

国产中温固化热破胶膜性能

赵臻璐 严利娟 刘佳 张鑫 梁凯

(北京卫星制造厂有限公司, 北京 100094)

文 摘 考察了一种适用于卫星太阳翼基板的国产中温固化胶膜的胶接性能和热破工艺性,并分别采用国产和进口胶膜,利用胶膜热破施胶方法制备了碳纤维网格面板/铝蜂窝芯夹层结构,对其弯曲性能进行评价。结果表明,国产胶膜的室温拉伸剪切强度(铝基材)为34.9 MPa,150 °C时拉伸剪切强度降为10.2 MPa,-150 °C时拉伸剪切强度降为30.4 MPa。碳纤维复合材料作为胶接基材时,室温拉伸剪切强度为17.5 MPa,破坏模式为基材分层破坏和胶黏剂内聚破坏的混合破坏模式。国产胶膜具有良好的热破工艺特性,在合适的工艺条件下,破孔率优于99.9%,90°板-芯剥离强度为15.4 N/cm;采用国产胶膜制备的蜂窝夹层结构的弯曲性能与采用进口 Redux312UL的接近,弯曲刚度为 $1.94 \times 10^8 \text{ N} \cdot \text{mm}^2$,弯曲强度为35.7 MPa。

关键词 胶膜,热破,蜂窝夹层结构

中图分类号:TQ4363

DOI:10.12044/j.issn.1007-2330.2023.02.016

Properties of Domestic Moderate Temperature Curing Hot-break Adhesive Film

ZHAO Zhenlu YAN Lijuan LIU Jia ZHANG Xin LIANG Kai

(Beijing Spacecrafts Manufacturing Co., Ltd, Beijing 100094)

Abstract The bonding and hot-break properties of a domestic adhesive film for satellite solar wing substrate were investigated, and the carbon fiber grid panel/aluminum honeycomb sandwich structures were prepared by hot-break gluing using domestic and imported adhesive films, and the bending properties were evaluated. The results show that the tensile shear strengths of the domestic adhesive film at room temperature is 34.9 MPa, it reduce to 10.2 MPa at 150 °C and 30.4 MPa at -150 °C. The tensile shear strength of CFRP substrate is 17.5 MPa at room temperature, and the mixed failure mode is the CFRP substrate delamination failure and adhesive cohesion failure. The adhesive film has excellent hot-break process characteristics, the blow hole rate is better than 99.9%, the 90° peel strength of aluminum honeycomb-sandwich structure is 15.4 N/cm. Bending properties of the domestic and imported Redux312UL honeycomb sandwich structure is equivalent. Bending stiffness of honeycomb sandwich structure is $1.94 \times 10^8 \text{ N} \cdot \text{mm}^2$, and bending strength is 35.7 MPa.

Key words Adhesive film, Hot-break, Honeycomb sandwich structure

0 引言

中温固化热破胶膜是卫星太阳翼基板碳纤维网格面板与铝蜂窝芯的粘接材料,其主要作用是通过胶粘作用实现结构的有效连接,为太阳电池片和电路提供具有一定刚度和强度的安装平面与支撑,确保太阳翼在轨正常工作,为航天器提供可靠的电源。目前,我国太阳翼基板用热破胶膜基本为进口 Redux312UL,国内开展了适用于太阳翼基板的中温固化热破胶膜研制。

由于太阳翼基板在发射过程中需要承受噪声、振动等力学环境载荷,在轨运行期间一般需要面临 $\pm 150 \text{ }^\circ\text{C}$ 的温度交变^[1-3],为保证太阳翼基板在整个服役

周期结构连接的可靠性,要求胶膜在一定的温度范围内具有相应的胶接强度。因此,本文主要针对太阳翼基板用国产中温固化热破胶膜,开展基础力学性能、胶接工艺性能评价,并采用胶膜热破法制备碳纤维网格面板/铝蜂窝芯夹层结构,对其力学性能进行分析。

1 实验

1.1 原材料

中温固化热破胶膜:J-312L,黑龙江石化院; Redux312UL,赫氏公司。

铝蜂窝芯,PAMG-XR1-3/8-5056-0.000 7P,普拉斯科公司。

收稿日期:2022-08-13

第一作者简介:赵臻璐,1984年出生,博士,研究员,主要从事星船复合材料方面的研究工作。E-mail:zhaozl529@163.com

铝面板:LY12CZ,西南铝业。

碳纤维/环氧树脂基复合材料:碳纤维,M40J,东丽公司;环氧树脂,BS-2,北京卫星制造厂有限公司。

1.2 实验方法

1.2.1 拉伸剪切试样的制备及性能评价

拉伸剪切试样按照 GB/T 7124—2008 进行加工,其中,铝板表面经过磷酸阳极化,碳纤维复合材料表面打磨处理。按照标准要求尺寸进行制样,固化温度 120 °C,固化时间 1.5 h。

1.2.2 胶接铝蜂窝夹层结构 90°剥离试样的制备及性能评价

剥离试样按照相关标准进行加工,其中,铝板表面经过磷酸阳极化。采用胶膜热破法实现蜂窝夹层结构胶膜的施胶,固化温度 120 °C,抽真空固化时间 1.5 h,然后按照标准要求尺寸进行试件加工。

1.2.3 碳纤维网格面板/铝蜂窝芯夹层结构弯曲试样的制备及性能评价

蜂窝夹层结构的面板为碳纤维/环氧树脂基复合材料网格面板,蜂窝芯高度 24 mm,试件尺寸 600 mm×55 mm。采用胶膜热破法实现蜂窝夹层结构胶膜的施胶,固化温度 120 °C,抽真空固化时间 1.5 h。采用三点弯曲方法测试力学性能。

2 结果与讨论

2.1 胶膜胶接性能

LY12CZ 铝合金作为胶接基材制备的板-板拉伸试件在不同温度下胶膜的拉伸剪切强度(铝基材)测试结果如图 1 所示。

可以看出,胶黏剂在室温以下的拉伸剪切强度

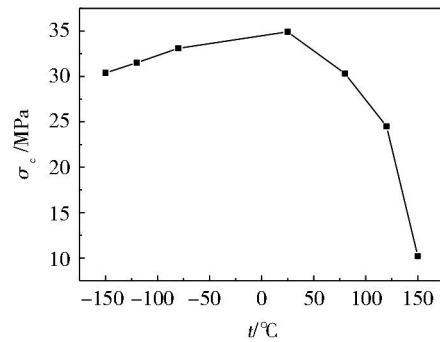


图 1 胶膜在不同温度下的拉伸剪切强度

Fig. 1 The shear strength of adhesive film at different temperatures

均大于 30 MPa,表明该胶膜在室温及以下具有良好的胶接性能。室温以上时,随着温度的升高,拉伸剪切强度逐渐降低,150 °C时的拉伸剪切强度从室温的 34.9 降低至 10.2 MPa。但仍能满足在太阳翼基板使用(含地面试验环境)温度范围内胶黏剂拉伸剪切强度不小于 10 MPa(铝基材)的使用要求,表明该胶膜可用于服役温度范围在±150 °C的太阳基板。

胶膜在太阳翼基板中的实际使用工况为碳纤维复合材料的胶接,为了更真实地评价胶膜的粘接性能,考察了不同基材的拉伸剪切试件强度,结果如表 1 所示。可以看出,与铝合金基材相比,胶膜对碳纤维复合材料的胶接强度有所降低。

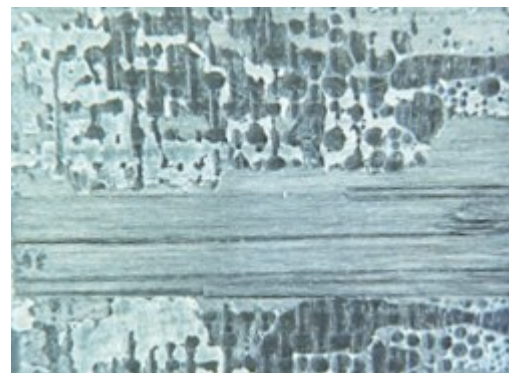
表 1 不同基材的室温拉伸剪切试件强度

Tab. 1 The shear strength of adhesive film for different substrate

基材	拉伸剪切强度/MPa
Al(LY12CZ)	34.9
碳纤维/环氧树脂复合材料	17.5



(a) 基材分层破坏



(b) 混合破坏

图 2 拉伸剪切试件破坏形貌(复合材料基体)

Fig. 2 Failure morphologies of tensile shear specimens

一般来说,胶黏剂的破坏包括胶黏剂的内聚破坏、被粘物的内聚破坏、黏附破坏和混合破坏 4 种模式^[4-7]。其中,胶黏剂的内聚破坏是由于胶黏剂的内聚力较低导致胶黏剂内部发生的破坏现象;被粘物

的内聚破坏则是由于被粘物的内聚力较低导致的被粘物内部发生的破坏;黏附破坏是指胶黏剂和被粘物界面发生的破坏现象,但研究表明,通常不存在真正的黏附破坏,一般在显微镜下都会在被粘物上观

察到胶黏剂的残留^[8];混合破坏则是兼具内聚破坏和黏附破坏的破坏^[4,9]。从碳纤维/环氧树脂复合材料拉伸剪切试验件的破坏形貌(图2)可以看出,试件多呈现基材分层破坏和胶黏剂内聚破坏的混合破坏模式。这表明卫星用复合材料本身已成为薄弱环节,导致拉伸剪切强度降低。

2.2 胶膜热破工艺性

胶膜热破工艺是一种新型高效的蜂窝夹层结构胶膜施胶工艺,其原理如图3所示。通过对铺贴在蜂窝芯端面一定厚度的胶膜进行瞬时加热,同时沿蜂窝芯格孔轴向反向施加一定气压的热空气,使胶膜软化、鼓胀、破裂、收缩,并均匀聚集在蜂窝芯格端面,实现胶黏剂从胶膜态向蜂窝网格态的直接转化的过程^[10]。选择合适的胶膜热破工艺参数,可将结构胶膜离散为沿六边形铝蜂窝芯壁均布的状态,提升结构胶膜利用率。

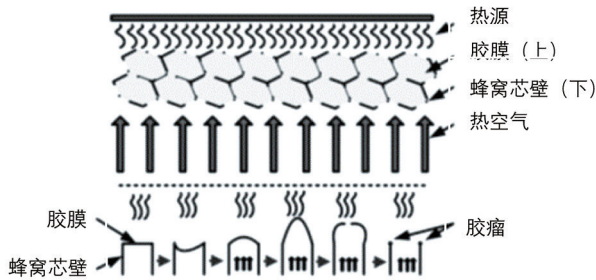


图3 胶膜热破施胶原理图^[8]

Fig. 3 Principle of adhesive film hot-break

通过调节胶膜热破的温度、鼓风风压以及水平扫描速率,确定了胶膜的最佳热破工艺参数,如表2所示,并对胶膜的破孔率、蜂窝芯格端面胶黏剂分布均匀性进行了分析。胶膜的热破状态如图4所示,可以看出,胶黏剂能够沿着蜂窝芯爬升形成浸胶瘤,破孔率优于99.9%。铝蜂窝夹层结构90°板-芯剥离强度达到15.4 N/cm,可实现结构的有效连接。

表2 热破工艺参数¹⁾

Tab. 2 The process parameters of hot-break

热破温度/°C	鼓风风压/MPa	扫描速率/mm·s ⁻¹
75±3	0.1±0.01	3

注:1)胶膜厚度0.1 mm;蜂窝芯格边长3 mm。

为了评价热破工艺对胶膜固化特性的影响,根据胶膜非等温固化曲线,测试胶膜热破前后不同升温速率下的固化起始温度、固化峰顶温度、固化终止温度。以5、10、15 °C/min升温速率进行DSC测试结果如图5所示。将固化温度曲线外推,可以得到在0 °C/min下的固化反应起始温度、峰值温度和终止温度,得到的固化温度如表3所示。可以看出,热破前

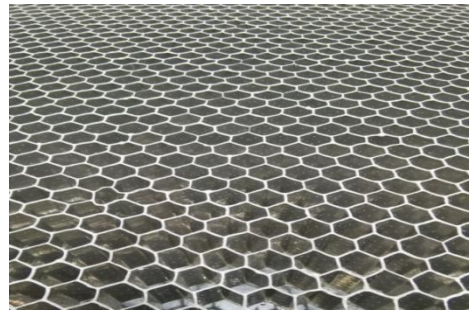
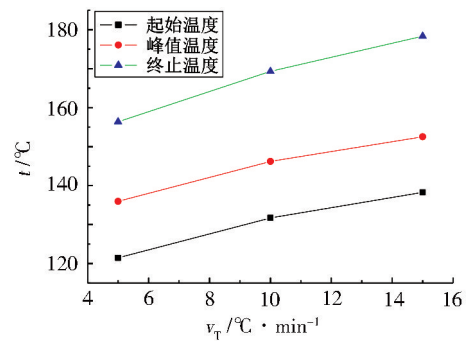


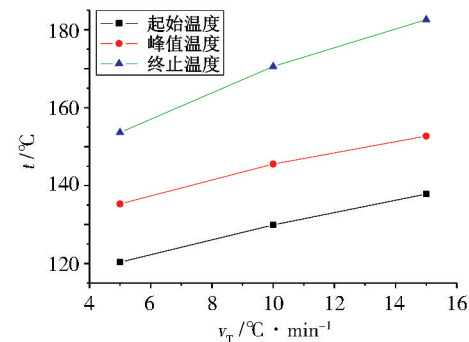
图4 胶膜热破状态图

Fig. 4 The morphology of adhesive film after hot-break

后胶膜的固化反应起始温度、峰值温度和终止温度没有明显变化,表面胶膜热破工艺没有对胶膜的固化特性产生明显的影响。



(a) 热破前



(b) 热破后

图5 不同升温速率下胶膜的固化温度¹⁾

Fig. 5 Curing temperature of adhesive film at different heating rates¹⁾

表3 热破前后胶膜的固化温度¹⁾

Tab. 3 Curing temperature of adhesive film¹⁾

项目	$T_i / ^\circ\text{C}$	$T_p / ^\circ\text{C}$	$T_f / ^\circ\text{C}$
热破前	114	128	146
热破后	112	127	139

注:1) T_i 为固化起始温度; T_p 为固化峰顶温度; T_f 为固化终止温度。

2.3 碳纤维网格面板/铝蜂窝芯夹层结构力学性能分析

碳纤维网格面板/铝蜂窝芯夹层结构是卫星刚性宇航材料工艺 <http://www.yhclgy.com> 2023年 第2期

太阳翼基板的典型结构形式。网格面板与蜂窝芯格的胶接性能直接影响整个太阳翼基板的性能^[10]。参考太阳翼基板的典型结构特点,制备了碳纤维网格面板/铝蜂窝芯夹层结构弯曲性能试验件,对国产胶膜和进口胶膜的胶接性进行对比分析,结果如表4所示。可以看出,采用两种胶膜制备的弯曲试件,弯曲刚度和弯曲强度相当。

表4 不同胶膜制备的蜂窝夹层结构弯曲性能
Tab. 4 Bending characters of honeycomb sandwich structure with different adhesive films

胶膜牌号	弯曲刚度/ $10^8\text{N}\cdot\text{mm}^2$	弯曲强度/MPa
J-312L	1.94	35.7
Redux312UL	1.88	38.4

3 结论

(1)国产中温固化胶膜的室温拉伸剪切强度(铝基材)为34.9 MPa,150 °C时拉伸剪切强度降为10.2 MPa,-150 °C时拉伸剪切强度降为30.4 MPa,满足太阳翼基板使用(含地面试验环境)温度范围内胶黏剂拉伸剪切强度不小于10 MPa(铝基材)的要求,表明该胶膜可用于服役温度范围在 ± 150 °C的太阳基板结构。

(2)碳纤维复合材料作为基材进行胶接时,基材成为拉伸剪切破坏的薄弱环节,导致拉伸剪切强度降低。

(3)国产中温固化胶膜具有良好的热破性,热破前后胶黏剂的固化特性未发生明显变化,胶黏剂均匀分布在蜂窝芯表面,破孔率优于99.9%。

(4)采用国产胶膜制备的碳纤维网格面板/铝蜂窝芯夹层结构试验件弯曲刚度与弯曲强度与采用进口Redux312UL胶膜的试验件相当。

参考文献

[1] 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 bonding technology of polyimide film and solar wing substrate [J]. New Chemical Materials, 2020, 48(3): 60-63.

[2] 沈自才,姜海富,徐坤博,等. 航天材料空间环境效应损伤机制及关联性研究[J]. 宇航材料工艺,2016,46(2):

1-8.

SHEN Z C, JIANG H F, XU K B, et al. Damage mechanisms and their correlations of spacecraft materials in space environments [J]. Aerospace Materials & Technology, 2016, 46(2):1-8.

[3] PAUL D W, DAVID F P. The development of high-temperature composite solar array substrate panels for the messenger spacecraft [J]. SAMPE Journal, 2003, 39(6):6-17.

[4] 关世伟. 胶接接头破坏分析[J]. 中国胶粘剂, 2015, 24(2):57-58.

GUAN S W. Failure analysis of adhesive joint [J]. China Adhesives, 2015, 24(2):57-58.

[5] 马海全,王倩妮,钱雷,等. 胶接结构破坏模式及失效机理[J]. 失效分析与预防,2012,7(3):162-166.

MA H Q, WANG Q N, QIAN L, et al. Damage mode and failure mechanism of cementing structure [J]. Failure Analysis and Prevention, 2012, 7(3):162-166.

[6] KWEON J H, JTNG J W, KIM T H, et al. Failure of carbon composite-to-aluminum joints with combined mechanical fastening and adhesive bonding [J]. Composite Structures, 2006, 75(1):192-198.

[7] KIM K S, YOO J S, YI Y M, et al. Failure mode and strength of uni-directional composite single lap bonded joints with different bonding methods [J]. Composite Structures, 2006, 72(4):477-485.

[8] 徐修祝,涂善东,徐思浩. 胶接接头断裂及相关断裂准则探讨[J]. 石油化工设备,2005,34(3):37-40.

XU X Z, TU S D, XU S H. Fracture of adhesively bonded joints and discussion of relative fracture criterions [J]. Petro-Chemical Equipment, 2005, 34(3):37-40.

[9] 刘宇婷,潘利剑,胡秀凤,等. 可剥布对T300/Cycom 970环氧树脂复合材料胶接性能的影响[J]. 复合材料学报, 2017,34(5):996-1002.

LIU Y T, PAN L J, HU X F, et al. Effect of peel plies on bonding properties of T300/cycom 970 epoxy composites [J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2017, 34(5):996-1002.

[10] 武海生,郑建虎,徐伟丽,等. 可剥布对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(4):10-13.

WU H S, ZHENG J H, XU W L, et al. Study on hot-break gluing technology for honeycomb sandwich structure in spacecraft [J]. Aerospace Manufacturing Technology, 2015(4):10-13.