

# 国产高模碳纤维/环氧复合材料在太阳翼基板上的应用研究

杨淑利<sup>1</sup> 濮海玲<sup>1</sup> 邵立民<sup>1</sup> 罗盼<sup>2</sup> 任守志<sup>1</sup> 高鸿<sup>3</sup>

(1 北京空间飞行器总体设计部, 北京 100094)

(2 北京卫星制造厂有限公司, 北京 100094)

(3 中国空间技术研究院, 北京 100094)

**文 摘** 基板是空间太阳能电池阵列电路的安装基础,“上下碳纤维复合材料网格面板+铝蜂窝芯+聚酰亚胺膜”是基板的典型结构。高模量碳纤维作为太阳翼核心关键原材料,必须实现自主可控,避免受制于人。为此,开展了国产高模碳纤维CCM40J-6K/环氧复合材料在太阳翼基板上的应用试验研究,提出了CCM40J-6K/环氧复合材料在产品应用上的宏观力学、微观网格抗拉脱、聚酰亚胺膜粘贴等三个关键环节,针对性地设计并实施了常温和高低温交变力学性能、网格面板节点结合力、聚酰亚胺膜粘贴性能以及基板结构热循环性能等5个方面的测试验证。验证结果表明:CCM40J-6K太阳翼基板各项力学性能与进口M40JB-6K相当,可以沿用原M40JB-6K相关基板成型工艺,单层及多层铺层基板试验件能够经受高低温交变及热循环恶劣环境,试验件试验前后力学性能无明显变化,且聚酰亚胺膜无脱粘现象,网格节点拉伸强度国产碳纤维网格面板相比进口碳纤维网格面板高18.9%。说明国产碳纤维CCM40J-6K能够应用于太阳翼基板结构研制。

**关键词** 国产高模量碳纤维,太阳翼,基板,应用试验

中图分类号:TB33

DOI:10.12044/j.issn.1007-2330.2023.02.020

## Research on Application of Domestic High-modulus Carbon Fiber/Epoxy Composites on Substrates for Spacial Solar Array

YANG Shuli<sup>1</sup> PU Hailing<sup>1</sup> SHAO Limin<sup>1</sup> LUO Pan<sup>2</sup> REN Shouzhil<sup>1</sup> GAO Hong<sup>3</sup>

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

(2 Beijing Spacecrafts limited Company, Beijing 100094)

(3 China Academy of Space Technology, Beijing 100094)

**Abstract** The substrate was the installation basis of solar cell for spacial solar array. "Upper and lower grid panel of carbon fiber composite + aluminum honeycomb core + polyimide film" was a typical structure of the substrate. As the key raw material of the solar array, high-modulus carbon fiber must be autonomous and controllable. To this end, the research of domestic high-modulus carbon fiber CCM40J-6K/epoxy composite applied to solar array's substrate had been carried out. And three key links, including macro mechanics, pull-off resistance of micro mesh, and adhesion performance of polyimide film of CCM40J-6K/epoxy composites in substrate applications, had been proposed. Five aspects of testing and verification items, including mechanical properties, bonding force of mesh panel node, bonding performance of polyimide film, and thermal-cycle performance of substrate structures, had been carried out. The verification results show that the mechanical properties of solar array's substrate using the domestic carbon fiber-CCM40J-6K are equivalent to those of the imported M40JB-6K, and the original related molding process of substrate by M40JB-6K can be followed. Test pieces of single-layer and multi-layer laminate substrate can withstand thermal shock and thermal cycling tests, whose mechanical properties have no obvious change before and after the test, and the polyimide film has no debonding phenomenon. The tensile

收稿日期:2022-11-12

第一作者简介:杨淑利,1984年出生,博士,主要从事空间太阳能电池阵列设计及空间结构与机构设计等研究工作。E-mail:1034241127@qq.com

strength of the grid node of the domestic carbon fiber is 18.9% higher than that of the imported carbon fiber. It shows that the domestic carbon fiber CCM40J-6K can be applied to the development of the substrate structure for solar array.

**Key words** Domestic high modulus carbon fiber, Solar array, Substrate, Application test

## 0 引言

空间太阳能电池阵是航天器的核心供电设备,空间太阳能电池阵基板是太阳能电池片的安装基础<sup>[1]</sup>。多板展开式空间太阳能电池阵采用刚性基板,面密度为1.0~1.5 kg/m<sup>2</sup>,基板占整个电池阵总质量的45%~60%。“铝蜂窝芯+碳纤维复合材料网格面板+聚酰亚胺膜”是刚性基板的典型结构(图1)。基板表面所粘贴的聚酰亚胺膜,用以满足太阳能电池与基板间的绝缘要求。

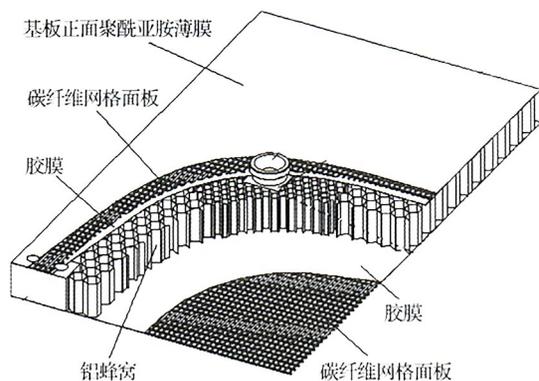


图1 太阳翼基板组成示意图

Fig. 1 Schematic diagram of the composition of the solar array's substrate

太阳翼基板为太阳能电池电路提供支撑和良好的力学环境,要求具有轻质、高刚度、高强度、大尺寸稳定的特性,这些特性主要取决于构成基板主要结构的高模量碳纤维。近年来,进口高模量碳纤维等原材料日益受限、成本高涨;另外,关键原材料自主可控是航天技术高质量发展的前提,往往作为重大型号研制的前置条件。因此,研究国产高模碳纤维在太阳翼基板上的应用研究越来越迫切<sup>[2-3]</sup>。

文献[4]研究了3种国产(CCM40J, CCM40, CCM46J)和1种进口(东丽M40JB)高模碳纤维的表面特性及结晶结构,并对高模碳纤维与环氧树脂的微观界面及复丝力学性能进行了研究,但并未阐述这几种国产碳纤维/环氧树脂复合材料适合应用的对象。文献[5]针对太阳翼基板用进口HM40-3K/环氧TDE-86、国产BSCHM40-3K/环氧TDE-86两种复合材料对固化吸胶过程吸胶系统的设定和含胶量进行了分析,但也指出不同的纤维、树脂组合需要根据实

际情况调整吸胶系统,纤维与树脂的浸润性越好,纤维与树脂的结合力越大。

本文以进口M40JB-6K碳纤维为对比对象,分析国产CCM40J-6K碳纤维材料在太阳翼碳纤维网格面板上应用的关键环节以及对应的工艺验证、环境适应性验证项目,给出试验样件的研制及验证结果,以此为基础明确国产碳纤维应用验证项目,拟为产品实际应用提供技术参考。

## 1 两种碳纤维性能数据对比

M40JB-6K由日本东丽公司生产,国产CCM40J-6K由威海拓展纤维有限公司生产,通过国产CCM40J-6K与M40JB-6K两种纤维性能对比(表1),CCM40J-6K碳纤维拉伸模量比M40JB-6K碳纤维高3%,拉伸强度高14%,延伸率优于M40JB-6K碳纤维,CCM40J-6K碳纤维与M40JB-6K碳纤维体密度相同。

表1 两种碳纤维性能对比表

Tab. 1 Performance comparison of two kinds of carbon fibers

碳纤维	$E/GPa$	$\sigma/MPa$	$\delta/\%$	每束纤维数	$m/g \cdot km^{-1}$	$\rho/g \cdot cm^{-3}$
国产CCM40J-6K	388	5035	1.3	6000	227	1.77
进口M40JB-6K	377	4410	1.2	6000	225	1.77

## 2 关键设计环节及验证矩阵

根据M40JB-6K碳纤维应用经验,高模量碳纤维产品设计关键环节主要包括:不同温度条件下的整体力学性能(刚度和强度)、网格面板节点微观抗拉脱性能、聚酰亚胺膜粘贴性能等。

为进一步证明CCM40J-6K碳纤维应用于太阳翼基板的可行性,根据前文所述太阳翼基板设计关键环节,图2给出了开展的工艺验证矩阵,需要从CCM40J-6K碳纤维/环氧复合材料试验件常温力学性能、高低温交变后的力学性能、网格面板节点性能、聚酰亚胺膜粘贴性能、基板试验件热循环性能5个方面进行测试及试验,获得基于CCM40J-6K/环氧复合材料的太阳翼基板成型工艺参数,使之能适应

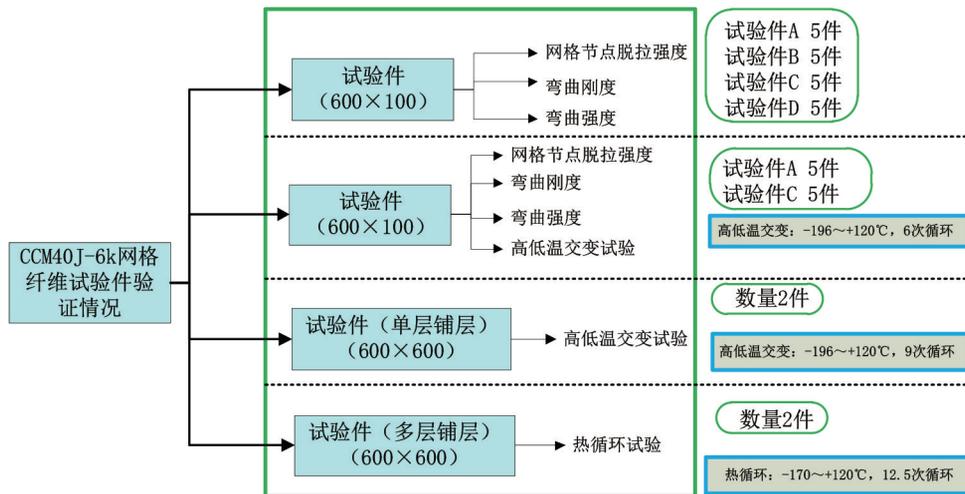


图2 CCM40J-6K网格纤维试验件验证矩阵

Fig. 2 Verification matrix of test pieces based on grid pattern of carbon fiber/epoxy

卫星发射段的力学载荷,以及在轨-170~120℃的真空高低温交变影响<sup>[5-8]</sup>。

### 3 CCM40J-6K碳纤维/环氧复合材料试验件常温力学性能

该项试验主要检验CCM40J-6K碳纤维构成基板结构后的力学性能是否满足总体要求,要求试件结构、成型工艺与真实产品一致。

CCM40J-6K/环氧树脂复合材料的制备采用缠绕铺叠成型工艺,即在控制缠绕张力、缠绕速度和预定线型的条件下,将连续的高模量碳纤维束浸渍环氧树脂胶液、连续地缠绕在相应制品尺寸的芯模上,然后对其进行裁剪下料、铺叠成型,最后在加热条件下使之固化制成相应尺寸的CCM40J-6K/环氧树脂复合材料网格面板制品。

试验件为碳纤维网格面板铝蜂窝芯夹层结构,上下面板为单层正交碳纤维网格面板(CCM40J-6K碳纤维/环氧树脂),夹层为铝蜂窝(高度24 mm),如图3及图4所示。

测量太阳翼基板试验件弯曲刚度采用三点外伸

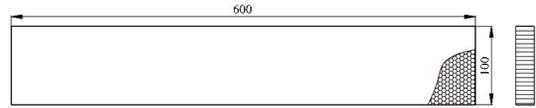


图3 太阳翼基板试验件规格

Fig. 3 Specification of solar array's substrate

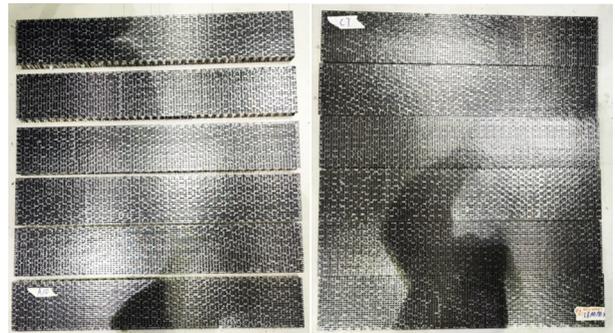


图4 力学性能试验件

Fig. 4 Test pieces of solar array's substrate for mechanical property test

法。弯曲强度测试采用四点加载,按《夹层结构及芯子性能试验方法》中相关规定执行。

表2 CCM40J-6K碳纤维/环氧复合材料试验件常温测试结果<sup>1)</sup>

Tab. 2 Results of test pieces based on carbon fiber/epoxy composite at room temperature<sup>1)</sup>

试验件	网格间距	铝蜂窝方向	弯曲刚度/(N·mm <sup>2</sup> )		剪切刚度/kN		破坏载荷/N		弯曲强度/MPa	
			平均值 /10 <sup>8</sup>	标准差 /10 <sup>7</sup>	平均值	标准差	平均值	标准差	平均值	标准差
试验件A	6 mm×4 mm	L沿长边	3.40	1.63	78.0	2.32	241	9.40	36.0	1.39
试验件B	6 mm×4 mm	W沿长边	3.32	1.30	49.0	4.71	224	8.86	33.5	1.32
试验件C	5.3 mm×3.8 mm	L沿长边	3.75	8.28	83.8	3.99	253	13.93	37.8	2.08
试验件D	5.3 mm×3.8 mm	W沿长边	3.47	1.40	51.3	1.87	252	6.54	37.6	0.97

注:1)长边为沿600 mm方向,上下面板厚度均为0.25 mm,样品数量各为5个。

试验结果如表2所示。可得出如下结论:

(1)对于网格间距均为6 mm×4 mm的试验件,铝蜂窝L向沿长边比铝蜂窝W向沿长边的试验件弯曲刚度高2.4%,剪切刚度高52%,破坏载荷高7.6%,弯曲强度高7.5%;

(2)对于网格间距均为5.3 mm×3.8 mm的试验件,铝蜂窝L向沿长边比铝蜂窝W向沿长边的试验件弯曲刚度高8.1%,剪切刚度高71%,破坏载荷高0.4%,弯曲强度高0.5%;

(3)在同一网格间距下,铝蜂窝L向沿试验件长边方向可大幅提升试验件的剪切刚度,而弯曲刚度、破坏载荷、弯曲强度有小幅增大;

(4)对于铝蜂窝L向均沿长边方向,网格间距5.3 mm×3.8 mm相比网格间距6 mm×4 mm的试验件弯曲刚度高10.3%,剪切刚度高7.4%,破坏载荷高5%,弯曲强度高5%;

(5)对于铝蜂窝W向均沿长边方向,网格间距5.3 mm×3.8 mm相比网格间距6 mm×4 mm的试验件弯曲刚度高4.5%,剪切刚度高4.7%,破坏载荷高12.5%,弯曲强度高12.2%;

(6)综上,在铝蜂窝方向一致的情况下,网格间距

越密,其弯曲刚度、强度、剪切刚度、破坏载荷都有一定程度的增大,相应的质量也有所增加。这种变化趋势与进口M40JB-6K碳纤维应用情况一致,表明国产CCM40J-6K碳纤维的常温力学环境是满足设计要求及工艺要求的。并且设计碳纤维网格间距时,仍需要综合考虑基板的力学性能与质量间的最优解。

#### 4 CCM40J-6K碳纤维/环氧复合材料试验件高低温交变后的力学性能

该项试验是在常温试验基础上,模拟太阳电池阵在轨进出高温交变环境,主要检验CCM40J-6K碳纤维+环氧树脂构成基板结构的抗温度交变及温度梯度性能,保证经历空间恶劣环境之后的结构完整性和主要力学性能。

选取试验件A及试验件C各5件,在液氮罐内(~-196℃)浸泡15 min;在室温停留10 min;在保温箱达到(120±5)℃,保温120 min;在室温停留60 min(恢复常温即可进行下一循环试验);以上过程进行6次循环。

高低温交变后,按《夹层结构及芯子性能试验方法》测试其弯曲刚度、强度、剪切刚度等力学性能,试验结果如表3所示。

表3 CCM40J-6K碳纤维/环氧复合材料试验件常温/高低温交变后的测试结果<sup>1)</sup>

Tab. 3 Results of test pieces based on carbon fiber/epoxy composite at room temperature/high and low temperature<sup>1)</sup>

试验件	网格间距	铝蜂窝方向	测试时机	弯曲刚度/(N·mm <sup>2</sup> )		剪切刚度/kN		破坏载荷/N		弯曲强度/MPa	
				平均值 /10 <sup>8</sup>	标准差 /10 <sup>7</sup>	平均值	标准差	平均值	标准差	平均值	标准差
试验件A	6 mm×4 mm	L沿长边	常温	3.40	1.63	78.0	2.32	241	9.40	36.0	1.39
			高低温交变后	3.52	9.29	86.6	4.86	224	17.44	33.4	2.60
试验件C	5.3 mm×3.8 mm	L沿长边	常温	3.75	8.28	83.8	3.99	253	13.93	37.8	2.08
			高低温交变后	4.11	5.27	82.5	2.90	243	15.19	36.2	2.86

注:1)长边为沿600 mm方向,上下面板厚度均为0.25 mm,样品数均为5个。

由表3可得出如下结论:

(1)对于试验件A,高低温交变后,相比常温状态,其弯曲刚度高3.5%,剪切刚度高11%,破坏载荷低7.1%,弯曲强度低7.2%;

(2)对于试验件C,高低温交变后,相比常温状态,其弯曲刚度高9.6%,剪切刚度低1.6%,破坏载荷低4.0%,弯曲强度低4.2%;

(3)试验件在经历高低温交变后,其弯曲性能、剪切性能、破坏性能略微增加或降低。总的来说,与高低温交变前相比,CCM40J-6K碳纤维/环氧复合材料试验件的力学性能未明显降低,一定次数的冷热循环之后,树脂或界面的变形已能有效地松弛热应力,力学性能会逐渐趋于稳定。证明国产碳纤维产

品成型后与环氧树脂结合良好,能够耐受空间高低温交变的考核。

#### 5 网格面板节点性能

碳纤维构成的网格面板节点的结合牢固性体现出材料微观抗拉脱性能,是保证网格面板结构完整性及平面度的关键。为测试国产碳纤维网格面板节点抗拉脱性能,需要测试网格十字节点的拉伸强度。网格节点示意图如图5所示。节点拉伸强度= $p/(a \times b)$ ,式中, $p$ 为节点破坏力, $a$ 为节点长度, $b$ 为节点宽度。

对两种碳纤维CCM40J-6K和M40JB-6K纤维网格面板进行节点拉伸性能测试,结果如表4所示。

由表4可得出如下结论:

(1)对于国产碳纤维CCM40J-6K,环氧树脂含胶

表4 网格节点拉伸性能测试结果<sup>1)</sup>  
Tab. 4 Results of tensile Performance for mesh nodes<sup>1)</sup>

碳纤维	环氧树脂含量/%	a/mm		b/mm		p/N		节点拉伸强度/MPa	
		平均值	标准差	平均值	标准差	平均值	标准差	平均值	标准差
CCM40J-6K	31	2.238	0.11	2.268	0.08	18.4	3.59	3.60	0.58
	34	1.941	0.07	1.942	0.08	12.7	1.93	3.39	0.61
M40JB-6K	34	2.828	0.19	2.298	0.10	18.5	3.89	2.85	0.58

注:1)样品数均为10个。

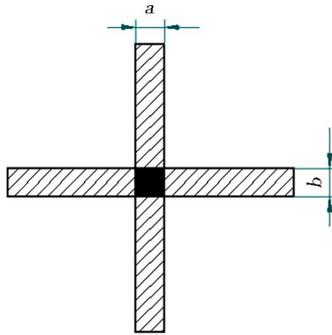


图5 网格十字节点示意图

Fig. 5 Schematic diagram of grid cross node

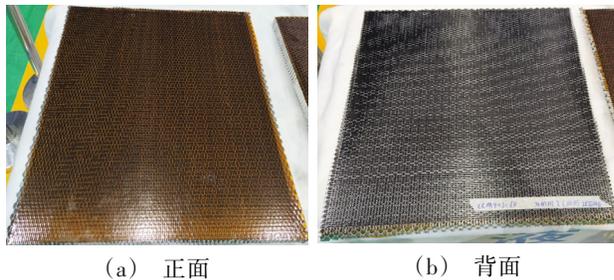
量31%相比34%,其网格面板的节点破坏力平均高44.8%,平均节点拉伸强度高6.1%,因此,环氧树脂含胶量越小,网格节点拉伸强度越大,但环氧树脂含量的多少还与碳纤维表面状态有关,在满足碳纤维能够完全浸润的情况下,尽量控制环氧树脂含胶量;

(2)在相同环氧树脂含胶量情况下,进口碳纤维网格面板的节点破坏力平均高31.3%,平均节点拉伸强度低18.9%。

### 6 聚酰亚胺膜粘贴性能

选取试验件共2件(试验件上下碳纤维面板均为单层铺层,网格间距为4 mm×6 mm),在液氮罐内(~-196 °C)浸泡15 min;在室温停留10 min;在保温箱达到(120±5) °C,保温120 min;在室温停留60 min(恢复常温即可进行下一循环试验);以上工艺进行9次循环,如图6所示。

完成试验后对试验件表面状态进行检查发现:试验件中2件试验件背面面板网格十字节点及基板正面



(a) 正面

(b) 背面

图6 聚酰亚胺膜粘贴性能试验件

Fig. 6 The solar array's substrate with polyimide film

(贴聚酰亚胺膜面)均未发现有脱粘现象,证明国产碳纤维成型基板后的微观表面特性满足聚酰亚胺粘贴要求,能够为电池电路安装提供可靠的安装基础。

### 7 基板试验件热循环性能

在材料级小尺寸试件通过考核基础上,必须进一步验证国产碳纤维在大尺寸基板构件应用上的适应性,为最终在全尺寸太阳翼基板上的应用提供证据。

一般采用具有综合接口的试验件进行验证,研究工作所制作的2件基板试验件如图7所示。

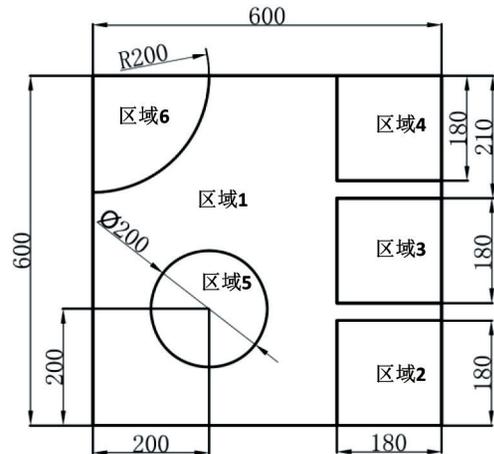


图7 基板试验件示意图

Fig. 7 Schematic diagram of multi-layer substrate

(1)区域1为一层网格间距4 mm×6 mm(顶层)。

(2)区域2为两层(顶层+第二层6 mm×4 mm)正交网格。

(3)区域3为三层(顶层+第二层6 mm×4 mm+第三层4 mm×6 mm)正交网格。

(4)区域4为四层(顶层+第二层6 mm×4 mm+第三层4 mm×6 mm+第四层6 mm×4 mm)正交网格。

(5)区域5为三层(顶层+第二层6 mm×4 mm+第三层4 mm×6 mm)正交网格。

(6)区域6为三层(顶层+第二层6 mm×4 mm+第三层4 mm×6 mm)正交网格且加密蜂窝芯。

选取试验件共2件进行测试,如图8所示。

(1)高温:单点温度保持在(120±5) °C,且正面监

控点平均温度大于120℃。

低温:平均温度低于-170℃(低温时不作均匀性要求)。

(2)降温速率:从高温工况到低温工况以设备的最大能力降温。

(3)升温速率:从-165到80℃升温时间应在45 min左右,最大升温速率不大于40℃/min。

(4)循环次数:共12.5次循环,循环从低温开始。

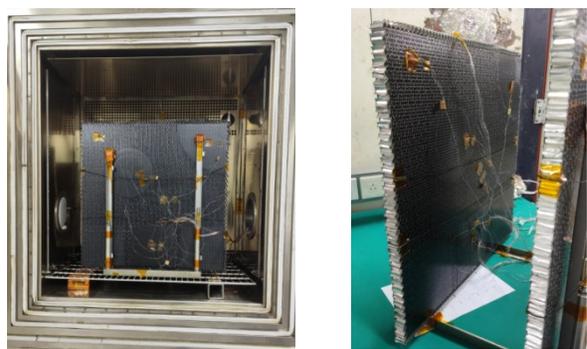


图8 基板试验件热循环试验

Fig. 8 The solar array's substrate for thermal-cycle test

完成试验后对试验件表面状态进行检查发现:2件试验件正反两个面的碳纤维正交节点处的胶接状态良好,无脱粘节点,碳纤维与铝蜂窝芯的胶接状态和聚酰亚胺膜与碳纤维的粘贴状态良好,无脱粘和虚粘接问题,证明了国产碳纤维在大尺寸结构件上应用的可行性。

## 8 结论

(1)国产CCM40J-6K碳纤维可以用于太阳翼基板的生产,原有结构设计及工艺设计满足产品性能要求,综合性能与进口M40JB-6K相当。

(2)在同一网格间距下,铝蜂窝L向沿试验件长边方向可大幅提升试验件的剪切刚度,而弯曲刚度、破坏载荷、弯曲强度有小幅增大。

(3)在铝蜂窝方向一致的情况下,网格间距越密,其弯曲刚度、强度、剪切刚度、破坏载荷都有一定程度的增大,相应地,质量也有所增加,因此设计碳纤维网格间距时,要综合考虑基板的力学性能与质量间的最优解。

(4)试验件在经历高低温交变后,其弯曲性能、剪切性能、破坏性能略微增加或降低。总体来说,与高低温交变前相比,CCM40J-6K碳纤维/环氧复合材料试验件的力学性能未明显降低,一定次数的冷热循环之后,树脂或界面的变形已能有效地松弛热应力,力学性能会逐渐趋于稳定。

(5)网格节点拉伸强度国产碳纤维网格面板相

比进口碳纤维高18.9%;环氧树脂含胶量越小,网格节点拉伸强度越大。但环氧树脂含量的多少还与碳纤维表面状态有关,在满足碳纤维能够完全浸润的情况下,尽量控制环氧树脂含胶量。

(6)国产CCM40J-6K碳纤维基板试验件顺利通过了高低温热循环试验,且试验前后碳纤维表面均无脱粘。

## 参考文献

[1] 刘志全,杨淑利,濮海玲. 空间太阳能电池阵的发展现状及趋势[J]. 航天器工程,2012,21(6):112-118.

LIU Z Q, YANG S L, PU H L. Development and trend of space solar array technology [J]. Spacecraft Engineering, 2012, 21(6): 112-118.

[2] 杜善义. 先进复合材料与航空航天[J]. 复合材料学报,2007,24(1):1-12.

DU SH Y. Advanced composite materials and aerospace engineering[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2007, 24(1): 1-12.

[3] 董彦芝,刘芃,王国栋,等. 航天器结构用材料应用现状与未来需求[J]. 航天器环境工程,2010,27(1):41-44.

DONG Y Z, LIU P, WANG G D, et al. Application and future demand of materials for spacecraft structures [J]. Spacecraft Environment Engineering, 2010, 27(1): 41-44.

[4] 徐永新,顾轶卓,马全胜,等. 几种国产高模碳纤维特性实验分析[J]. 复合材料学报,2016,33(9):1905-1914.

XU Y X, GU Y Z, MA Q S, et al. Experimental analysis of properties of several domestic high-modulus carbon fibers [J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2016, 33(9): 1905-1914.

[5] 苏庆云,刘海鑫,尉世厚,等. 卫星太阳能电池阵刚性基板用网格面板的含胶量控制[J]. 玻璃钢/复合材料,2019(12):101-105.

SU Q Y, LIU H X, WEI S H, et al. The control of the epoxy resin content on satellite solar battery's grid hard substrates [J]. Fiber Reinforced Plastics/Composites, 2019(12): 101-105.

[6] 周雷,顾轶卓,邱学仕,等. 碳纤维复丝压缩性能测试方法[J]. 复合材料学报,2015,32(5):1436-1444.

ZHOU L, GU Y ZH, QIU X S, et al. Measuring method for compression property of carbon fiber multifilament [J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2015, 32(5): 1436-1444.

[7] GHAFORI E, MOTAVALLI M. Normal, high and ultra-high modulus carbon fiber-reinforced polymer laminates for bonded and un-bonded strengthening of steel beams [J]. Materials & Design, 2015, 67: 232-243.

[8] 张琳,郑莉,迟波. 碳纤维/TDE85环氧树脂复合材料界面性能的研究[J]. 玻璃钢/复合材料,2013(3):58-61.

ZHANG L, ZHENG L, CHI B. Study of interfacial performance of T800/TDE-85 composite [J]. Fiber Reinforced Plastics/Composites, 2013(3): 58-61.