

耐 150 °C 太阳翼基板结构胶黏剂性能研究

李皓鹏¹ 赵贺一² 殷永霞¹ 邱泉水¹ 孙东华¹

(1 北京空间机电研究所, 北京 100094)

(2 北京工业大学材料与制造学部, 北京 100124)

摘 要 介绍了一种 J-159 结构胶黏剂, 用于太阳翼基板结构的板-芯胶接, 重点进行了胶黏剂的力学性能、真空挥发性能、耐辐照性能研究, 同时开展了典型件的制备及热真空循环试验。结果表明, J-159 胶黏剂在 150 °C 下各项力学性能保持率均 > 56%, 远高于常用的 J-47 胶黏剂, 具有很好的耐高温性能。同时, 真空挥发性能和带电粒子辐照性能满足航天器空间应用要求, 制备的典型件在 -105~+150 °C 热真空循环试验后, 外观质量、胶接质量及其他性能均符合指标要求, 能够满足卫星太阳翼基板耐 150 °C 及以下空间环境的使用需求。

关键词 深空探测, 太阳翼基板, 耐高温胶黏剂

中图分类号: V45

DOI: 10.12044/j.issn.1007-2330.2021.05.013

Properties Research of 150 °C-resistant Structural Adhesive on Solar Wing Substrate

LI Haopeng¹ ZHAO Heyi² YIN Yongxia¹ QIU Quanshui¹ SUN Donghua¹

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

(2 Faculty of Materials and Manufacturing, Beijing University of Technology, Beijing 100124)

Abstract This paper introduced a 150 °C high-temperature-resistant adhesive J-159 for the core bonding of solar wing substrates and focused on its mechanical properties, vacuum volatility and radiation resistance. At the same time, typical test pieces were prepared and the thermal vacuum cycle tests were carried out. The results show that the retention rate of various mechanical properties of J-159 adhesive at 150 °C is more than 56%, which is much higher than the commonly used J-47 adhesive, and has good temperature resistance. At the same time, the vacuum volatility and the resistance to charged particle irradiation meet the requirements of spacecraft space application. After the thermal vacuum cycle test from -105 to +150 °C, the prepared typical substrates have qualified appearance quality, bonding quality and other performance indicators, which meet the use requirements of the satellite solar wing substrate to withstand the space environment at 150 °C and below.

Key words Deep space exploration, Solar wing substrate, Temperature-resistant adhesive

0 引言

深空探测是除卫星应用、载人航天外人类航天活动的又一重大领域^[1], 随着“绕、落、回”探月工程三期任务的顺利完成, “天问一号”探测器在火星表面的成功着陆, 国家拉开了开展深空探测活动的序幕, 然而愈加恶劣的空间环境是航天器尤其是空间电源系统面临的最大挑战^[2]。

太阳翼基板是航天器电源系统主要结构, 起承载太阳能电池片作用, 其中刚性基板是应用最为广泛的结构形式, 根据安装模式和应用方式又分为展开式基板和体装式基板两种, 前者多为碳纤维网格

面板/铝蜂窝夹层结构, 后者多为碳纤维复合材料面板/铝蜂窝夹层结构^[3]。太阳翼基板结构在轨的稳定性直接影响太阳电池片的功能发挥。太阳翼在装星发射、在轨展开和锁定、姿态与轨道调整、再入着陆过程中均会受到载荷作用, 同时空间环境的高温、空间辐照等影响均可能引起胶黏剂材料的特性变化, 在载荷和内应力共同作用下, 导致太阳翼基板出现板-芯脱粘等情况, 进而产生面板凸起、鼓包等问题, 造成电池片的鼓起、弯折甚至碎裂, 影响航天器电源系统的在轨寿命^[4-5]。因此结构胶黏剂材料尤其太阳翼基板板-芯胶黏剂的耐高温等空间环境的性能

收稿日期: 2021-06-20

第一作者简介: 李皓鹏, 1991 年出生, 硕士, 工程师, 主要从事树脂基复合材料成型工艺研究工作。E-mail: haopeng_li@sina.com

至关重要。

目前太阳翼基板常用板-芯结构胶黏剂以J-47、J-154、Redux312等中温固化环氧结构胶膜为主,其应用温度均在120℃以下,针对120℃以上满足空间环境应用的基板板-芯胶黏剂的研究国内外均少有报道。本文介绍一种中温固化改性环氧树脂板-芯结构胶黏剂J-159并研究其力学性能、真空挥发性能、耐带电粒子辐照性能以及典型件耐热真空循环性能。

1 实验

1.1 原材料

J-159、J-47系列结构胶黏剂,黑龙江省科学院石油化工研究院;铝蜂窝芯材,西安雅西复合材料有限公司;F46环氧树脂,上海树脂厂有限公司;高模量碳纤维,日本东丽;聚酰亚胺薄膜,美国杜邦。

1.2 试样制备

1.2.1 拉伸剪切试件制备

拉伸剪切性能试件采用铝-铝粘接形式,单个铝合金试片尺寸为70 mm×20 mm×3 mm,胶接前经磷酸阳极化处理,片与片搭接长度为(15±0.5)mm。

1.2.2 夹层结构90°剥离试件制备

夹层结构90°剥离性能试件采用铝面板/铝蜂窝夹层结构,试件规格为260 mm×20 mm,铝面板厚度分别为0.3和3 mm,蜂窝规格为0.05 mm×3 mm,铝面板胶接前经磷酸阳极化处理。

1.2.3 夹层结构弯曲试件制备

夹层结构的弯曲性能试件采用碳纤维复合材料面板/铝蜂窝夹层结构形式,试件规格为280 mm×30 mm,高10 mm,面板材料为高模量碳纤维/环氧树脂复合材料,铺层角度[0°/+45°/-45°/90°],上下面板对称铺层,厚度0.32 mm,蜂窝规格为0.05 mm×3 mm,蜂窝L向沿长边方向。

1.2.4 基板典型样件的制备

采用J-159板-芯结构胶黏剂制备碳纤维网格面板/铝蜂窝夹层结构样件和碳纤维复合材料面板/铝蜂窝夹层结构样件两种,规格为600 mm×800 mm,高度为15 mm;铝蜂窝规格0.03 mm×5 mm;碳纤维网格面板和碳纤维复合材料面板均采用高模量碳纤维/环氧树脂复合材料,同时粘接0.05 mm的聚酰亚胺薄膜,前者为3 mm×3 mm网格结构,采用缠绕工艺制备,后者直接手工铺层,铺层角度[0°/+45°/-45°/90°],上下面板对称铺层,厚度0.32 mm,均采用热压罐固化成型。

1.3 性能测试

1.3.1 拉伸剪切性能

与J-47胶黏剂做性能对照,测试未经历热循环

和经历热循环两种状态在不同温度下的拉伸剪切性能。前者设置室温、100、130、150℃的温度条件,后者设置室温和150℃两种温度条件,均按照GB/T7124—2008《胶黏剂拉伸剪切强度的测定(刚性材料对刚性材料)》和GJB 444—1988《胶黏剂高温拉伸剪切强度试验方法(金属对金属)》进行胶黏剂室温和高温条件下拉伸剪切性能测试,其中高温测试在试件到达指定温度保温20 min后进行。

1.3.2 夹层结构90°剥离性能

与J-47胶黏剂做性能对照,测试蜂窝夹层结构在不同温度下的90°剥离性能。设置室温、100、130、150℃的温度条件,按照GJB 130.8—1986《胶接铝蜂窝夹层结构90°剥离试验方法》进行测试,其中高温测试在试件到达指定温度保温20 min后进行。

1.3.3 夹层结构弯曲性能

与J-47胶黏剂做性能对照,测试在不同温度下的弯曲性能。设置室温、100、120、130、140、150℃的温度条件,按照GB/T 1456—2005《夹层结构弯曲性能试验方法》进行测试,其中外伸梁三点跨距120 mm,外伸长度60 mm,高温测试在试件到达指定温度保温20 min后进行。

1.3.4 真空挥发性能

按照QJ 1558B—2016《真空条件下材料挥发性能测试方法》对J-159胶黏剂真空条件下材料总质量损失和可挥发物进行测试。样品测试前置于(23±2)℃,相对湿度45%~55%的恒温恒湿箱中保持24 h,测试时样品受热温度为(125±1)℃,收集板温度(25±1)℃,真空度优于7 mPa,测试时间为24 h。

1.3.5 耐带电粒子辐照性能

辐照源为⁶⁰Co γ源,辐照总剂量1.36×10⁶ rad(Si)。按照GB/T7124—2008、GJB 444—1988和GJB 130.8—1986分别对J-159辐照前、后在室温和150℃条件下拉伸剪切性能和夹层结构90°剥离性能进行测试,高温测试在试件到达指定温度保温20 min后进行。

1.3.6 热真空循环试验

试验环境压力小于6.65 mPa;试验温度范围为-105~+150℃;升降温平均温度变化速率大于10℃/min;高温停留1.5 h,低温停留1.0 h,循环次数12.5次。

2 结果与讨论

2.1 J-159胶黏剂拉伸剪切性能

J-159和J-47在未经历热循环和经历热循环两种状态下不同温度下的胶黏剂拉伸剪切测试结果见表1。由结果分析可知,J-159和J-47热真空循环试验后与试验前相比,相同测试温度下胶黏剂的拉伸

剪切性能不下降,表明两种结构胶黏剂均具有优异的耐热真空循环特性。J-159的拉伸剪切性能在室温至150℃内随温度变化较小,在150℃下的拉伸剪切强度相对室温性能保持率约为89%,而J-47随温度升高性能衰减较为明显,在150℃下的拉伸剪切强度相对室温性能保持率仅约为22%。

表1 J-159和J-47胶黏剂拉伸剪切性能

序号	胶黏剂	剪切强度/MPa			
		室温	100℃	130℃	150℃
1	J-159(未热循)	32.90	31.12	31.38	29.33
2	J-159(热循后)	32.78	-	-	29.48
3	J-47(未热循)	40.41	31.25	18.76	8.72
4	J-47(热循后)	39.12	-	-	8.66

2.2 J-159胶黏剂夹层结构90°剥离性能

J-159和J-47在不同温度下的夹层结构90°剥离性能测试结果见表2。由结果分析可知,在100℃时,J-159胶黏剂夹层结构90°剥离强度与J-47相当;在100℃之后J-159胶黏剂性能优势凸显,随温度的升高性能衰减明显低于J-47,在150℃条件下J-159胶黏剂的夹层结构90°剥离强度相对于室温保持率约为58%,而J-47在150℃条件下夹层结构90°剥离强度相对于室温保持率不足10%,表明J-159胶黏剂具有更好的耐高温性能。

表2 J-159和J-47胶黏剂90°蜂窝剥离性能

序号	胶黏剂	剥离强度/N/cm			
		室温	100℃	130℃	150℃
1	J-159	21.3	19.8	18.4	12.4
2	J-47	26.4	20.4	15.8	2.53

2.3 J-159胶黏剂夹层结构弯曲性能

J-159和J-47在不同温度下的夹层结构弯曲强度测试结果见表3和图1。

表3 J-159和J-47胶黏剂夹层结构弯曲性能

序号	胶黏剂	夹层结构弯曲强度/MPa					
		室温	100℃	120℃	130℃	140℃	150℃
1	J-159	259	257	250	249	175	145
2	J-47	255	241	132	76	49	40

由结果分析可知,采用J-159和J-47胶黏剂的夹层结构在室温和100℃条件下弯曲性能相当。采用J-47胶黏剂的夹层结构弯曲性能在100℃之后就

开始明显衰减,到150℃时弯曲强度40MPa,相对于室温性能保持率约为16%;而采用J-159胶黏剂的夹层结构弯曲性能在130℃之后才开始明显衰减,到150℃时弯曲强度为145MPa,相对于室温性能保持率约为56%。夹层结构弯曲性能的快速衰减是由于胶黏剂材料特性发生变化造成的,J-159胶黏剂转变点在130℃之后,J-47胶黏剂转变点在100℃之后,这与胶黏剂材料本身的玻璃化转变温度有关。

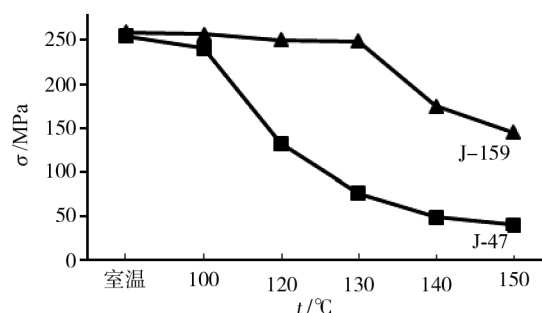


图1 不同温度下的夹层结构弯曲强度

Fig. 1 Bending strength of sandwich structure at different temperatures

2.4 J-159胶黏剂真空挥发性能

J-159胶黏剂在真空环境下总质量损失(TML)为0.606%,可凝挥发物(CVCM)为0.022%,其真空挥发性能满足航天器对非金属材料的指标要求,具体测试结果和指标见表4。

表4 J-159胶黏剂真空条件下挥发性能

总质量损失(TML)/%	可凝挥发物(CVCM)/%
≤1(指标值)	≤0.1(指标值)
0.606%(实测值)	0.022%(实测值)

2.5 J-159胶黏剂耐带电粒子辐照性能

J-159胶黏剂辐照前、后的拉伸剪切性能和夹层结构90°剥离性能测试结果见表5。

表5 J-159胶黏剂耐带电粒子辐照性能

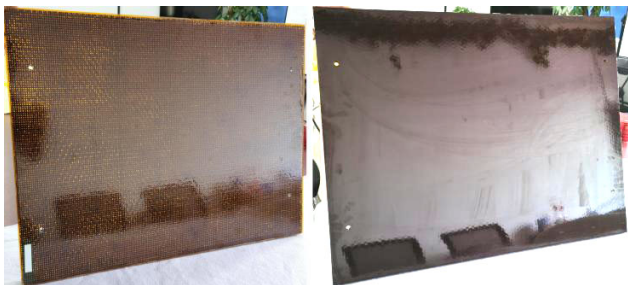
序号	试件名称	辐照状态	室温性能/MPa	性能保持率/%
1	J-159拉伸剪切	辐照前	31.02	106%
2	J-159拉伸剪切	辐照后	32.90	
3	J-159 90°剥离	辐照前	21.46	98%
4	J-159 90°剥离	辐照后	21.03	

由结果分析可知,在经过带电粒子辐照后,J-159胶黏剂在室温条件下的拉伸剪切性能保持率为106%,夹层结构90°剥离性能保持率为98%,这说明

J-159胶黏剂分子链间结合力较强,在带电粒子作用下化学键断裂情况和内部缺陷产生较少,具有一定抵抗辐照的能力,可以维持材料本身宏观力学性能。

2.6 基板典型件耐热真空循环性能

图2为热真空循环试验后基板典型件状态。由结果可知,两者的贴膜面均未发现气泡、褶皱、凸起等表观缺陷,同时采用无损探伤对面板与蜂窝胶接质量进行检测,也均未发现脱粘现象,这表明J-159板-芯胶黏剂的力学性能和工艺性经受住了150℃高温真空循环试验。此外,检测聚酰亚胺薄膜与基板之间绝缘电阻,均大于10 MΩ;采用刀口尺及塞尺对基板平面度检测,均小于0.1 mm/100 mm×100 mm,这说明采用J-159板-芯胶黏剂的碳纤维网格面板基板和碳纤维复合材料面板基板典型件的各项指标均满足150℃太阳翼基板的应用要求。



(a) 碳纤维网格面板基板 (b) 碳纤维复合材料面板基板
图2 热真空循环试验后的基板状态

Fig. 2 The state of the substrates after the thermal vacuum cycle test

3 结论

(1)J-159胶黏剂在150℃下的拉伸剪切强度相对于室温性能保持率约为89%,夹层结构90°剥离强度保持率约为58%,夹层结构的弯曲强度保持率约为56%,均远高于J-47胶黏剂。

(2)J-159胶黏剂的真空总质量损失为0.606%,

可凝挥发物为0.022%;经历 1.36×10^6 rad(Si)剂量辐照后拉伸剪切性能和夹层结构90°剥离性能保持率均大于98%,满足航天器对非金属材料真空挥发性能和耐带电粒子辐照性能的要求。

(3)采用J-159胶黏剂制备的两种刚性基板典型件均经受住150℃的高温真空循环试验,外观质量、胶接质量及电绝缘、平面度均满足基板产品的应用指标要求,能够满足太阳翼基板耐150℃及以下空间环境的使用需求。

参考文献

- [1] 叶培建,张焯,饶炜. 积极应对深空探测的技术挑战[J]. 航天器工程,2006,15(3):1-7.
- [2] YE P J, ZHANG H, RAO W. Challenge of deep space exploration technology [J]. Spacecraft Engineering, 2006, 15(3): 1-7.
- [3] 雷英俊,朱立颖,张文佳. 我国深空探测任务电源系统发展需求[J]. 深空探测学报,2020,7(1):35-40,46.
- [4] LEI Y J, ZHU L Y, ZHANG W J. Research on power system development of chinese deep space exploration [J]. Journal of Deep Space Exploration, 2020, 7(1): 35-40, 46.
- [5] 刘志全,杨淑利,濮海玲. 空间电池阵的发展现状及趋势[J]. 航天器工程,2012,21(6):112-118.
- [6] 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.
- [7] GASSER F A, AYMAN A. Thermal fatigue analysis of solar panel structure for micro-satellite applications [J]. International Journal of Mechanics and Materials in Design, 2008, 4(1): 53-62.
- [8] 刘少锋,商红军,杨巧龙,等. 月球着陆器太阳翼基板强度试验研究[J]. 航天器工程,2016,25(4):121-126.
- [9] LIU S F, SHANG H J, YANG Q L, et al. Research on strength testing of solar wing substrate for lunar lander [J]. Spacecraft Engineering, 2016, 25(4): 121-126.