金属加筋壁板疲劳裂纹扩展研究

施剑玮*

上海飞机设计研究院 强度设计研究部,上海 201210

摘 要:进行了铝合金工字型长桁加筋壁板的疲劳裂纹扩展分析与试验研究。利用线弹性断裂力学和有限元法计算工字型 长桁加筋壁板的应力强度因子,以 NASGRO 软件中的裂纹扩展率方程及考虑载荷交互作用的广义 Willenborg 模型为基础,利用 循环接循环进行裂纹扩展计算寿命,并与试验数据相比较。结果表明,预测的寿命与试验结果吻合较好。

关键字:加筋壁板,裂纹扩展,载荷交互作用,飞-续-飞载荷谱

中图分类号: V215.6 文献标识码: A 文章编号: 1007-5453 (2016) 08-0054-04

金属加筋壁板有2种类型:整体加筋结构和蒙皮、长 桁连接的组合结构。关于金属组合加筋壁板损伤容限特 性的研究很多^[14],且普遍都集中在研究中央桁条断、蒙皮 裂纹对称地通过桁条的加筋壁板的裂纹扩展性能及蒙皮 裂纹达到两跨时的剩余强度。但是,对于工字型长桁的 加筋壁板直至达到两跨这种完整裂纹扩展阶段的研究则 极少。

本文的主要目的是研究工字型长桁加筋壁板,中央 桁条断开,蒙皮裂纹在2个紧固孔之间扩展,连通后继续 扩展直至两跨的裂纹扩展特性。用线弹性断裂力学和有 限元法计算工字型长桁加筋壁板的应力强度因子,以广义 Willenborg 模型为基础,预测飞 – 续 – 飞载荷谱下裂纹扩展 的寿命,并与试验数据进行比较。

1 工字型长桁加筋壁板应力强度因子计算

1.1 工字型长桁加筋壁板开裂模式

设计工字型长桁加筋壁板由 5 根桁条与蒙皮铆接而成,表示大型客机的多桁条加筋的机翼下翼面结构,如图 1 所示。长桁间距 b=148mm,蒙皮厚度 t=10.5mm,材料为 2024HDT-T351,长桁的材料为 2026-T3511 铝合金。蒙 皮与长桁通过双排铆钉连接,铆钉直径为 6.35mm,沿纵向的铆钉间距为 30.5mm,长桁与蒙皮的面积比 $A_{st}/(b \cdot t) = 0.664$ 。

本文的分析及试验主要考察中央桁条断开,蒙皮上裂



Fig.1 A stiffened panel with 5 stringers and its cracking pattern

纹扩展的两个阶段:(1)裂纹起始于与中央桁条连接的蒙皮 紧固孔处,长度为15mm,扩展直至另一个紧固孔内(两孔 中心距离44mm);(2)两个紧固孔连通后裂纹继续扩展直 至达到两跨。

1.2 有限元模型

采用 ABAQUS 软件对工字型长桁加筋壁板的线弹 性断裂进行计算。工字型长桁加筋壁板长 2952mm,宽 740mm,两端施加均匀拉伸应力。取整块壁板进行建模,包 括了裂纹扩展的两个阶段模型,如图 2 所示。采用四结点 平面板单元,蒙皮、长桁腹板和长桁上、下缘沿厚度均只有 一层单元。每个铆钉用长桁下缘和蒙皮上的一对结点之间 布置 3 个一维弹簧单元来模拟,其中 2 个弹簧单元模拟铆钉 的双向剪切变形,剪切刚度通过 Swift 的剪切变形关系^[5]来 确定。

收稿日期:2016-05-05; 录用日期:2016-06-20

^{*} 通讯作者 . Tel.: 021-20865856 E-mail: shijianwei@comac.cc

引用格式: SHI Jianwei. Study on fatigue crack growth of stiffened metal panels[J]. Aeronautical Science & Technology, 2016,27(08): 54-57. 施剑玮. 金属加筋壁板疲劳裂纹扩展研究[J]. 航空科学技术, 2016,27(08): 54-57.

$$\Delta = \frac{F}{Ed} \left[B + C \left(\frac{d}{t_1} + \frac{d}{t_2} \right) \right] \tag{1}$$

式中:F为剪力,E为板材的弹性模量,d为铆钉直径,t₁和t₂ 分别为被连接的两块板的厚度,B和C均为材料常数,对钛合 金铆钉,B=4.0,C=0.82。另一个弹簧单元用来模拟铆钉的拉、 压变形,弹簧刚度为EA/(t₁+t₂),其中,A为铆钉钉杆的截面积。





采用 ABAQUS 有限元软件集成的围线积分法 (CI) 计 算不同裂纹长度下的 I 型应力强度因子。图 3 给出工字型 长桁加筋壁板蒙皮裂纹的无量纲应力强度因子随总裂纹长 度 *a* 的变化曲线。

2 裂纹扩展分析方法

2.1 裂纹扩展速率方程

等幅载荷下,裂纹扩展速率公式取自 NASGRO^[6]公式。 它最早由 Forman 和 Mettu 提出,公式中的参数后经 Newman、 Shivakumar 等人不断地发展更新。







$$\frac{\mathrm{d}a}{\mathrm{d}N} = C \left[\left(\frac{1-f}{1-R} \right) \Delta K \right]^n \frac{\left(1 - \frac{\Delta K_{\mathrm{th}}}{\Delta K} \right)^p}{\left(1 - \frac{K_{\mathrm{max}}}{K_c} \right)^q}$$
(2)

式中: ΔK 为应力强度因子变程, K_c 为临界应力强度因子, K_{max} 为后续载荷的最大应力强度因子, K_{th} 为应力强度因子 门槛值, C, n, p, q 为由试验测定的材料常数, R 为为应力比, f 为裂纹张开函数。

2.2 载荷交互作用模型

文献[7] 对国内外具有代表性的载荷相互作用模型 进行了比较,这些模型均以20世纪70年代初Wheeler、 Willenborg和Elber等人提出的高载迟滞裂纹扩展模型为 基础不断发展并派生而来。本文选用了简单易用的广义 Willenborg 模型。

$$K_{\text{max,eff}} = K_{\text{max}} - \phi \left[K_{\text{max}}^{\text{OL}} \left(1 - \frac{\Delta a}{r_{\text{OL}}} \right)^{1/2} - K_{\text{max}} \right]$$
(3)

$$K_{\rm min,eff} = K_{\rm min} - \phi \left[K_{\rm min}^{\rm OL} \left(1 - \frac{\Delta a}{r_{\rm OL}} \right)^{1/2} - K_{\rm min} \right]$$
(4)

$$b = \frac{1 - (K_{\max})_{\text{th}} / K_{\max}}{S_{\text{SO}} - 1}$$
(5)

式中: $K_{max, eff}$ 为最大有效应力强度因子, $K_{max, eff}$ 为最小有效应力强度因子, K_{max} , k_{max} 为超载的最大应力强度因子, $(K_{max})_{th}$ 为最大门槛应力强度因子, r_{OL} 为超载产生的塑性区, Δa 为裂纹扩展量, S_{SO} 为超载截止比。

3 试验与分析

试验在某大型试验基地进行,试验施加轴向拉伸载荷, 现场试验安装如图 4 所示。试验采用国际上著名的 TWIST 编谱法^[8-10]编制飞-续-飞载荷谱,并考虑试验周期的 影响做了载荷谱的简化,其包括4500个飞行起落,共计 116564个载荷循环。



图 4 现场试验安装图 Fig.4 Test fixture

裂纹扩展试验共分两个阶段进行:(1)裂纹起始于与中 央桁条连接的蒙皮紧固孔处,长度为15mm,扩展直至另一 个紧固孔内(两孔中心距离44mm);(2)两个紧固孔连通后 裂纹继续扩展直至达到250mm 左右。试验过程中通过100 倍显微镜观测到蒙皮内、外表面整个裂纹扩展的过程,如图 5 所示。



(a)第1步





(c)第3步

(d)第4步

图 5 裂纹扩展的过程 Fig.5 Crack growth process

试验中裂纹扩展次数与裂纹长度的关系及分析的结果 如图 6 所示。





4 结论

经过试验与分析,本文得到以下结论:

(1)通过飞续飞载荷谱下的裂纹扩展试验,获得了工字型长桁加筋壁板蒙皮孔边两个扩展阶段的裂纹扩展规律,而且两件试件的开裂模式基本一致,为大型客机工字型长桁加筋壁板的开裂模式的假设,提供一定的试验依据。

(2)由于在第(2)阶段裂纹扩展试验前,须在第(1)阶 段连通的两个紧固孔边再预制出合格的裂尖,并且裂纹总长 需计入紧固件孔的直径长度,同时由于裂纹扩展数据是有 一定分散性的,这些最终导致第1、2试验件的裂纹长度分 别在接近3500次飞行和接近2000次飞行时出现突变;当 裂纹长度达到或略大于2倍桁距时,长桁的约束发挥了很大 的作用,蒙皮的裂纹尖端应力强度因子大大降低,导致裂纹 扩展速率迅速下降,在近10000次飞行后基本不再扩展。

(3) 采用现有不考虑迟滞模型的分析方法,分析结果与 试验数据相比偏差较大,试验寿命是分析结果的近 2.7 倍, 采用广义 Willenborg 模型得到的分析结果与试验数据吻合 较好,试验寿命是分析结果的近 1.3 倍。 (AST

参考文献

- Poe C C. Fatigue crack propagation in stiffened panels[C]// Damage Tolerance in Aircraft Structures. ASTM STP 486, 1971: 79-97.
- [2] Poe C C. Stress intensity factor for a cracked sheet with riveted and uniformly spaced stringers[R]. NASA TR R-358, 1971.
- [3] Ahmed A, Bakuckas J G. Fatigue testing of a stiffened lap joint curved fuselage structure [J].AIAA Journal, 2005: 2377.
- [4] Heinimann M. Validation of advanced metallic hybrid concept

with improved damage tolerance capabilities for next generation lower wing and fuselage applications[C]//Proceedings of the 24th ICAF Symposium, 2007.

- [5] Swift T. Fracture analysis of stiffened structure[C]//Damage Tolerance of Metallic Structures: Analysis Methods and Application. ASTM STP 842, 1984: 69-107.
- [6] Space Act Agreement. NASGRO6.2: Reference manual[Z]. USA Southwest Research Institute, 2012.
- [7] 斯而健. 谱载荷下疲劳裂纹扩展的各种模型的评述 [J]. 航空 学报, 1987, 8 (2): 11-18.
 SI Erjian. Comment on fatigue crack propagation of the various models under load spectrum[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1987, 8 (2): 11-18. (in Chinese)
- [8] Jonge J B, Schütz D, Lowak H, et al. A standardized load sequence for flight simulation tests on transport aircraft wing

structures[R]. Nationaal Lucht- en Ruimtevaartlaboratorium NLR-TR 73029 U, 1973.

- [9] Lowak H, Jonge J B, Franz J, et al. A shortened version of TWIST[R]. Nationaal Lucht- en Ruimtevaartlaboratorium NLR-TR 79018 U, 1979.
- [10] Fowler K R, Watanabe R T. Development of jet transport airframe test spectra[C]//Development of Fatigue Loading Spectra, ASTM STP 1006, 1989: 36-64.

作者简介

施剑玮(1979-) 男,硕士,高级工程师。主要研究方向: 飞机结构疲劳与损伤容限。 Tel: 021-20865856 E-mail: shijianwei@comac.cc

Study on Fatigue Crack Growth of Stiffened Metal Panels

SHI Jianwei^{*}

Stress Department, Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201210, China

Abstract: The prediction and test research on fatigue crack growth for the stiffened aluminum alloy panels of " \pm " section stringer were presented. The stress intensity factor for the stiffened panel was calculated based on the linear elastic fracture mechanics and finite element analysis. The crack growth rate equation used in NASGRO and the load interaction model named the modified generalized Willenborg were used as the basis for the calculation of cycle-by-cycle crack growth life. The predictions and the test results for crack growth of stiffened panels are in good agreement.

Key Words: stiffened panel; crack growth; load interaction; flight-by-flight load spectrum