

蜂窝夹层板内埋件的承载力研究

李莺歌 张夏明 张玉生 宫 瑛

(北京卫星制造厂有限公司, 北京 100094)

文 摘 描述了蜂窝夹层板内埋件的承载力检测条件和结果,分析了埋件材质及埋件周围填胶量对其承载力的影响。结果表明:相同技术状态下,铝合金与镁合金埋件的承载能力基本相当,而镁锂合金埋件的最大弹性变形载荷与铝合金和镁合金埋件基本相当,但其首次失效和最大破坏载荷相对较低;对于同种材质的埋件,适当增加填胶量,更有利于提高埋件的承载力。研究结果可作为产品设计优化的基础依据。

关键词 蜂窝夹层板,埋件,承载力,填胶量,铝合金,镁合金,镁锂合金

中图分类号:TB3,TG14

DOI:10.12044/j.issn.1007-2330.2020.02.016

Research on Pulling Strength of Post-inserts in Honeycomb Panel

LI Yingge ZHANG Xiaming ZHANG Yusheng GONG Xu

(Beijing Spacecrafts, Beijing 100094)

Abstract In this work, the pulling test condition and test results of post-insert through-hole connector in the honeycomb panel were discussed. The influence of the inserts raw materials and the adhesive amount around the insert on the pulling strength and bonding quality were analyzed. The results show that aluminum alloy inserts and magnesium alloy inserts almost have the same pulling strength under the same condition. Compare to the aluminum and magnesium, the magnesium lithium alloy inserts have less initial failing strength and ultimate breaking strength but the maximum yielding strength is similar to the other two samples. In terms of one specific inserts, increasing the adhesive amount will be benefit to the pulling strength. The conclusions of this work can be used as references for future product test design and processing configuration setup.

Key words Honeycomb Panel, Post-insert, Pulling strength, Adhesive amount, Aluminum alloy, Magnesium alloy, Magnesium lithium alloy

0 引言

蜂窝夹层板是航天器结构的基本部件^[1],主要用于组成航天器结构舱段,安装仪器或设备等有效载荷。其中,航天器蜂窝夹层板之间的连接,以及仪器设备的安装主要通过板内的埋件来提供接口。埋件是整个结构的主要受力部件^[2],结构所载荷是由埋件传递并分散于周围结构中。因此,板内埋件的承载力是影响结构可靠性的关键因素。航天器结构中的蜂窝夹层板内,埋件通常主要承受面内剪切力和面外拉拔力,为确保埋件系统的承载效果和传递载荷能力,保证结构破坏不会发生在埋件上,一般要求埋件自身的力学性能高于蒙皮、蜂窝芯和胶黏剂的对应力学性能^[3-4]。本文主要分析埋件材质和埋件

周围填胶量对其承载力的影响,可据此确定埋件系统的减重方案,实现航天器蜂窝夹层板的轻质、高强、高可靠性等要求。

1 实验

1.1 试件

1.1.1 尺寸及构型

试件尺寸为150 mm×150 mm×25.6 mm,中心胶接一件横截面为“T”字形的M5埋件,通过埋件上的螺孔对试件施加纵向拉伸载荷。

1.1.2 材料

(1)蒙皮:铝板LY12-CZ(GBn167-82),厚度0.3 mm。

(2)埋件:试件a选用2A12-T4铝棒(GB/T3191—

收稿日期:2019-07-09

第一作者简介:李莺歌,1978年出生,硕士,研究员,主要从事航天器复合材料成形技术研究工作。E-mail:yingge1978@sina.com

1998), 试件 b 选用 ZK61MT5 镁棒 (GB/T5155—2003), 试件 c 选用 MBL510A-200 镁锂合金棒 (Q/SF JS02A—2014), 棒材直径均为 22 mm。

(3) 铝蜂窝芯: 厚度 0.03 mm 有孔铝箔 LF2-Y (HB5443—90), 格孔边长 5 mm, 芯高 25 mm。

(4) 胶黏剂: J-47 系列 (Q/HSY003—2012), 包括底胶 J-47B, 胶膜 J-47C, 厚度 0.15 mm, 发泡胶 J-47D, 厚度 1 mm。

1.1.3 制备工艺

(1) 蒙皮: 采用激光切割技术加工外形和开孔。

(2) 埋件: 按航天器通用埋件 P-YM/ZL-5×250, 利用数控车削加工, 并于表面处理在螺孔内镶嵌钢丝螺套。

(3) 表面处理: 铝合金蒙皮和埋件利用磷酸阳极化处理, 镁合金和镁锂合金埋件采取白膜微弧氧化处理; 铝蜂窝芯利用有机溶剂清洗端面。

(4) 蜂窝夹层板胶接工艺: 在蒙皮和埋件的胶接面上均匀涂底胶, 涂胶量 $(80 \pm 20) \text{ g/m}^2$, 然后在蒙皮胶接面贴敷胶膜, 在埋件圆柱段缠绕发泡胶至胶圈外径与埋件法兰盘平齐, 并在试件 e 的埋件周围 2 圈蜂窝格孔内填充与蜂窝芯等高的发泡胶进行局部加强, 最后通过胶黏剂将相关零件胶接为一体。

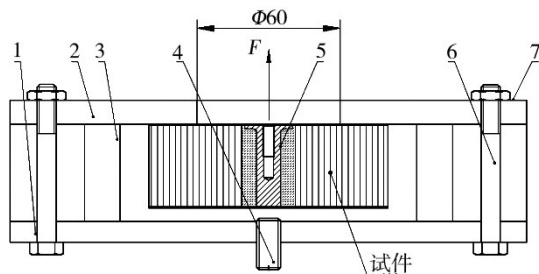
(5) 试件固化工艺: 采用热压固化法, 固化温度 $130 \text{ }^\circ\text{C}$, 保温时间 2 h, 并于室温下开始抽真空, 温度升至适当值时充气加压 0.12 MPa ^[5]。

1.2 测试夹具

测试夹具由夹持螺栓、固连螺杆、施力螺杆、调平块、底盘和上压盘等组成。底盘中心有螺纹孔, 可利用固连螺杆紧固在试验机上; 上压盘中心有 $\Phi 60 \text{ mm}$ 的加载口, 试验机可连接施力螺杆, 穿过加载口向试件施加纵向拉伸载荷^[6]。试件通过调平块和夹持螺栓以水平状态居中固定在底盘与上压盘之间。

1.3 装夹及加载

利用美国 Instron 公司的试验机测试埋件的承载力, 试件装夹方式见图 1。



注: 1—底盘; 2—上压盘; 3—调平块; 4—固连螺杆; 5—施力螺杆; 6—夹持螺栓; 7—螺母。

图1 埋件承载力检测安装示意图

Fig. 1 Scheme of post-insert pulling test

2 结果与讨论

2.1 不同材质埋件的承载力

分别采用铝合金、镁合金和镁锂合金制备航天器的通用 M5 埋件, 再利用相同的工艺制备蜂窝夹层板埋件承载力试件, 各类试件的测试结果见表 1。

表1 不同材料 M5 埋件的承载力

Tab. 1 Pull-out strengths of M5 insert sample of different materials

试件类型	施加载荷/kN		
	最大弹性变形点	首次失效点	最终破坏点
试件 a (铝合金)	1.10	4.98	5.85
试件 b (镁合金)	1.09	4.74	5.78
试件 c (镁锂合金)	1.08	3.45	4.58

结果表明: 相同技术状态下, 铝合金与镁合金埋件的承载力水平没有明显差异, 而镁锂合金埋件的最大弹性变形载荷与铝合金和镁合金埋件基本相当, 但其首次失效和最大破坏载荷相对较低。

分析认为, 蜂窝夹层板内埋件所受的纵向拉伸力会以剪切力形式, 通过埋件外侧的胶黏剂传递给周围的铝蜂窝芯和上下蒙皮, 由于胶黏剂的剪切强度远高于铝蜂窝芯, 因此埋件系统首先发生变形破坏的应该是铝蜂窝芯, 然后埋件连同蒙皮便会沿受力方向移动, 随后发生埋件与下蒙皮脱粘、埋件区域上蒙皮断裂, 并最终导致埋件区域承载失效^[7-8]。因此, 三种不同材质的埋件, 其在最大弹性变形点的承载能力主要取决于埋件周围铝蜂窝芯的相关性能, 不同材质埋件的载荷值基本相当; 而首次失效载荷和最终破坏载荷则与埋件的原材料性能以及其表面处理质量的优劣有关。表 2 列出了三种金属棒材的力学性能, 由表 2 可知, 埋件所用镁合金与铝合金的力学性能比较接近, 而镁锂合金的力学性能相对较低, 会一定程度上影响埋件的承载能力。

表2 不同埋件原材料的性能对比

Tab. 2 Comparison between raw materials of inserts

棒材	直径范围 /mm	抗拉强度 /MPa	规定非比例延伸强度/MPa	断裂伸长率/%
镁锂合金	5~35	185	160	20
镁合金	≤100	315	245	6
铝合金	≤22	390	255	12

进一步分析埋件表面处理质量对其承载能力的影响, 由于铝合金埋件采取成熟的磷酸阳极氧化处理法, 可在埋件胶接表面形成一层多孔的、适合胶接的氧化膜层, 进而可增大埋件的胶接面积, 提高胶接强度。镁合金埋件采用表面白膜微弧氧化技术, 即

利用在阳极表面的微区高压弧光放电,合成出以镁合金氧化物为主的米白色陶瓷氧化膜层,外表面膜层厚度18~22 μm,膜层粗糙度显著优于金属基材,因此也可实现增大胶接面积,提高胶接强度的目的。表面微弧氧化技术不仅解决了镁合金表面质软、耐腐蚀性能与胶接性能不佳的缺点,而且提高了镁合金埋件螺纹处的硬度和耐磨性,满足重复拆装螺钉20次(QJ3295标准规定为15次)后膜层无脱落的技术指标要求^[9-11],实现了航天器结构的工程应用。镁锂合金埋件表面也进行白膜微弧氧化,但镁锂合金表面只能在镁离子区域形成陶瓷氧化膜,锂离子区域无法形成氧化膜,因此埋件表面膜层很薄,约10 μm,且十分光滑,不利于提高埋件与蒙皮的胶接强度,因此镁锂合金埋件的首次失效载荷和最终破坏载荷均相对较低。表3列出了三种原材料表面处理与J-47胶黏剂的胶接剪切强度实测值,测试数据证实了分析的有效性。

表3 不同埋件原材料的胶接剪切强度

samples			MPa
铝合金	镁合金	镁锂合金	
22.2	19.9	5.8	

2.2 不同填胶量的埋件承载力

蜂窝夹层板内埋件所受的载荷需要通过其周围的胶黏剂传递并分散到整个结构中,为分析埋件周围填胶量对其承载力的影响,采用镁锂合金埋件分别制备不同填胶量的试件d和试件e,各类试件的测试结果见表4。

表4 不同填胶量M5埋件的承载力

Tab. 4 Pull-out strengths of M5 insert sample of the different adhesive amount

试件类型	施加载荷/kN		
	最大弹性变形点	首次失效点	破坏点
试件d(与法兰盘平齐)	1.07	3.32	4.39
试件e(再额外加强2圈)	2.31	3.85	4.81

结果表明:埋件周围的填胶量对其承载能力有显著影响,埋件周围额外增加2圈填胶量的试件e,其最大弹性变形载荷、首次失效载荷和最终破坏载荷均优于只填胶到埋件法兰盘外缘的试件d。

冯纪生等人^[7]研究发现蜂窝夹层板内埋件承受纵向拉伸载荷时,假定胶黏剂充满蜂窝芯高度方向,则埋件的承载力可按式计算:

$$P_{ss(A)} = (2\pi b t_c \tau_c) / (c^* \cdot K_{max})$$

式中, b 为胶黏剂有效沉积半径, t_c 为蜂窝夹芯高度, τ_c 为蜂窝剪切强度, $c^* = \beta / (\beta + 1)$, $\beta = t_c / t_f$, t_f 为蒙皮厚度。

$$K_{max} = \frac{b}{r_{\tau_{max}}} \left\{ 1 - \sqrt{\frac{r_{\tau_{max}}}{b}} \cdot \exp \left[\alpha (b - r_{\tau_{max}}) \right] \right\}$$

$$\alpha = \frac{1}{t_f} \sqrt{\frac{G_c}{E_f} 12(1 - \nu_f^2)} \left(\frac{\beta}{2} + 1 + \frac{2}{3\beta} \right)$$

$$r_{\tau_{max}} = b \left\{ 1 - \exp \left[c_2 (ab)^n \right] \right\}^{-1}$$

式中, G_c 为蜂窝剪切模量, E_f 为蒙皮弹性模量, $c_2 = 0.931714$, $n = 0.262866$ 。

据此得出,胶黏剂的有效沉积半径对埋件区域的承载能力至关重要。这是由于胶黏剂的有效沉积半径增大,便会优化埋件区域的载荷分配状态,因此埋件区域的纵向拉伸载荷承受能力便会提高。侯向阳等人^[8]研究也发现:当埋件承受纵向拉伸载荷时,以埋件中心为圆心,埋件周围不同半径处的蜂窝夹芯应力表现为:应力最大处位于埋件外围约10 mm区域,即埋件外围2个蜂窝格孔处,当半径超过埋件外围4个蜂窝格孔后,蜂窝夹芯的应力便趋于平缓。因此,对于同种材质的埋件,在其外围2圈蜂窝格孔内进行填胶加强,以适当增加埋件周围的填胶量,更有利于提高埋件的承载力。

3 结论

(1)相同状态下,铝合金与镁合金埋件的承载力基本相当。

(2)相同状态下,镁锂合金埋件的最大弹性变形载荷与铝合金和镁合金埋件基本相当,但其首次失效和最大破坏载荷相对较低。

(3)对于同种材质的埋件,适当增加填胶量,更有利于提高埋件的承载力。

(4)可根据设计承载需求,依据实验结果选择合适的埋件材质和填胶量,来平衡埋件系统的结构质量和承载力,满足对航天器蜂窝夹层板的技术要求。

参考文献

[1] 沃西源,等. 蜂窝夹层结构复合材料特性及破坏模式分析[J]. 航天返回与遥感,2005,26(4):46.

WO Xiyuan, et al. The property of honeycomb sandwich structure and the destroy mode analyzing [J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2005, 26(4): 46.

[2] 法洋洋,陈秀华. 蜂窝夹层结构拉脱破坏的有限元分析[J]. 机械工程材料,2012,36(10):86-91.

FA Yangyang, CHEN Xiuhua. Finite element analysis of 宇航材料工艺 <http://www.yhclgy.com> 2020年 第2期

honeycomb sandwich in pull-off damage [J]. *Materials for Mechanical Engineering*, 2012, 36(10): 86-91.

[3] 王清明, 等. 航空蜂窝夹层结构预埋及力学性能评估分析[J]. *航空制造技术*, 2015, S2: 67-70.

WANG Qingming, et al. Performance evaluation and analysis of honeycomb sandwich structure embedded part [J]. *Aeronautical Manufacturing Technology*, 2015, S2: 67-70.

[4] 许文彬, 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 Wenbin, et al. Studies on pull-out strength of honeycomb-structure inserts in high temperature [J]. *FRP/CM*, 2015(5): 93-96.

[5] 李莺歌, 黎昱, 等. 蜂窝夹层结构埋件区域的损伤分析和修补[C]. 第十八届全国复合材料学术会议论文集下册, 2014: 245.

LI Yingge, LI Yu, et al. Damage analysis and repairing of the insert area in honeycomb sandwich structure [C]. *NCCM-18*, 2014: 245.

[6] 李莺歌, 宫瑛, 等. 蜂窝夹层结构埋件拉脱力的影响因素[J]. *宇航材料工艺*, 2011, 41(3): 39.

LI Yingge, GONG Xu, et al. Studies on factors influencing honeycomb-structure inserts pull-out strength [J]. *Aerospace Materials & Technology*, 2011, 41(3): 39.

[7] 冯纪生. 蜂窝夹层板后埋件的连接设计[J]. *航天器*

工程, 1998, 7(2): 44-51.

FENG Jisheng. The joint design of honeycomb panel post-insert [J]. *Spacecraft Engineering*, 1998, 7(2): 44-51.

[8] 侯向阳. 蜂窝夹层结构埋件拉脱破坏机理研究[C]. 中国宇航学会飞行器总体专业委员会论文集, 2005: 690-695.

HOU Xiangyang. Studies of pull-out failure of honeycomb-structure insert [C]. *Professional Committee of Spacecraft System Engineering Chinese Society of Astronautics*, 2005: 690-695.

[9] 潘江, 等. 卫星蜂窝夹层结构板减重研究[C]. 哈尔滨: 第十五届全国复合材料学术会议, 2008.

PAN Jiang, et al. Minimum-weight optimization design of honeycomb structure panel for satellite [C]. Harbin: *NCCM-15*, 2008.

[10] 张玉生, 等. 微弧氧化对镁合金摩擦及胶接性能的影响[J]. *材料科学与工艺*, 2011, 19(3): 55.

ZHANG Yusheng, et al. Influence of micro-arc oxidation treatment on tribological and adhesive bonding properties of Mg alloy [J]. *Materials Science & Technology*, 2011, 19(3): 55.

[11] 奚昊敏, 等. 航天用镁锂合金表面防腐处理技术研究及应用现状[C]. 北京: 2014海洋材料腐蚀与防护大会.

XI Haomin, et al. Review of Mg-Li alloy surface anti-corrosion treatment technology [C]. Beijing: 2014 Marine Material Corrosion and Protection Convention.