

深空探测用柔性太阳毯的制备及性能

武海生¹ 田桂芝¹ 吴跃民² 徐挺¹ 刘佳¹

(1 北京卫星制造厂有限公司, 北京 100094)

(2 北京空间飞行器总体设计部, 北京 100094)

文 摘 面向我国深空探测任务用新型柔性太阳毯,开展了柔性复合材料制备工艺技术、性能评价研究。结果表明,采用模压聚酰亚胺纤维增强有机硅橡胶柔性复合材料,能够满足柔性太阳毯需求。自动涂胶工艺能够实现高黏度硅橡胶均匀薄涂在聚酰亚胺薄膜表面。对比测试表明,硅烷偶联剂能够提高柔性太阳毯的T剥离强度,但使其低温柔韧性下降。

关键词 柔性复合材料,太阳毯,深空探测,制备,性能

中图分类号:TB33

DOI:10.12044/j.issn.1007-2330.2021.05.024

Preparation and Performance Evaluation of Flexible Solar Blanket for Deep Space Exploration

WU Haisheng¹ TIAN Guizhi¹ WU Yuemin² XU Ting¹ LIU Jia¹

(1 Beijing Spacecrafts, Beijing 100094)

(2 Beijing Institute of Spacecraft System Engineering, Beijing 100094)

Abstract The preparation technology and performance evaluation of flexible composites were studied for the new flexible solar blanket used in deep space exploration missions in China. The results show that the molded polyimide fiber reinforced silicone rubber can meet the demands of flexible solar blanket. The automatic coating process can achieve the uniform and thin coating of high viscosity silicone rubber on polyimide film. The comparative test show that the silane coupling agent can improve the T-peel strength of flexible solar blanket, but reduce its flexibility at low temperature.

Key words Flexible composites, Solar blanket, Deep space exploration, Preparation, Performance

0 引言

小行星、木星等地外行星探测,面临低光照强度、低温空间环境,其太阳辐射强度不足地球的15%,甚至更低。为了提供足够能源,通常需要为探测器配置超大面积太阳翼,以弥补弱光照条件。美国国家航空航天局(NASA)2011年8月成功发射的木星探测器“朱诺号”配置了星形分布的三套刚性蜂窝夹层构型太阳翼,单套太阳翼尺寸达8.9 m×2.7 m,但在木星附近也只能提供约400 W功率。随着我国深空探测任务的推进,探测器功率需求日益提升,受火箭运载能力及几何包络限制,传统刚性/半刚性、柔性太阳翼在质量、展开-收拢面积比、结构刚度等方面技术劣势凸显,将难以满足需求;而采用柔性太阳毯构型的新型柔性太阳翼则具有相应优势,美国原Orbital ATK公司研发的超柔性(UltraFlex/

MegaFlex)太阳翼是典型代表之一,其功率/质量比能够达到100 W/kg,是国际空间站安装的传统柔性太阳翼的3倍以上^[1-5],见图1。从文献[6]可知,国外UltraFlex毯体采用的是Vectran聚芳酯纤维织物浸渍绝缘硅橡胶,见图2。

本文面向我国深空探测任务用新型柔性太阳

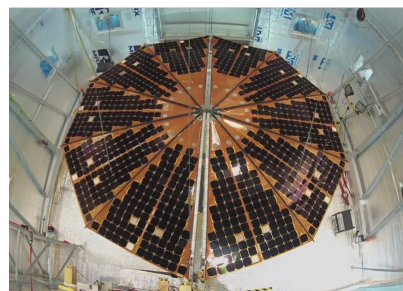


图1 Orbital ATK公司研发的UltraFlex超柔性太阳翼
Fig. 1 Ultra-flexible solar wing developed by Orbital ATK

收稿日期:2021-05-25

第一作者简介:武海生,1984年出生,硕士,主要从事先进复合材料的研究工作。E-mail:whser@163.com

毯,借鉴国外研制情况,采用柔性复合材料,从制备工艺技术、性能评价等方面开展研究,拟形成典型产品构型选项,为相关探测任务提供参考。

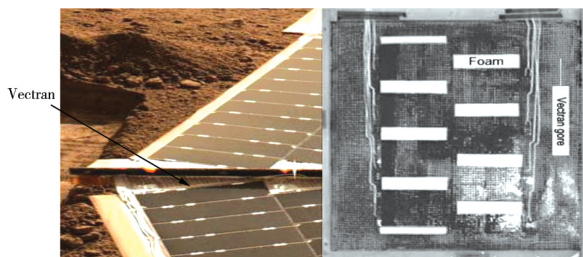


图2 Ultra-flex毯体照片

Fig. 2 Photo of Ultra-flex blanket developed by Orbital ATK

1 原材料

柔性太阳毯结构,主要用来安装、支撑太阳能电池片及其电路部分,根据初步构型设计,新型柔性太阳毯采用超薄片体构型,需要满足空间低温环境(-130~-190℃)下90°、180°大曲率多次折展,并与机构连接、张紧的功能需求,见图3。

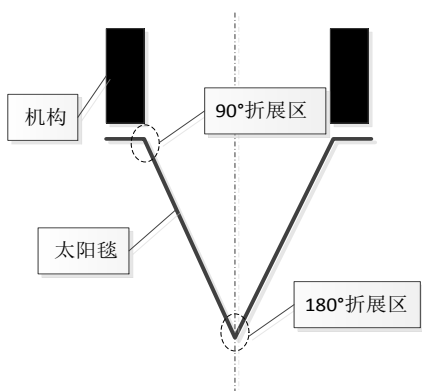


图3 柔性太阳毯外形剖面示意

Fig. 3 Outline profile of flexible solar blanket

根据需求分析,太阳毯体结构应该采用高性能纤维增强柔性高分子基体材料形成柔性复合材料。增强纤维、高分子基体材料的弹性模量均不宜太高,而二者之间的结合强度或胶接强度、复合后的拉伸强度要足够,且二者耐空间环境性能要满足要求。借鉴国外相关研究,基于目前国内宇航领域的材料应用情况,形成了柔性太阳毯体选材名录,见表1。

从拉伸强度、模量以及体密度方面看,聚酰亚胺纤维是增强纤维最优选项,其材质具有较好的耐空间环境性能,此外较 Vectran 纤维,聚酰亚胺纤维为国产,原材料来源自主可控。另一方面,石英纤维尽管力学性能有差距,但是具有成本优势,而且在介电性能方面有其独特的优势。

柔性高分子基体方面,有两个选项,根据太阳毯产品对低温柔性的需求可知,高分子基体的 T_g 越低

越好,因此有机硅橡胶是优先的选项。硅橡胶具有优良的耐高低温、耐紫外线、耐辐照、绝缘等性能,广泛用于航天、航空、电子等领域^[7-8]。另一方面,有机硅橡胶属于惰性材料,与各种增强纤维的界面匹配性能较差,是影响最终柔性复合材料性能的重要因素之一。

表1 柔性太阳毯材料选项表

Tab. 1 Material options for flexible solar blanket

高分子基体	$T_g/^\circ\text{C}$	增强纤维	拉伸强度 /GPa	拉伸模量 /GPa	体密度 /g.cm ⁻³
柔性环氧树脂	<80	Vectran 纤维	3	100	1.4
有机硅橡胶	<-60	聚酰亚胺纤维	4	120	1.4
-	-	石英纤维	6	78	2.2

图4是仿国外同类产品,采用进口 Vectran 纤维网格织物浸渍单组份有机硅橡胶制备的太阳毯试件。从试件外观、室温弯折特性,以及耐大曲率、多次弯折性能看,硅橡胶能够满足柔性太阳毯体的功能需求。

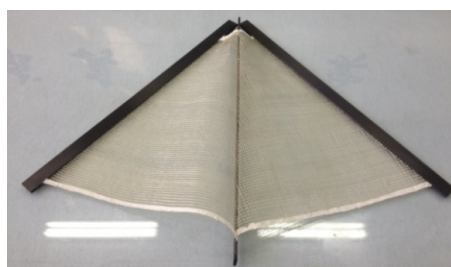


图4 Vectran纤维增强柔性环氧太阳毯体试件

Fig. 4 Solar blanket specimen of Vectran fiber reinforced flexible epoxy resin

2 工艺选型

太阳毯体,为大面积二维薄片体构型,设计采用单层聚酰亚胺薄膜、单层聚酰亚胺纤维织物,通过有机硅橡胶复合而成,见图5。从构型看,主要由两种成型工艺方法:单片式复合和卷对卷连续复合(Roll to Roll),单片式灵活性强、工艺代价低,卷对卷工艺效率高、性能一致性好,但设备装置复杂、开发周期长、代价高,因此优选单片式复合工艺。

单片式复合工艺,根据纤维织物构型不同,具体

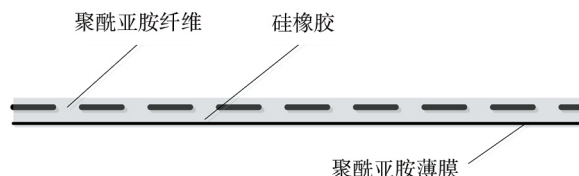


图5 太阳毯体构型剖面

Fig. 5 Profile of flexible solar blanket structure

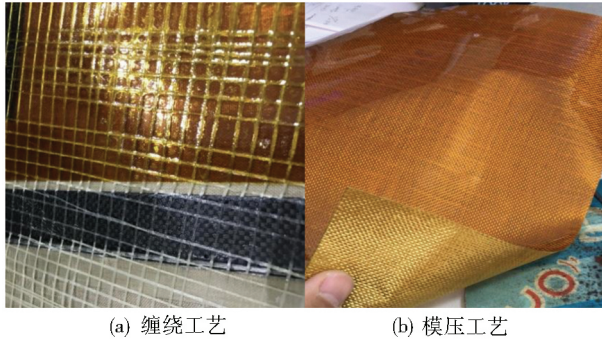


图6 两种单片式复合工艺

Fig. 6 Two monolithic processes

可采用正交缠绕复合工艺,以及成品纤维平纹织物模压复合工艺。实际制作过程中发现,由于聚酰亚胺等有机纤维弹性模量较低,采用缠绕工艺时,纤维容易回弹,导致网格尺寸偏差严重,参见图6(a),因

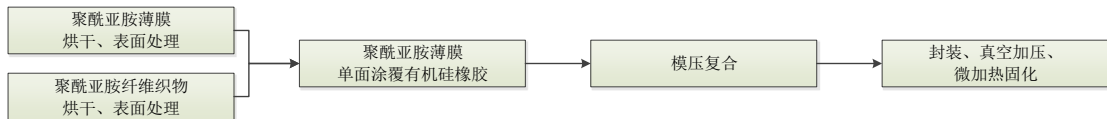


图7 太阳毯体复合工艺流程

Fig. 7 Manufacturing process flow of solar blanket

根据太阳毯体设计状态,有机硅橡胶的涂覆厚度需控制在(0.05~0.08) mm,单次涂覆面积接近5 m²,而有机硅橡胶的表观黏度较大,为(80~100)Pa·s,保证如此大面积均匀涂胶厚度是工艺难点。



图8 大面积聚酰亚胺薄膜丝网涂胶实物照片

Fig. 8 Photo of large-area adhesive coating on polyimide film by silk-screen printing

选择刮胶涂覆工艺实现该工序环节,借助专用涂胶设备,通过设备刮刀推动高黏度有机硅橡胶在聚酰亚胺薄膜表面形成均匀厚度的胶层。图8是大面积聚酰亚胺薄膜表面丝网涂胶后的照片,从图中可以看出,胶层颜色均匀,实测多块涂胶后聚酰亚胺薄膜,计算涂胶面密度为(85±10) g/m²,表明胶层厚度比较均匀,能够满足太阳毯体设计要求,确保与聚酰亚胺织物复合后结合牢固。

3 性能评价

3.1 常温力学性能

此,采用成品纤维平纹织物模压复合工艺,是柔性太阳毯体的理想工艺选项之一,参见图6(b)。

纤维平纹织物复合,主要是将单层聚酰亚胺薄膜、单层聚酰亚胺纤维织物,通过有机硅橡胶胶接一体。太阳毯体对面密度均匀性要求高,其面密度影响因素包括,聚酰亚胺织物面密度、聚酰亚胺薄膜的面密度,以及有机硅橡胶的施胶面密度,前二者由于是商品化产品,面密度精度在±5 g/m²以内,因此,影响太阳毯体面密度及其均匀性的关键在于有机硅橡胶的施胶面密度及其均匀性。

制定复合工艺流程如图7所示。选择在聚酰亚胺膜表面均匀涂覆有机硅橡胶,一方面可以通过控制硅橡胶涂覆厚度实现施胶面密度控制,另一方面复合固化时,干态聚酰亚胺纤维织物能够提供足够透气通道,确保硅橡胶充分浸渍聚酰亚胺纤维织物。

按照《胶粘剂T剥离强度试验方法挠性材料对挠性材料GB/T2791—1995》,制备太阳毯体试件,并测试其常温抗剥离性能,评价有机硅橡胶对聚酰亚胺薄膜/聚酰亚胺织物的胶接性能,见图9。

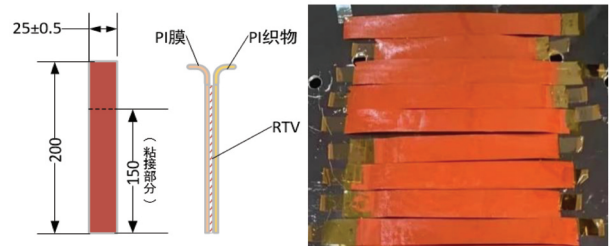


图9 太阳毯体T剥离试件

Fig. 9 T-peel specimen of flexible solar blanket

试件包括两种状态:(1)聚酰亚胺薄膜/聚酰亚胺织物/有机硅橡胶;(2)聚酰亚胺薄膜(硅烷偶联剂处理)/聚酰亚胺织物(硅烷偶联剂处理)/有机硅橡胶。

3.2 耐低温性能

太阳毯体在低温下保持结构弯折柔性,是其重要服役功能需求。将太阳毯体试件置于液氮(-196℃)中,90°反复弯折200次,考察其抗弯折柔韧性。试验后取出,恢复至室温,观察其折痕处结构完整情况,见图10。

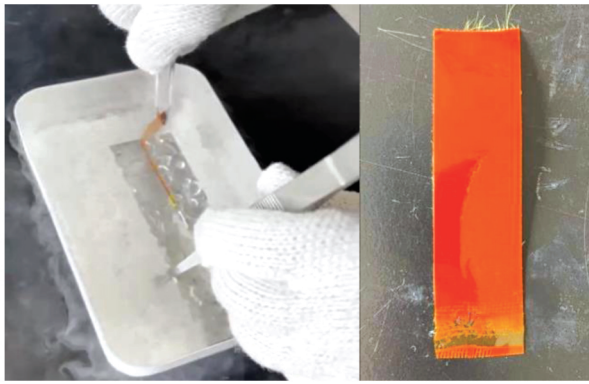


图10 液氮温度下200次弯折后试件状态

Fig. 10 Specimen of solar blanket after 200 times bending in LN2

3.3 结果讨论

太阳毯试件性能测试结果见表2。

表2 太阳毯试件性能测试结果

Tab. 2 T-peel strength of solar blanket specimens

试件	T剥离强度/cm	c_p /%	低温200次弯折后
聚酰亚胺薄膜/聚酰亚胺织物/ 有机硅橡胶	8.9	7.6	结构胶接完好,无折痕
聚酰亚胺薄膜(硅烷偶联剂处理)/ 聚酰亚胺织物(硅烷偶联剂处理) /有机硅橡胶	12.2	25	结构胶接完好,有轻微折痕

从表2可知,采用硅烷偶联剂处理过聚酰亚胺膜、聚酰亚胺织物,对应的太阳毯试件T剥离强度更高些,但是由于硅烷偶联剂难以在聚酰亚胺织物中分布均匀,导致T剥离强度波动性较大。

另一方面,采用硅烷偶联剂处理的太阳毯试件,由于在胶接界面形成了一层脆性偶联层,常温下太阳毯试件的表观柔性下降,试件整体变得直挺;经历 $-196\text{ }^{\circ}\text{C}$ 下200次弯折后,毯体试件产生了轻微折痕,见图10(b)。而未经偶联剂处理的太阳毯试件经历 $-196\text{ }^{\circ}\text{C}$ 下200次弯折后,试件结构完整,未产生目视可见异常。

4 结论

(1)采用有机硅橡胶作为基体,低模量纤维作为增强体,制备出柔性复合材料,能够满足柔性太阳毯制备需求。国产聚酰亚胺纤维是优选增强纤维之

一,石英纤维具有成本优势。

(2)刮胶涂覆工艺,能够实现高黏度硅橡胶大面积均匀薄涂,有效调控柔性太阳毯的低面密度及力学性能。

(3)硅烷偶联剂能够提高硅橡胶基柔性太阳毯体的抗剥离性能,但是低温柔韧性有所下降。

参考文献

[1] 张文佳,刘治钢,张晓峰,等. 木星环绕探测器电源系统设计研究[J]. 航天器工程,2019,28(2):97-103.

ZHANG W J, LIU ZH G, ZHANG X F, et al. Research on power system design of jupiter orbiting probe [J]. Spacecraft Engineering, 2019, 28(2): 97-103.

[2] 周志清,吴跃民,王举,等. 圆形太阳翼发展现状及趋势[J]. 航天器工程,2015,24(6):116-122.

ZHOU ZQ, WU Y M, WANG J, et al. Development and trend of circular solar array[J]. Spacecraft Engineering, 2015, 24(6):116-122.

[3] SPENCE Brain, WHITE Steve. Next Generation UltraFlex Solar Array for NASA's New Millennium Program Space Technology 8,0-7803-8870-4/05[R]. New York, IEEE, 2005.

[4] EACRET DWAYNE L, WHITE Steve. ST8 validation experiment: ultraflex-175 solar array technology advance: deployment kinematics and deployed dynamics ground testing and model validation [R]. AIAA 2010-1497, Washington D. C., AIAA, 2010

[5] TRAUTT T A, WHITE S F. ST8 Ultra flex-175 solar array-deployed dynamics analytical modeling and comparison to validation criteria [R]. AIAA 2010-1498, Washington D. C., AIAA, 2010

[6] GALOFARO J T, VAYNER B V, HILLARD G B. Experimental charging behavior of orion ultraflex array designs [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 47(3):521-532.

[7] 郭平军,梁国正,张增平. 胶粘剂在航天工业中的应用[J]. 中国胶粘剂,2009,18(3):56-60.

GUO P J, LIANG G ZH, ZHANG Z P. Application of adhesive in aerospace industry [J]. China Adhesives, 2009, 18(3):56-60.

[8] 杨始燕,汪倩,谢择民. 空间级加成型室温硫化硅橡胶粘结剂的研究[J]. 宇航材料工艺,2000,30(1):42-45.

YANG SH Y, WANG Q, XIE Z M, et al. Study on space grade addition cured RTV silicone rubber [J]. Aerospace Material & Technology, 2000, 30(1):42-45.