

文章编号:1674-8190(2019)S1-038-06

直升机典型结构裂纹扩展路径模拟及分析研究

卢致龙

(中国直升机设计研究所,景德镇 333001)

摘要:目前,对于直升机上结构裂纹扩展路径预测大部分是依靠经验判断,缺乏理论数值模拟及有效的分析方法。基于 XFEM 有限元方法并结合工程实践,对某直升机结构进行裂纹扩展仿真模拟,并与实际裂纹扩展监测对比;选取直升机典型结构,对结构加载方式、腐蚀区域以及加强槽等因素对裂纹扩展的影响进行相关探讨研究。结果表明:裂尖剪切力存在是使裂纹扩展路径发生偏折的一个诱因,结构裂纹具有一定的朝强度减弱区(腐蚀区域)扩展趋势,且钣金结构加强槽对裂纹的扩展具有一定的抵抗作用,裂纹在加强槽区域的扩展速度相对减缓。

关键词: 裂纹扩展;直升机;XFEM

中图分类号: V214

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2019.S1.008

Simulation and Analysis of Crack Propagation Path in Helicopter Typical Structures

Lu Zhilong

(The Helicopter Research and Development Institute of China, Jingdezhen 333001, China)

Abstract: At present, most of the structural crack propagation path prediction in helicopters is based on experience, lack of theoretical numerical simulation and effective analysis methods. Based on XFEM finite element method combine with engineering practice, the crack propagation in a helicopter structure is simulated, and compared with actual crack extension examples to verify the feasibility of the method. The effects of structural loading, regional corrosion and dimpling on crack propagation are discussed. The results show that the existence of crack tip shear force is a cause of deflection of the crack propagation path, structural cracks have ascertain tendency to weaken area(corrosion area) and sheet metal structure dimpling has a certain resistance to crack propagation. The expansion speed of the crack in the area of the dimpling will relatively slow down.

Key words: crack propagation; helicopter; XFEM

0 引言

对于直升机在使用过程中来说,裂纹的出现及其扩展会使结构承载能力显著降低,是非常危险的。而结构的疲劳破坏与裂纹的扩展路径密切相关,对裂纹扩展路径的准确模拟一方面可以评估直

升机结构件的剩余强度;另一方面可及时采取相应措施遏制或延缓裂纹的扩展,为直升机的返航争取时间。目前用于模拟裂纹扩展的方法主要有以下三种:虚拟裂纹闭合技术(VCCCT),扩展有限元法(XFEM),以及通过在裂纹尖端布置奇异单元且不断更新网格的方法。

收稿日期:2019-01-21; 修回日期:2019-03-16

通信作者:卢致龙,luzhilong@163.com

引用格式:卢致龙. 直升机典型结构裂纹扩展路径模拟及分析研究[J]. 航空工程进展, 2019, 10(增刊 1): 38-43.

Lu Zhilong. Simulation and analysis of crack propagation path in helicopter typical structures[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2019, 10(S1): 38-43. (in Chinese)

扩展有限元方法(简称 XFEM)是美国西北大学在 1999 年首次提出的一种求解不连续问题的数值方法。其主要思想是基于单位分解法(PUM, 通过改进单元的形函数, 从而能够考虑所研究问题的不连续、奇异性和边界层等特性^[1-2])。XFEM^[3]与常规有限元方法的最根本区别在于: XFEM 使用的网格与结构内部几何或物理界面无关, 克服了在裂纹尖端高应力和变形集中区域必须进行高密度网格划分所带来的困难, 使得模拟裂纹扩展时也无需对网格进行重新划分。

目前国外 N. Sukumar 等^[4]提出了分析孔洞和夹杂对裂纹扩展影响的研究; P. Wei 等^[5]采用扩展有限元单元法和水平集法进行结构优化分析以抵御裂纹扩展。国内 XFEM 在工程实践中的研究主要有马野等^[6]通过壳单元模型和粘聚区渐进损伤模型讨论了影响整体加筋壁板裂纹扩展的筋条参数; 王生楠^[7]通过有限元研究机身壁板裂纹转折现象, 通过对裂纹扩展的研究分析, 可对结构件的止裂设计起到引导作用。

本文基于 ABAQUS 软件, 采用扩展有限元(XFEM)方法, 对含初始裂纹的直升机典型结构件进行仿真分析; 并探讨典型框加载方式、框腹板腐蚀以及板加强槽等对裂纹扩展过程路径的影响。

1 扩展有限元方法介绍

单位分解法(PUM)是根据移动最小二乘法定义的。

对于任一函数 $u(x)$, 它在点 x 的局部逼近函数 $u^h(x)$ 定义为:

$$u^h(x) = \sum_{i=1}^r p_i(x) a_i(x) = p^T(x) a(x) \quad (1)$$

式中: $p_i(x)$ 为基函数; $a_i(x)$ 为相应的系数。

根据加权最小二乘法确定, 它使函数 $u(x)$ 的局部逼近误差最小。

定义

$$J[a(x)] = \sum_{i=1}^r \phi_i(x) [p^T(x_i) a(x) - u_i]^2 \quad (2)$$

令 $J[a(x)]$ 取最小值, 即

$$\frac{\partial J}{\partial a(x)} = 0 \quad (3)$$

由此可得

$$\sum_{i=1}^r \phi_i(x) p(x_i) p^T(x_i) a(x) = \sum_{i=1}^r \phi_i(x) p(x_i) u_i \quad (4)$$

$$a_i(x) = [M(x)]^{-1} B(X) u \quad (5)$$

代入式(1)中, 得到

$$u^h(x) = p^T(x) M(X)^{-1} B(X) u \quad (6)$$

通过最小二乘法来构造近似描述 $u_h(x) = N_i(X) u$ 的形状函数, 则根据公式(6)可写出在点 X 的形状函数 $N_i(X)$:

$$N_i(X) = p^T(x) [M(X)]^{-1} \phi_i(X) p(x_i) \quad (7)$$

再根据式(6)、式(7)来构造单位分解, 从而得出单位分解法的基本思想, 即对于任意函数 $\phi(x)$ 满足:

$$\phi(x) = \sum_i N_i(x) \phi(x) \quad (8)$$

扩展有限元以单位分解法为基础, 为了使任一函数 $\phi(x)$ 达到最佳近似, 引入参数 q , 则:

$$\phi(x) = \sum_i N_i(x) q \phi(x) \quad (9)$$

于是, 未知场可改写为:

$$u_h(x) = \sum_i N_i(x) u_i + \sum_i N_i(x) q \phi(x) \quad (10)$$

对于裂纹问题, 上式可改写为:

$$u_h(x) = \sum_{i \in I} N_i(x) u_i + \sum_{i \in I_{\text{inp}}} N_i(x) \varphi_{\text{step}}(x) a_i + \sum_{j=1}^d \sum_{i \in I_{\text{inp}}} N_i(x) \varphi^j(r, \theta) b_i^j \quad (11)$$

式中: $N_i(x)$ 为标准有限元的形状函数; u_i 为标准节点自由度; b_i^j 为与弹性渐近裂尖函数有关的改进节点自由度; I_{inp} 为裂尖所在单元内节点的集合; $\varphi_{\text{step}}(x)$ 为阶跃函数, 用来反映裂纹面两侧的位移跳跃。

2 裂纹扩展路径模拟分析实例

直升机结构件在生产和使用过程中, 由于材料缺陷以及应力疲劳等原因, 会产生各种各样的裂纹, 如图 1 所示。这些裂纹在低应力作用下产生断裂失效, 是直升机工程中常见的破坏现象。



图 1 典型结构开裂形式

2.1 问题描述

某型机现场进行地面检查时发现其设备架上有一处长桁角材翻边处开裂,裂纹示意如图 2 所示。

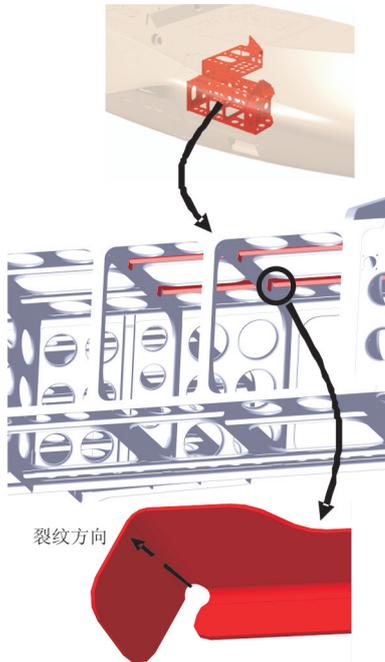


图 2 某现场结构裂纹示意图

开裂零件的材料为 2A12-O- $\delta_{0.8}$, 裂纹处折弯半径为 2 mm, 设备架属功能件, 载荷来源主要为其上所装设备。

2.2 建立长桁模型

研究的对象选取设备架长桁结构, 长桁有限元模型如图 3 所示。在止裂孔处设置初始裂纹, 给定初始裂纹长度为 1 mm。

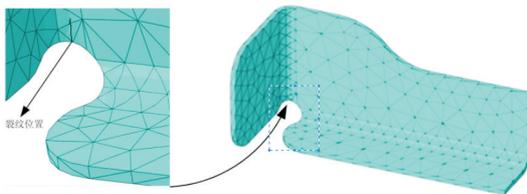


图 3 长桁有限元模型

对于较小裂纹而言, 其应力强度因子 K 主要取决于裂纹发生处的应力集中(或应力集中处的局部峰值应力)以及裂纹发生处的几何边界(如局部曲率半径), 而与远处几何边界关系不大。因此模型为提高计算效率取长桁前段三分之一长计算, 载

荷和边界条件等效替代为集中力和弯矩。长桁折弯处长为 18.2 mm, 宽 13.5 mm, 弹性模量 $E=72$ GPa, 泊松比 $\lambda=0.33$, 采用六面体单元模拟, 破坏应力给定 $\sigma_b=410$ MPa。长桁模型的仿真计算结果如图 4 所示。

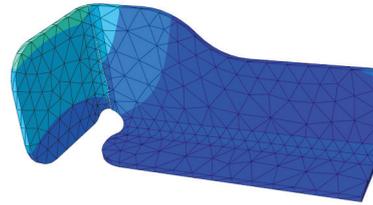


图 4 长桁模型仿真结果

2.3 长桁计算模型分析

载荷从零开始加载, 随着载荷增加, 裂尖处的单元应力也不断增加。当裂尖处的最大主应力值达到临界时, 裂尖处的单元开始失效, 裂尖开始穿透单元扩展, 时间步大概为 0.276 9 左右, 此时裂尖处开始形成粘结裂纹。

从 0~0.279 6 这个过程可以认为是裂纹的萌生期。之后随着裂尖处的能量释放率达到裂纹扩展阻力率 GC 时, 裂尖处的粘结裂纹开始扩展成真实裂纹, 裂尖处的单元损伤值达到临界值, 此时认为这一部位结构开始失效, 裂纹失去平衡, 开始失稳扩展, 这一期间时间步大概在 0.355 7, 真实裂纹开始形成并不断扩展。

从 0.279 6~0.355 7 这个过程可以认为是裂纹的萌生过程。0.355 7 以后裂纹失稳扩展, 结构部位失效。

2.4 裂纹扩展的历史能量曲线

给出整个模型的总能量、动能、内能和外力功随计算过程的历史曲线如图 5 所示。

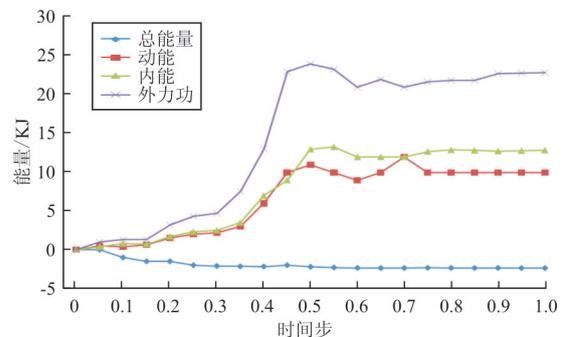


图 5 裂纹扩展的历史能量曲线

从图 5 可以看出:总能量和动能在整个过程中并没有发生显著的增加,即曲线图没有发生明显的窜动,可以表明整个计算过程基本是稳定的。而伪应变能在计算过程中稍微有增长。

2.5 结果分析

根据实际监测,设备架长桁裂纹起始于止裂孔处,裂纹方向为从止裂孔开始沿折弯线扩展。裂纹的形成及扩展对比计算结果,裂纹扩展轨迹与实际情况相吻合,裂纹从初始裂尖处沿长桁折弯半径逐渐扩展,最终使该部位结果断裂,裂尖处的应力值较其他区域要高很多,计算结果表明:该计算方法可用于裂纹扩展路径的模拟。

3 结构裂纹扩展路径分析研究

利用上一节仿真计算方法,对直升机典型的钣金框结构从加载方式、腐蚀区域以及加强槽等因素对裂纹扩展的影响进行了相关探讨研究。

3.1 载荷形式对裂纹扩展的影响

裂纹体根据外加作用力的不同,可以分为三种基本断裂模式^[8],如图 6 所示: I 型断裂也叫张开型断裂,受垂直于裂纹面的拉力。II 型和 III 型断裂分别叫滑移型断裂和撕裂型断裂,它们都和剪应力相关,II 型受平行于裂纹面并垂直于裂纹前缘的剪应力,而 III 型受平行于裂纹面并平行于裂纹前缘的剪应力。如果裂纹同时受到正应力和剪应力的作用,或裂纹与正应力成一角度,这时就同时存在 I 型和 II 型,或 I 型和 III 型,称复合型裂纹。任何型式的裂纹都可看做是三种基本类型的组合。

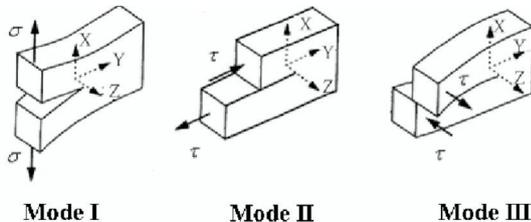


图 6 三种断裂模式

因此,对于实际中,施加不同的边界载荷条件,引起的裂纹扩展路径是不一样的,模拟某型机 T2 框结构受到单向拉伸作用的载荷模型如图 7 所示,产生的裂纹为纯 I 型裂纹;结构受到拉伸和剪切共

同作用的载荷模型如图 8 所示,产生的裂纹为 I、II、III 型裂纹形式的组合。给定的初始裂纹形式为单边水平裂纹。

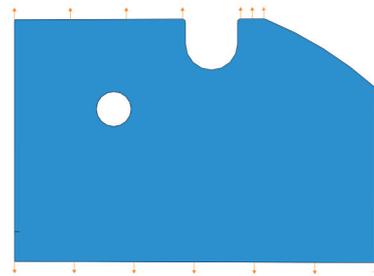


图 7 受单向拉伸载荷模型

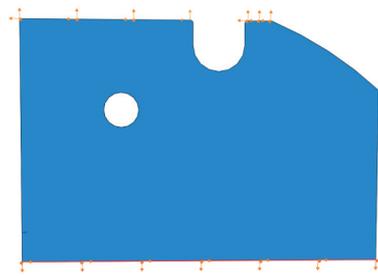


图 8 受复合型载荷模型

单向拉伸载荷下结构裂纹的扩展过程分别如图 9~图 10 所示,以及拉伸、剪切载荷共同作用下结构的裂纹扩展过程。

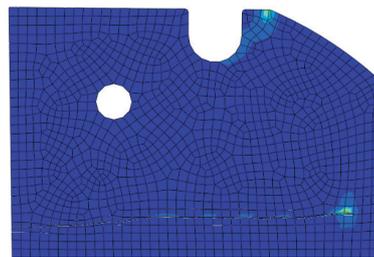


图 9 受单向拉伸载荷裂纹扩展过程

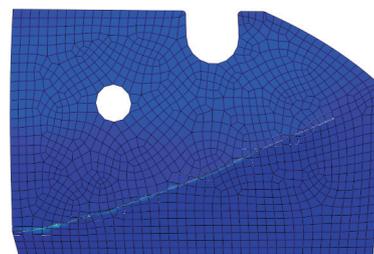


图 10 受复合型载荷裂纹扩展过程

从计算的裂纹扩展云图中可以看到:在单向拉

伸载荷的作用下,裂纹扩展表现为张开性裂纹破坏形式,扩展路径沿垂直于载荷方向平稳扩展,裂纹扩展方向没有出现明显偏折;在复合型载荷作用下,裂纹的扩展路径方向出现了较大偏折,水平裂纹从框结构左下方沿腹板面偏折扩展至框右上方,这说明剪切力的存在使裂纹的扩展方向发生了改变,裂尖剪切力存在是使裂纹扩展路径发生偏折的一个诱因。因此,对于机身实际结构应根据实际出现裂纹位置的载荷类型,确定裂纹路径合理选择裂孔位置。

3.2 夹杂物(结构腐蚀损伤等)对裂纹扩展的影响

对于直升机结构而言,由于受到使用环境腐蚀、材料带有杂质等因素的影响如图 11 所示,在金属等材料结构中会产生部分区域的强度损伤现象,这对于裂纹在结构件上的扩展会产生一定的影响^[9]。

如图 12 所示,假定某 T2 框左侧含一长度为 $a = 5 \text{ mm}$ 裂纹,T1 框弹性模量,左上部分有一区域被腐蚀,相应的模量及破坏应力根据实际腐蚀程度折减计算^[10],在这里给定腐蚀区域模量值,破坏应力。



图 11 某框受腐蚀实物图

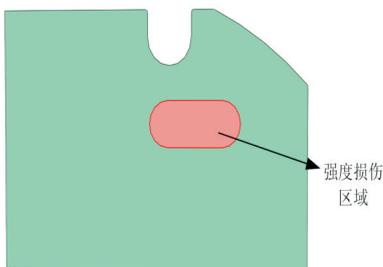


图 12 含腐蚀区域 T2 框示意图

计算模拟得到含腐蚀区域情况下,T2 框裂纹扩展的过程,如图 13~图 14 所示。由于夹杂物的存在,裂纹从框腹板左侧沿右侧扩展至夹杂物区域附近时,裂纹扩展路径发生改变,裂纹朝向破坏应力较小的夹杂物区域扩展,这表明由于腐蚀使结构中某一区域的强度降低,裂纹发生了朝这一区域扩展的趋势。

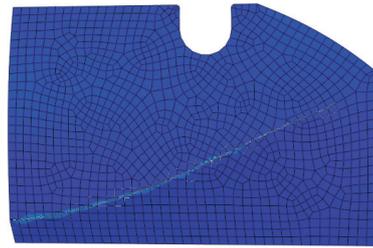


图 13 不含腐蚀区域的 T2 框裂纹扩展过程

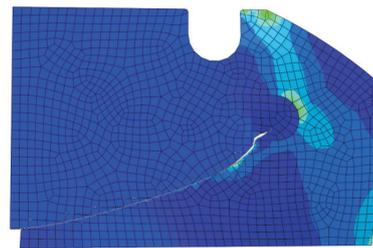


图 14 含腐蚀区域的 T2 框裂纹扩展过程

需要指出的是,这种含腐蚀区域使结构某部分强度性能降低情况与结构中含有孔洞情况并不一致,结构孔洞具有止住裂纹的作用,而腐蚀损伤区域结构虽然强度降低,但裂纹仍能沿着该区域继续扩展,且扩展速率明显加快。在机身结构上出现此类问题,应尽量采取措施补救,可把该腐蚀区域进行铤孔或打磨光滑处理,铤孔相当于在裂纹扩展路径上开一止裂孔,有助于抑制裂纹继续生长。而打磨光滑有利于降低腐蚀区域的粗糙度,防止腐蚀区域由于粗糙不平整、表面质量差形成的微小裂纹,与主裂纹联通形成更严重的裂纹破坏形式。

3.3 结构加强槽对裂纹扩展敏感性影响

对于钣金结构而言,加强槽有利于增强结构件的稳定性和刚度,因而在直升机结构设计中经常采用。给定某钣金结构材料参数,初始裂纹形式为单边直裂纹,位置处于板边缘中线处,加载方式模拟为混合型加载。网格单元采用六面体单元,如图

15 所示。

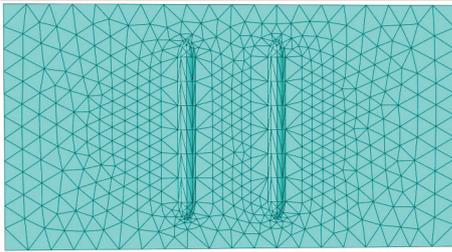


图 15 加强槽壁板网格模型

由于在这里裂纹为结构板平面对称中心,且初始角度垂直于板边缘,加载方式对裂纹的扩展影响作用不大。随着载荷增加,裂纹开始生长,裂纹大致沿板对称中心线扩展,如图 16 所示,可以看到:裂纹扩展至加强槽区附近裂尖载荷应力值显著增加,但裂纹扩展方向并未发生变化,随后裂纹开始穿透加强槽区,这期间载荷值始终保持在较高值,这说明加强槽区对裂纹的扩展具有抵抗作用,裂纹在该区域的扩展速度也有相对减缓,加强槽区对裂纹扩展具有一定的“迟滞”效果。

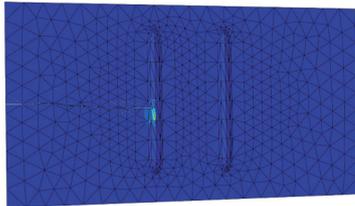


图 16 加强槽壁板裂纹扩展云图

对于机身结构使用过程中,高应力区易发生裂纹扩展,如果在高应力区合理设置加强槽区有利于抑制裂纹开裂、减缓裂纹的扩展速度,为目视检查维修争取时间。

4 结 论

(1) 裂尖剪切力存在是使裂纹扩展路径发生偏折的一个诱因。

(2) 夹杂物的存在或腐蚀使结构中某一区域的强度降低,裂纹具有一定的朝该强度减弱区扩展趋势。

(3) 加强槽对裂纹的扩展具有一定的抵抗作

用,裂纹在加强槽区域的扩展速度有相对减缓,加强槽区对裂纹扩展有一定的“迟滞”效果。对于机身结构使用过程中,高应力区易发生裂纹扩展,如果在高应力区合理设置加强槽有利于抑制裂纹开裂、减缓裂纹的扩展速度,为目视检查维修争取时间。

文章所述方法和结论对于直升机结构的裂纹扩展路径预测及损伤容限设计提供了新的思路,探讨了结构裂纹扩展的因素,对工程实践具有一定的参考作用。

参考文献

- [1] Xie D, Sherrill B, Biggers Jr. Progressive crack growth analysis using interface element based on the virtual crack closure technique[J]. *Finite Elements in Analysis and Design*, 2006(42): 977.
- [2] Bordas S, Nguyen PV, Dunant C, et al. An extended finite element library[J]. *Int J Numer Methods Engng*, 2007, 71(6): 703-732.
- [3] 李录贤,王铁军. 扩展有限元法(XFEM)及其应用[J]. *力学进展*, 2005, 35(1): 5-20.
- [4] Sukumar N, Chopp D L, Moes N, et al. Modeling holes and inclusions by level sets in the extended finite-element method[J]. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, 2001, 190(46/47): 6183-6200.
- [5] Wei P, Xing X H. A study on XFEM in continuum structural optimization using a level set model[J]. *Computer-Aided Design*, 2010, 42(8): 708-719.
- [6] 马野,许希武,宁晋建. 整体加筋壁板裂纹扩展轨迹模拟及控制分析[J]. *固体力学学报*, 2009, 30(3): 251-258.
- [7] 王生楠,张妮娜,秦剑波. 整体机身结构纵向裂纹转折与止裂特性分析[J]. *西北工业大学学报*, 2007, 25(4): 472-477.
- [8] 程靳,赵树山. *断裂力学*[M]. 北京:科学出版社,2006.
- [9] 赵章焰,雷新华,孙国正. Q235 钢裂纹扩展参数的实验测定[J]. *武汉理工大学学报*, 2003, 25(1): 49-51.
- [10] 穆志韬,李旭东,刘治国,等. *飞机结构材料环境腐蚀与疲劳分析*[M]. 北京:国防工业出版社,2013.

作者简介:

卢致龙(1989-),男,硕士,工程师。主要研究方向:直升机结构设计。

(编辑:沈惺)