机翼折叠耳片承载能力的预测与试验验证

刘存*,杨卫平,张磊

航空工业第一飞机设计研究院,陕西西安 710089

摘 要:机翼折叠耳片不仅承受整个外翼的载荷,而且要完成舰面机翼折叠功能。机翼折叠耳片的承载能力及耳片销轴配 合关系对飞机机翼结构的安全性和可靠性至关重要。为研究耳片销轴在不同配合间隙、不同销轴形状下的承载特性,采用 NASTRAN 非线性有限元分析技术预测接头静强度承载能力,并与试验结果进行了对比验证,结果表明有限元模拟的破坏载 荷与试验相当,普通间隙的柱形销轴耳片误差为4.86%,加大间隙柱形销轴耳片误差2.30%,普通间隙的锥形销轴耳片误 差-1.50%。该研究为机翼折叠耳片强度设计提供了试验支持和分析方法。

关键词:耳片;承载能力;预测;试验;验证

中图分类号: V271 文献标识码: A DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2018.10.074

耳片连接是飞机结构中的常见结构形式,以其便于传 递集中载荷、连接形式简单、易装配拆卸而广泛应用于航空 结构中。舰载机 F-18、苏-27K、歼 15、E-2C 等完成机翼折 叠功能,普遍采用单双耳片连接。耳片为关键零件,其承受 集中载荷并将载荷扩散到主结构,耳片的失效将导致整个 部件失效。因此,准确预测耳片的承载能力对减轻重量(质 量)和保证飞机安全具有重要意义。众多学者开展了相关 领域的研究。李辉[1] 对钛合金耳片静载失效进行了分析,揭 示了耳片几何尺寸与加载角度对破坏载荷的影响规律。汤 超^[2] 采用 PCL 语言,基于 Patran 设计了飞机典型耳片结构 强度校核系统,大大提高了设计者的工作效率。何翔^[3]对钛 合金接头耳片参数敏感度进行分析,得到了耳片的承载能力 对耳片参数的敏感程度依次为:耳片厚度、内孔直径、耳片 宽径比和倾角。伍黎明^[4] 采用 ANSYS 分析了轴向拉伸载 荷作用下厚度对耳片孔边应力集中的影响,得出了应力集中 系数随厚度变化规律曲线。陈秀华^[5]采用非线性有限元仿 真分析了某飞机平尾升降舵铰链接头耳片的承载能力,预测 出试验件破坏的最大应力值和破坏部位,有限元计算得到的 载荷—位移曲线与试验曲线大致吻合。周丽君⁶⁰对受轴向 拉伸载荷作用下的耳片的静强度、疲劳强度进行了归纳总 结,为设计工作提供了参考。刘存^[7] 通过不同配合关系的三 组耳片接头承载能力试验研究,结果表明与工程计算的破坏 载荷相比,三组耳片均有一定的保守量。刘超^[8]采用改进的 三应力不变量延性金属断裂模型很好地模拟了铝合金板材 静强度渐进破坏的过程,同时预测了断裂时的载荷。参考文 献[9] 基于金属断裂模型对钛合金试样的拉伸破坏进行了数 值模拟,与试验结果基本一致。以上研究均未能很好地预测 耳片接头的承载能力。

对飞机设计工程师而言,准确预测结构静强度承载能力、减轻重量、提高结构效率是飞机设计领域一直探究的问题。为研究耳片在不同配合间隙、不同销轴形状下的承载特性,采用 NASTRAN 非线性有限元分析技术预测接头静强 度承载能力,试验误差在 5% 以内,表明该方法可以精准预 测耳片结构静强度承载能力,为工程应用提供支持。

1 计算模型

1.1 试验件

耳片接头试验件的考核区为单耳,耳片厚度为15mm, 耳孔尺寸为40.0mm。结构图如图1所示。约束端为 60.0mm的圆柱体,该圆柱体直接与试验机夹具连接。考核 区与约束端之间为矩形过渡区,该过渡区用于连接耳片和圆 柱体,同时确保试验件安全。为确定不同配合关系的耳片极

收稿日期:2018-08-26; 退修日期:2018-09-13; 录用日期:2018-09-20 基金项目:航空科学基金(2015ZB52015)

*通信作者.Tel.: 029-86832536 E-mail: liuc@nuaa.edu.cn

引用格式: Liu Cun, Yang Weiping, Zhang Lei. Test verification and prediction of load-bearing capacity of folding wing lug[J]. Aeronautical Science & Technology, 2018, 29 (10): 74-78. 刘存,杨卫平,张磊. 机翼折叠耳片承载能力的预测与试验验证[J]. 航空 科学技术, 2018, 29 (10): 74-78. 限承载能力,设计了三种耳片试验件。

第一种为柱形销轴耳片试验件,配合关系为普通间隙 配合,配合关系为40.0H8/f7;第二种为柱形销轴耳片试验 件,配合关系为大间隙配合,单耳耳孔尺寸为40.2mm,配合 关系为40.2H8/f7;第三种为锥形销轴耳片试验件,配合关系 为普通间隙配合,锥形销轴试件锥度定义为双耳支座两外表 面耳孔由45mm 过渡为35mm,锥度3.6°。

试验件材料选用 30CrMnsiA, 其基本力学性能参数^[10] 为: 弹性模量 *E*=201000MPa, 屈服应力 $\sigma_{0.2}$ =834MPa, 极限强 度 σ_b =1080MPa, 泊松比 μ =0.227。



图 1 试验件结构图 Fig.1 Structure diagram of specimen

为了测试耳片试验件在拉伸载荷下的承载特性,在耳 片的关键部位布置了应变片,试验件构型及应变测量点布置 如图2所示,共15个测量点,单片粘贴在耳片厚度方向上, 花片粘贴在耳片表面,且正反面对称分布。文中有限元模拟 与试验对比分析所选取的应变片如图2所示。



图 2 试验件应变片布置图 Fig.2 Strain gauge diagram of the specimen

1.2 **有限元模型**

建立有限元模型时,采用 10 节点四面体二次单元,以 便更好地模拟耳片接头受力状况。耳片接头的破坏过程包 含材料的弹性和塑性行为,材料真实的本构模型能准确地模 拟结构的这一行为。调质钢 30CrMnsiA 棒材^[10] 应力一应 变曲线如图 3 所示。



Fig.3 Stress-strain curves of 30CrMnsiA rod

试验过程中,外载荷通过销轴传递给耳片,随着载荷的 增加,耳孔和销轴的接触由线接触变化到半个销轴的面接 触。耳孔周围的受力状态也相当复杂,本文旨在预测耳片的 承载能力,故采用类型为 RBE2 的多点约束单元模拟单耳与 销轴的连接。模型中处于耳孔中心拉伸方向上的加载点为 主动节点。耳孔与销轴接触的半圆面上的节点为从动节点。 约束加载端圆柱体 XYZ 三个方向的位移。以便使模型达到 试验状态下的约束。模型施加的载荷为强迫位移。

1.3 求解策略

文中基于 MSC.PATRAN 软件对耳片接头试验件进行仿 真建模,结合材料非线性模拟其塑性效应,运用 NASTRAN SOL600 调用 MARC 非线性求解器,对结构进行静态分析计 算,通过得到载荷施加点从开始受力变形到结构破坏过程的 载荷一位移曲线,根据曲线预测耳片接头的承载能力。

2 接头承载能力预测

通过上述方法进行非线性静态分析时,要选择合适的迭代步、矩阵修正之前的迭代次数及每个载荷增量的总 迭代限。计算三种接头的的承载能力分别为556.27kN、 560.26kN、611.97kN。其载荷一位移曲线如图 4~ 图 6 所示。



Fig.4 Load-displacement curves of first lug



图 5 第二种耳片载荷—位移曲线 Fig.5 Load-displacement curves of second lug



Fig.6 Load-displacement curves of third lug

3 试验验证

3.1 试验概述

三种试验件均采用双耳及销轴作为支持假件,考核单 耳的极限承载能力。为进行轴向拉伸载荷作用下的耳片承 载能力试验,单耳、双耳、销轴依据配合关系进行装配连接是 第一步。其次要将装配正确的试验件的夹持棒固定到试验 机上,然后进行调试,调试完毕后在 WAW-E1000C 万能试 验机上进行试验,并使用 SH-2000 数据采集系统进行应变 测量。试验时每件试验件预先拉伸两次,以便消除连接部位 的间隙。整体安装图如图 7 所示。



图 7 试验件安装图 Fig.7 Installation diagram of specimen

正式试验前要先进行预试,预试采用 10% 试验载荷的 级差加载,直到 30% 的试验载荷,然后逐级卸载,预试三次。 重点检查应变数据是否正常,此外还要检查试验件、试验夹 具、试验加载设备及试验测量设备有无异常,确保正确无误 后方进行正式试验。正式试验时,按 10% 试验载荷的级差 加载至 80% 试验载荷,此后按照 5% 试验载荷的级差加载 至 100% 试验载荷,期间完成 100% 试验载荷的应变测量。 若此时试验仍未破坏,继续加载直到试验件破坏,记录破坏 载荷。

3.2 试验结果

试验破坏载荷见表1。为每种试验件的破坏载荷,本文 选取试验单耳完全破坏的试验件为研究对象。

表 1 试验件的破坏载荷 Table 1 Failure load of specimens

分类	P/kN
第一种	584.65
第二种	573.43
第三种	602.95

试验件加载到最大破坏载荷时,试验件没有响声,但载 荷开始下降,认为试验件破坏,最大载荷为破坏载荷。三种 试验件的破坏模式如图8所示。



图 8 三种试验件的破坏形貌 Fig.8 Failure morphology of the three lug

在静载荷作用下,耳片的破坏形式随着耳片参数和加 载方向的改变而变化。当耳片拉伸净截面面积小于剪切面 积时,耳片以拉断为主;当耳片拉伸净截面面积远大于剪切 面积时,耳片以剪断为主;当耳片拉伸净截面面积与剪切面 积差别不大时,耳片呈拉、剪复合破坏形式^[11]。从试验件的 破坏形貌上看,普通配合和间隙配合、柱形销轴和锥形销轴 均未改变单耳的破坏模式,试验件属于受拉破坏。

4 对比分析

4.1 结果对比

破坏载荷的试验与有限元结果比较见表 2,表中首列对 应试验件编号, *P*_{test} 为三件试验件破坏载荷, *P*_{FEA} 为有限元 计算值, ε 为有限元计算值相对于试验值的偏差:

$$\varepsilon = (P_{\text{test}} - P_{\text{FEA}}) / P_{\text{test}} \times 100\%$$

表 2 破坏载荷的试验与有限元结果比较 Table 2 Failure load between test and FEM

序号	P _{test} /kN	$P_{\rm FEA}/{ m kN}$	€∕%	
1-2	584.65	556.27	4.85	
2-1	573.43	560.26	2.30	
3-1	602.95	611.97	-1.50	

可见,采用有限元计算耳片的破坏载荷与试验值误差 均在 5% 以内,满足工程设计的需要。

4.2 载荷一应变曲线对比

第一种 (1-2)有限元计算与试验值的载荷—应变曲线 如图 9 所示,第二种 (2-3)有限元计算与试验值的载荷—应 变曲线如图 10 所示,第三种 (3-1)有限元计算与试验值的 载荷—应变曲线如图 11 所示。从图中可以看出:耳片的有 限元计算曲线与试验实测的载荷—应变过程曲线大体一致, 线性段吻合程度较好,非线性段的变化趋势一致。试验最终 得到的是耳片接头的极限承载能力,有限元分析的主要目的 是对耳片接头承载能力的预测,两者结果十分接近,但仍有 一定误差,分析误差原因为:一方面有限元模拟加载圆柱体的 约束状态未能完全反映试验夹具对圆柱体的约束;另一方 面试验载荷误差、应变测量误差均为不可避免的误差;此外, 试验机夹具与试验安装误差会造成初始加载时微小滑移。







图 10 第二种有限元与试验载荷一应变对比曲线 Fig.10 Load-strain curves of the FEA and test for second





5 结论

(1)

通过对耳片接头试验件承载能力的有限元仿真和试验 验证,得到以下结论:

(1) 采用 NASTRAN SOL600 调用 MARC 非线性有限 元分析技术预测耳片接头的承载能力,与试验相比,破坏载 荷误差在 5% 以内,满足工程设计要求。

(2) 基于 NASTRAN 非线性有限元分析技术能很好地 预测耳片接头的承载能力,可作为强度预估的一种有效手段。

参考文献

- [1] 李辉,陈蓬,姚泽坤,等. 钛合金耳片的静载失效分析与结构 优化研究 [J]. 航空制造技术, 2017 (5): 96-99.
 Li Hui, Chen Peng, Yao Zekun, et al. Failure analysis and structure optimization of titanium alloy lug[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2017 (5): 96-99. (in Chinese)
- [2] 汤超. 基于 MSC_Patran 的飞机典型耳片结构强度校核系统 设计 [J]. 江苏科技信息, 2016 (17): 63-65.
 Tang Chao. Study on strength evaluation system design for aircraft classical lug structure based on MSC_Patran[J]. Jiangsu Science & Technology Information, 2016 (17): 63-65. (in Chinese)
- [3] 何翔, 丛昊. 铝合金接头耳片参数敏感度分析 [J]. 机械强度,
 2014, 36 (4): 927-932.

He Xiang, Cong Hao. Sensitivity analysis of aluminum alloy fitting lug parameter[J]. Journal of Mechanical Strength, 2014, 36 (4): 927–932. (in Chinese)

[4] 伍黎明,何字庭.轴向拉伸载荷作用下耳片厚度对应力集中 系数的影响 [J]. 航空精密制造技术, 2009, 45 (5): 39-42.
Wu Liming, He Yuting. Thickness effect on stress concentration factors of lugs under axial tension loads[J].Aviation Precision Manufacturing Technology, 2009, 45 (5): 39-42. (in Chinese)

⁴AST

- [5] 陈秀华, 匡国强, 汪海,等. 飞机平尾升降舵接头耳片承载能 力分析与试验 [J]. 计算机辅助工程, 2009, 18 (1): 18-21.
 Chen Xiuhua, Kuang Guoqiang, Wang Hai, et al. Test and analysis on load bearing capability of hinge lug of aircraft horizontal stabilizer elevator [J]. Computer Aided Engineering, 2009, 18 (1): 18-21. (in Chinese)
- [6] 周丽君,隋福成.受轴向拉伸载荷作用的耳片强度研究 [J]. 飞机设计,2005 (3):30-32.
 Zhou Lijun, Shui Fucheng. Study of lug strength under axial tension loads[J]. Aircraft Design, 2005 (3):30-32. (in Chinese)
- [7] 刘存. 配合关系对耳片承载能力影响的试验研究 [J]. 工程与试验, 2017, 57 (3): 27-30.
 Liu Cun. Test research for coordinate relation affecting on load-bearing capacity of lug[J]. Engineering & Test, 2017, 57 (3): 27-30. (in Chinese)
- [8] 刘超,孙秦,刘彦杰,等.延性金属渐进破坏试验与数值研究
 [J]. 航空材料学报, 2013, 33 (1): 93-99.
 Liu Chao, Sun Qin, Liu Yanjie, et al. Experimental and numerical

study of progressive failure of ductile metals[J]. Journal of Aeronautical Materials, 2013, 33 (1): 93–99. (in Chinese)

- [9] 刘超,孙秦,刘彦杰. TC4 钛合金试样渐进破坏试验与数值研 究[J]. 航空材料学报, 2014, 34 (6): 84-89.
 Liu Chao, Sun Qin, Liu Yanjie. Experimental and numerical study of progressive failure of TC4 titanium alloy specimens[J]. Journal of Aeronautical Materials, 2014, 34 (6): 84-89. (in Chinese)
- [10]《航空发动机设计用材料数据手册》编辑委员会.航空发动机 设计用材料数据手册 [M].北京:航空工业出版社,1989.
 Editorial of Material Data Manual for Aero-engine Design.
 Material data manual for aero-engine design[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1989. (in Chinese)
- [11] 《飞机设计手册》总编委会.飞机设计手册:第9册 载荷、强度和刚度[M].北京:航空工业出版社,2001.
 Aircraft Design Manual Editorial Board. Aircraft design manual: vol.9[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2001. (in Chinese)

作者简介

刘存(1984-) 男,硕士,高级工程师。主要研究方向:飞 行器结构强度设计。 Tel:029-86832536 E-mail:liuc@nuaa.edu.cn

Test Verification and Prediction of Load-bearing Capacity of Folding Wing Lug

Liu Cun*, Yang Weiping, Zhang Lei AVIC The First Aircraft Institute, Xi'an 710089, China

Abstract: The aircraft folding wing joint not only bear the whole load, but also to complete the ship wing folding function. The load-bearing capacity of the wing folding joint and the coordinate relation of the pin shaft are very important to the safety and reliability of the aircraft wing structure. In order to study the load bearing capacity of the lug pin under the different clearance and different pin form. Static strength prediction of lug load-bearing capacity was carried out based on NASTRAN nonlinear finite element method. The results were compared with the test results. The results show that the failure load of finite element simulation is equivalent to the test, the error of the cylindrical pin lug of the common clearance is 4.86%, the error of the cylindrical pin lug of the enlarging clearance is 2.30%, the error of the tapered pin lug of the common clearance is -1.5%. The research provides an experimental support and analysis method for the strength design of folding wing lug.

Key Words: lug; load-bearing capacity; prediction; test; verification

Received:2018-08-26;Revised:2018-09-13;Accepted:2018-09-20Foundation item:Aeronautical Science Foundation of China (2015ZB52015)*Corresponding author.Tel.:029-86832536E-mail:liuc@nuaa.edu.cn