轨展开,其采用C型高应变复合材料展开杆件作为展开机构,显示了高应变、大变形材料在航天

领域强大的生命力和突出的优势。

高应变复合材料^[9](HSC, High Strain Composite)是薄而柔韧的复合材料,可分为刚性基体(Stiff Matrix)复合材料和柔性基体(Soft Matrix)复合材料。柔性基体复合材料包括形状记忆、弹性体及可刚化复合材料,一般通过允许柔性基质应变超过100%,同时纤维受到约2%的应变,产生可逆微泡^[10-14],以实现大应变,该过程是可逆的,纤维和基体在每次变形循环中返回基本相同的位置。不同于柔性基体复合材料,刚性基体复合材料通常是增韧热固性环氧树脂和高性能连续碳纤维或玻璃纤维的组合,其具有高刚度和大应变的组合特性,通过基体相对刚性纤维的力学变形实现大应变。

收稿日期:2022-11-19

第一作者简介:贾文文,1991年出生,硕士,工程师,主要从事航天器结构机构设计工作。E-mail:j961354580@163.com

本文仅针对高应变复合材料中的刚性基体复合材料在空间可展结构中的应用开展调研,从不同结构形式的刚性基体高应变复合材料出发,探究其研究现状、亟须解决的问题及未来展望。

1 空间可展结构的定义、分类及发展趋势

1.1 空间可展结构的定义

空间可展结构是20世纪60年代后期,随着航天科技的发展而诞生的一种新型宇航结构构造物,在发射过程中处于折叠收纳(收拢)状态,入轨后展开锁定并保持为运营工作状态^[15]。当今许多航天器属于此类,如通信、气象、探测等卫星,美国2021年12月发射的詹姆斯·韦伯太空望远镜的隔热屏、2022年12月为国际空间站安装的大型太阳翼ROSA等。

1.2 空间可展结构的分类

空间可展结构的发展经历了60余年,为满足苛刻的空间环境条件与特殊任务需求,诞生了丰富多彩而新颖的结构形式,下面按展开驱动源、结构体系和机构类型对其进行分类概括。

1.2.1 按展开驱动源分类

根据驱动源不同可分为电机驱动、弹簧元件驱动、自伸展驱动以及其他驱动方式,如充气式展开结构,利用材料弹性回复变形展开的缠绕肋等。

1.2.2 按结构体系分类

空间可展天线、太阳能电池阵、伸展臂、空间平台、遮阳屏、遮光罩等是空间可展结构的主要应用形式。而以上可展结构又存在多种结构体系,以最具代表性的可展天线为例,可分为单元构架式可展天线、肋类支承式可展天线以及其他,如充气式天线、环柱式天线、整体展开天线、平面阵天线等。

1.2.3 按展开机构类型分类

空间展开机构是一般空间可展结构的基本体系,是实现结构机构形态变化、展开折叠的基本元素。根据展开机构的不同可将空间可展结构划分为如下四种:铰接可展结构、杆状可展结构、面状可展结构和体可展结构。其中铰接展开机构发展最早,已广泛应用于各类航天器;杆状展开机构在展开后通常形成细长管或单向构架,实现空间定位并提供结构支撑,应用广泛;面状展开机构包括平面和曲面展开机构,主要用于空间反射器及大面积天线等;体可展机构展开后形成三维几何体,如可展桁架、碟形天线等。

1.3 空间可展结构的发展趋势

随着航天技术的发展,空间可展结构的发展趋于大型化、轻量化、高收纳比、低成本及短周期等,例如几十到几百千瓦量级的大型太阳翼或小型低成本商业卫星星座太阳翼。面对上述需求,多项关键技

术需要重点关注,包括:可展结构与卫星平台的一体化设计、超大型复杂系统的动力学与控制、大型可展结构的地面试验以及轻量化结构设计中的新材料^[16]。

与任何空间可展结构系统一样,对于刚性基体高应变复合材料可展结构,展开机构可以是电机、其他展开装置,或刚性基体高应变复合材料自身应变能,对于任何一种展开机制,必须了解刚性基体高应变复合材料的力学行为,以设计足够的展开裕度以及收拢状态下的应变裕度,而对于长期处于高应变状态的可展结构,黏弹性行为必须在高精度预测中加以考虑。

2 刚性基体高应变复合材料的组成及特性

2.1 刚性基体高应变复合材料的纤维和基体

用于空间可展结构的刚性基体高应变复合材料往往需要在高应变状态下长期收拢而不降低储存的应变能,因此对于蠕变敏感的纤维不适用,目前广泛应用的纤维包括:高强度玻璃纤维、PAN基碳纤维,范围从标准模量(东丽T300至T700,Hexcel AS4)和中等模量纤维(东丽T800至T1000,以及Hexcel IM7至IM10)到高模量纤维(东丽M55J),基体材料为增韧热固性环氧树脂。

2.2 刚性基体高应变复合材料的力学特性

上述纤维材料已广泛应用于各类复合材料及其结构件,较厚的层压结构通常表现为纤维的压缩失效,为实现可展结构的折叠,刚性基体高应变复合材料通常设计得很薄,以获得合理的弯曲应变,研究发现刚性基体碳纤维和玻璃纤维复合材料系统在薄壁结构中弯曲时的失效应变高于厚层压结构。文献[9]中对刚性基体高应变复合材料层压结构和编织结构的力学特性给出了详细的论述,相较于厚层压结构,薄板材料中的压缩纤维具有更高的剪切刚度,而剪切刚度是影响抗压强度的决定性因素,此外还可以通过改变铺层形式、纤维类型等进一步提高复合材料的剪切刚度。

2.3 刚性基体高应变复合材料的黏弹性特性

上述低蠕变纤维基体系统在大应变条件下仍表现出时间依赖性效应,此效应通常对应于行为的退化,刚性基体高应变复合材料呈现出的时间依赖性效应,主要源于黏弹性。

参考文献[17]对材料黏弹性进行了介绍,给出了材料模量与时间的关系,参考文献[18]考虑了一般复合材料的黏弹性阻尼特性,他们认为复合材料是一种两相材料,其中一个或两个相具有黏弹性。在文献[19-21]中,作者分别对LDPE带簧片和以五层超薄T800预浸料制造的带簧片进行折叠、存放和

动态展开的动态循环,发现其黏弹性效应均表现为:初始缓慢展开,随后快速展开,但对于在100℃的加速温度下存放3h的极端松弛试件,收拢状态可能变得无法恢复。文献[22]研究了长期载荷对2、3和4层单向IM7-8552纤维试片的影响,发现在室温条件下收拢60d,试件发生不受控制的黏弹性变形,最初试件表现为以黏弹性松弛为特征的应变演化,在大约30d后,响应加速,初步归因于表面开裂。

黏弹性是许多高应变复合材料应用中的主导效应,会导致承载能力和部件强度降低并引起稳定性变化,然而高应变复合材料的黏弹性并非都是有害的,对于可展结构,黏弹性可以引入阻尼以减小冲击载荷,从而平滑展开响应,如果允许足够的时间,真正的黏弹性材料也能够恢复初始几何形状,但对于展开时间要求苛刻,且对展开精度要求高的可展结构,在设计中应考虑黏弹性影响。

3 刚性基体高应变复合材料在空间可展结构中的应用现状

3.1 刚性基体高应变复合材料铰接可展结构-带簧铰链

带簧是一种薄壁、直的材料条,具有弯曲的横截面,金属带簧多年来一直用作可展开航天器结构的组件^[23],自1998年起,开发了系列柔性复合带簧铰链,采用嵌入聚醚醚酮(PEEK)基体中的IM7碳纤维或S-2玻璃纤维,典型纤维体积分数60%。最初使用单层铰链,如图1所示,其可以正向、反向折叠,文献[24]中作者给出了复合带簧铰链的恒定力矩表达式,随后扩展到多层铰链^[25],以在紧凑的体积内提高刚度,图2显示了铰链的部分选择,包括圆形和透镜状横截面^[26]。

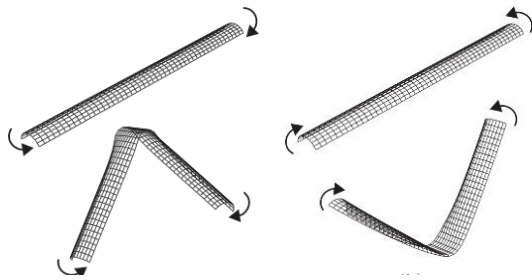


图1 带簧铰链弯曲和反向弯曲

Fig. 1 Forward and reverse flexure of a spring hinge

高应变复合材料带簧铰链适用于各种需要折叠的管件或板件,图3为美国空军研究实验室建造的用于可展开光学支架的一体式铰链光学支撑结构(IHOSS);图4为一多带簧铰链系统,8根带簧铰链安装于反射器的支撑臂根部,作为驱动机构及锁定后支撑结构;图5为美国宇航局木星冰月轨道器(JIMO)任务开发的一个大型桁架,带簧铰链用于展开4块高温热辐射板,须提供大于3.19 N·m的扭矩来克服散热器软管的阻力矩;图6为两级展开薄膜遮

光罩结构,其采用了100多个带簧铰链^[27],完成其在径向和高度方向的展开。



图2 不同尺寸的复合带簧铰链

Fig. 2 Compound spring hinge of different sizes



图3 收拢和展开状态的整体铰链光学支撑结构

Fig. 3 Integral hinge optical support structure in folded and unfolded states



图4 多臂网状反射器

Fig. 4 Dobby mesh reflector

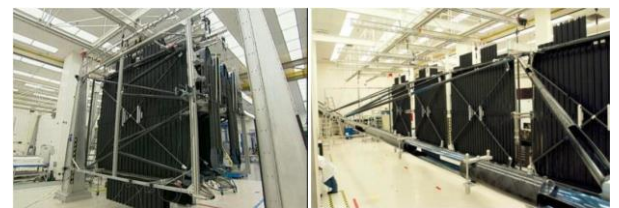


图5 收拢和展开状态下JIMO散热器桁架

Fig. 5 JIMO radiator truss in folded and unfolded states

与金属带簧铰链相比,高应变复合材料带簧铰链具有可定制的性能、低质量和低热膨胀系数,使其更简单、便宜和可靠。在适当的整体系统中,带簧储存的应变能可以完全替代电机,大大降低了质量和成本,且带簧铰链比机械装置更精确、更稳定,而且质量更轻。

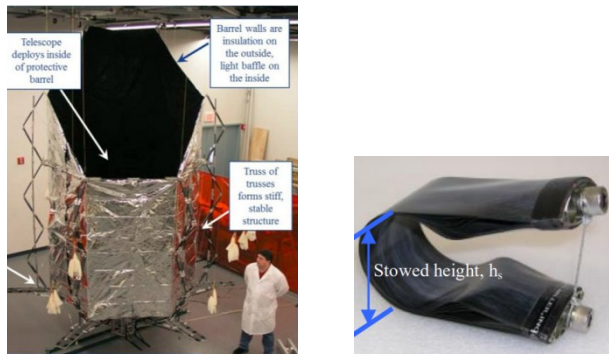


图6 收拢和展开状态的遮光罩

Fig. 6 The hood in the folded and unfolded state

3.2 刚性基体高应变复合材料杆状可展结构

高应变复合材料杆状可展结构(也称展开杆件)广泛应用于各类空间大型可展结构中,如太阳帆、太阳翼等,他们常被压平后卷绕在一个很小的体积范围内,发射后在轨展开为初始截面形状。如图7所示,在立方星太阳帆方案中,使用了双C型展开杆件来提供展开刚度,双C型展开杆件通过紧密配合的外护套将两个圆柱形壳体(即带簧)的凸面从头到尾耦合以形成对称透视镜状^[28],其构造简单且组合形式多样。

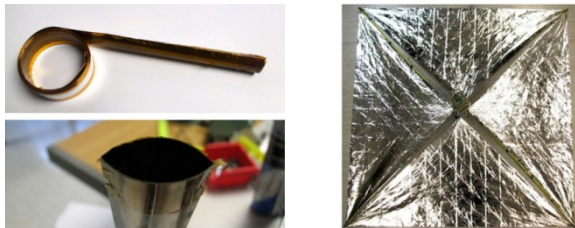


图7 双C型截面展开杆件及其在太阳帆中的应用

Fig. 7 Double C-section boom and its application in solar sails

如图8所示, MURPHEY等人发明的TRAC (Triangular Rollable And Collapsible),由空军研究实验室开发,由沿边缘连接的两个弧形(即带簧)组成,其弯曲刚度展开高度比高于豆荚杆^[29-30],TRAC展开杆件已成功用于 NanoSail-D^[31]和 LightSail-1^[32]等。如图9所示, DSS公司将C型展开杆件用于大型卷式太阳翼 ROSA,通过采用复合材料解决了哈勃太空望远镜太阳翼热颤振问题^[33], ROSA已于2017年完成在轨飞行^[34-37],随后又用于国际空间站^[38]和NASA的 Double Asteroid Redirection Test (DART)项目^[39],目前正在论证超大面积太阳翼 Mega-ROSA^[40-41]。如图10所示,为采用豆荚杆作为支撑杆件的 ESA-DLR 太阳帆,展开面积约 330 m²^[42]。

在空间可展结构中,高应变复合材料展开杆件多作为展开驱动的组成部分,为可展结构提供展开驱动力以及展开到位的支撑刚度,如双C型、TRAC

型、C型和豆荚型或透镜型(图11)展开杆件,其展开过程往往需配合电机或控速装置,以保证有序展开^[43]。国内外学者也对不同截面进行了比较,但展开杆件截面的选择往往与被驱动载荷的构型、包络、刚度等密切相关。由于空间可展结构中采用的展开杆件一般尺寸均较大,通过采用高应变复合材料,可解决温度引起的变形、热颤振等一系列问题。

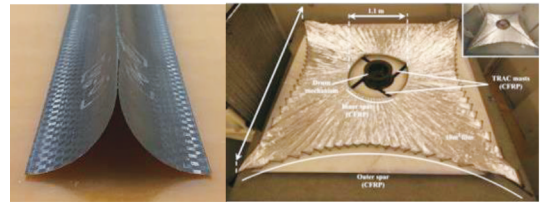


图8 TRAC型截面展开杆件及其在太阳帆中的应用

Fig. 8 TRAC section boom and its application in solar sails

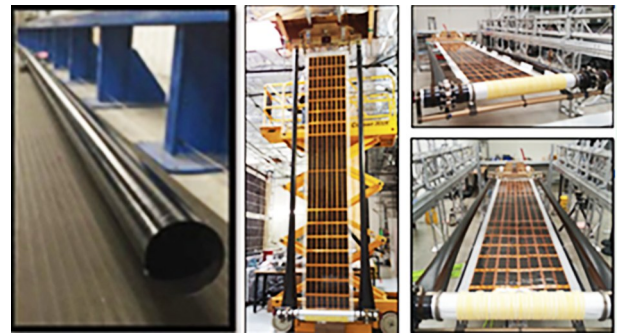


图9 C型截面展开杆件及其在太阳翼中的应用

Fig. 9 C-section boom and its application in solar arrays



图10 豆荚杆及其在太阳帆中的应用

Fig. 10 Lenticular tube and its application in solar sails

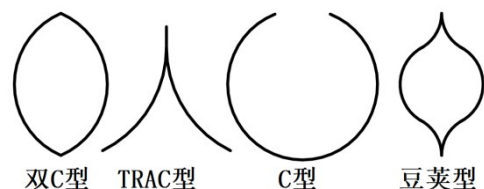


图11 展开杆件的不同截面示意图

Fig. 11 Schematic diagram of the different cross-sections of the boom

3.3 刚性基体高应变复合材料面状可展结构

如图12所示,是由超薄复合材料制成的反射器,其可通过大变形收拢至展开体积的1/4,作者对其设计进行了多轮改进,详见文献[44-46]。图13为DANA等^[47-49]人提出的复合梁太阳能电池阵COBAR (Composite Beam Roll-out Array),其将电池电路直接布置在高应变复合结构壳上,电池电路随复合材料结构一同卷绕收拢,并在电机驱动下展开。REDWRIE后又提出ALADDIN太阳能电池阵,见图14,同样采用电池电路直接布置在高应变复合材料结构上的设计,展开过程通过复合材料自身弹性势能驱动展开,并通过尼龙搭扣或绳索控制其展开速度^[50]。

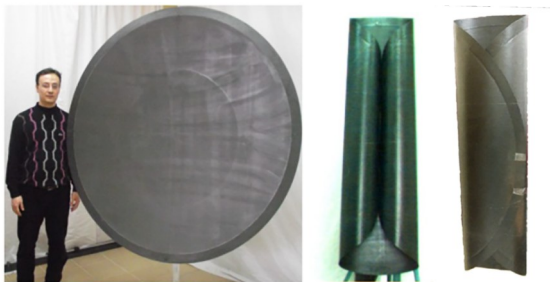


图12 增强型SSBR 1.5 m直径演示器

Fig. 12 Enhanced SSBR 1.5 m diameter demonstrator

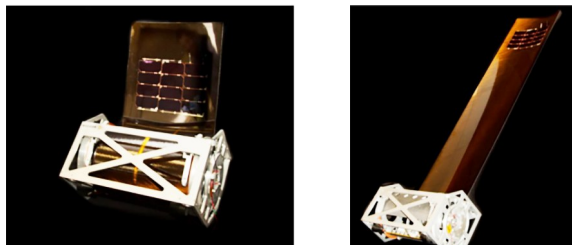


图13 COBAR太阳翼示意图

Fig. 13 Schematic diagram of COBAR solar array

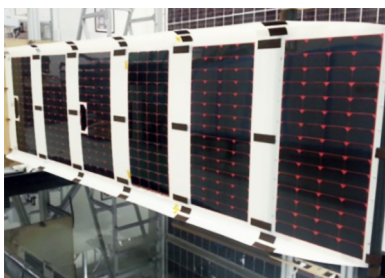


图14 ALADDIN太阳翼示意图

Fig. 14 Schematic diagram of ALADDIN solar array

3.4 刚性基体高应变复合材料体可展结构

图15为SOYKASAP等^[51]人提出的一个新概念SAR反射器,后被应用于EADS Astrium公司的SAR天线,为孔径6.5 m、宽度3.2 m的抛物面圆柱。研究发现,由碳纤维薄板制成的新结构比实心板反射器

轻2.5倍,新结构在轨道荷载作用下的最大挠度预计0.04 mm,一阶展开频率约3.3 Hz。



图15 展开、半收拢及收拢状态

Fig. 15 Expanded, semi collapsed and collapsed states

4 刚性基体高应变复合材料在空间可展结构的发展方向

4.1 适用于刚性基体高应变复合材料可展结构的优化设计方法探究

刚性基体高应变复合材料可展开结构的设计需满足两个相反的要求:承受高应变变形的灵活性和支撑外部载荷或达到某些固有频率的刚性,无法平衡这两个要求会导致结构无法满足操作所需的刚度要求,或结构无法在不引发损坏的情况下折叠,由于其新颖性,有关考虑多种需求的可展开结构的设计、优化方法很少。

空间可展结构最初的设计方法是基于对复合材料应力-应变状态的分析评估,建立最大失效应变和折叠半径间的关系^[52-53];后来使用基于应变或应力的失效准则,采用有限元法开展参数评估^[54-55];最新趋势是在设计过程中引入优化算法以及额外的设计约束,如振动的固有频率、展开刚度或展开扭矩等^[56-59]。设计工具和标准均在不断更新,但所有设计方法都采用保守设计理念,即确保可展结构的弹性状态,由于多数可展开结构在预期使用寿命中仅展开一次,因此可以接受在其收拢过程中以受控方式对其引发损坏,以放宽对灵活设计的需求。文献[60]中作者探讨了一种将拓扑优化与适用于复合材料的损伤容限设计结合的方法,对于研制周期短的微小、微纳卫星,可以通过频繁更换消除保守的弹性设计的需要,但此方法也存在潜在风险,因为损伤时可能释放碎片,但通过拓扑优化和损伤容限设计不仅可以提高设计效率,还可以增加设计空间,减轻质量,而质量的优化也将带来成本的节约。

4.2 大尺寸刚性基体高应变复合材料可展结构的低成本、高精度制造

如前所述,刚性基体高应变复合材料在可展结构中的应用往往为大型或超大型结构,对其制造工艺进行了广泛研究,以豆荚杆为例,早期豆荚杆的“Ω”形外壳为单独制造,后将两片外壳进行黏合,该工艺的质量很大程度上取决于黏合表面的处理、黏合边对齐情况、黏合线厚度控制和施加的压力。为

简化上述工艺并确保黏合质量,DLR开发了展开杆件一体化制造工艺^[61],通过使用内外真空袋以整体方式固化成型,后对多余材料进行修剪以形成展开杆件的边缘。为进一步降低成本,FERNANDEZ等^[62]人提出了采用易于拆除且廉价的硅胶作为展开杆件阴模,图16为展开杆件加工过程简要步骤示意,表1给出了7 m长展开杆件的加工偏移量,偏差在使用可接受范围。新型加工工艺的尝试避免了传统工艺中热压罐尺寸对结构大小的限制,也大大降低了成本。另外还有拉挤成型工艺^[63]以及3D打印成型工艺^[64]也均有实施案例,需要依据设计需求及成本约束等选择合理的制造工艺,对比情况见表2。

表1 7 m展开杆件的横向加工误差¹⁾

Tab. 1 Transverse machining error of 7 m boom

杆件编号	x向偏移/cm	y向偏移/cm
1 [#]	12.5 ± 1	5.0 ± 1
2 [#]	10.0 ± 1	1.0 ± 1
3 [#]	7.5 ± 1	4.0 ± 1
4 [#]	2.5 ± 1	2.5 ± 1

注:1)x轴为豆类秆截面弱轴方向;y轴为豆类秆截面强轴方向。

表2 不同成型工艺对比

Tab. 2 Comparison of different molding processes

工艺方法	优点	缺点
热压罐成型	a) 温度、压力均匀 b) 效率高 c) 制件成型质量高	a) 存在尺寸限制 b) 成型过程不易观察 c) 成本高
模压成型	a) 便于观察 b) 压力调节范围大 c) 制件成型质量高	a) 存在尺寸限制 b) 模具复杂 c) 对于一次使用模具成本较高
拉挤成型	a) 长度尺寸受限制,特别适用于细长结构 b) 效率高 c) 温度、压力调节范围大 d) 成本低	a) 铺层受限 b) 含胶量控制精度较低
3D打印成型	a) 效率高 b) 减少了材料浪费 c) 可设计性更强	a) 技术成熟度较低 b) 可完成连续纤维复合材料打印的设备尚不成熟

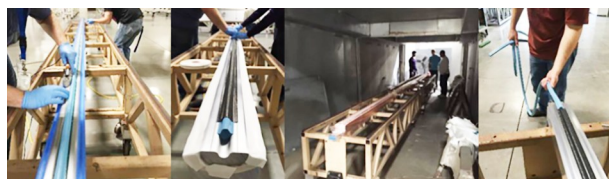


图16 展开杆件加工过程示意图

Fig. 16 Schematic diagram of the boom processing process

5 结语

刚性基体高应变复合材料因其卓越的性能,广泛应用于空间可展结构,包括铰接可展结构、杆状可展材料工艺 <http://www.yhclgy.com> 2023年 第2期

展结构及面状和体可展结构,四类典型应用均具有高比强度、高比刚度、低热膨胀、大收纳比等特性,但刚性基体高应变复合材料的黏弹性在设计中应重点关注,应合理利用其带来的阻尼特性,而避免长时间收拢带来的不可恢复应变。

通过对四种典型可展结构中刚性基体高应变复合材料的应用现状进行整理,发现随着空间可展结构尺寸的不断扩展,高模量、低密度、低膨胀系数的高应变复合材料成为应用趋势和发展方向,其中涉及的关键技术和问题也应关注。其应用于可展结构的优化设计方法除保守的弹性设计外,将拓扑优化与适用于复合材料的损伤容限设计方法相结合也是一个发展方向;而大尺寸刚性基体高应变复合材料可展结构的低成本、高精度制造工艺在航天技术不断发展的驱使下也将不断更新。

参考文献

- [1] PUIG L, BARTON A, RANDO N. A review on large deployable structures for astrophysics missions [J]. Acta astronautica, 2010, 67(1/2): 12–26.
- [2] G. K, E. S. Deployable space structures [C]//2009 4th International Conference on Recent Advances in Space Technologies, 2009: 131–138.
- [3] GUEST S D, PELLEGRINO S. A new concept for solid surface deployable antennas [J]. Acta Astronautica, 1996, 38(2): 103–113.
- [4] YOU Z, PELLEGRINO S. Cable-stiffened pantographic deployable structures part 2: Mesh reflector [J]. AIAA Journal, 1997, 35(8): 1348–1355.
- [5] FERRARO S, PELLEGRINO S. Self-deployable joints for ultra-light space structures [C]//2018 AIAA Spacecraft Structures Conference, 2018: 0694.
- [6] SEFFEN K A, PELLEGRINO S. Deployment dynamics of tape springs [J]. Proceedings of the Royal Society of London. Series A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences, 1999, 455(1983): 1003–1048.
- [7] SZYSZKOWSKI W, FIELDEN K, JOHNSON D W. Self-locking satellite boom with flexure-mode joints [J]. Appl. Mech. Rev., 1997, 50(11): 225–231.
- [8] WATT A M. Deployable structures with self-locking hinges [D]. University of Cambridge, 2003.
- [9] MURPHEY T W, FRANCIS W, DAVIS B, et al. High strain composites [C]//2nd AIAA Spacecraft Structures Conference, 2015: 0942.
- [10] MALLIKARACHCHI H, PELLEGRINO S. Deployment dynamics of composite booms with integral slotted hinges [C]//50th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference 17th AIAA/ASME/AHS Adaptive Structures Conference 11th AIAA No. 2009: 2631.
- [11] FRANCIS W, LAKE M, MAYES J S. A review of classical fiber microbuckling analytical solutions for use with elastic memory

composites [C]//47th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference 14th AIAA/ASME/AHS Adaptive Structures Conference 7th, 2006:1764.

[12] MAQUEDA JIMÉNEZ I. High strain composites and dual-matrix composite structures [D]. California Institute of Technology, 2014.

[13] MURPHEY T, MEINK T, MIKULAS M. Some micromechanics considerations of the folding of rigidizable composite materials [C]//19th AIAA Applied Aerodynamics Conference, 2001: 1418.

[14] ROBBINS D. Analysis of fiber micro-buckling in elastomeric composites [C]//51st AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference 18th AIAA/ASME/AHS Adaptive Structures Conference 12th, 2010:2700.

[15] 陈务军,张淑杰. 空间可展结构体系与分析导论[M]. 北京:中国宇航出版社, 2006.

CHEN Wujun, ZHANG shujie. Deployable space structures and analysis theory[M]. Beijing: China Astronautic Publishing House, 2006.

[16] MA X, LI T, MA J, et al. Recent advances in space-deployable structures in China[J]. Engineering, 2022, 17(10): 207–219.

[17] MARKOVITZA H. Theory of viscoelasticity, An Introduction, 2nd Edition[M]. Academic Press, 1982.

[18] CHEN C P, LAKES R S. Analysis of high-loss viscoelastic composites[J]. Journal of Materials Science, 1993, 28: 4299–4304.

[19] KWOK K, PELLEGRINO S. Viscoelastic effects in tape-springs [C]//52nd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference 19th AIAA/ASME/AHS Adaptive Structures Conference 13th, 2011:2022.

[20] BRINKMEYER A, PELLEGRINO S, WEAVER P M, et al. Effects of viscoelasticity on the deployment of bistable tape springs [C]//19th International Conference on Composite Materials, Montreal, Canada; 2013.

[21] VOGLER T J, KYRIAKIDES S. On the effect of loading rate on the compressive strength of an AS4/PEEK composite[J]. Journal of Applied Mechanics, 1998(65): 1056.

[22] SANTER M, SATURNI A. Time-dependent behavior of thin CFRP flexures [C]//53rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference 20th AIAA/ASME/AHS Adaptive Structures Conference 14th AIAA. 2012: 1911.

[23] SERIANI S, GALLINA P. A storable tubular extendible member (STEM) parallel robot: Modelization and evaluation[J]. Mechanism and Machine Theory, 2015, 90:95–107.

[24] YEE J C, PELLEGRINO S. Composite tube hinges[J]. Journal of Aerospace Engineering, 2005, 18(4): 224–231.

[25] WARREN P A. Foldable member [P]. U. S. Patent 6374565, 2001–11–27.

[26] DOMBER J L, HINKLE J D, PETERSON L D. Dimensional repeatability of an elastically folded composite hinge

for deployed spacecraft optics[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2002, 39(5): 646–652.

[27] WARREN P, DOBSON B, HINKLE J, et al. Experimental characterization of lightweight strain energy deployment hinges [C]//46th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, 2005: 1809.

[28] LAPPAS V, ADELI N, VISAGIE L, et al. CubeSail: A low cost CubeSat based solar sail demonstration mission [J]. Advances in Space Research, 2011, 48(11): 1890–1901.

[29] MURPHEY T W, TURSE D, ADAMS L. TRAC boom structural mechanics [C]//4th AIAA Spacecraft Structures Conference, 2017: 0171.

[30] ROYBAL F, BANIK J, MURPHEY T. Development of an elastically deployable boom for tensioned planar structures [C]//48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, 2007: 1838.

[31] WHORTON M, HEATON A, PINSON R, et al. Nanosail-D: the first flight demonstration of solar sails for nanosatellites [C]//22nd Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites, 2008 (SSC08-X-1).

[32] BIDDY C, SVITEK T. LightSail-1 solar sail design and qualification [C]//Proceedings of the 41st Aerospace Mechanisms Symposium. Pasadena, CA: Jet Propulsion Lab., National Aeronautics and Space Administration, 2012: 451–463.

[33] THORNTON E A, KIM Y A. Thermally induced bending vibrations of a flexible rolled-up solar array [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1993, 30(4): 438–448.

[34] BANIK J, KIEFER S, LAPOINTE M, et al. On-orbit validation of the roll-out solar array [C]//2018 IEEE Aerospace Conference. IEEE, 2018: 1–9.

[35] HOANG B, WHITE S, SPENCE B, et al. Commercialization of deployable space systems' roll-out solar array (ROSA) technology for space systems local (SSL) solar arrays [C]//2016 IEEE Aerospace Conference, IEEE, 2016: 1–12.

[36] CHAMBERLAIN M K, KIEFER S H, BANIK J. On-orbit structural dynamics performance of the roll-out solar array [C]//2018 AIAA Spacecraft Structures Conference, 2018: 1942.

[37] JONES T W, KRAMER R, MOYER K, et al. On-orbit structural dynamics testing of the roll-out solar array [C]//AIAA Sci. Tech. Forum., 2022: 2022.

[38] SPENCE B R, WHITE S, LAPOINTE M, et al. International space station (ISS) roll-out solar array (ROSA) spaceflight experiment mission and results [C]//2018 IEEE 7th World conference on photovoltaic energy conversion (WCPEC) (A Joint Conference of 45th IEEE PVSC, 28th PVSEC & 34th EU PVSEC). IEEE, 2018: 3522–3529.

[39] SARLI B V, OZIMEK M T, ATCHISON J A, et al. Nasa double asteroid redirection test (DART) trajectory validation and robustness [C]//AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting, 2017 (GSFC-E-DAA-TN38510).

[40] SPENCE B. Optimization of the roll-out solar array (ROSA) and mega-ROSA [J]. An Overview of SBIR Phase 2

Materials Structures for Extreme Environments, 2015.

[41] PAPPA R, ROSE G, MANN T O, et al. Solar array structures for 300 kW-class spacecraft[R]. 2013.

[42] SICKINGER C, HERBECK L, BREITBACH E. Structural engineering on deployable CFRP booms for a solar propelled sailcraft[J]. Acta Astronautica, 2006, 58(4): 185-196.

[43] WANG S, SCHENK M, GUO H, et al. Tip force and pressure distribution analysis of a deployable boom during blossoming[J]. International Journal of Solids and Structures, 2020, 193: 141-151.

[44] SOYKASAP O, TAN L T. High-precision offset stiffened springback composite reflectors[J]. AIAA Journal, 2011, 49(10): 2144-2151.

[45] SOYKASAP O, KARAKAYA S. Design and testing of ultra-thin shell reflector demonstrator[C]//53rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference 20th AIAA/ASME/AHS Adaptive Structures Conference 14th AIAA, 2012: 1839.

[46] SOYKASAP Ö, KARAKAYA Ş. Analysis and testing of ultrathin shell 2 m diameter reflector demonstrator[J]. Journal of Reinforced Plastics and Composites, 2013, 32(7): 450-462.

[47] CAMPBELL D, BARRETT R, LAKE M S, et al. Development of a novel, passively deployed roll-out solar array[C]//2006 IEEE Aerospace Conference, IEEE, 2006: 9.

[48] STERN T G, STEELE K. Composite beam roll-out array—a multifunctional deployable structure for space power generation[C]//3rd AIAA Spacecraft Structures Conference, 2016: 1704.

[49] TURSE D, ADAMS L, MEDINA K A, et al. Design, analysis and testing of a composite beam roll-out array (cobra) for small satellites[C]//AIAA Scitech 2019 Forum, 2019: 2024.

[50] MERRILL J, WILT D, CHAPMAN D, et al. Advanced photovoltaic power system development at the US air force research laboratory[C]//E3S Web of Conferences. EDP Sciences, 2017, 16: 01001.

[51] SOYKASAP O, WATT A M, PELLEGRINO S. New concept for ultra-thin deployable structures[J]. Journal of the International Association for Shell and Spatial Structures, 2005, 46(1): 3-8.

[52] SOYKASAP O, WATT A M, PELLEGRINO S. New deployable reflector concept[C]//45th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics & Materials Conference, 2004: 1574.

[53] SOYKASAP Ö, PELLEGRINO S, HOWARD P, et al. Folding large antenna tape spring[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2008, 45(3): 560-567.

[54] MALLIKARACHCHI H, PELLEGRINO S. Optimized designs of composite booms with tape spring hinges[C]//51st AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference 18th AIAA/ASME/AHS Adaptive Structures Conference 12th, 2010: 2750.

[55] MALLIKARACHCHI H, PELLEGRINO S. Design and validation of thin-walled composite deployable booms with tape-spring hinges[C]//52nd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference 19th AIAA/ASME/AHS Adaptive Structures Conference 13th, 2011: 2019.

[56] WU C, VIQUERAT A. Natural frequency optimization of braided bistable carbon/epoxy tubes: Analysis of braid angles and stacking sequences[J]. Composite Structures, 2017, 159: 528-537.

[57] FERRARO S, PELLEGRINO S. Topology optimization of composite self-deployable thin shells with cutouts[C]//AIAA Scitech 2019 Forum, 2019: 1524.

[58] FERNANDES P, PINTO R, CORREIA N. Design and optimization of self-deployable damage tolerant composite structures: A review[J]. Composites Part B: Engineering, 2021, 221: 109029.

[59] SAKOVSKY M, PELLEGRINO S, MALLIKARACHCHI H. Folding and deployment of closed cross-section dual-matrix composite booms[C]//3rd AIAA Spacecraft Structures Conference, 2016: 0970.

[60] FERNANDES P, PINTO R, CORREIA N. Design and optimization of self-deployable damage tolerant composite structures: A review[J]. Composites Part B: Engineering, 2021, 221: 109029.

[61] HILLEBRANDT M, MEYER S, ZANDER M, et al. The boom design of the de-orbit sail satellite[C]//European Conference on Spacecraft Structures, Materials and Mechanical Testing, 2014.

[62] FERNANDEZ J M. Advanced deployable shell-based composite booms for small satellite structural applications including solar sails[C]//International Symposium on Solar Sailing 2017, 2017 (NF1676L-25486).

[63] 王宇. 区间热压对拉挤制件成型质量的影响[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2019.

WANG Yu. Effect of multi-interval heating on the forming quality of advanced pultrusion parts[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2019.

[64] 沈新新. 形状记忆碳纤维复合材料豆荚秆增材制造工艺研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2019.

SHEN Xinxin. Research on additive manufacturing process of shape memory carbon fiber composite pod rod[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2019.