

铝锂合金机身壁板抗压能力对比

Comparison on Compressive Bearing Capacity of Aluminum Lithium Alloy Fuselage Panel

中国商飞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壁板的抗压能力。通过分析验证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压承载能力强弱。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压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: 抗压承载能力 壁板 蒙皮 长桁

[ABSTRACT] Canparison of the compressive 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 compressive bearing capacity of the two kinds panels are gotten. It is shown that the compressive bearing capacity of the panel with aluminum lithium alloy skin adding aluminum lithium alloy stringers is better than the other kinds of fuselage panels.

Keywords: Compressive bearing capacity Panel 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]。为了紧跟世界上飞机设计的前沿,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在得到越来越多的关注,然而,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经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结构形式与铝锂合金和 7000 系列铝合金混用的机身壁板结构形式的抗压承载能力进行了有限元分析对比及试验验证。

1 试验方案

1.1 试验件基本信息

本次试验选取的典型试验件是由蒙皮、3 根长桁、2 个框组成的机身壁板结构。

两种壁板构型为:

构型 1,铝锂合金 2198 蒙皮、铝锂合金 2196 Z 字形挤压长桁;

构型 2,铝锂合金 2198 蒙皮、高强度铝合金 7075 Z 字形钣金长桁。

其中,挤压长桁和钣金长桁的剖面面积相同。

1.2 试验支持及加载方案

壁板压缩承载能力试验是典型的结构压缩稳定性试验。该试验主要在压力机上进行,试验两侧边采用“刀口”支持,模拟简支边界条件,通过端头施加压力达到压缩试验目的。

由于试验件属于加筋曲板,加载点很难准确地施加在试验件的弯心位置,为了防止试验件产生弯曲,在加载端两端放置金属块来约束试验件沿蒙皮法向的位移。同时,由于试验件在边界处的刚度较弱,在压缩载荷下容易首先发生失稳,因此在侧边增加刀口防止其首先失稳。最后,为了保证做动期载荷均匀地施加在试验件的端部,在加载端放置了分配梁。通过以上加载保证措施,可以保证试验件所受的载荷为沿端面作用于面内的载荷,而其他可能由于偏心造成的载荷则由两侧的辅助支撑装置承受。

2 试验分析

压缩试验件主要考察机身壁板在压缩载荷作用下的承载能力。

当蒙皮-长桁壁板(或加强板)承受轴向载荷作用时,其蒙皮将在 $F_{cr,sk}=K_C E(b/t)^2$ 的应力作用下发生屈曲。其中 $F_{cr,sk}$ 表示壁板的屈服应力, K_C 为蒙皮压缩屈服系数, E 为弹性模量, t 为蒙皮厚度, b 为蒙皮宽度。

但是,蒙皮的屈曲并不代表整个壁板的破坏。实际上,壁板能够继续承载,直到长桁发生破坏。当长桁上的应力超过蒙皮的屈服应力时,长桁附近的蒙皮由于受

到长桁的支持,将承受附加应力。值得指出的是,不管长桁上的应力有多大,长桁间中心位置蒙皮上的应力不会超过初始屈服应力 $F_{cr,sk}$ 。

3 试验结果对比

为了能够得到合理准确的试验结果,本试验在试验前对试验结构进行了前期有限元计算。

3.1 有限元计算

有限元计算中,钣金试验件单元数量为 15376;挤压试验件单元数量为 17997。

通过有限元计算可得:钣金长桁壁板在压缩载荷下破坏位置在壁板中段靠近边缘的两根长桁与蒙皮连接处附近。破坏形式应为长桁明显侧弯,壁板失稳。

挤压长桁壁板在压缩载荷下的破坏位置与钣金长桁壁板一致,均在壁板中段靠近边缘的两根长桁与蒙皮连接处附近。破坏形式应为长桁明显侧弯,壁板失稳。

有限元计算所得两种构型壁板的最大载荷见表 1。

表 1 有限元计算所得两种构型壁板的压缩破坏载荷

试验件类型	破坏载荷 /kN	等效破坏载荷 /MPa
钣金长桁壁板	219.474	175.53
挤压长桁壁板	276.123	206.715

3.2 试验结果

钣金长桁壁板压缩试验破坏形式见图 1。



图 1 钣金长桁壁板压缩试验破坏形式

Fig.1 Test result of compressive bearing test piece with sheet metal stringers

挤压长桁壁板压缩试验破坏形式见图 2。

在试验过程中同时记录加载端(上端,大小为正)以及支撑端(下端,大小为负)的位移数据,取二者的和,就可以得到实际位移。通过加载端的力传感器可以得到载荷。由于压缩载荷作用下的失稳属于非线性情况,不同的结构局部屈曲都会对结构的最终载荷造成影响。

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



图 2 挤压长桁壁板压缩试验破坏形式

Fig.2 Test result of compressive bearing test piece with extrusion stringers

表 2。表 2 中的破坏载荷是指试验件在加载过程中发生断裂导致承载能力大幅下降时的载荷;等效破坏载荷是指破坏载荷除以试验件截面面积。

表 2 具体试验所得两种构型壁板的压缩破坏载荷

试验件类型	破坏载荷 /kN	等效破坏载荷 /MPa	加载端位移 /mm
钣金长桁壁板	162.694	130.12	3.439
挤压长桁壁板	193.953	145.20	4.081

从表 2 中可以看出,挤压长桁的破坏载荷明显大于钣金长桁,因此可以看出采用挤压长桁的蒙皮壁板在轴向压缩载荷下承载能力更好。

3.3 试验结果分析

对比表 1、表 2 可以发现,具体试验结果相比于有限元计算结构均有一定的降低,具体原因为考虑到试验的安全性,在实际试验过程中很难做到理论计算的最终破坏模式,而是当蒙皮发生屈曲变形后即视为试验件破坏。

4 结论

通过有限元计算及试验验证结果可看出,压缩载荷下构型 1 壁板的破坏载荷比构型 2 均有大于 10% 的提高。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得到提高抗压能力和减重的双重效果。

参考文献

- [1] Niu M C Y. 实用飞机结构工程设计. 程小全,译. 北京: 航空工业出版社,2008.
- [2] Niu M C Y. Airframe Stress Analysis and Sizing. Hong Kong: Hong Kong Conmilit Press Ltd, 1988. (责编 深蓝)