

翼梁腹板复合型裂纹扩展分析及试验验证



李玉莲*,王虎林,何龙龙

哈尔滨哈飞航空工业有限责任公司,黑龙江 哈尔滨 150066

摘要:以ABAQUS为平台,基于扩展有限元方法,采用最大周向拉应力准则,对翼梁腹板在弯、剪联合作用下的复合型裂纹开裂角以及裂纹扩展进行研究,并进行了单翼梁腹板裂纹扩展试验验证。研究表明,采用扩展有限元分析,不需要重新划分网格,逼真地模拟翼梁腹板的复合型裂纹扩展行为,节约了计算成本,能够为受力复杂航空结构的裂纹扩展分析提供方便途径。

关键词:扩展有限元;拉应力准则;复合型裂纹;裂纹扩展;试验验证

中图分类号: O346.1

文献标识码: A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2020.02.004

飞机的服役经验表明,很多构件的断裂是由于其内部存在各种类型的裂纹,这些裂纹的存在和扩展,使结构承载能力在一定程度上削弱,从而影响飞机结构安全。因此研究裂纹开裂以及扩展规律,对飞机设计有重大指导意义。基于以上的目的,国内外学者从理论、试验、数字仿真方面开展了大量的研究工作^[1,2]。损伤容限分析的主要任务是以基于断裂力学的裂纹扩展为分析基础,结合剩余强度分析确定结构的检查门槛值和检查间隔,从而保证飞行安全并得到最优的结构效率。飞机结构损伤容限分析的基础是飞机结构应力强度因子的确定。因为应力强度因子计算的重要性,国内外将应力强度因子的研究作为疲劳损伤容限设计的重点之一。

有限元法计算应力强度因子由于不受几何以及载荷的复杂性限制而在工程上得到广泛应用。有限元法需要模拟裂纹尖端的奇异性,在固定裂纹长度下,传统有限元法计算裂纹尖端应力强度因子精度已经非常高,而在裂纹扩展中,必须每次在裂纹扩展后重新划分网格,工作量巨大。而扩展有限元^[3]的提出很好地解决了这个矛盾。

扩展有限元技术是用于模拟不连续问题的有限元技术,它是在传统有限元框架内,保留了有限元所有的优点,并基于单位分解的思想,在连续位移场上加入特殊函数对

不连续问题进行建模的方法。它克服了传统有限元在裂纹尖端应力区必须细化网格带来的困难,大大提高了分析效率。近年来扩展有限元法在裂纹扩展分析中得到了广泛的应用^[4],本文针对翼梁腹板的复合型裂纹扩展问题,使用扩展有限元分析手段,着重分析了网格密度和积分区域对应力强度因子以及复合型裂纹开裂角度计算精度的影响,并使用单翼梁结构进行了翼梁腹板裂纹扩展试验验证。

1 扩展有限元法

对于含有裂纹的弹性体,一方面在裂纹面上产生不连续位移场,另一方面在裂纹尖端又会产生应力集中,而采用基于连续介质理论的传统有限元法进行计算时,通常需要对裂纹尖端网格加密或引入奇异单元,造成操作复杂、通用性差等不便。美国西北大学Belytchko等^[5]基于差值函数单元分解的思想,在常规有限元的基础上,提出了适合描述裂纹面的近似位移插值函数:

$$u(x) = \sum_{i \in N} N_i(x) u_i + \sum_{j \in N^{dic}} N_j H(x) \alpha_j + \sum_{k \in N^{asy}} N_k \sum_{\alpha=1}^4 \varphi_{\alpha}(x) b_k^{\alpha} \quad (1)$$

式中: N 为所有常规点的集合; N^{dic} 为被裂纹完全贯穿的单

收稿日期: 2019-07-30; 退修日期: 2019-08-13; 录用日期: 2019-11-11

*通信作者. Tel.: 0451-86583387 E-mail: liyulian1980@163.com

引用格式: Li Yulian, Wang Hulin, He Longlong. Mixed model crack growth analysis and experimental verification of wing spar web[J]. Aeronautical Science & Technology, 2020, 31(02): 31-36. 李玉莲, 王虎林, 何龙龙. 翼梁腹板复合型裂纹扩展分析及试验验证[J]. 航空科学技术, 2020, 31(02): 31-36.

元节点的集合(图1中的方块节点); N^{asy} 为含裂尖单元节点的集合(图1中的圆圈节点); u_i, α_j, b_k^a 分别表示常规单元节点、贯穿单元节点和裂尖单元节点的位移; $H(x)$ 为跳跃函数,用于反映裂纹面位移的不连续性,在裂纹面上、下侧分别取+1和-1。

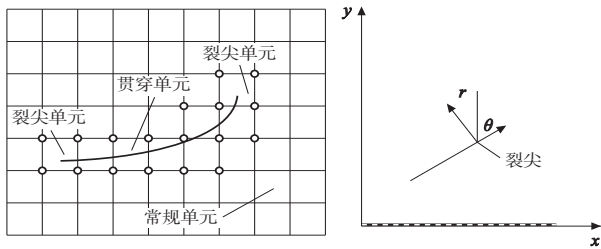


图1 附加函数的加强节点和裂尖极坐标

Fig.1 Enriched nodes of addition function and local coordinate system of crack tip

$\varphi_a(x)$ 为裂尖渐进位移场附加函数,反映裂尖的应力奇异性。具体由以下基函数构成:

$$\varphi_a(x) = [\sqrt{r} \sin \frac{\theta}{2}, \sqrt{r} \cos \frac{\theta}{2}, \sqrt{r} \sin \frac{\theta}{2} \cos \theta, \sqrt{r} \cos \frac{\theta}{2} \cos \theta] \quad (2)$$

式中: r, θ 为以裂纹尖端为原点的极坐标系,如图1右侧所示。

扩展有限元采用子区域积分法对不连续场进行精确积分。

2 复合型裂纹

实际航空结构断裂力学的工程应用中,由于结构受力复杂,裂纹形式不局限于一种,常以复合形式存在,判定复合裂纹扩展的断裂准则主要有最大周向正应力准则^[6]和应变能密度理论两种。

最大周向正应力准则:假定裂纹初始扩展沿着周向应力 σ_θ 最大的方向,当最大应力达到临界值时,裂纹开始扩展。对于I型和II型裂纹复合的情况,结合Irwin得到的裂尖区域应力值,由应力强度因子叠加原理可以得到I型和II型复合裂纹的裂尖正应力值:

$$\sigma_\theta = \frac{1}{\sqrt{2\pi r}} \cos \frac{\theta}{2} [K_I (1 + \cos \theta) - 3K_{II} \sin \theta] \quad (3)$$

取 $r=r_0$ 圆周上各点的 σ_θ ,有 $(\frac{\partial \sigma_\theta}{\partial \theta})_{r=r_0} = 0, (\frac{\partial^2 \sigma_\theta}{\partial \theta^2}) < 0$ 进

而有:

$$\cos \frac{\theta_0}{2} [K_I \sin \theta_0 + K_{II} (1 + 3 \cos \theta_0)] = 0 \quad (4)$$

$$\theta = \arctan \frac{3K_{II}^2 \pm \sqrt{K_I^4 + 8K_I^2 K_{II}^2}}{K_I^2 + 9K_{II}^2} \quad (5)$$

则开裂条件为:

$$K_{\theta_{\max}} = \cos \frac{\theta_0}{2} [K_I \cos^2 \theta_0 - \frac{3K_{II}}{2} \sin \theta_0] \quad (6)$$

复合裂纹作用下,裂纹将向与原裂纹成 θ_0 的方向扩展^[7], θ_0 的正负取决于 $\frac{K_I}{K_{II}}$ 的正负。

3 翼梁裂纹扩展分析

3.1 翼梁受力以及应力强度因子分析

机翼翼梁是飞机结构疲劳及损伤容限设计中的危险部位,翼梁结构失效直接关系到飞机的飞行安全。对于航空结构的机翼翼梁,总体受力为承受剪力和弯矩的联合作用,如图2所示。对于使用损伤容限设计的翼梁结构,当受拉缘条裂纹扩展失效以后,裂纹扩展到翼梁腹板,在腹板上的扩展过程由于受到腹板切应力和整个翼梁承受弯矩的共同作用时,裂纹扩展速度较快,裂纹方向更为复杂,是飞机结构的一种较为危险的失效模式,对于在翼梁腹板上的裂纹扩展分析在工程上的应用尤为重要。

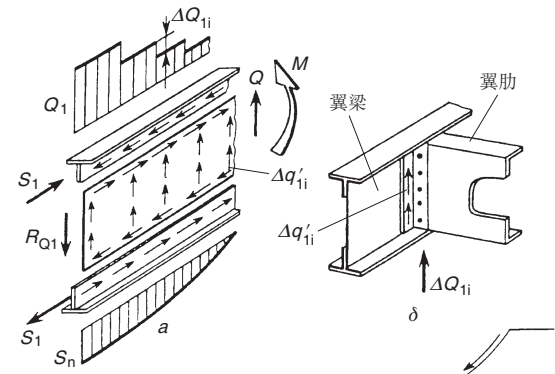


图2 翼梁受力示意图

Fig.2 Wing spar subjected to moment and force

在整个机翼翼盒结构中,翼梁缘条裂纹扩展过程中,翼梁承受的弯矩会小部分转移到蒙皮结构,翼梁腹板的切应力保持不变,缘条完全断裂后,腹板承受弯矩引起的拉应力以及切应力,属于典型的I型和II型裂纹同时存在的复合型裂纹扩展。缘条断裂以后裂纹会沿着一个角度继续在腹板扩展。裂纹扩展示意图如图3所示。

翼梁的I型裂纹(见图4)为弯矩引起的,根据手册^[8]的经验,当梁腹板承受纯弯曲应力时,腹板边裂纹的应力强度因子公式为:

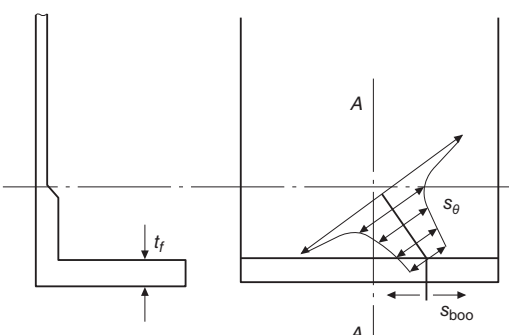


图3 翼梁腹板裂纹扩展示意图
Fig.3 Crack growth trajectory of wing spar web

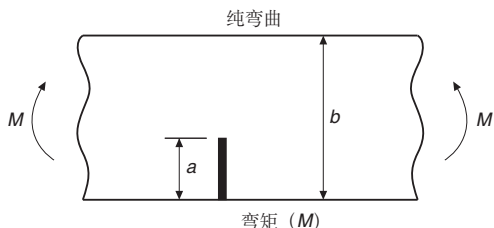


图4 翼梁腹板 I 型裂纹扩展
Fig.4 The I model crack growth of wing spar web

$$K_I = \sigma \sqrt{\pi a} (1.12 - 1.39 \frac{a}{b} + 7.32 (\frac{a}{b})^2 - 13.1 (\frac{a}{b})^3 + 14.0 (\frac{a}{b})^4) \quad (7)$$

有限宽度板只承受切应力时,裂纹的应力强度因子经验公式^[9]为:

$$K_{II} = \tau \sqrt{\pi a} \sqrt{\sec \frac{\pi a}{2b}} \quad (8)$$

对于纯II型裂纹^[10],可以令 $K_I = 0$, 得出纯II型裂纹的扩展角度为 70.5° 。当机翼翼梁腹板为复合型裂纹扩展时,裂纹扩展角度的取值范围为 $-70.5^\circ \sim +70.5^\circ$ 。

3.2 翼梁裂纹扩展有限元分析结果

在翼梁腹板裂纹扩展分析中,翼梁组件包括缘条和腹板以及立柱结构,翼梁选取三个肋间距的单翼梁长度进行分析,仅研究裂纹在梁腹板的面内扩展时,初始裂纹切割为下缘条高度40mm完全断裂。翼梁长度为1200mm,翼梁高度为330mm,翼梁腹板厚度为2mm,翼梁上下缘条为T型材剖面,腹板材料为2014T3,详细的翼梁材料性能以及翼梁的几何参数见表1。

在翼梁腹板裂纹扩展分析中,腹板厚度为2mm时,有限元模型在外围网格不变的情况下,在裂纹定义区域分别采用了三种网格尺寸,为1mm×1mm网格、2mm×2mm和4mm×4mm的局部细化,主要分析网格密度对于扩展有限

表1 2014T3材料力学性能和翼梁几何参数

Table 1 Mechanical properties of 2014T3 and geometric parameter of wing spar

材料		几何参数	
弹性模量/GPa	75	翼梁梁高/mm	330
泊松比	0.33	腹板厚度/mm	2.0
σ_{max}/MPa	68.7	翼梁长度/mm	1200
缘条高度/mm	40	初始裂纹长度/mm	40

元计算结果的影响,并与单翼梁结构裂纹扩展试验的裂纹方向结果进行对比分析。

在翼梁腹板裂纹扩展有限元模型中,翼梁一端施加剪力以及弯矩,在另一端为悬臂约束端,如图5所示。

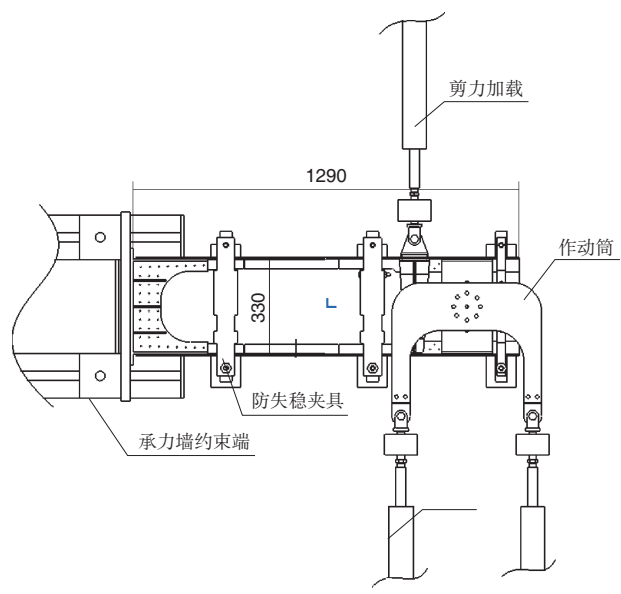


图5 翼梁腹板裂纹扩展分析示意图
Fig.5 Crack growth analysis of wing spar web

使用扩展有限元的翼梁腹板裂纹扩展分析计算结果如图6所示。在使用扩展有限元分析过程中,使用单翼梁结构进行分析。在腹板的裂纹扩展过程中,翼梁结构开剖面的弯心会随着裂纹长度的增长发生变化,而实际结构中,翼盒中的翼梁与蒙皮组成闭剖面结构,为简便分析,有限元约束模拟简化时,在翼梁缘条与腹板的交界线处增加垂直于腹板面的约束来限制翼梁的扭转。

有限元分析结果表明,扩展有限元在不重新划分网格情况下,裂纹可以穿透单元,进行裂纹扩展模拟,大大提高分析效率,同时为复杂航空结构裂纹扩展分析提供方便途径。

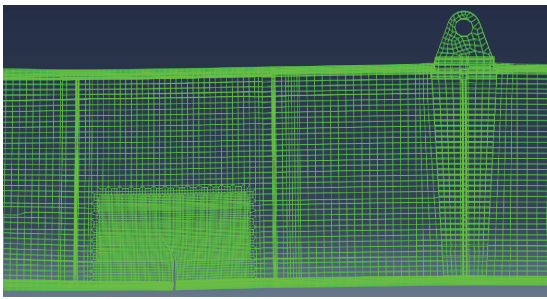


图6 扩展有限元裂纹扩展计算示意图

Fig.6 XFEM crack growth analysis

4 翼梁腹板裂纹扩展试验验证

4.1 试验简化

翼梁腹板裂纹扩展试验,翼梁组件包括缘条和腹板,翼梁选取4个肋间距的单翼梁长度进行分析及试验,相邻肋间距为300mm,腹板厚度为2mm,由于翼梁缘条断裂后的裂纹扩展过程直接威胁结构安全,因此仅研究裂纹在梁腹板的面内扩展时,初始裂纹切割为下缘条高度40mm的完全断裂。

试验过程中,翼梁加载端通过作动筒施加剪力以及弯矩,在试验件翼梁另一端通过与实验室承力墙连接进行约束,同时使用三组防失稳夹具限制翼梁的扭转变形,翼梁腹板裂纹扩展试验的安装图如图7所示。

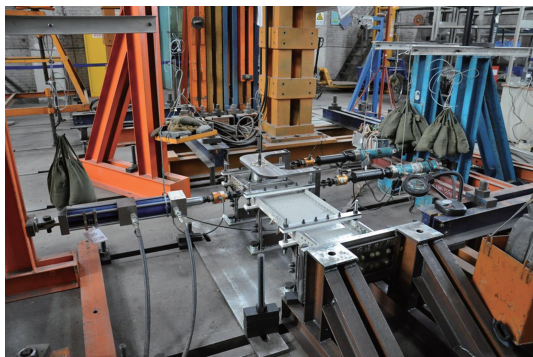


图7 翼梁腹板裂纹扩展试验图

Fig.7 Crack growth experiment of wing spar web

翼梁腹板裂纹扩展试验的过程结果如图8所示,裂纹扩展方向发生转折,以一定的角度扩展。

4.2 应力强度因子对比分析

在扩展有限元分析中,针对某一固定长度裂纹的应力强度因子进行计算时,不需要重新划分网格,但是需要定义增强函数的半径,针对翼梁腹板的裂纹扩展分析,着重分析了定义半径对于裂纹的无量纲化应力强度因子的影响。扩

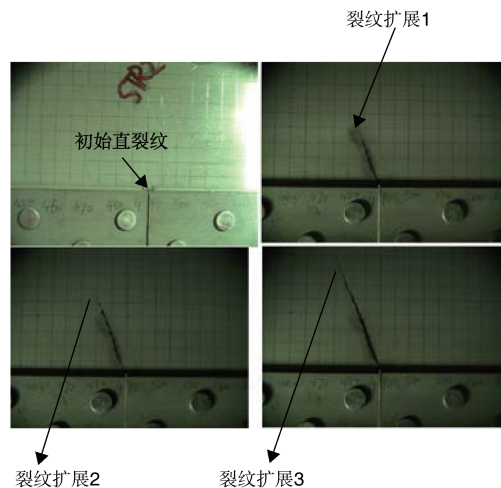


图8 翼梁腹板裂纹扩展试验过程

Fig.8 Crack growth experiment process of spar web

展有限元模型在裂纹扩展区域分别采用三种较为精细的网格尺寸,分别为1mm×1mm、2mm×2mm和4mm×4mm时,网格结果对应力强度因子影响不大,其中1mm×1mm网格尺寸计算结果见表2。

表2 增强函数半径对应力强度因子影响

Table 2 The effect of addition function R on stress intensity factor

增强函数 半径 R	K_I	无量纲 应力强度因子
1.00	1140.14	1.41
1.50	1050.03	1.30
2.00	995.70	1.23
2.50	960.41	1.19
3.00	962.72	1.18
3.50	960.38	1.19
4.00	966.70	1.19
4.50	966.19	1.19
5.00	960.41	1.19
5.50	954.72	1.18

随着增强函数定义的半径不同,无量纲应力强度因子变化较大。

从图9中可以看出,增强函数半径大于2.5时,应力强度因子的数值区域稳定,收敛性较好,因此对于有限宽度的腹板裂纹扩展,建议扩展有限元的增强函数半径取 ≥ 2.5 。

4.3 混合裂纹扩展角度对比分析

扩展有限元模型在裂纹扩展区域分别采用三种较为精细的网格尺寸,分别为1mm×1mm、2mm×2mm和4mm×

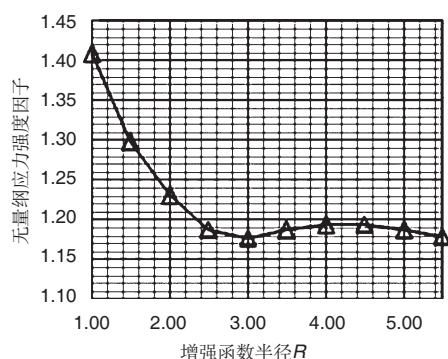


图9 增强函数半径对应应力强度因子影响

Fig.9 The effect of addition function R on stress intensity factor

4mm。计算裂纹扩展方向时,选用软件中裂纹定义的XFEM,并允许裂纹扩展。

根据式(5),计算裂纹扩展角度,见表3,当网格尺寸为1mm×1mm时,计算翼梁腹板的转角为21.92°,翼梁腹板裂纹扩展的试验结果为22.6°,扩展有限元计算分析误差较小,分析结果能够满足工程计算的需求,而且在裂纹尖端不需要重新划分网格。

表3 复合型裂纹转角对比

Table 3 The mixed-model crack growth angles

有限元网格尺寸 1mm×1mm		试验结果		
节点数	K_I	K_{II}	裂纹角度	相对误差
1	1668	-551.90	31.21	22.6° 3%
2	1221	-313.80	25.89	
3	1053	-172.10	17.68	
4	1131	-204.00	19.30	
5	1142	-161.80	15.53	
均值	1243	-280.72	21.92	

扩展有限元的裂纹扩展路径计算结果和试验结果对比如图10所示,三种网格尺寸的裂纹扩展的角度经测量均在21°左右,随着网格密度的不同,裂纹扩展的角度变化不大。

通过以上的分析及试验验证,结果表明,在扩展有限元模型定义的裂纹扩展区域,网格尺寸均为较精细前提下,网格尺寸对与复合型裂纹的扩展角度影响较小。

5 结论

本文基于扩展有限元裂纹扩展方法,在翼梁腹板受到弯曲和剪切的载荷联合作用下,开展了机翼梁腹板复合型裂纹扩展分析及试验验证工作。分析和试验的裂纹扩展结

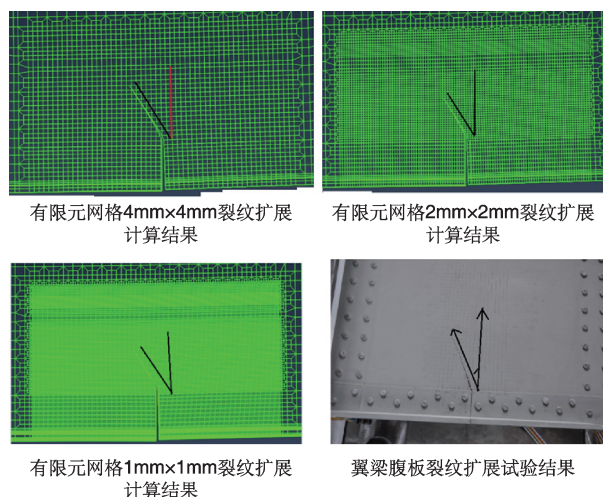


图10 翼梁腹板复合裂纹扩展角度对比

Fig.10 The mixed-model crack growth angles of wing spar web

果表明:

(1) 扩展有限元在不需要重新划分网格的前提下,能够模拟机翼翼梁腹板的复合型裂纹扩展。扩展有限元相对于传统有限元在模拟不连续问题方面具有明显的优势。

(2) 扩展有限元采用多种网格尺寸进行对比分析,结果表明,扩展有限元对于网格尺寸不敏感,能够较好地模拟复合型裂纹的开裂角度。

(3) Abaqus扩展有限元对于计算工程复杂受力结构的应力强度因子是可行的手段,计算精度能够满足工程实际的需求。

AST

参考文献

- [1] 张丽娜,吴学仁,刘建中. 疲劳裂纹扩展中单峰过载引起的残余应力强度因子计算[J]. 机械强度, 2011, 33(3):432-437.
Zhang Lina, Wu Xueren, Liu Jianzhong. Computation of residual stress intensity factors induced by single overload during fatigue crack growth [J]. Journal of Mechanical Strength, 2011, 33(3):432-437. (in Chinese)
- [2] 刘晓龙,高玉魁,刘蕴韬,等. 孔挤压强化残余应力场的三维有限元模拟和实验研究 [J]. 航空材料学报, 2011, 31(2): 24-27.
Liu Xiaolong, Gao Yukui, Liu Yuntao, et al. 3D finite element simulation and experimental test on residual stress field by hole cold expansion[J]. Journal of Aeronautical Materials, 2011, 31(2):24-27. (in Chinese)

- [3] Belytschko T, Black T. Elastic crack growth in finite elements with minimal remeshing[J]. International Journal for Numerical Method in Engineering, 1999, 45(5): 601-620.
- [4] 底月兰, 王海斗, 董丽弘, 等. 扩展有限元法在裂纹扩展问题中的应用[J]. 材料导报, 2017, 31(2): 70-74.
Di Yuelan, Wang Haidou, Dong Lihong, et al. Application of the extend finite element method in crack propagation[J]. Materials Review, 2017, 31(2): 70-74. (in Chinese)
- [5] Belytschko T, Gracie R. XFEM application to dislocations and interfaces[J]. International Journal of Plasticity, 2007, 23(10-11): 1721-1738.
- [6] Erdogan F, Sih G. On the crack extension in plates under plane loading and transverse shear[J]. Journal Basic Engineering, 1963, 85(4): 519-527.
- [7] 王涛全, 车有金. I-II型复合裂纹初始开裂角的三角函数表达式及其相应断裂判据分析[J]. 中国锅炉压力容器安全, 2003, 19(4): 27-30.
Wang Taoquan, Che Youjin. Expression of trigonometric function and crack criterion analysis of the initial crack angle of the compound crack model I-II[J]. Chinese Boiler Pressure Container Safety, 2003, 19(4): 27-30. (in Chinese)
- [8] Rooke D P., Cartwright D. J. Compendium of stress intensity factors[M]. London: Her Majesty's Stationery Office, 1976.
- [9] 解德, 钱勤, 李长安. 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.
Xie De, Qian Qin, Li Changan. Numerical calculation method of fracture mechanics and the engineering application[M]. Beijing: Science Press, 2009. (in Chinese)
- [10] 庄茁, 柳占立, 成斌斌, 等. 扩展有限单元法[M]. 北京: 清华大学出版社, 2012.
Zhuang Zhuo, Liu Zhanli, Cheng Binbin, et al. Extended finite element method[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2012. (in Chinese)
- (责任编辑 王昕)

作者简介

李玉莲(1980—)女, 学士, 高级工程师。主要研究方向: 飞机金属结构疲劳及损伤容限。

Tel: 0451-86583387 E-mail: liyulian1980@163.com

Research on Mixed Model Crack Growth Analysis and Experimental Verification of Wing Spar Web

Li Yulian*, Wang Hulin, He Longlong

Harbin Hafei Aviation Industry Co., Ltd., Harbin 150066, China

Abstract: Extended finite element method and maximum tangential stress fracture criterion were employed to simulate mixed model crack growth of the wing spar web due to the combined bending and the shear stresses on the platform of ABQUS, and single wing spar web crack growth experiment was verified. Result shows that the extended finite element can perfectly simulate mixed cracks without having meshing and bring down the computation cost. The extended finite element can prove to be a convenient method to solve complex crack problems.

Key Words: extended finite element; tangential stress criterion; mixed crack; crack growth; experiment verification

Received: 2019-07-30; Revised: 2019-08-13; Accepted: 2019-11-11

*Corresponding author. Tel.: 0451-86583387 E-mail: liyulian1980@163.com