

文章编号:1674-8190(2019)S1-034-04

某机身壁板结构环向裂纹扩展分析与试验对比

李宝珠,何彧,刘海涛

(中航西飞民用飞机有限责任公司 工程技术中心,西安 710089)

摘要: 对于机身加筋壁板结构,获取较为准确的应力强度因子是进行裂纹扩展分析的基础,其核心工作是计算结构的几何因子。结合 T. Swift 提出的机身加筋壁板结构几何因子计算方法,编制相关分析工具,计算获得某机身壁板结构环向裂纹几何因子,将计算结果与采用有限元法计算获得的几何因子进行对比,并将几何因子输入 Nasgro 软件进行裂纹扩展寿命分析,与试验结果进行对比。结果表明:二者吻合较好。该方法计算效率高,可节省大量计算时间,具有较强的工程应用价值。

关键词: 机身壁板;裂纹扩展;应力强度因子;几何因子;Nasgro

中图分类号: V215

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2019.S1.007

Comparison between the Crack Growth Analysis and Test Result of Fuselage Panel with Circumferential Crack

Li Baozhu, He Yu, Liu Haitao

(R&D Center, AVIC XAC Commercial Aircraft Co., Ltd., Xi'an 710089, China)

Abstract: With regard to the fuselage stiffened panel, it is essential to attain the stress intensity factor, and the core work is to calculate the geometrical factor. According to the analysis method of the stiffened panel structure which was put forward by T. Swift, the corresponding analysis tool is programmed, by which the geometrical factor of the fuselage panel with circumferential is obtained, then the theoretical result is compared with other result which is computed by finite element analysis. finally, the geometrical factor is input into the Nasgro software which is adopted to carry out the crack growth analysis, the life is almost identical with the test result. This method is pretty efficiency, and can help save a lot of time and money and have a strong engineering application value.

Key words: fuselage panel; crack growth; stress intensity factor; geometrical factor; Nasgro software

0 引言

机身壁板结构是飞机的主要承力结构,其损伤会给飞机安全性造成严重影响,在新机型设计过程中,需要对其裂纹扩展性能进行评估。

获取较为准确的应力强度因子是进行裂纹扩展分析的基础,其核心工作是计算结构的几何因

子。对于简单典型的结构型式,可以参考手册快速获取应力强度因子及几何因子^[1-3],然而对于机身壁板这类复杂多传力路径结构,随着裂纹扩展,载荷会重新分配,计算应力强度因子较为复杂,通常情况下可以通过建立带裂纹体的细节有限元模型,采用 J 积分、虚拟裂纹闭合法等获取较为精确的结构几何因子。陈安等^[4]针对含纵向裂纹机身壁板

收稿日期:2019-01-06; 修回日期:2019-03-02

通信作者:李宝珠,libaozhu_063@163.com

引用格式:李宝珠,何彧,刘海涛. 某机身壁板结构环向裂纹扩展分析与试验对比[J]. 航空工程进展, 2019, 10(增刊 1): 34-37.

Li Baozhu, He Yu, Liu Haitao. Comparison between the crack growth analysis and test result of fuselage panel with circumferential crack[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2019, 10(S1): 34-37. (in Chinese)

结构,借用 Ansys 软件计算了不同裂纹长度下应力强度因子,对裂纹扩展寿命进行了预测;孔婷婷等^[5]建立含裂纹体细节模型,使用虚拟裂纹闭合法,对机翼整体机加壁板进行了裂纹扩展寿命分析。这种方法需要建立一系列不同裂纹尺寸的细节有限元模型,花费大量时间和精力,不适用于开展多部位大量计算。

T. Swift^[6]提出了一种方法用于计算加筋壁板中间长桁断裂结构的几何因子,该方法通过建立蒙皮长桁变形协调方程组,计算蒙皮、长桁的位移及钉传载荷,并给出几何因子的解析解。

本文在某机身壁板结构环向裂纹扩展试验结果的基础上,对 T. Swift 方法进行对比验证研究。首先根据 T. Swift 提出的理论方法,通过编程计算获取几何因子,并将其与采用有限元法计算得到的几何因子进行对比;然后将获取的几何因子输入 Nasgro 软件进行裂纹扩展寿命分析;最后与试验结果进行对比吻合较好。

1 试验描述

在某型机研制过程中,需要对机身壁板结构进行损伤容限评估,首先对机身壁板结构受力情况进行调查,在机身下弯载荷和增压载荷综合作用下,其上壁板蒙皮航向应力水平较高,因此选取机身上壁板结构构型进行机身壁板结构环向裂纹扩展试验。

试验件共两件,每件试验件为含 4 个框、7 根长桁的铆接壁板,框距为 530 mm,桁距为 162 mm。蒙皮材料为 2524-T3,长桁材料为 7055-T76511。考核区蒙皮化铣加工,基本厚度为 1.6 mm,化铣区为 1.1 mm。试验件设计成曲板,曲率半径为 1 430 mm,在试验件的长桁两端设计过渡区,与试验加载装置连接。在试验件中部两框中间截断长桁,并在其下蒙皮上预制一条人工裂纹。试验件示意图如图 1 所示。

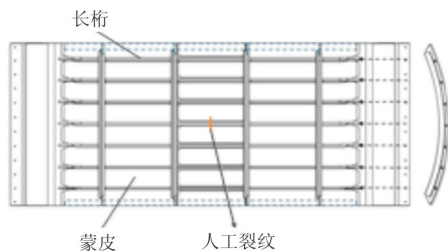


图 1 含裂纹壁板构型

为了简化试验加载,依据真实飞机上壁板载荷谱进行等损伤折算,获得试验等幅载荷谱,其最大载荷为 147 682 N、应力比 $R=0.06$ 。试验获得的裂纹扩展寿命曲线如图 2 所示。

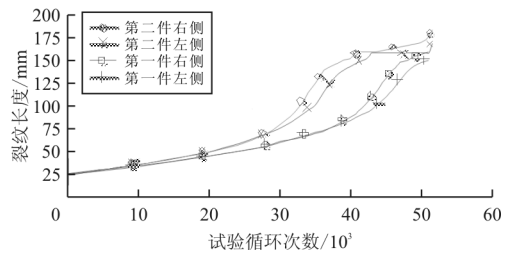


图 2 壁板裂纹扩展试验结果

2 理论分析

2.1 几何因子计算

2.1.1 解析法

在进行裂纹扩展分析时,计算应力强度因子的核心工作是获取几何因子。

$$K = \beta \sigma \sqrt{\pi a} \quad (1)$$

式中: a 为裂纹长度; β 为几何因子; σ 为远场工作应力。

对于中间长桁断裂的加筋壁板(如图 3 所示),在给定任意载荷的情况下,其应力强度因子由两部分组成:由均布载荷毛面积应力引起的应力强度因子和由钉载引起的应力强度因子。由均布载荷引起的应力强度因子可以通过公式直接得到;而由钉载引起的应力强度因子则需首先通过位移变形协调方程计算连接长桁蒙皮的铆钉钉载,再计算应力强度因子。因此,如何计算钉载是该方法的关键。T. Swift 提出通过求解蒙皮长桁变形协调方程组的方法计算蒙皮、长桁的位移及钉传载荷,并给出几何因子的解析解^[6]。

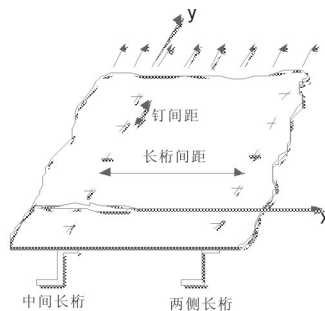


图 3 长桁断裂情况下加筋壁板结构示意图

根据原理,通过计算机编程实现程序化,从而可以快速计算几何因子。分析时,仅需要输入相关参数,包括壁板几何参数(蒙皮厚度、已断长桁及其邻近长桁截面信息、长桁间距、框间距、铆钉等信息),以及壁板相关材料性能数据。对第 1 章试验件壁板进行分析获得其几何因子(如表 1 所示)。

表 1 断长桁加筋壁板结构几何因子 β

序号	c/mm	β
1	12.7	1.459
2	25.4	1.250
3	50.0	1.175
4	75.0	1.158
5	100.0	1.142
6	125.0	1.116
7	140.0	1.080
8	150.0	1.030
9	162.0	0.886
10	170.0	0.802
11	180.0	0.743
12	185.0	0.727

2.1.2 有限元法

对第 1 节试验件建立细节有限元模型,蒙皮、框、长桁和剪切角片都简化成 CQUAD4 单元,紧固件简化成 CBUSH 单元,如图 4 所示。对裂纹处单元进行细化,针对不同裂纹长度建立一系列带裂纹体的模型,分别进行加载计算。

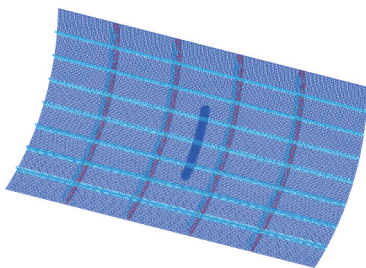


图 4 带裂纹壁板细节有限元模型示意图

采用虚拟裂纹闭合法来计算应力强度因子。从有限元分析结果中获取裂纹尖端周围的四个单元节点(如图 5 所示)的位移或力,按照式(2)~式(3)计算获得应变能释放率及应力强度因子^[7],再按照式(1)反推出几何因子 β 。

$$G = \frac{F_Y \Delta v_{3,4}}{2t \Delta a} \quad (2)$$

$$K = \sqrt{EG} \quad (3)$$

式中: G 为应变能释放率; F_Y 为节点 1 处 Y 向力; $\Delta v_{3,4}$ 为节点 3 和节点 4 Y 向张开位移; Δa 为见图 5 所示; E 为弹性模量; K 为应力强度因子。

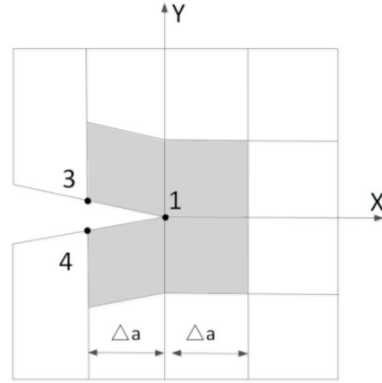


图 5 裂纹尖端单元示意图

2.1.3 两种方法计算结果比较

将解析法和有限元法计算获得的试验件裂纹几何因子 β 进行对比,结果如图 6 所示,可以看出:两条曲线趋势一致,基本相当,因此可用解析法代替有限元法来计算加筋壁板几何因子 β 。当解析法编程形成计算工具后,对不同构型和尺寸的壁板结构都可快速计算出几何因子 β ,而有限元法需要重新建立一系列含不同裂纹长度的有限元模型,将会耗费大量时间。

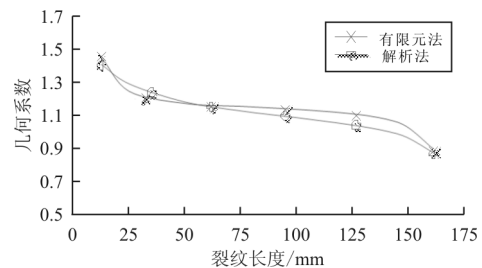


图 6 几何因子对比结果

2.2 裂纹扩展寿命计算

裂纹扩展寿命计算时,采用 Nasgro 裂纹扩展控制方程^[8]:

$$\frac{da}{dN} = G \left[\left(\frac{1-f}{1-R} \right) \Delta K \right]^n \frac{\left(1 - \frac{\Delta K_{th}}{\Delta K} \right)^p}{\left(1 - \frac{K_{max}}{K_C} \right)^q} \quad (4)$$

式中: N 为循环次数; f 为修正系数; R 为应力比; ΔK 为应力强度因子变程; ΔK_{th} 为裂纹扩展阈值; K_C 为断裂韧性; G, n, p, q 为材料常数。作为

新研机型,对 2524-T3 材料进行了裂纹扩展性能试验,依据试验结果拟合获得相关参数值。

选取 Nasgro 软件中 DT01(一维穿透裂纹)数据输入表模型,将 2.1 节中得到的几何因子作为输入,进行裂纹扩展计算,计算结果如图 7 所示。

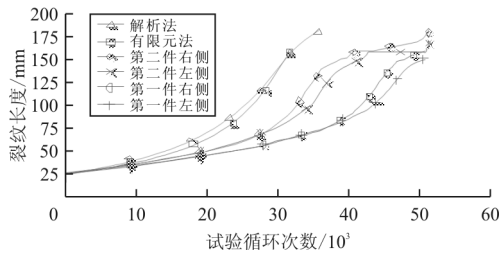


图 7 裂纹扩展寿命对比情况

从图 7 可以看出:理论分析寿命略偏保守,满足型号设计要求;采用解析法和有限元法分析获得的裂纹扩展寿命基本相当。

3 结 论

采用 T. Swift 提出的理论方法计算获得的几何因子,与采用有限元法计算获取的几何因子相比,基本相当。采用理论方法所得几何因子进行裂纹扩展寿命计算,与试验结果相比,理论计算结果略偏保守,符合飞机型号设计要求。且该方法实现程序化后,计算效率高,适用于新机研制时开展多部位大量计算,具有较强的工程实用价值。

参考文献

- [1] Tada H, Paris P C, Irwin G R. The stress intensity factor handbook [M]. Hellertown: Del Research Corporation, 1985.
- [2] Murakami Y. Stress intensity factor handbook [M]. New York: Pergamon, 1985.
- [3] 张行. 断裂力学中应力强度因子的解法 [M]. 北京: 国防工业出版社, 1992.
- [4] 陈安, 魏玉龙, 廖江海, 等. 含纵向裂纹机身壁板损伤容限性能试验与分析 [J]. 机械强度, 2017, 39(6): 1463-1467.
- [5] 孔婷婷, 周龙超, 王慧梅. 机翼整体机加壁板损伤容限分析 [J]. 机械强度, 2017, 39(1): 194-197.
- [6] Swift T. Fracture analysis of stiffened structure [C] // Damage Tolerance of Metallic Structures: Analysis Methods and application. ASTM STP 842, 1984: 69-107.
- [7] 解德. 断裂力学中的数值计算方法及工程应用 [M]. 北京: 科学出版社, 2009: 30-35.
- [8] NASGRO reference manual [S]. USA: Southwest Research Institute, 2015: 7-19.

作者简介:

李宝珠 (1983—), 男, 硕士, 工程师。主要研究方向: 疲劳强度。

何 或 (1969—), 男, 硕士, 研究员。主要研究方向: 疲劳强度。

刘海涛 (1987—), 男, 学士, 工程师。主要研究方向: 疲劳强度。

(编辑: 赵毓梅)