

引文格式: 杨海波, 朱波, 高兴强, 等. 含通孔损伤变截面钛合金蜂窝壁板拉伸性能研究[J]. 航空制造技术, 2022, 65(3): 92-95, 100.
 YANG Haibo, ZHU Bo, GAO Xingqiang, et al. Effects of penetrating holes on tensile properties of titanium honeycomb core panels with variable cross-section[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2022, 65(3): 92-95, 100.

含通孔损伤变截面钛合金蜂窝壁板拉伸性能研究

杨海波¹, 朱波¹, 高兴强², 雷羽¹

(1. 中国航空工业集团公司成都飞机设计研究所, 成都 610091;
 2. 中国航空制造技术研究院, 北京 100024)

[摘要] 针对飞行器结构采用的钛合金蜂窝壁板, 采用试验研究和有限元分析相结合的方法, 研究了通孔损伤对变截面钛合金蜂窝壁板拉伸性能的影响。其中, 有限元模型采用参数化建模方法建立, 包含蜂窝芯体细节和斜角区细节结构。研究结果显示, 斜角区是变截面钛合金蜂窝壁板的薄弱部位, 无损伤试验件的破坏模式为沿斜角起始区域内蒙皮倒圆处横截面断裂; 对于含通孔损伤的壁板, 存在一个通孔损伤直径阈值(40mm), 当通孔损伤直径小于阈值时, 含通孔损伤壁板的破坏模式和拉伸破坏载荷与无损伤壁板一致; 当通孔损伤直径超过阈值后, 含通孔损伤壁板的破坏模式改变为沿通孔损伤横截面断裂, 拉伸破坏载荷随着通孔损伤直径的增加而线性降低。

关键词: 钛合金蜂窝壁板; 通孔损伤; 有限元分析; 拉伸载荷; 破坏模式

Effects of Penetrating Holes on Tensile Properties of Titanium Honeycomb Core Panels With Variable Cross-Section

YANG Haibo¹, ZHU Bo¹, GAO Xingqiang², LEI Yu¹

(1. AVIC Chengdu Aircraft Design & Research Institute, Chengdu 610091, China;
 2. AVIC Manufacturing Technology Institute, Beijing 100024, China)

[ABSTRACT] The effects of penetrating holes on the tensile properties of titanium honeycomb panels with variable cross-section used in aircraft structure was studied experimentally and numerically. Among them, the finite element model included the details of the honeycomb core and the detailed structure of the bevel area was established by parametric modeling method. The results showed that the bevel area was the weak part of the titanium honeycomb panels with variable cross-section, the failure mode of the specimen without hole was the cross section fracture along the chamfer of the skin in the initial area of bevel. For the panels with penetrating hole, there was a diameter threshold of 40mm. When the penetrating hole diameter was less than the threshold, the failure mode and tensile fracture load of the panels with penetrating hole were consistent with the panels without hole. When the penetrating hole diameter exceeded the threshold, the failure mode of the panels with penetrating hole changed to fracture along the cross-section of penetrating hole and the tensile fracture load decreased linearly with the increase of the diameter of penetrating hole.

Keywords: Titanium honeycomb panel; Penetrating holes; Finite element analysis; Tensile fracture load; Failure mode

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2022.03.092

随着钛合金钎焊工艺的进一步成熟, 具有比强度高、比刚度大、隔热 / 降噪等优异性能的钛合金蜂窝壁板结构已逐渐被应用于先进战斗机、大型运输机、高速飞行器的口盖、防火墙、舵翼面、消音声衬等结构^[1-6]。

为了评估钛合金蜂窝壁板结构的力学性能, 研究人员开展了拉脱、平压、面外剪切、侧压、弯曲和冲击后压缩等力学性能研究^[3-4, 6-9]。飞行器口盖结构在飞行器飞行过程中承受剪切、压缩和拉伸等多种载荷形式。但是, 通孔

对变截面钛合金蜂窝壁板结构拉伸性能的影响尚不明确。为了评估通孔损伤对变截面钛合金蜂窝壁板拉伸性能的影响,本研究采用试验研究和有限元分析相结合的方法研究了壁板在拉伸载荷作用下的破坏载荷和破坏模式。

1 试验研究

变截面钛合金蜂窝壁板试验件面板和芯体采用真空钎焊炉钎焊成整体,钎焊温度为 920°C ,保温2h。蒙皮材料和芯体材料均采用TC4。试验件长度 L_{sp} 为390mm;宽度 W_{sp} 为176mm;内蒙皮厚度 $t_{\text{skin-in}}$ 为0.6mm;外蒙皮厚度 $t_{\text{skin-out}}$ 为0.8mm;芯体高度 H_{core} 为15mm;芯材厚度 t_{core} 为0.1mm;芯格直径 D 为11.2mm。钛合金蜂窝芯体采用成型法制造,即先将箔材辊压成瓦楞板,然后将瓦楞板钎焊为整体。因此,蜂窝芯体胞壁分为单胞壁和双胞壁两类,且具有方向性,试验件长度方向与蜂窝芯体 L 方向一致。试验件结构形式、蜂窝芯体细节和斜角区细节如图1所示。试验件分为无损伤和含通孔损伤两大类,其中无损伤试验件1件,含30mm、40mm和50mm通孔损伤试验件各1件。

变截面钛合金蜂窝壁板试验件拉伸试验装置参照文献[10-11]设计制造。试验前,根据试验装置安装孔的位置,在试验件两端制备图1所示的加载孔。试验件和试验装置安装示意如图2所示。试验采用位移控制,加载速度为1mm/min。试验结束后,记录试验件破坏载荷和破坏模式。

2 有限元分析

利用Python语言对有限元软件ABAQUS进行二次开发,通过参数化建模方法建立全尺寸变截面钛合金蜂窝壁板拉伸有限元分析模型。模型包含蜂窝芯体细节和斜角区细节结构,建立的有限元模型及网格划分如图3所示。其中,内外蒙皮和蜂窝芯体均采用壳单元和S4R网格,网格尺寸通过灵敏度分析确定。试验件在制造过程中,内蒙皮倒圆区与芯体焊合率较差;在试验过程中和试验件破坏模式中,未观察到明显的面芯分离现象。因此,斜角区起始区域蜂窝芯体被切除1/2芯格,面板和芯体采用“tie”命令绑定成为整体,模型中材料性能与试验件一致,如表1所示。其中,材料弹性模量、泊松比和屈服强度参数由拉伸试验测得^[7],有限元分析模型中约束与试验一致。有限元分析结束后,提取载荷位移数据。

3 结果与讨论

通过拉伸试验和有限元分析均得到了变截面钛合金蜂窝壁板的破坏载荷和破坏模式。

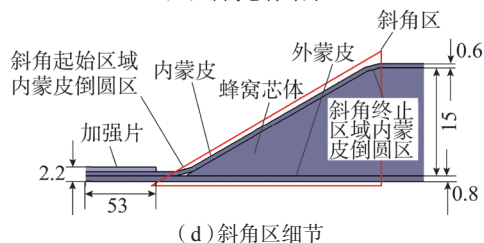
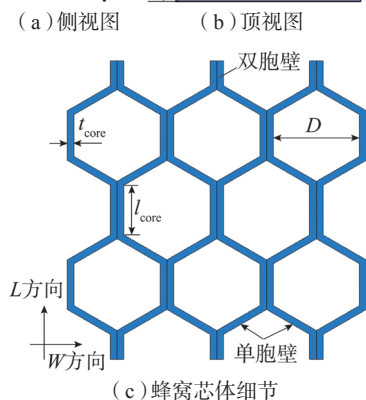
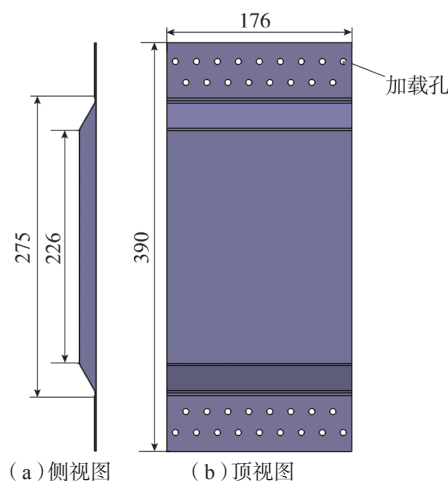


图1 试验件示意图 (mm)

Fig.1 Sketch map of specimen (mm)

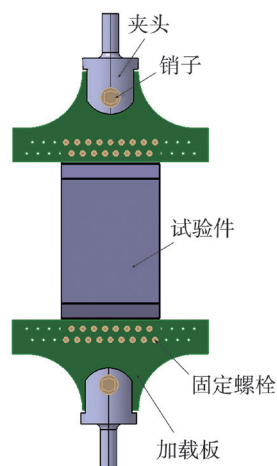


图2 变截面钛合金蜂窝夹层壁板拉伸试验装置示意图

Fig.2 Sketch map of tensile test fixture for titanium honeycomb sandwich panels with various cross-section

3.1 破坏载荷

通过试验测试和有限元预测获得的变截面钛合金蜂窝壁板拉伸破坏载荷如表 2 所示。可以看出,有限元模型预测得到的拉伸破坏载荷与试验测试结果总体吻合较好,但是通孔直径 40mm 试验件的有限元模拟结果与试验结果偏差较大。这可能与以下因素有关:40mm 可能是通孔直径的临界值,结构的破坏模式具有随机性,试验获得的破坏载荷离散较大;试验件在制造过程中存在脱焊和蜂窝芯体胞壁失稳等缺陷,但是有限元模

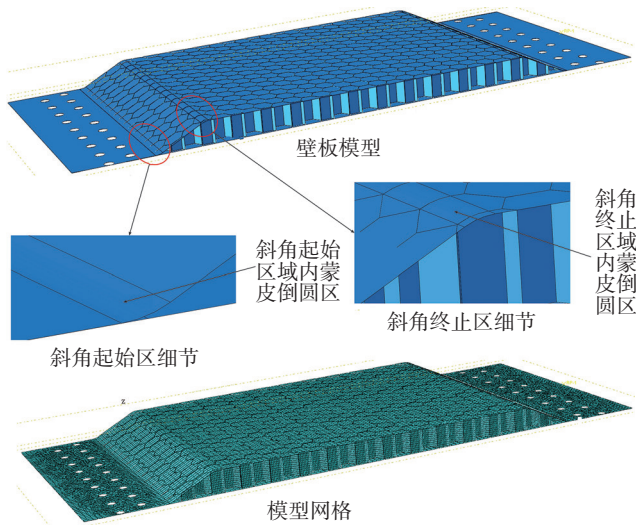


图3 变截面钛合金蜂窝壁板有限元模型及网格

Fig.3 Finite element model and mesh of titanium honeycomb panel with various cross-section under tensile load

表1 试验件采用的钛合金材料参数

Table 1 Material parameters of titanium alloy used in specimen

材料名称	弹性模量/ GPa	泊松比	屈服强度/ MPa	破坏强度/MPa
TC4	108.48	0.30	861	967

表2 试验测试和有限元预测的变截面钛合金蜂窝壁板拉伸破坏载荷对比

Table 2 Comparison of tensile fracture loads of titanium honeycomb panels with various cross-section after tensile test and finite element simulation

通孔直径/mm	试验测试载荷/kN	有限元预测载荷/kN	偏差/%
0	130	133	2.31
30	128	134	4.69
40	112.5	133	18.22
50	110	122	10.91

注: 偏差 = (有限元预测载荷 - 试验测试载荷) / 试验测试载荷 × 100%。

拟中,试验件仅包含通孔损伤,未包含任何其他制造缺陷。尽管如此,本研究所建立的有限元模型可用于变截面钛合金蜂窝壁板的拉伸破坏载荷的工程预测。

3.2 破坏模式

通过试验测试和有限元预测获得的变截面钛合金蜂窝壁板拉伸破坏模式如图 4 所示。可以看出,有限元模型可以较为准确预测变截面钛合金蜂窝壁板的破坏模式。有限元预测的无损伤、含 30mm 和 50mm 直径通孔损伤的试验件的破坏模式与试验结果一致。含 30mm 直径通孔损伤的试验件的破坏模式与无损伤试验件的破坏模式一致,试验件均在斜角起始区域内蒙皮倒圆区发生横截面断裂。含 50mm 直径通孔损伤的试验件的破坏模式为沿通孔损伤区发生横截面断裂。但是有限元预测的含 40mm 直径通孔损伤的试验件的破坏模式为试验件沿通孔损伤区发生横截面断裂和斜角起始区域内蒙皮倒圆区发生横截面断裂,而试验测试得到的破坏模式为内外蒙皮沿斜角起始区域倒圆区发生横截面断裂。可见,尺寸较小的通孔损伤对试验件的破坏模式几乎没有影响,直到通孔损伤的直径超过临界尺寸,试验件的破坏模式则发生改变;当通孔损伤为临界尺寸时,试验件的破坏模式具有随机性。

3.3 临界通孔损伤直径预测

通过对比试验测试和有限元预测得到破坏载荷和破坏模式,可以看出,本研究建立的有限元模型可以较为准确预测试验件的破坏载荷和破坏模式。基于试验验证的有限元模型,本文研究了不同通孔损伤尺寸对变截面钛合金蜂窝壁板拉伸性能的影响,获得的载荷位移曲线如图 5 所示,并对预测得到的拉伸载荷进行了线性拟合,如图 6 所示。可以看出,较小的通孔损伤尺寸(通孔损伤的直径 < 15mm)对变截面钛合金蜂窝壁板拉伸刚度和载荷几乎没有影响;随着通孔损伤尺寸(通孔损伤的直径 < 40mm)的增大,变截面钛合金蜂窝壁板的拉伸刚度出现降低,但拉伸载荷几乎一致;当通孔损伤的尺寸超过 40mm 后,随着通孔损伤尺寸的增大,变截面钛合金蜂窝壁板的拉伸刚度出现明显的降低,拉伸载荷线性降低,可见 40mm 是通孔直径的临界值。

4 结论

通过试验研究和有限元分析相结合的方法研究了通孔损伤对变截面钛合金蜂窝壁板的拉伸强度的影响,得出以下结论。

(1) 斜角区是变截面钛合金蜂窝壁板的薄弱部位,尤其是斜角起始区域内蒙皮倒圆区。无损伤试验件的破坏模式为沿斜角起始区域内蒙皮倒圆处横截面断裂。

(2) 对于含通孔损伤的变截面钛合金蜂窝壁板,存

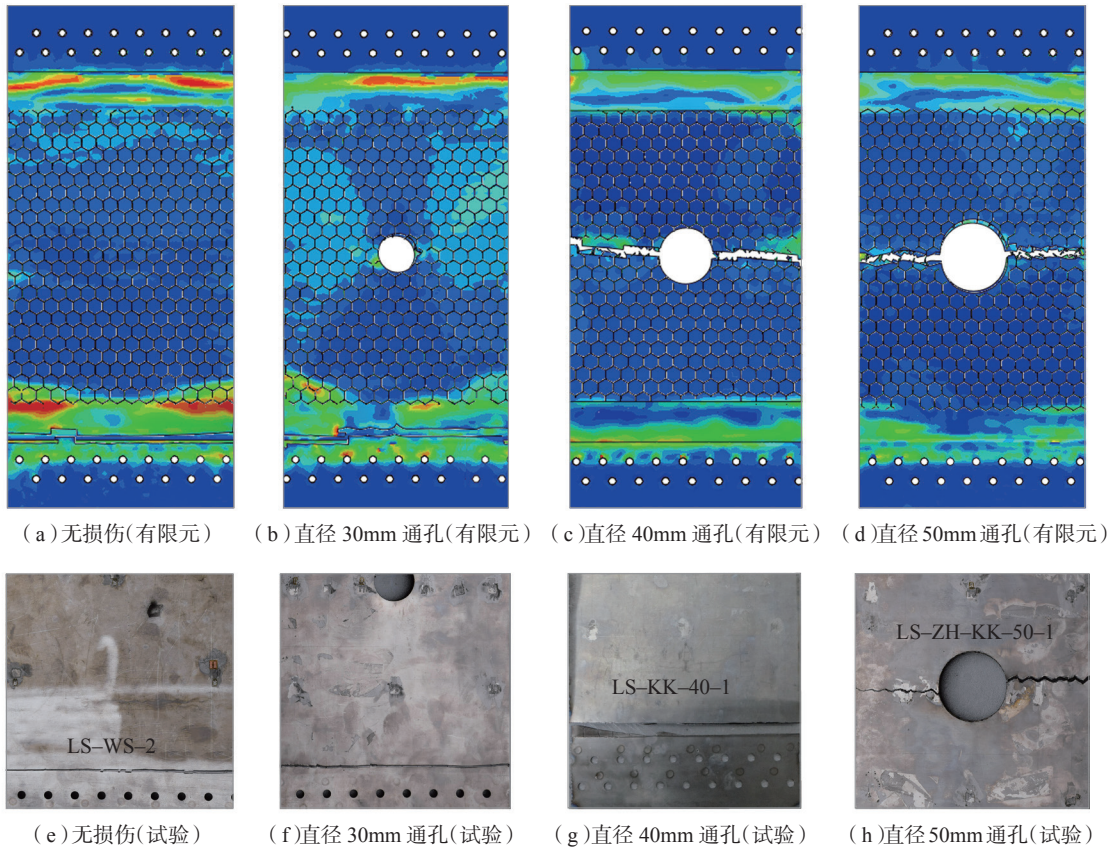


图4 通孔损伤对试验件破坏模式的影响 (试验结果和有限元结果)
 Fig.4 Effect of hole damage on failure mode (test results and numerical results)

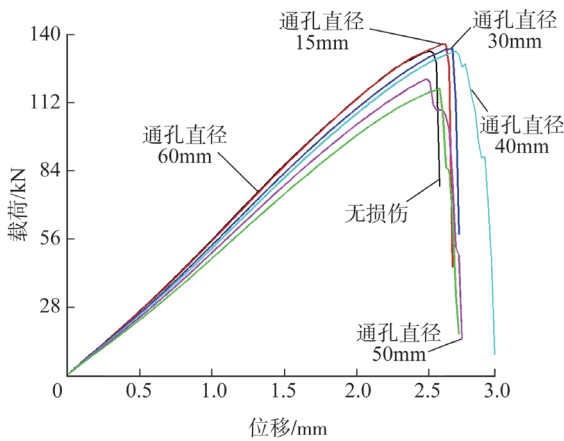


图5 有限元模型预测得到的载荷-位移曲线
 Fig.5 Load-displacement curve predicted by finite element model

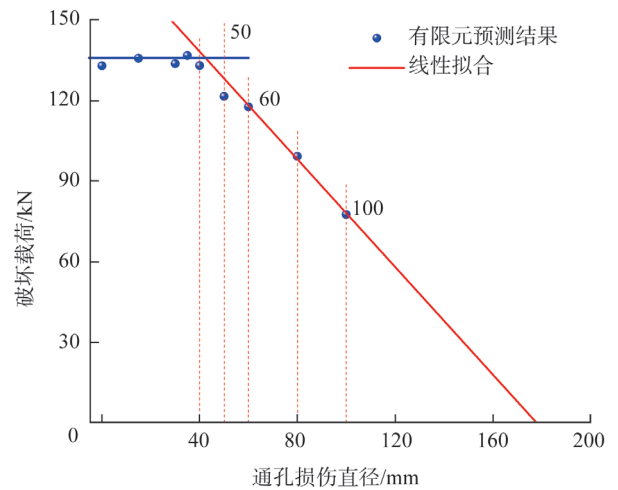


图6 拉伸载荷计算结果线性拟合
 Fig.6 Linear fitting of numerical tensile load results

在一个通孔损伤直径阈值(40mm)。当通孔损伤直径小于阈值时,含通孔损伤壁板的破坏模式与无损伤壁板一致,通孔损伤的存在对壁板的拉伸破坏载荷几乎没有影响;当通孔损伤直径超过阈值后,含通孔损伤壁板的破坏模式改变为沿通孔损伤横截面断裂,拉伸破坏载荷随着通孔损伤直径的增加而线性降低。

参考文献

[1] WOODWARD J R. Titanium honeycomb sandwich fabrication process[C]//Fifth National SAMPLE Technical Conference. New York, 1973.

(下转第100页)

参考文献

[1] 高妍琦, 朱宝强, 刘代中, 等. 四程放大自动准直系统数学模型研究[J]. 物理学报, 2008, 57(11): 6992-6997.

GAO Yanqi, ZHU Baoqiang, LIU Daizhong, et al. Study of mathematical model for auto-alignment in four-pass amplifier[J]. Acta Physica Sinica, 2008, 57(11): 6992-6997.

[2] 郑万国, 李平, 张锐, 等. 高功率激光装置光束精密调控性能研究进展[J]. 强激光与粒子束, 2020, 32(1): 9-22.

ZHENG Wanguo, LI Ping, ZHANG Rui, et al. Progress on laser precise control for high power laser facility[J]. High Power Laser and Particle Beams, 2020, 32(1): 9-22.

[3] 冯伟强, 余驰. 基于矩阵光学的高斯光束传输分析[C]//2016航空试验测试技术学术交流会论文集. 北京, 2016.

FENG Weiqiang, YU Chi. Transmissio nanalysis is of Gaussian beam based on matrix optics[C]//Proceedings of 2016 Aviation Experimental Testing Technology Academic Exchange. Beijing, 2016.

[4] 吴丹, 余驰, 宇文乾, 等. 基于矩阵光学的红外成像系统仿真分析[C]//中国航空科学技术大会论文集. 北京, 2015.

WU Dan, YU Chi, YU Wenqian, et al. Analysis and simulation research on the infrared imaging system based on the Matrix optics[C]//Proceedings of 2015 Aviation Experimental Testing Technology Academic Exchange. Beijing, 2015.

[5] 齐予, 赵志杰. 精密光学器件支承结构的稳定性研究[C]//第十五届全国振动与噪声高技术及应用会议论文集. 北京, 2001: 240-244.

QI Yu, ZHAO Zhongjie. Stability of shape about fulcrums on optical chains[C]//Proceedings of the 15th National Conference on High Technology and Application of Vibration and Noise. Beijing, 2001:240-244.

[6] 王国富, 陈良益, 何俊华. 神光-III 3 ω 光路自动准直系统设计[J]. 科学技术与工程, 2007, 7(7): 1355-1358.

WANG Guofu, CHEN Liangyi, HE Junhua. Design of SG-III 3 ω laser beam auto-collimation system[J]. Science Technology and Engineering, 2007, 7(7): 1355-1358.

[7] 翟学锋, 王国富, 达争尚. 神光-III 3 ω 光路自动准直系统设计[J]. 应用光学, 2007, 28(2): 177-180.

ZHAI Xuefeng, WANG Guofu, DA Zhengshang. Design of SG-III 3 ω laser beam auto-collimation system[J]. Journal of Applied Optics, 2007, 28(2): 177-180.

[8] 刘代中, 徐仁芳, 曹金洲, 等. 基于像传递的激光光束自动准直系统研究[C]//中国光学学会2004年学术大会. 杭州, 2004.

LIU Daizhong, XU Renfang, CAO Jinzhou, et al. Research of a laser beams automatic alignment system based on image relaying[C]//Chinese Optical Society 2004 Academic Conference. Hangzhou, 2004.

[9] 周维, 胡东霞, 赵军普, 等. 高功率固体激光器光路自动准直算法与流程优化[J]. 中国激光, 2010, 37(1): 78-81.

ZHOU Wei, HU Dongxia, ZHAO Junpu, et al. Optimizing on algorithm and flow of beam alignment in high power solid-state laser driver[J]. Chinese Journal of Lasers, 2010, 37(1): 78-81.

[10] 李红, 王东方, 林强, 等. 高功率激光驱动器光束自动准直目标定位算法[J]. 强激光与粒子束, 2013, 25(9): 2203-2207.

LI Hong, WANG Dongfang, LIN Qiang, et al. Fast and precise center location for target of high power laser driver beam automatic alignment[J]. High Power Laser and Particle Beams, 2013, 25(9): 2203-2207.

(上接第95页)

[2] 岳喜山, 欧阳小龙, 侯金保, 等. 钛合金蜂窝壁板结构钎焊工艺[J]. 航空制造技术, 2009, 52(10): 96-98, 105.

YUE Xishan, OUYANG Xiaolong, HOU Jinbao, et al. Brazing process of titanium alloy honeycomb sandwich panel structure[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2009, 52(10): 96-98, 105.

[3] 静永娟, 李晓红, 岳喜山. TC1钛合金蜂窝夹层结构的钎焊工艺研究与分析[J]. 航空制造技术, 2012, 55(13): 137-139, 152.

JING Yongjuan, LI Xiaohong, YUE Xishan. Research and analysis of processing parameter for brazing honeycomb sandwich construction in titanium alloy[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2012, 55(13): 137-139, 152.

[4] 静永娟, 岳喜山, 李智渊, 等. 芯体缺失对钛合金蜂窝夹层结构强度的影响及规律研究[J]. 航空制造技术, 2013, 56(16): 143-145.

JING Yongjuan, YUE Xishan, LI Zhiyuan, et al. Influence from honeycomb core deletion on Ti-alloy honeycomb sandwich construction[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2013, 56(16): 143-145.

[5] 谢宗蕻, 岳喜山, 孙俊锋. 钛合金蜂窝壁板隔热性能试验研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2016, 48(1): 16-20.

XIE Zonghong, YUE Xishan, SUN Junfeng. Experimental study on thermal insulation performance of titanium honeycomb sandwich panels[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2016, 48(1): 16-20.

[6] XIE Z H, ZHAO W, WANG X N, et al. Low-velocity impact behaviour of titanium honeycomb sandwich structures[J]. Journal of Sandwich Structures & Materials, 2018, 20(8): 1009-1027.

[7] 刘晓宇. 钛合金蜂窝夹层结构力学性能分析与试验验证[D]. 西安: 西北工业大学, 2014.

LIU Xiaoyu. Mechanical properties of titanium honeycomb sandwich structures analysis and experimental validation[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2014.

[8] ZHAO W, XIE Z H, LI X, et al. Compression after impact behavior of titanium honeycomb sandwich structures[J]. Journal of Sandwich Structures & Materials, 2018, 20(5): 639-657.

[9] 岳喜山, 闫群, 赵伟, 等. 单侧面板裂纹损伤对钛合金蜂窝夹层结构弯曲性能影响[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(11): 2018-2025.

YUE Xishan, YAN Qun, ZHAO Wei, et al. The influence of one side face sheet crack damage on flexural properties of titanium honeycomb sandwich structures[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(11): 2018-2025.

[10] 薛俊川, 战宇. 复合材料壁板大开口结构拉伸性能研究[J]. 科技资讯, 2014, 12(23): 81.

XUE Junchuan, ZHAN Yu. Study on tensile properties of composite wall panels with large openings[J]. Science & Technology Information, 2014, 12(23): 81.

[11] 赵军峰, 张桥. 外面板加强铺层对蜂窝夹层结构力学性能的影响[J]. 直升机技术, 2017(3): 26-29, 33.

ZHAO Junfeng, ZHANG Qiao. Influence of outer panel reinforcement for mechanical property of honeycomb sandwich structure[J]. Helicopter Technique, 2017(3): 26-29, 33.

通讯作者: 唐玮, 高级工程师, 硕士, 研究方向为光电仪器设计。

(责编 古京)

通讯作者: 杨海波, 高级工程师, 硕士, 研究方向为结构设计。

(责编 古京)