

# 聚酰亚胺薄膜与碳网格共固化基板成型工艺研究

邱泉水 权亮 李皓鹏 殷永霞 孟洪涛

(北京空间机电研究所, 北京 100094)

**文 摘** 为满足未来深空探测对航天器太阳翼基板更高的耐温性需求,提出一种新型的太阳翼基板成型工艺方法:聚酰亚胺薄膜与碳网格面板共固化成型。重点研究了聚酰亚胺薄膜与网格面板的剥离性能、网格面板的拉伸性能、蜂窝夹层结构的弯曲性能、共固化基板的耐温性能,并与J-133胶粘贴聚酰亚胺薄膜的传统工艺进行对比。结果表明,共固化工艺的聚酰亚胺薄膜剥离强度约为传统工艺的2倍,且在140℃下的各项力学性能保持率均大于87%,具有很好的耐温性;共固化基板在经历-100~140℃热真空试验后,外观质量及各项性能均合格,满足太阳翼基板耐140℃及以下空间环境的使用需求。

**关键词** 深空探测,太阳翼基板,聚酰亚胺薄膜,共固化成型

中图分类号:TB332

DOI:10.12044/j.issn.1007-2330.2024.03.009

## Study on Forming Process of Polyimide Film Carbon Grid Co-cured Substrate

QIU Quanshui QUAN Liang LI Haopeng YIN Yongxia MENG Hongtao

(Beijing Institute of Space Mechanics & Electricity, Beijing 100094)

**Abstract** In order to meet the higher temperature resistance requirements of spacecraft solar wing substrate for future deep space exploration, this paper introduced a new forming process of solar wing substrate: co-curing of polyimide film and carbon grid panel. The study focused on the stripping performance of the polyimide film and the grid panel, the tensile performance of the grid panel, the bending performance of the honeycomb sandwich structure, and the temperature resistance of the co-cured substrate was made comparison of performance of samples by traditional process of using J-133 adhesive to bond polyimide film. The results showed that the peel strength of the co-curing polyimide film was about twice that of the traditional process, and the mechanical properties of the film were more than 87% at 140℃, showing good temperature resistance. After the thermal vacuum test from -100℃ to 140℃, the appearance quality and various properties of the co-cured substrate passed qualification, which met the needs of the solar wing substrate to withstand the space environment of 140℃ and below.

**Key words** Deep space exploration, Solar wing substrate, Polyimide film, Co-curing molding

### 0 引言

太阳翼电池阵作为航天器的主要能量来源,是航天器不可或缺的组成部分<sup>[1-2]</sup>。太阳翼基板的作用是支撑电池片,保障电池片在飞行主动段和轨道飞行段的安全<sup>[3]</sup>。目前航天器太阳翼上普遍采用碳纤维网格面板/铝蜂窝夹层结构的刚性基板<sup>[4]</sup>,根据电绝缘要求基板表面会胶接一层聚酰亚胺薄膜用作绝缘。由于基板在空间环境中不仅受到载荷作用,还会受到高低温交变、粒子辐照等影响<sup>[5-6]</sup>,聚酰亚胺薄膜会出现脱粘、鼓包等胶接失效问题,导致电池片起翘和裂片,降低电池效率,严重时影响航天器的在轨运行,因此,基板聚酰亚胺薄膜的胶接质量对于

航天器的寿命至关重要<sup>[7]</sup>。

基板聚酰亚胺薄膜的胶接传统工艺<sup>[8-9]</sup>是先成型网格面板/铝蜂窝夹层结构,再在网格面板表面涂刷J-133胶、铺贴聚酰亚胺薄膜,最后通过真空袋-烘箱固化。该方法是采用手工方式涂胶,存在涂胶面积大、时间久、均匀性难以控制的特点。一方面,对手工操作的依赖程度高,聚酰亚胺薄膜的胶接质量不稳定;另一方面,J-133胶的应用温度为120℃以下,基板的空间环境适应性受限。随着深空探测、载人登月等任务的立项发展,愈加恶劣的空间环境使航天器的太阳翼面临极大的挑战<sup>[10]</sup>,基板的耐高温环境已突破120℃。目前太阳翼基板成型常用结构

收稿日期:2023-02-04

第一作者简介:邱泉水,1990年出生,高级工程师,主要从事先进树脂基复合材料成型工艺技术研究。E-mail:378631968@qq.com。

胶以J-47、J-154、Redux312、J-133等环氧树脂结构胶为主,其应用温度均在120℃以下,满足120℃以上空间环境应用的基板成型工艺研究国内外均少有报道。

本文结合前期工艺研究,提出了一种新型的太阳翼基板成型工艺方法:先将聚酰亚胺薄膜与碳网格面板通过环氧树脂共固化成型,再将共固化面板与铝蜂窝通过耐高温胶膜胶接成型,这种基板也称为共固化基板。通过对比J-133胶粘贴聚酰亚胺薄膜的工艺方法,从聚酰亚胺薄膜与网格面板的剥离性能、网格面板的拉伸性能、蜂窝夹层结构的弯曲性能、基板的耐温性能等方面评价该工艺方法的可行

性,为型号的应用提供研究基础。

## 1 试验

### 1.1 原材料

J-159中温固化胶膜(厚度0.07 mm)、J-133室温固化胶黏剂(双组份),黑龙江省科学院石油化工研究院;M40JB-6K-50B高模碳纤维,日本东丽;F46环氧树脂,上海树脂厂有限公司;LF2Y有孔铝蜂窝芯(规格0.03 mm×5 mm),西安雅西复合材料有限公司;Kapton HN 200聚酰亚胺薄膜,美国杜邦公司。

### 1.2 共固化基板试样制备

共固化基板是由上、下网格面板和铝蜂窝通过胶粘剂组成的“三明治”结构,如图1所示。

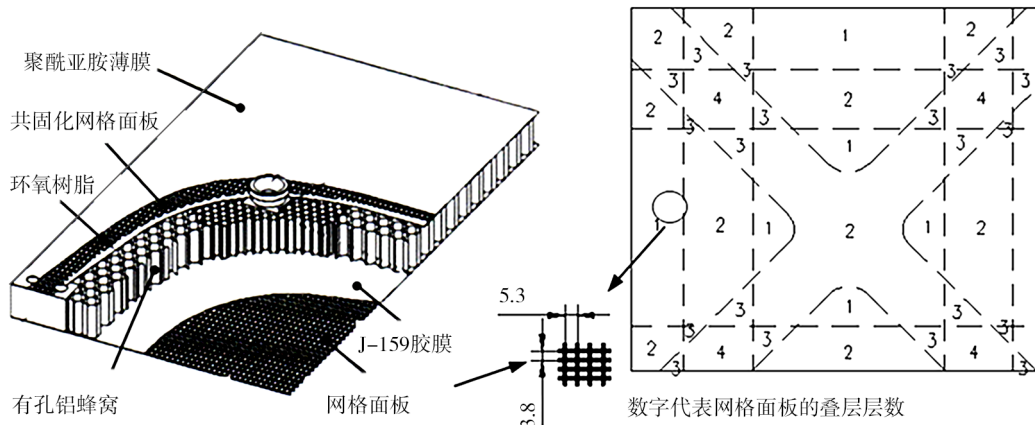


图1 基板结构示意图

Fig. 1 Schematic diagram of substrate structure

共固化基板试样的制备分为共固化网格面板制备、胶膜热破、组装胶接、固化成型等工序,制备过程如下:

(1)采用M40JB-6K-50B碳纤维/F46环氧树脂,在数控缠绕机上湿法缠绕网格面板坯料,坯料制备后裁剪下来放置于工装垫板上,表面铺贴一层Kapton HN200聚酰亚胺薄膜,最后通过真空袋-热压罐固化成型,固化参数为室温抽真空,升温至130℃时加压至0.1MPa,升温至170℃时保温2 h,固化后的网格面板如图2所示;

(2)将J-159热破胶膜均匀粘贴于铝蜂窝芯表面,采用胶膜热破设备对J-159胶膜进行鼓风热破,设置舱温(38±3)℃,风刀温度(175±5)℃,风刀鼓风风压(0.09±0.01)MPa,风刀扫描速度(3±1)mm/s,胶膜热破率为100%,且胶膜热破后形成的胶瘤均匀堆积于蜂窝芯格的侧壁处,目视无缺胶,如图3所示;

(3)将共固化网格面板平铺在工装垫板上,四周放置围框,在围框内依次放置铝蜂窝芯、不带膜网格面板、隔离材料、均压板、透气材料等,通过真空袋-烘箱固化成型,固化参数为室温抽真空,升温至

140℃时保温3 h。

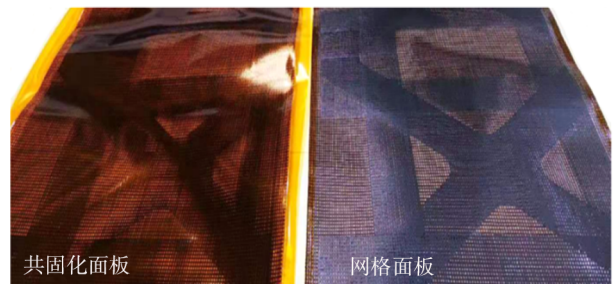


图2 共固化面板

Fig. 2 Co curing panel

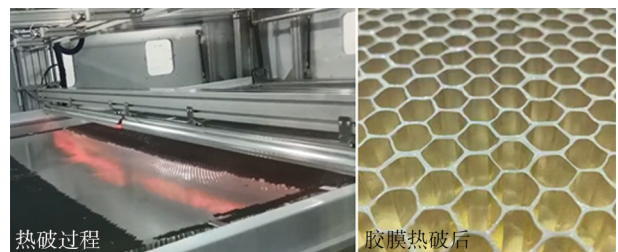


图3 胶膜热破后状态

Fig. 3 Status of the adhesive film after heat break

### 1.3 力学性能测试

#### 1.3.1 J-159胶膜胶接剪切性能测试

J-159胶膜胶接剪切试样采用铝-铝粘接形式,铝合金试片尺寸为70 mm×20 mm×3 mm,胶接前经磷酸阳极化处理,两铝片的胶接搭接长度为(15±0.5) mm。试样制备后,按照 GB/T7124—2008《胶黏剂拉伸剪切强度的测定》和 GJB 444—1988《胶黏剂高温拉伸剪切强度试验方法》对室温、100、120、140℃温度下的拉伸剪切性能进行测试。

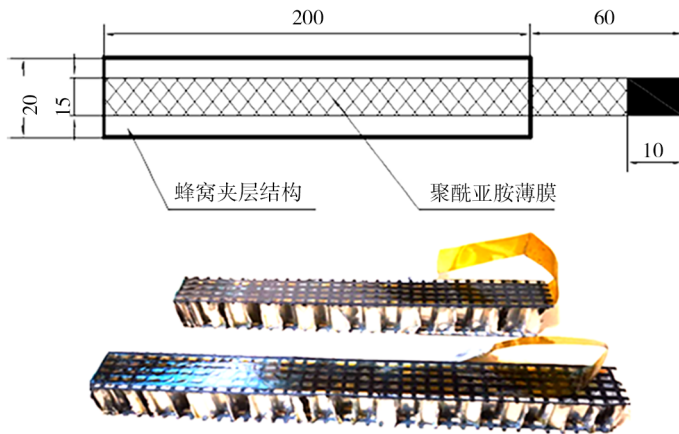


图4 聚酰亚胺薄膜剥离强度测试  
Fig. 4 Peel strength test of polyimide film

### 1.3.3 网格面板拉伸性能测试

按照 GB/T 3354—2014《定向纤维增强聚合物基复合材料拉伸性能试验方法》分别制备网格面板在经纬两个方向上的拉伸试样,试样尺寸为230 mm(长)×30 mm(宽)。试样制备后,在万能试验机上测试两种试样在室温、100、120、140℃下的面板拉伸强度,如图5所示。

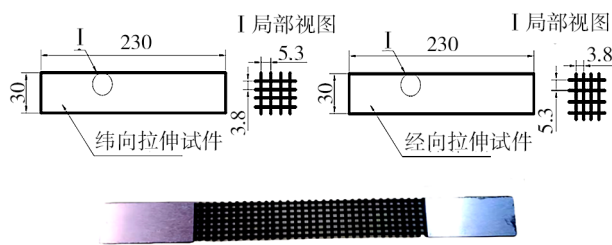


图5 网格面板拉伸强度试样  
Fig. 5 Tensile strength specimen of grid panel

### 1.3.4 蜂窝夹层结构弯曲性能测试

按照 GB/T 1456—2005《夹层结构弯曲性能试验方法》,制备共固化基板蜂窝夹层结构弯曲试样,试样尺寸为450 mm(长)×45 mm(宽)×16 mm(厚),在万能试验机上测试其在室温下的弯曲性能,并与J-133胶贴膜基板进行对比。试验采用外伸梁三点弯测试,外伸梁跨距160 mm,外伸长度80 mm,如图6所示。

### 1.3.2 聚酰亚胺薄膜剥离性能测试

聚酰亚胺薄膜剥离性能测试属于非标试验,分别采用共固化和J-133胶接的方法制备聚酰亚胺薄膜与碳纤维网格面板的剥离试样,试样尺寸为200 mm(长)×20 mm(宽)×16 mm(厚)。试样制备后,在万能试验机上测试两种试样在室温、100、120、140℃下的剥离强度,如图4所示。

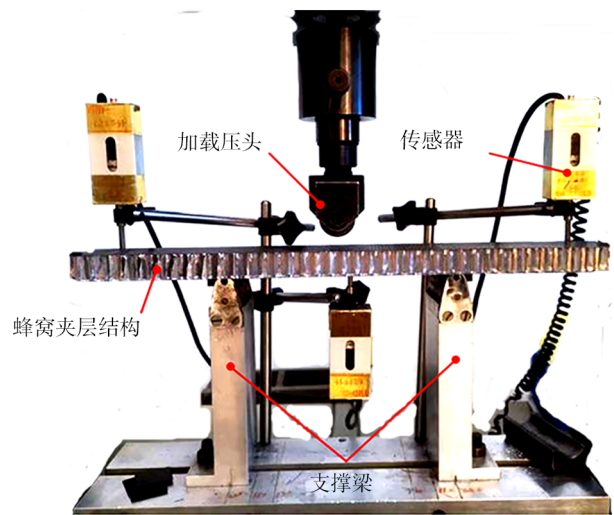
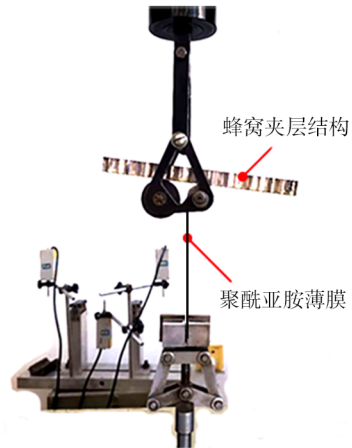


图6 蜂窝夹层结构弯曲测试  
Fig. 6 Bending test of honeycomb sandwich structure

### 1.4 共固化基板热真空试验考核

基板在KM3真空罐内进行热真空试验,设备有效尺寸 $\Phi 2\ 500\text{ mm} \times 3\ 500\text{ mm}$ ,热沉温度低于100 K,极限真空度 $5 \times 10^{-5}\text{ Pa}$ ,控温范围 $-150 \sim 150\text{ }^\circ\text{C}$ ,加热设备为灯阵,基板通过吊装工装固定,聚酰亚胺薄膜面朝灯阵,如图7所示。热真空试验条件:真空度优于6.65 mPa;温度为 $-100 \sim 140\text{ }^\circ\text{C}$ ;平均变温速率不小于 $15\text{ }^\circ\text{C}/\text{min}$ ;高温停留1.5 h,低温停留1.0 h;循环次数3.5次。





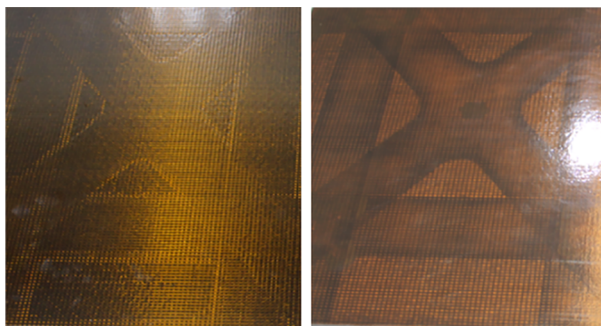
图7 共固化基板热真空试验

Fig. 7 Thermal vacuum test of co-cured substrate

## 2 结果与讨论

### 2.1 外观及电绝缘性能

共固化基板的聚酰亚胺薄膜表面平整,无气泡、凸点、皱褶、脱粘、多余物等缺陷,采用100 mm刀口尺和0.02~1 mm塞尺对聚酰亚胺薄膜面的局部平面度进行检测,优于0.1 mm/100 mm×100 mm。采用兆欧表在250 V直流电压下湿法检测聚酰亚胺薄膜的绝缘电阻大于10 MΩ,无绝缘漏点。综上所述,基板的外观和电性能均能满足设计要求。对比J-133胶贴膜基板,共固化基板外观上更通透,其网格封堵较少,整体透气性更优;J-133贴膜基板网格内残留了部分白色的J-133胶,网格被封堵,整体透气性较差,同时残胶会导致基板的结构重量增加,如图8所示。



(a) 共固化基板 (b) J-133胶贴膜基板

图8 基板试样

Fig. 8 Substrate test piece

### 2.2 J-159胶膜胶接剪切性能

J-159胶膜在不同温度下的胶接剪切性能见表1。结果表明,J-159的拉伸剪切性能在室温至140℃内随温度变化较小,在140℃时的胶接剪切强度相对室温性能保持率约为96%,表明J-159胶膜具有优异的耐高温性能。

表1 J-159胶膜胶接剪切性能

Tab. 1 J-159 adhesive film bonding shear performance

温度/℃	剪切强度/MPa
室温	32.9
100	31.1
120	31.3
140	31.6

### 2.3 聚酰亚胺薄膜与网格面板的剥离性能

共固化基板、J-133胶贴膜基板的聚酰亚胺薄膜与网格面板的剥离性能见表2。可以看出:共固化方式下的聚酰亚胺薄膜与网格面板的90°剥离强度较高,约为J-133胶贴膜方式的2倍左右,说明共固化方式下的聚酰亚胺薄膜与网格面板的胶接强度更高,胶接质量更优。基板聚酰亚胺薄膜的胶接质量主要依靠胶黏剂保证,脱粘本质上是胶层发生破坏,当受到的载荷超过胶接强度时,胶层会发生剪切破坏和剥离破坏。由于胶层剪切强度比剥离强度高很多,因此聚酰亚胺薄膜的剥离破坏是胶接失效的主要表现形式。

表2 聚酰亚胺薄膜剥离性能

Tab. 2 Peeling performance of polyimide film

试样类型	90°剥离强度/N/cm			
	室温	100℃	120℃	140℃
共固化基板	4.8	4.5	4.4	4.2
J-133胶贴膜基板	2.7	2.6	2.5	1.9

对比两者的耐温性能,从图9可以看出:共固化方式下的剥离强度在室温至140℃内随温度变化较小,始终维持较高性能,140℃时的剥离强度相对室温条件性能保持率约为87%;J-133胶接方式下的剥离强度在室温至140℃内随温度变化较大,其性能下降的转折点在120℃以后,且140℃时的剥离强度相对室温条件性能保持率约为70%。说明共固化方式下的聚酰亚胺薄膜有更好的胶接质量和耐温性能,可以满足超过120℃环境工况的使用需求,其可靠性比J-133胶接方式更高。

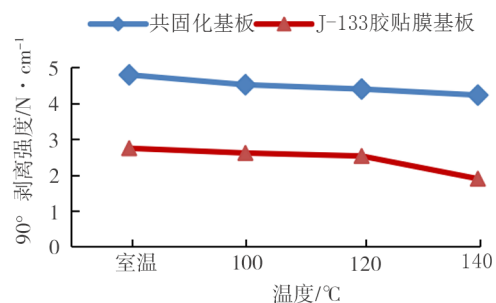


图9 剥离性能衰减趋势

Fig. 9 Peel performance degradation trend

## 2.4 网格面板拉伸性能

网格面板制备的传统工艺是采用真空-烘箱固化,固化时只有1个负压。共固化网格面板是采用真空-热压罐固化,固化时有1个负压和0.1 MPa外压。采用共固化工艺制备网格面板拉伸试样,其拉伸性能测试数据见表3。可以看出:网格面板在经纬两个方向上都具有较高的拉伸强度,其中纬向拉伸强度比径向略高,这是因为纬向的网格间距小,拉伸试样在该方向上完整的纤维束要多,所以该方向的力学性能更高。经检测,固化后的网格面板厚度为0.29~0.31 mm,纤维丝宽度为1.1~1.2 mm,网格均匀、透气性好,没有因固化时增加的0.1 MPa外压,出现纤维扁平 and 网格变小的情况,网格面板拉伸强度较高,满足设计要求。

表3 共固化网格面板拉伸性能  
Tab. 3 Tensile properties of co curing grid panels

试样类型	不同温度下的网格面板拉伸强度/MPa			
	室温	100℃	120℃	140℃
径向拉伸网格面板	313.7	305.8	307.1	297.6
纬向拉伸网格面板	353.6	329.8	339.3	313.8

对比耐温性能,从图10可以看出:在室温至140℃内网格面板拉伸强度随温度变化波动较小,始终维持较高的性能,在140℃时面板拉伸性能相对室温条件性能保持率约为89%,说明采用共固化工艺制备的网格面板具有较高的耐温性能。

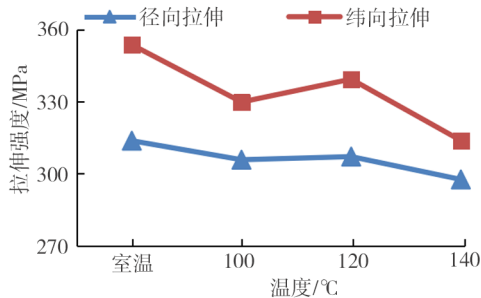


图10 拉伸性能衰减趋势

Fig. 10 Attenuation trend of tensile properties

## 2.5 蜂窝夹层结构弯曲性能

共固化基板、J-133胶贴膜基板的蜂窝夹层结构在室温下的弯曲性能见表4。可以看出:共固化基板蜂窝夹层结构的弯曲刚度是J-133胶贴膜基板的94%,考虑到试样制备和测试的正常偏差,可认为两者的数据相当。蜂窝夹层结构受到弯曲载荷时,上下面板分别承受压缩和拉伸载荷作用,蜂窝芯主要承受剪切载荷。当面板厚度较薄时,上面板易受压发生屈曲破坏,当面板厚度较大时,上面板虽然也受压缩载荷的作用,但是由于厚度较大,不易发生屈曲

破坏,主要以蜂窝芯的剪切破坏为主<sup>[11]</sup>。共固化工艺影响的主要是网格面板的厚度,因此对弯曲刚度的影响较大。表4中两者的弯曲刚度数据相当,说明共固化基板蜂窝夹层结构的弯曲性能不低于J-133胶贴膜基板。

表4 蜂窝夹层结构弯曲性能  
Tab. 4 Bending performance of honeycomb sandwich structure

试样类型	不同工艺下的蜂窝夹层结构弯曲性能	
	弯曲刚度/ $10^8\text{N}\cdot\text{mm}^2$	剪切刚度/kN
共固化基板	0.47	62.65
J-133胶贴膜基板	0.50	54.05

## 2.6 共固化基板耐温性能分析

对共固化基板、共固化电池板(贴完电池片)进行热真空试验考核,试验曲线如图11所示。可以看出:试验最高温度为143.8℃,最低温度-101.2℃,满足试验条件。热真空试验后两者的聚酰亚胺薄膜表面均未发现气泡、凸起、脱粘、凹陷等问题,电池片也未出现起翘、裂片、碎片等问题,经检测,平面度和电性能合格,表明共固化基板试验前后外观和各项性能无异常,能够耐受-100~140℃的高低温空间环境。

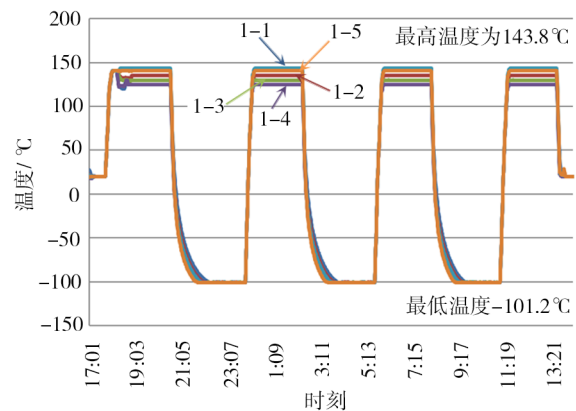


图11 热真空试验温度曲线

Fig. 11 Temperature curve of thermal vacuum test

## 3 结论

(1) J-159胶膜在140℃时的胶接剪切强度相对室温性能保持率约为96%,耐高温性能优异。

(2) 共固化基板的外观和各项性能均能满足设计要求,对比J-133胶贴膜基板,其外观更通透,结构透气性更优。

(3) 对比J-133胶贴膜基板,共固化基板的蜂窝夹层结构弯曲性能相当,但聚酰亚胺薄膜剥离性能更高,在140℃时剥离性能相对室温条件性能保持率约为87%,耐温性能更优。

(4) 共固化面板的固化制度对网格面板的厚度、

纤维丝宽度、透气性无影响,在140℃时面板拉伸性能相对室温条件性能保持率约为89%,在室温至140℃内始终维持较高的性能。

(5)共固化基板在经历-100℃~140℃的热真空循环后,外观质量、电性能、局部平面度等均合格,试验前后无异常,共固化工艺方法能够满足太阳翼基板耐140℃及以下空间环境的使用需求。

#### 参考文献

[1] 于红英,许栋鸣,吕学庚. 太阳翼基板的构型分析[J]. 哈尔滨工业大学学报,2016,48(1):46-52.

YU H Y, XU D M, LV X G. Configuration analysis of solar wing substrate [J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2016, 48 (1): 46-52.

[2] 郭延回,李培波,孙以泽,等. 空间太阳能电池阵贴装胶黏剂的流变特性[J]. 东华大学学报(自然科学版),2020,46(3):391-394.

GUO Y H, LI P B, SUN Y Z, et al. Rheological properties of space solar array mounting adhesive [J]. Journal of Donghua University (Natural Science Edition), 2020, 46 (3): 391-394.

[3] 李涛,姜利祥,郭亮,等. 空间原子氧环境对太阳能电池阵的影响分析[J]. 航天器环境工程,2010,27(4):428-433.

LI T, JIANG L X, GUO L, et al. Analysis of the impact of space atomic oxygen environment on solar array [J]. Spacecraft Environmental Engineering, 2010, 27 (4): 428-433.

[4] 孙刚,刘广通,郭涛,等. 航天器总装过程中基于并联机器人的太阳翼数字化对接技术[J]. 航空制造技术,2015(21):102-106.

SUN G, LIU G T, GUO T, et al. Digital docking technology of solar wings based on parallel robots during spacecraft assembly [J]. Aerospace Manufacturing Technology, 2015(21): 102-106.

[5] CASSER F A, AYMAN A. Thermal fatigue analysis of solar panel structure for micro-applications [J]. International Journal of Mechanics and Materials in Design, 2008, 4 (1): 53-62.

[6] 李皓鹏,赵贺一,殷永霞,等. 耐150℃太阳翼基板结构胶黏剂性能研究[J]. 宇航材料工艺,2021,51(5):99-102.

LI H P, ZHAO H Y, YIN Y X, et al. Study on the performance of structural adhesive for solar wing substrate at 150 °C [J]. Aerospace Materials Technology, 2021, 51 (5): 99-102.

[7] 武海生,郑建虎,徐伟丽,等. 航天器蜂窝夹层结构胶膜热破工艺研究[J]. 航天制造技术,2015,8(4):10-13.

WU H S, ZHENG J H, XU W L, et al. Study on the thermal break process of adhesive film for honeycomb sandwich structure of spacecraft [J]. Aerospace Manufacturing Technology, 2015, 8 (4): 10-13.

[8] 潘燕生. 蜂窝结构板粘贴聚酰亚胺薄膜工艺研究[J]. 航天制造技术,2001,(1):1125-1128.

PAN Y S. Study on the process of pasting polyimide film on honeycomb structural plate [J]. Aerospace Manufacturing Technology, 2001, (1):1125-1128.

[9] 张帆,陈绍广,王佳禹,等. 聚酰亚胺薄膜与太阳翼基板粘贴技术研究[J]. 化工新型材料,2020,48(3):60-63.

ZHANG F, CHEN S G, WANG J Y, et al. Study on the pasting technology of polyimide film and solar wing substrate [J]. New Chemical Materials, 2020, 48(3): 60-63.

[10] 许文彬,刘子仙,杨振宇,等. 高温环境下蜂窝夹层结构埋件拉脱性能研究[J]. 玻璃钢/复合材料,2015(5):93-96.

XU W B, LIU Z X, YANG Z Y, et al. Research on pull-out performance of embedded parts of honeycomb sandwich structure under high temperature environment [J]. FRP/Composite, 2015 (5): 93-96.

[11] 杨宇. 金属蜂窝夹层结构的力学性能分析[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学,2013.

YANG Y. Mechanical performance analysis of metal honeycomb sandwich structures [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2013.