

基于 ABAQUS/Franc3D 的孔边疲劳裂纹扩展分析

吴庆涛, 龙 江

(中国民用航空飞行学院 航空工程学院, 四川 广汉 618300)

摘 要: 为了研究孔边疲劳裂纹扩展规律, 联合有限元建模软件 ABAQUS 和断裂力学分析软件 Franc3D 对不同角度初始孔边裂纹扩展过程进行仿真, 得出应力强度因子的变化趋势, 并对孔边裂纹在随机疲劳载荷作用下的疲劳裂纹扩展过程进行仿真, 得出裂纹扩展长度-载荷循环次数($a-N$)曲线。结果表明: 在疲劳载荷作用下与水平方向夹角越小的初始裂纹扩展速率越大, 结构剩余寿命越短。联合仿真方式为飞机损伤容限设计和评估结构剩余寿命提供一种分析方法。

关键词: Franc3D; 孔边裂纹扩展; 应力强度因子; 变幅载荷谱; 剩余寿命

中图分类号: V215 **文献标识码:** A **文章编号:** 1008-9233(2020)03-0011-06

Fatigue Crack Growth Analysis of Hole Edge Based on ABAQUS/Franc3D

WU Qing-tao, LONG Jiang

(School of Aeronautical Engineering, Civil Aviation Flight University of China, Guanghan 618300, China)

Abstract: In this paper, the finite element modeling software ABAQUS and the fracture mechanics analysis software Franc3D are jointly used to analyzed the three-dimensional crack growth at the hole edge. The change trend of the stress intensity factor in the initial crack growth process at different angles is studied. The fatigue crack growth process of the edge crack under the random fatigue load spectrum is analyzed, and the curve of crack growth length load cycle number ($a-N$) is obtained. The results show that in the analysis of fatigue crack growth at the edge of the hole, the smaller the angle of the initial crack with the horizontal direction is, the higher the crack growth rate under fatigue load spectrum and the smaller the residual life of the structure is. This kind of joint simulation can provide an analysis method for aircraft damage tolerance design and residual lifetime evaluation.

Key words: Franc3D; hole-edge crack propagation; stress intensity factor; variable amplitude load spectrum; residual lifetime

收稿日期: 2020-04-17

基金项目: 四川省教育厅科研项目(16ZA0020); 中国民用航空飞行学院大学生创新创业项目(S201910624026)

作者简介: 吴庆涛(1995—), 男, 四川成都人, 硕士研究生, 主要从事飞机故障诊断与预测技术研究。

0 引言

损伤容限设计准则是基于断裂力学理论上发展起来的一种设计准则,它是飞机设计的关键准则,在应用损伤容限设计准则时需要了解裂纹的扩展规律,掌握裂纹扩展速度以及具有计算构件剩余寿命的方法^[1]。随着计算机硬件和软件水平的提升,利用有限元软件,如 ABAQUS、ANSYS 或 CATIA 等进行计算,能显著提高模型精度和工作效率。

但是工程人员在利用有限元软件来分析裂纹扩展时,往往需要重复建立模型以达到更新裂纹扩展信息和获取力学参数的目的。而 ABAQUS 强大的软件兼容能力使它能和一些专业的裂纹分析软件,如 Franc3D,进行联合仿真分析以减小工作量。Franc3D 软件是美国 FAC 公司开发的新型三维裂纹扩展分析软件,它能够对各种复杂的几何结构在载荷条件下的裂纹进行仿真分析,广泛运用于工程领域,同时它也是目前世界上唯一一款能通过使用 M-积分来计算三种断裂模式应力强度因子的软件^[2-3]。艾书民^[4]、LIAO Y S^[5]、PARK C Y^[6]、URAL A^[7]等人均是通过使用 Franc3D 软件进行复杂几何体裂纹扩展仿真分析,并通过实验验证以及对比理论解析解和 Franc3D 仿真解证实了该软件仿真结果的可靠性;廖智奇^[8]通过对比 Franc3D 计算结果和 Newman-Raju 公式计算结果,表明理论解和仿真解计算结果误差很小。由此可见,基于 Franc3D 的仿真结果是比较准确的,因此,使用 ABAQUS 进行建模和断裂力学参数分析,并联合使用 Franc3D 对裂纹进行扩展,会大大减少单一有限元软件进行裂纹分析时的工作量并且提高计算的精度。目前大多数研究都是基于单向载荷或者双向拉伸载荷进行的,对于疲劳载荷,特别是变幅载荷下的孔边裂纹扩展研究却很少^[9]。

本文基于 ABAQUS 软件和 Franc3D 软件,运用 ABAQUS 建模,施加约束,在 Franc3D 中插入初始裂纹、施加疲劳载荷、设置材料属性,计算出应力强度因子,得出裂纹长度与载荷谱循环次数之间的关系。这种联合仿真具有建模便利、裂纹设置自由的优势,同时还能计算出裂纹的三种应力强度因子的变化趋势。本文旨在提供一种分析孔边疲劳裂纹扩展的新思路,也能为飞机的损伤容限设计以及带孔结构件的剩余寿命评估提供一种分析手段。

1 仿真原理

1.1 ABAQUS 和 Franc3D 联合仿真

Franc3D 是断裂力学分析软件,能够分析复杂的三维结构在大范围复杂载荷加载下的裂纹扩展。它的主要功能其实就是在有限元网格中插入裂纹,并对裂纹尖端单元进行扩展分析。Franc3D 可以导入在 ABAQUS 中建立的有限元模型,划分初始网格、设置模型材料属性、载荷以及边界条件等。

Franc3D 可以选择不同的方法来计算应力强度因子,使用软件中内置的几种裂纹扩展预测方法对预制的初始裂纹增加迭代次数,预测裂纹前沿每个节点的局部扩展距离与局部扭转角。可以通过裂纹扩展曲线与沿裂纹扩展路径的应力强度因子断裂韧度 K_{IC} 来预测裂纹剩余寿命。裂纹扩展仿真流程如图 1 所示。

1.2 应力强度因子计算

应力强度因子 K 是表征试样或者结构件裂纹前缘应力场的重要参数,它对裂纹扩展和剩余寿命的预测有着极其重要的意义^[10]。应力强度因子的计算可以采用应力法、有限元法以及叠加法等。在本文中,

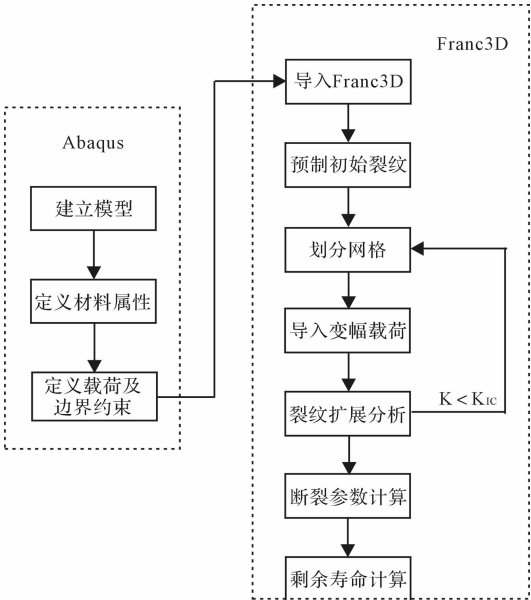


图 1 裂纹扩展仿真流程图

Franc3D 软件可以选择使用 M-积分或者位移相关法计算应力强度因子,因为计算准确性的原因,本文将采用 M-积分法,即通过 M-积分计算三维模型中所有节点的混合应力强度因子。

RICE J R^[11] 在 1980 年从 J 积分中开发了 M-积分,这是一种建立在 J 积分基础上的一种计算全局能量释放率而与裂纹路径无关的方法,这种方法可以用于计算三种断裂模式的应力强度因子^[12]。

J 积分的表达式如下:

$$J = \int_{\Gamma} (W n_x - T_i \frac{\partial u_i}{\partial x}) ds \tag{1}$$

其中, Γ 是裂纹尖端的积分路径; T_i 是积分路径边界上的应力矢量; n_x 表示积分路径 Γ 上弧元素外法线的方向余弦; u_i 表示积分路径 Γ 的位移矢量; W 是应变能密度,其表达式为:

$$W = \frac{1}{2} \sigma_{ij} \epsilon_{ij} \tag{2}$$

其中, σ_{ij} 表示应力张量; ϵ_{ij} 表示应变张量。

而应力强度因子 K 与 J 积分之间的关系可以用文献^[1] 中等式来表示:

$$J = \frac{1-v^2}{E} K_I^2 + \frac{1-v^2}{E} K_{II}^2 + \frac{1+V}{E} K_{III}^2 \tag{3}$$

其中, K_I 、 K_{II} 、 K_{III} 分别代表裂纹的三种基本类型; E 是弹性模量; v 是泊松比。

本文所选择的材料为 2024-T3 铝合金,这种铝合金大量用于民航飞机的蒙皮、机身以及隔框处。2024-T3 铝合金属于线弹性材料,满足线弹性力学,因此其应力、应变和位移代入 J 积分表达式(1) 得:

$$J = J^{(1)} + J^{(2)} + M^{(1,2)} \tag{4}$$

其中,

$$J^{(1)} = \int_{\Gamma} (W^{(1)} n_1 - T_i^{(1)} \frac{\partial u_i^{(1)}}{\partial x_1}) ds \tag{5}$$

$$J^{(2)} = \int_{\Gamma} (W^{(2)} n_1 - T_i^{(2)} \frac{\partial u_i^{(2)}}{\partial x_1}) ds \tag{6}$$

$$M^{(1,2)} = \int_{\Gamma} (W^{(1,2)} n_1 - T_i^{(1)} \frac{\partial u_i^{(2)}}{\partial x_1} - T_i^{(2)} \frac{\partial u_i^{(1)}}{\partial x_1}) ds \tag{7}$$

对于线弹性材料的复合应力强度因子来说,有:

$$K_i = K_i^{(1)} + K_i^{(2)} \tag{8}$$

将式(8) 代入式(3) 可得 $J^{(1)}$ 、 $J^{(2)}$ 以及 $M^{(1,2)}$ 表达式,即:

$$M^{(1,2)} = \frac{1-v^2}{E} K_I^{(1)} K_I^{(2)} + \frac{1-v^2}{E} K_{II}^{(1)} K_{II}^{(2)} + \frac{1+V}{E} K_{III}^{(1)} K_{III}^{(2)} \tag{9}$$

以上就是 Franc3D 软件利用断裂力学中的 M-积分计算应力强度因子的原理。

1.3 裂纹扩展模型

在裂纹受力扩展的过程中,裂纹前沿节点的扩展速率和裂纹的局部扩展方向由选择的扩展模型决定。由于本文采用的是较为复杂的变幅疲劳载荷谱,裂纹在扩展的过程中三种断裂模式均存在,因此,本文选择最大应变能释放率准则以及描述非线性裂纹扩展速率的 NASGRO 公式来判断裂纹的扩展速率和方向^[13]。

在对裂纹施加变幅载荷后,通过 M-积分可以计算出三维裂纹中所有节点的应力强度因子,利用最大应变能释放率准则获得每个裂纹节点的扩展距离和局部偏转角,根据材料受力情况所选的裂纹扩展模型可以计算出每个节点的新位置,产生新的裂纹前沿,最后利用 Franc3D 自身的平滑曲线算法,使各个节点连接成一条曲线,在结

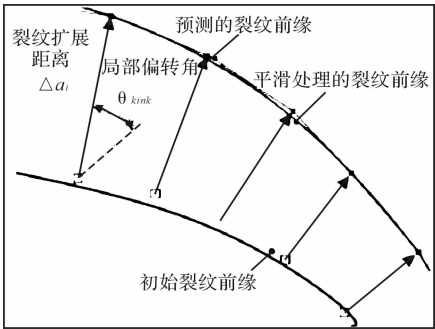


图 2 裂纹扩展示意图

构表面形成平滑的裂纹前沿。裂纹扩展示意如图 2 所示。

2 算例分析

2.1 带孔结构件的初始裂纹与载荷谱

复合材料在航空器中的应用越来越广泛,2024-T3 铝合金凭借其出色的力学性能和抗疲劳性能,广泛用于飞机的机身、蒙皮和隔框等部位^[14]。2024-T3 铝合金力学性能如表 1 所示,本文创建了含初始裂纹的 2024-T3 铝合金板模型,首先探究了不同角度孔边裂纹应力强度因子的计算以及变化趋势,然后利用 Franc3D 的裂纹扩展速率公式得出了与载荷循环数相关的裂纹增长曲线,比较不同角度孔边裂纹的增长速率。

2024-T3 铝合金平板及其边界约束如图 3 所示。本文采用 ABAQUS 建立了带孔 2024-T3 铝合金平板有限元模型,平板长 100 mm、宽 50 mm、厚 2 mm,中心孔直径 10 mm,初始裂纹为不同角度直径为 1 mm 的初始表面裂纹。在 ABAQUS 中建立并导入 Franc3D 中的带孔结构件模型,这个模型包括了边界约束以及材料属性。

表 1 2024-T3 铝合金力学性能

弹性模量 /MPa	泊松比	屈服强度 /MPa	抗拉强度 /MPa
68000	0.33	325	470

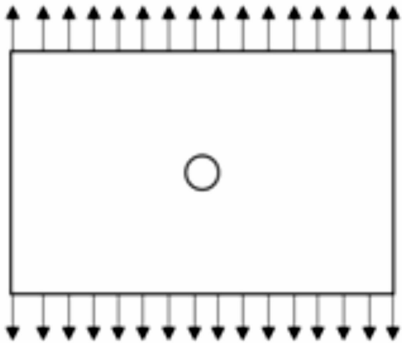
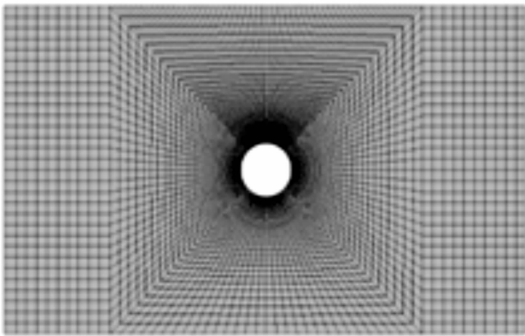


图 3 2024-T3 铝合金平板及其边界约束

裂纹网络划分如图 4 所示。该网络模型是在 Franc3D 中重新划分网格后建立的初始裂纹网络模型,其裂纹前沿网格采用二十节点奇异单元法划分。

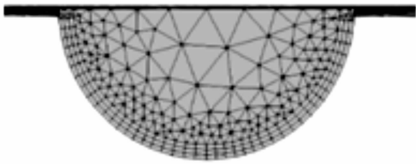
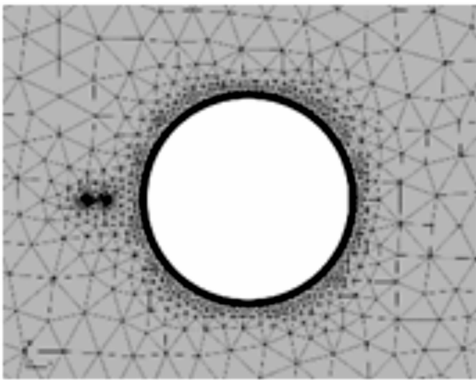


图 4 裂纹网格划分

由于本文是对带孔航空用 2024-T3 铝合金模型在随机变幅疲劳载荷作用下的裂纹扩展过程进行分析,利用民航运输类飞机中飞-续-飞载荷谱 TWIST 的数据,并按照文献^[15]中标准载荷谱的简化方式对疲劳载荷谱进行简化,截取了 TWIST 标准载荷谱中与疲劳失效原理相符合的载荷水平,即 LD 为 0.375~1.3,并编写程序,随机生成各载荷等级次序。

利用 MATLAB 中的 randsrc 函数使载荷等级随机化,简化后的载荷谱^[15]如表 2 所示,导入 Franc3D 的疲劳载荷谱如图 5 所示。

表 2 简化后的载荷谱

载荷水平	平均应力 $\sigma_{1g}=110\text{ MPa}$						
	1.3	1.15	0.995	0.84	0.685	0.53	0.375
载荷数	5	18	52	152	800	4170	34800

2.2 裂纹应力强度因子变化

要了解裂纹的扩展,应力强度因子至关重要。因此,需要首先对裂纹的应力强度因子进行分析,以 0° 初始裂纹为例,每一个分析步裂纹前沿应力强度因子如图 6 所示,随着裂纹的扩展,裂纹前缘的应力强度因子都在不断增大,且由于孔边区域应力集中的原因,靠近孔一侧应力强度因子更大,所受应力更大,近孔裂纹比远孔裂纹扩展更迅速。

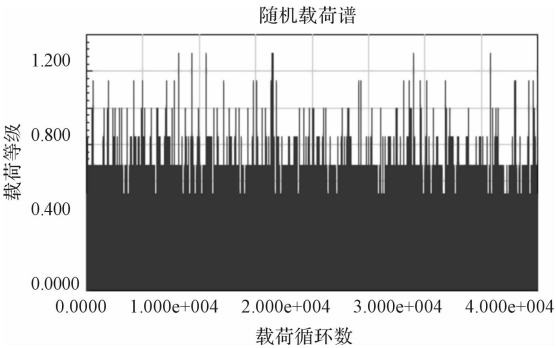


图 5 疲劳载荷谱

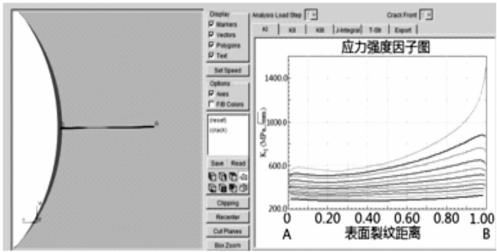


图 6 裂纹前沿应力强度因子

随着载荷循环数增大,裂纹不断扩展,应力强度因子不断增大,图 7 为 0° 近孔一侧表面裂纹应力强度因子的变化,可以看出,在初始裂纹刚开始扩展的时候,应力强度因子慢速增加,但是当裂纹扩展至孔边时,应力强度因子迅速增加,使 $K>K_{IC}$,裂纹发生失稳扩展的脆断。

各角度裂纹应力强度因子变化如图 8 所示。可以看出,在不同角度初始裂纹扩展的过程中,虽然在扩展过程中应力强度因子均增大,但是无论是初始应力强度因子还是扩展到孔边后的应力强度因子,初始裂纹与水平方向夹角越小,应力强度因子越大。

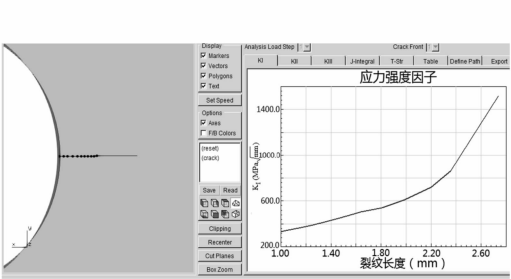


图 7 0° 近孔一侧表面裂纹应力强度因子的变化

综上,可以得知角度越小的初始裂纹,应力强度因子越大,裂纹扩展的速率越大,在相同的载荷循环数下,所形成的裂纹长度越长。根据这个结论,我们可以推测,带孔结构件形成的孔边裂纹角度越小,该结构件剩余寿命越小。

2.3 裂纹扩展曲线

在损伤容限设计理论中,裂纹的扩展速率至关重要,而裂纹长度与载荷循环次数的关系曲线可以直观看出裂纹扩展速率以及载荷循环数与裂纹长度之间的关系。 0° 裂纹 $a-N$ 曲线如图 9 所示。 0° 裂纹在扩展的

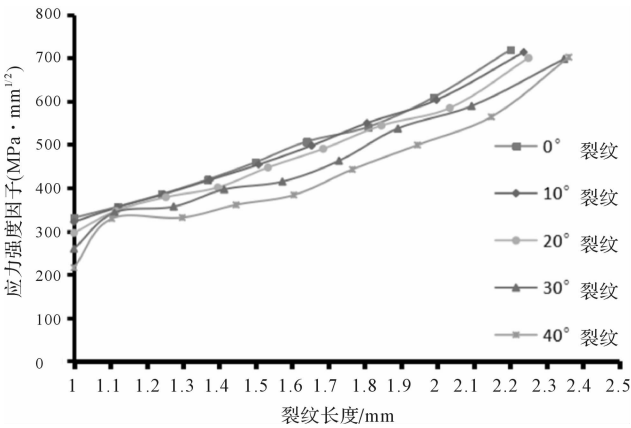


图 8 各角度裂纹应力强度因子变化

过程中裂纹长度逐渐增大,裂纹扩展的速率也明显增大,在扩展到孔边时,由于应力强度因子大于断裂韧度,可以认为该裂纹已经发生失稳扩展的脆断,此时载荷总循环次数为 103962 次,该曲线符合裂纹的扩展规律,即初期的缓慢增大与后期的失稳扩张。

将 0°、10°、20°、30°、40°初始裂纹的裂纹长度-载荷循环次数曲线图作对比,不同角度裂纹 a-N 曲线如图 10 所示。当裂纹发生失稳脆断时,各角度所经历的载荷次数分别为 103962、109638、125744、159293、228159 个循环。

如图所示,可以发现对相同的带孔铝合金结构,在相同的变幅疲劳载荷循环次数的条件下,角度越小的初始裂纹,形成的表面裂纹长度越大,而形成相同的表面裂纹长度所需要的载荷循环数越少,符合 2.2 节的猜测,即裂纹角度越小,结构件的剩余寿命越小。

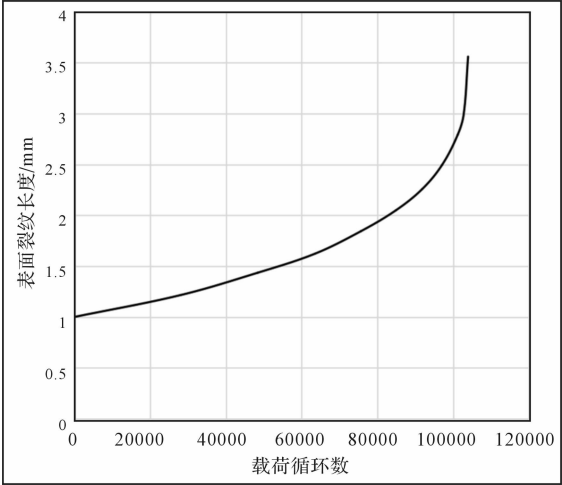


图 9 0°裂纹 a-N 曲线

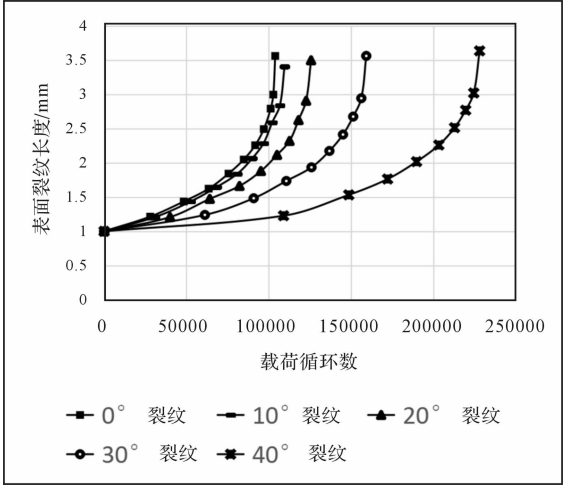


图 10 不同角度裂纹 a-N 曲线

3 结论

基于 ABAQUS 的建模以及断裂力学参数的求解,本文利用 Franc3D 的应力强度因子以及裂纹自动扩展计算模型,研究了不同角度的孔边裂纹在变幅载荷作用下对应力强度因子求解的影响,计算得出了不同角度初始孔边裂纹的 2024-T3 铝合金在疲劳载荷谱下的裂纹增长曲线,得到以下结论:

(1)在使用 Franc3D 分析三维裂纹的扩展过程中,相比于传统的有限元软件分析,无需多次重复构建网格,当确定了应力强度因子计算公式、裂纹扩展的准则以及载荷谱之后,Franc3D 软件会自动划分零件以及裂纹面的网格参数、计算应力强度因子以及裂纹扩展的方向和大小,大大提升工程应用中损伤容限分析的效率,对带孔结构件剩余寿命的分析评估具有参考价值。

(2)基于 Franc3D 的仿真结果,初始裂纹角度越小,应力强度因子越大,裂纹的扩展速率越大,在相同的载荷循环次数下裂纹会扩展的更长,结构件剩余寿命越小。

参 考 文 献

[1] 程靳,赵树山.断裂力学[M].北京:科学出版社,2006.

[2] WARNER D. FRANC3D concepts and users guide[EB/OL]. [2019-06-15]. <http://www.cfd.cornell.edu/>.

[3] 黄金,杨邦成,郭荣鑫.网格技术对应力强度因子计算的影响[J].科学技术与工程,2008,8(21):5770-5775.

[4] 艾书民,于明,成晓鸣,等.基于 Franc3D 软件的三维裂纹扩展分析与应用[J].机械强度,2018,40(1):251-254.

[5] LIAO Y S,LI Y B,PAN Q,et al. Residual fatigue life analysis and comparison of an aluminum lithium alloy structural repair for aviation applications[J]. Engineering Fracture Mechanics,2018,194:262-280.

[6] PARK C Y,GRANDT A F,SUH J J. Stress intensity factors for surface cracks at countersunk holes[J]. Engineering Fracture Mechanics,2006,73(13):1878-1898.

[2] 秦永元. 卡尔曼滤波与组合导航原理[M]. 西安:西北工业大学出版社,1989:36-76.

[3] 杨元喜. 动态 Kalman 滤波模型误差的影响[J]. 测绘科学,2006,31(1):17-18,3.

[4] 高怡,高社生. 抗差自适应 Sage 滤波及其在组合导航中的应用[J]. 测控技术,2015,34(4):135-138,141.

[5] JULIER S J,UHLAMN J K. A new extension of the Kalman filter to nonlinear systems[J]. Proceedings of Spie the International Society for Optical Engineering,1999,3068:182-193.

[6] 汪秋婷,胡修林. 基于 UKF 的新型无源北斗/SINS 组合系统直接法卡尔曼滤波[J]. 系统工程与电子技术,2010,32(2):376-379.

[7] GE Q B,XU D X,WEN C L. Cubature information filters with correlated noises and their applications in decentralized fusion[J]. Signal Processing,2014,94(5):434-444.

[8] GADSDEN S A,AI-SHABI M,ARASARATNAM I,et al. Combined cubature Kalman and smooth variable structure filtering:A robust nonlinear estimation strategy[J]. Signal Process,2014,96(3):290-299.

[9] 周翟和,刘建业,赖际舟,等. 混合高斯粒子滤波在组合导航中应用的计算量分析[J]. 中国惯性技术学报,2010,18(5):595-599.

[10] 温哲君,陈安升,陈帅,等. 基于 SINS/BDS 的抗差组合导航技术研究[J]. 航天控制,2019,37(5):9-15.

[责任编辑、校对:梁春燕]

.....
(上接第 16 页)

[7] URAL A,HEBER G,WAWRZYNEK P A,et al. Three-dimensional,parallel,finite element simulation of fatigue crack growth in a spiral bevel pinion gear[J]. Engineering Fracture Mechanics,2005,72(8):1148-1170.

[8] 廖智奇. 机翼整体壁板裂尖应力场及其胶接修补研究[D]. 长沙:中南大学,2014.

[9] 苏少普,董登科,张海英. 基于 Abaqus/Python 的疲劳裂纹扩展分析研究[J]. 科学技术与工程,2015,15(27):198-203.

[10] SAHA R B S. Fracture and fatigue control in structures: applications of fracture mechanics by stanley T. Rolfe; John M. Barsom[J]. American Scientist,1977,65(5):644.

[11] RICE J R. A path independent integral and approximate analysis of strain concentration by notches and cracks[J]. Journal of Applied Mechanics,1968,35(2):379-386.

[12] WAWRZYNEK P A,CARTER B J,BANKS S L. The M-integral for computing stress intensity factors in generally anisotropic materials[R]. Washington: NASA,2005.

[13] HUSSAIN M A,PU S L. Strain energy release rate for a crack under complex loading[R]. 1975:1-29.

[14] 赵普. 铝合金在现代飞机上的应用及发展[J]. 材料工程,1983(2):46-49.

[15] 陈亚军,王艾伦,王付胜,等. 在航空载荷谱作用下 2024 铝合金的疲劳行为[J]. 航空材料学报,2016,36(5):64-69.

[责任编辑、校对:李 琳]