

铝锂合金机身壁板拉伸承载能力对比分析

Comparison and Analysis for Tensile Bearing Capacity of Aluminum Lithium Alloy Fuselage Panel

上海飞机设计研究院 白杰 郭沛欣 张景新

[摘要] 本文通过有限元计算及试验两种方法对比分析了铝锂合金蒙皮和挤压铝锂合金长桁组成的机身壁板与铝锂合金蒙皮和钣金 7000 系列高强度铝合金长桁所组成的机身壁板的抗拉能力。通过分析对比得到了两种机身壁板的抗拉承载能力,并比较出了两种壁板的抗拉承载能力强弱。分析结果表明,铝锂合金蒙皮和挤压铝锂合金长桁组成的机身壁板抗拉承载能力高于等截面的铝锂合金蒙皮和钣金 7000 系列高强度铝合金长桁所组成的壁板。

关键词: 抗拉承载能力 壁板 蒙皮 长桁

[ABSTRACT] A comparison of the tensile bearing capacity between the panel with aluminum lithium alloy skin adding aluminum lithium alloy stringers and the panel with aluminum lithium alloy skin adding 7000 series high strength aluminum alloy stringers is presented by the finite element calculation and tests. Through the calculation and the tests, the tensile bearing capacity of the two kinds panels are gotten. It is shown that the tensile bearing capacity of the panel with aluminum lithium alloy skin adding aluminum lithium alloy stringers is better than the other kind fuselage panel.

Keywords: Tensile bearing capacity Panel Fuselage skin Stringer

飞机机身主要由蒙皮、框和长桁组成。针对长桁、蒙皮组成的机身壁板结构的各种研究、实践在国内外均已非常广泛^[1-2]。为了紧跟世界飞机设计前沿,设计出结构效率更高的机身壁板结构,对新型材料不同结构形式的机身壁板承载进行深入研究必不可少。

铝锂合金作为一种新兴的高性能铝合金正得到越来越多的关注,而我国航空企业对铝锂合金壁板结构形式的实际承载能力了解较少。7000 系列铝合金作为一种高强度铝合金已在飞机制造行业得到广泛的应用。因此,本文针对以铝锂合金为主要材料的机身壁板分别与铝锂合金和 7000 系列铝合金混用的机身壁板的抗拉承载能力进行了有限元分析对比计算。

1 试验方案

本次试验主要选取的试验件形式是由蒙皮、三根长桁组成的机身壁板结构。两种壁板构型为:构型一,铝锂合金 2198 蒙皮,铝锂合金 2196 Z 字型挤压长桁;构型二,铝锂合金 2198 蒙皮,高强度铝合金 7075 Z 字型钣金长桁。挤压长桁和钣金长桁的剖面面积相同。

2 有限元计算

本文通过 Abaqus 数值模拟对整个试验过程进行数值仿真分析。

首先,利用 Abaqus 导入 CATIA 三维模型得到计算模型,得到的试验件网格划分结果如下:钣金长桁壁板试验件长桁和蒙皮单元数量为 8691,夹具部分单元数量为 4509;挤压长桁壁板试验件长桁和蒙皮单元数量为 8691,夹具部分单元数量为 4509。

然后,采用隐式静力学非线性计算模式进行有限元计算。由有限元计算得到:钣金长桁壁板在模拟拉伸试验情况下,破坏位置在长桁中段以及蒙皮中段;挤压长桁壁板在模拟拉伸试验情况下,破坏位置在长桁中段以及蒙皮中段。

有限元计算所得两种构型壁板的最大载荷见表 1。

表1 两种构型壁板的拉伸破坏载荷 (kN)

试验件类型	破坏载荷
钣金长桁壁板	442.341
挤压长桁壁板	499.647

3 试验结果

钣金长桁壁板拉伸试验破坏形式见图 1;挤压长桁壁板拉伸试验破坏形式见图 2。

在实验过程中同时记录加载端(上端)以及支撑端(下端)的位移数据,取二者的和,就可以得到实际位移。

通过对两种构型壁板多次试验结果的整理,得出了两种长桁形式下的破坏载荷值以及加载端位移数据,见表 2。表 2 中的破坏载荷是指试验件在加载过程中发

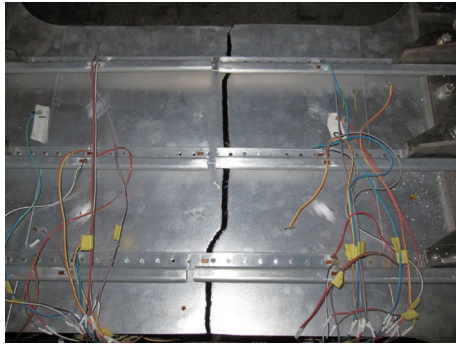


图1 钣金长桁壁板拉伸试验破坏形式
Fig.1 Test broken form of panel with forming stringers

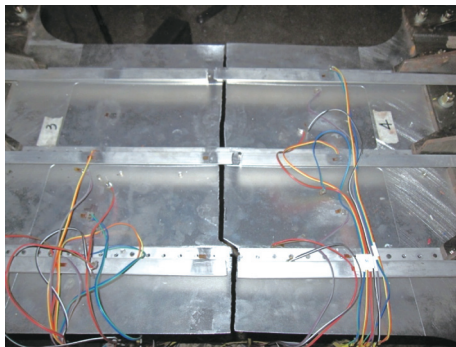


图2 挤压长桁壁板拉伸试验破坏形式
Fig.2 Test broken form of panel with extrusion stringers

表2 两种构型壁板的拉伸破坏载荷

试验件类型	破坏载荷 /kN	加载端位移 /mm
钣金长桁	494.408	20.136
挤压长桁	567.719	16.548

生断裂导致承载能力大幅下降时的载荷。

4 试验结果分析

由表2可以看出,挤压长桁的破坏载荷明显大于钣金长桁,但挤压长桁的加载端位移明显小于钣金长桁。因此,钣金长桁较挤压长桁而言有更好的延展性,但挤压长桁的蒙皮壁板在轴向拉伸载荷下有更好的承载能力。

5 结论

通过有限元计算及试验验证结果可看出,拉伸载荷下铝锂合金挤压长桁构型壁板的破坏载荷比7000系列铝合金钣金长桁构型壁板破坏载荷提高10%以上。由于两种构型壁板长桁的截面积相同,考虑铝锂合金材料的低密度特性,采用铝锂合金挤压长桁的机身壁板可以提高抗拉能力和减重的双重效果。

参考文献

- [1] 牛春匀. 实用飞机结构工程设计. 航空工业出版社, 2008.
[2] Niu Chunyun. Airframe Stress Analysis and Sizing. Hong Kong: Hong Kong Conmilit Press Ltd, 1988. (责编 可岚)

(上接第69页)

- Radiation Physics and Chemistry, 1995, 46(4-6): 863-866.
[19] Snead C L, Morena J J, Czajkowski C J, et al. Mechanical-property changes of polymeric and composite materials after low-temperature proton irradiation. Materials Characterization, 1999, 42: 73-91.
[20] Mishra R, Tripathy S P, et al. Optical and electrical properties of some electron and proton irradiated polymers. Nuclear Instruments and Methods in Physics Research B, 2000, 168: 59-64.
[21] Gao Y, Jiang S P, Yang D Z, et al. A study on radiation effect of < 200 keV protons on M40J/Epoxy composites. Nuclear Instruments and Methods in Physics Research - Section B, 2005, 229(2): 261-268.
[22] Gao Y, Jiang S L, Dong S L, et al. Effect of 120 keV proton irradiation on mass loss and chemical structure of AG-80 epoxy resin. Radiation Effects and Defects in Solids: Incorporating Plasma Science and Plasma Technology, 2010, 165(11): 857-867. (责编 小城)

(上接第73页)

参考文献

- [1] 关振中. 激光加工工艺手册. 北京: 中国计量出版社, 1998: 1-2.
[2] 林鑫, 薛蕾, 陈静, 等. 钛合金零件的激光成形修复. 快速制造技术, 2010(8): 55-56.
[3] 曹春晓. 航空用钛合金的发展概况. 航空科学技术, 2005, (4): 3-6.
[4] 曲恒磊, 赵永庆, 朱知寿. 一种高强韧钛合金及其加工方法: 中国, 03105965.1 [P]. 2003-09-30.
[5] Qu H L, Zhou Y G, Zhou L, et al. Relationship among forging technology, structure and properties of TC21 alloy bars. Transactions of Nonferrous Metals Society of China, 2005, 15(5): 1120-1124.
[6] 赵永庆, 曲恒磊, 冯亮, 等. 高强高韧损伤容限型钛合金TC21研制. 钛工业进展, 2004, 21(1): 22-24.
[7] 张颖楠, 李辉, 曲恒磊, 等. Ti-22-22S合金的研究进展. 金属热处理, 2002, 27(12): 14-16.
[8] 张民. 热处理对TC21钛合金组织和性能的影响[D]. 西安: 西北工业大学, 2004.
[9] Joseph M C. Advances in powder metallurgy processing. Advanced Materials and Processes, 1999, 156(3): 33-36.
[10] Richard M. Directed light fabrication. Advanced Materials & Processes, 1997, 151(3): 31-33.
[11] Griffith M L, Schlienger M E. Understanding thermal behavior in the LENS process. Materials and Design, 1999, 20(2/3): 108-109.
[12] Abbott D, Arcella F. Laser forming titanium components. Advanced Materials & Processes, 1998(5): 29-30.
[13] Stefansson N, Semiatin S L. Mechanisms of globularization of Ti-6Al-4V during static heat treatment. Metallurgical and Materials Transactions A, 2003, 34A: 691-698.

(责编 小城 深蓝 夏宛)