

有限元应力强度因子求解技术在大型运输机上的应用

FEM Stress Intensity Factor Analysis Method Used in Large Aerotransport

郭涛¹ 刘旭^{2/1} 解放军93618部队 2 中航沈飞民用飞机有限责任公司

摘要: 现代大型运输机多采用加筋壁板结构概念设计, 结构复杂多变, 同时要求长的服役周期以及高的安全性能。当前国内对于有限元求解应力强度因子的技术研究多局限于元件级, 无法解决飞机复杂结构的剩余强度问题。本文在原有技术基础上进行壁板结构扩展研究, 辅以实验进行对比认证, 建立起一套机体复杂结构的剩余强度评估方法, 可以很好解决当前大型运输机在结构剩余强度评估过于依赖全尺寸实验的问题。同时此项技术在项目初期的结构概念评估也有着广泛的应用空间。

Abstract: Most of the large aerotransport's fuselages and wings use stiffened panel, the structure is complicated, requiring long service circle and high safety capability. The current domestic research of FEM stress intensity factor more confined to the component level, can't solve the residual strength problems of complex structure. This article develops the original method on the panel structure and does the test validation, builds a method which can be used on the most large aerotransport complex structure. It can solve the problem of large aerotransport structure residual strength evaluation relating too much on full scale test, also can be generally applied in the initial design phase to do concept assessment.

关键词: 运输机; 有限元; 应力强度因子; 剩余强度

Keywords: aerotransport; FEM; stress intensity factor; residual strength

0 引言

随着飞机设计技术的不断发展, 客户对运输类飞机性能的要求越来越高, 要求运输机具有高的舒适性、安全性、经济性, 同时维修成本低。这些使得运输机设计过程中结构越来越薄, 同时要求结构具有低的裂纹扩展速率和可靠的结构止裂性能。运输机多采用壁板加筋类结构设计, 结构类型复杂多变, 同时需要精确的计算分析来保证结构的剩余强度性能。飞机的全尺寸试验中可以验证绝大部分的疲劳区域, 但是只能验证部分的损伤容限性能。这就需要大量的补充试验来证明分析方法, 投入巨大的成本。有限元求解应力强度因子

方法既可以通过有限元模拟具体的结构形式, 又可以通过局部细化求取任意位置的应力强度因子, 配合部分试验即可达到原有试验目的, 能够节约大量的试验成本; 同时有限元求解应力强度因子的方法在设计初期应用对结构概念定型也有着重要的作用。

1 理论基础

有限元应力强度因子求解技术是基于有限元计算方法和断裂力学能量法建立起来的。随着有限元分析技术的发展以及有限元分析模拟软件的逐渐成熟, 一套以细节模型模拟实体结构求解结构局部位置的力学性能, 然

后通过工程后处理得到裂纹分析所需参数和结构剩余强度性能的方法被建立起来。

有限元求解应力强度因子的方法分为直接法和间接法两种。直接法即直接求解得出应力强度因子, 间接法则需通过计算能量释放率及应力强度因子相关性。直接法可以使用传统单元或者裂纹尖端应力水平相同的单元, 但必须得到裂纹尖端四周的应力或者位移分布曲线来计算应力强度因子。间接法可以直接通过分析能量释放率来得到应力强度因子。关于能量释放率的评估也有两种不同的方法: 一种是通过对比两个不同长度的裂纹能量变化率, 这需要

进行两次单独的分析后进行应力强度因子评估;另外一种是直接评估裂纹扩展前后结构的整体刚度变化,即可以通过一次分析得到应力强度因子。

这里用来表示使裂纹扩展一小段后裂纹尖端的势能变化,用 W 代表结构的总功,用 U 代表裂纹尖端区域的应变能,那对于线弹性结构就有:

$$G = \frac{dW}{dc} - \frac{dU}{dc} \quad (1)$$

将欧文裂纹闭合积分理论带入方程(1),那么平面应力状态的对于各向同性结构就有:

$$G = \frac{K_I^2}{E'} + \frac{K_{II}^2}{E'} \quad (2)$$

在平面应力状态下 $E'=E$,平面应变状态下 $E'=E/(1-\nu^2)^{[1]}$, E 为弹性模量, K_I 和 K_{II} 分别为裂纹尖端I型和II型应力强度因子。

2 分析原理

欧文裂纹闭合积分理论^[2]是当裂纹扩展一个非常小的数量级 Δc 时,在这个过程中的能量释放率完全等于将这个裂纹闭合到原有裂纹长度所做的功。将极坐标原点布置在扩展后的裂纹尖端,则能量方程为:

$$G_I = \lim_{\Delta c \rightarrow 0} \frac{1}{2\Delta c} \int_0^{\Delta c} \sigma_y(\Delta c - r, 0) v(r, \pi) dr \quad (3)$$

$$G_{II} = \lim_{\Delta c \rightarrow 0} \frac{1}{2\Delta c} \int_0^{\Delta c} \tau_{xy}(\Delta c - r, 0) u(r, \pi) dr \quad (4)$$

这里 G_I 和 G_{II} 分别为I型和II型裂纹在裂纹扩展过程中的能量释放率。这时将方程(2)带入方程(3)、(4)中,并取极限值,那么对于平面应力状态可以得到:

$$G_I = \frac{1}{2\Delta c} \vec{F}_c \cdot (v_c - v_d) \quad (5)$$

$$G_{II} = \frac{1}{2\Delta c} \vec{T}_c \cdot (u_c - u_d) \quad (6)$$

前面讨论的都是单位厚度的单元,

即 $t=1$ 。如果考虑 t 为任意厚度那么在方程中引入 t ,则方程(5)、(6)变形为:

$$G_I = \frac{1}{2\Delta c \cdot t} \vec{F}_c \cdot (v_c - v_d) \quad (7)$$

$$G_{II} = \frac{1}{2\Delta c \cdot t} \vec{T}_c \cdot (u_c - u_d) \quad (8)$$

各种标识信息见图1所示。基于图1中信息,应用断裂的节点c、d建立了结构此时状态下的能量变化方程,这时需要闭合节点,即将c、d点闭合,从而再次建立类似方程。进而求取该结构在c、d点打开前后的能量变化率,得到该状态下a点的应力强度因子。通过大量有限元模拟及试验数据对比得出^[1]:在图1所示状态下,无需进行两次分析,直接通过一次分析获取的a点载荷,以及c、d点位移,近似进行能量闭合理论分析,即

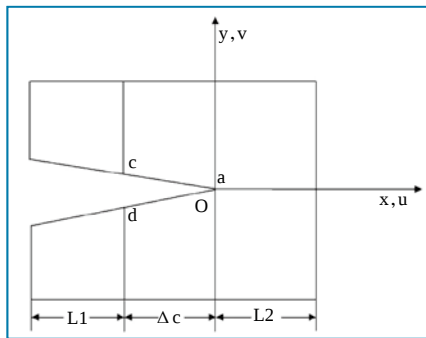


图1 有限元裂纹尖端

可得到工程误差允许范围内的结构应力强度因子。由此将分析所用几何信息带入方程(7)、(8)得:

$$G_I = \frac{1}{2\Delta c \cdot t} \vec{F}_a \cdot (v_c - v_d) \quad (9)$$

$$G_{II} = \frac{1}{2\Delta c \cdot t} \vec{T}_a \cdot (u_c - u_d) \quad (10)$$

这种情况下的近似分析应尽量保证裂纹尖端附近有限元单元划分尽量整齐、相近,同时有限元网格尺寸应在实际结构尺寸一个数量级以下^[3]。

3 试验数据对比

通过三种类型的结构在不同载荷条件下的实例对比,验证了该方法在平面应力状态下的有效性。第一种是中心

带裂纹的平板结构在轴向拉伸载荷的应力强度因子对比;第二种是边界裂纹在轴向拉伸载荷作用下的应力强度因子对比;第三种是中心带裂纹的曲板结构在增压载荷作用下的应力强度因子对比。

第一种类型选取长2in、宽1in、厚度0.05in的薄板,有限元网格宽度为0.05in,在板的正中间有0.2in的初始裂纹;一段固支,一段承受100lb的均布拉伸载荷。则通过分析可以得到板上的均布应力为2000psi。此构型可以很好的模拟裂纹位于平板中间时裂纹尖端应力强度因子状态。平板的构型及受载状态如图2所示。

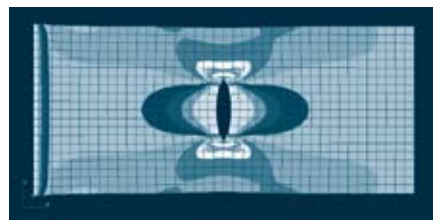


图2 中心裂纹平板在拉伸载荷作用下的应力状态

基于断裂力学理论,应用无限宽度应力强度因子求解公式 $K_c = \beta \sigma \sqrt{\pi a}$ 进行求解,从应力强度因子概要手册^[4]中查取有限宽板的修正系数,最终得到实际结构类型下的裂纹尖端应力强度因子;同时应用有限元应力强度因子求解方法直接求取应力强度因子进行比较。最终对比结果见表1。

表1 裂纹位于平板中心的应力强度因子分析对比

	试验值 psi-qrt(in.)	有限元 psi-qrt(in.)	误差
K_I	1744	1677	2.5%
K_{II}	—	-2.4	—

第二种结构选取2in、宽1in、厚度0.05in的薄板,有限元单元网格宽度为0.05inch,在板的一侧有0.2in的初始裂纹;一段固支,一段承受100lb的均布拉

伸载荷。则通过分析可以得到板上的均布应力为2000 psi。这种构型可以很好的模拟板边裂纹和经典悬臂梁裂纹破坏结构。平板的构型及受载状态见图3所示。

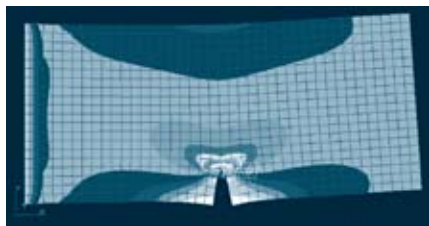


图3 边界裂纹平板在拉伸载荷作用下的应力状态

理论分析及有限元分析过程与实例1相同。应力强度因子误差对比见表2。

表2 裂纹位于平板一边的应力强度因子分析对比

	试验值 psi-qrt(in.)	有限元 psi-qrt(in.)	误差
K_I	2659	2547	4.2%
K_{II}	—	-7.5	—

第三种结构选取了曲率半径为60in、长31in、宽30in、厚度为0.05in的一段圆桶,有限单元格宽度为0.4in,在圆桶的中间部位存在一条3.6in的模拟裂纹;曲率方向上的两边简支,同时承受9 psi的增压载荷。这种情况用以模拟增压载荷作用下的有限元应力强度因子求解精度。曲板构型及受力状态见图4。



图4 曲板中间裂纹在增压载荷作用下的应力状态

有限元分析过程与上面相同,但是相对于前两种结构增压曲板结构还需要额外考虑增压给结构带来的鼓胀效应,鼓胀因子基于杰克·陈^[5]增压机身结构的裂

纹鼓胀系数方程求取。这里采用的是无加筋结构的鼓胀系数方程,见方程(9):

$$\beta_{Bulge} = \sqrt{1 + M(a)}$$

$$M(a) = \frac{5E\epsilon a}{3R^2 P\pi} * \frac{0.316}{\sqrt{1 + 18 * (\sigma_2 / \sigma_1)}} \quad (9)$$

$$* \tanh\left(0.06 * R/t * \sqrt{Pa/Et}\right)$$

应力强度因子误差对比见表3:

表3 裂纹位于增压曲板中部的应力强度因子分析对比

	试验值 psi-qrt(in.)	有限元 psi-qrt(in.)	误差
K_I	45304	38070	16%
K_{II}	—	-15	—

同时参考相关文献可知当 Δc 裂纹扩展量低于原有裂纹长度20%时,有限元计算结果与实际值误差低于6%^{[6][7]},这里基于篇幅关系不做过多研究。

4 有限元应力强度因子求取方法在工程上的应用

有限元求解应力强度因子在工程上应用的优势很明显,尤其是在大型运输机的机身、机翼壁板结构上的应用。大型运输机多采用壁板加筋结构,载荷由组合后的壁板承受,筋条相对于蒙皮无太大刚度优势,结构形式复杂多变;同时大型运输机多采用耐久性设计理念,允许初始裂纹在壁板结构上的萌生和扩展,通过检查和止裂来保证飞机的服役安全。这就需要通过大量的基础试验和理论对各种结构形式进行分析验证结构安全,耗费巨大的人力、物力。有限元应力强度因子求解方法可以通过细节有限元模拟技术,真实的模拟复杂的结构形式,考虑不同构型对应力分布的影响;同时可以通过细节分析获取裂纹尖端的应力强度因子,配合少量试验

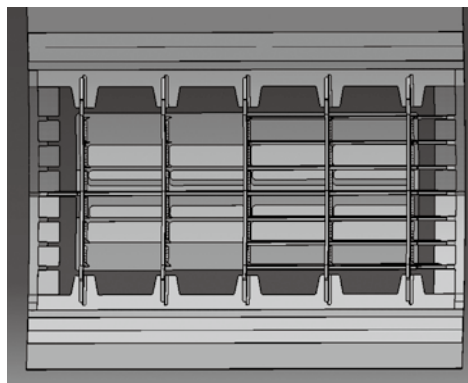
就可以达到高精度的工程分析目的。其分析求取的不同裂纹长度的应力强度因子,通过拟合及后处理分析,可以精确得出结构的裂纹扩展速率、剩余强度能力及极限裂纹尺寸。本文通过两个有限元法分析在工程中的实际应用来论证其在结构分析中的有效性。

第一个应用实例来自于某机型的机身纵向搭接结构的疲劳及损伤容限性能研发试验。试验件为长112in、宽约94in、曲率半径为65.65in,由蒙皮、框、长桁组成的壁板结构。疲劳循环载荷为8.46psi,疲劳循环载荷应力比为0.06,剩余强度载荷为9.98psi,即1.15倍的增压返程载荷。试验件构型及细节有限元模拟构型见图5所示。

通过有限元分别求取2in、10in、20in、30in、40in不同裂纹长度下裂纹尖端应力强度因子,并通过插值处理得到整个裂纹扩展过程中的随着裂纹扩展裂纹尖端应力强度因子变化曲线,通过裂纹扩展分析工具计算得到裂纹扩展



(a) 细节有限元模型



(b) 纵向搭接试验件设计模型

图5 机身纵向搭接试验件构型

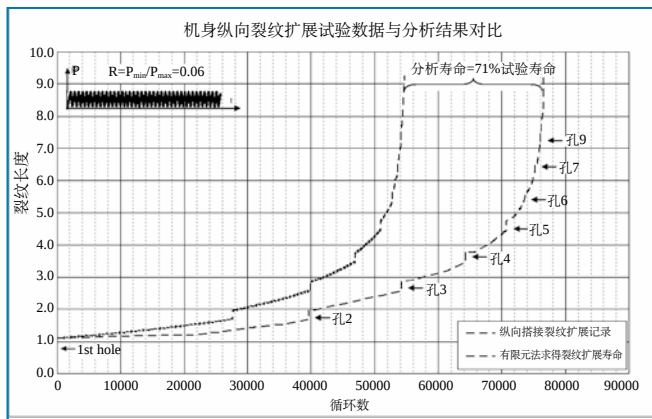
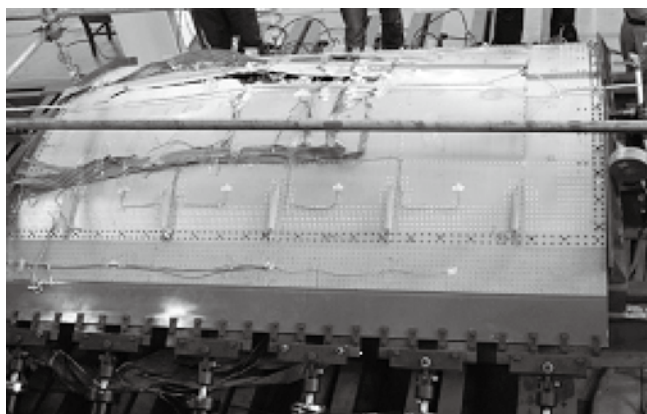
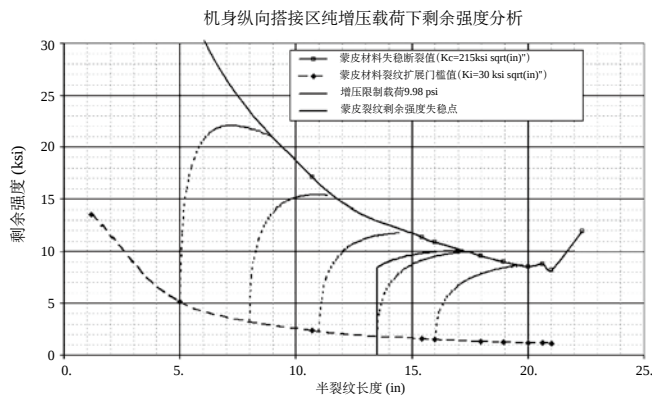


图6 机身纵向裂纹扩展试验数据与分析结果对比



(a) 试验件剩余强度试验后照片



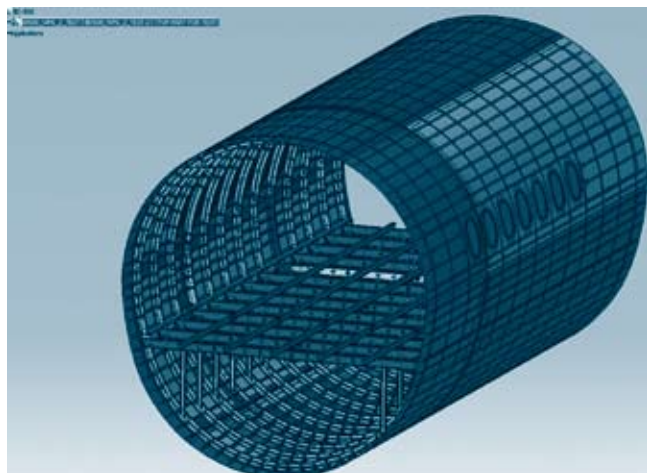
(b) 剩余强度分析结果

图7 机身纵向裂纹剩余强度分析与试验结果对比

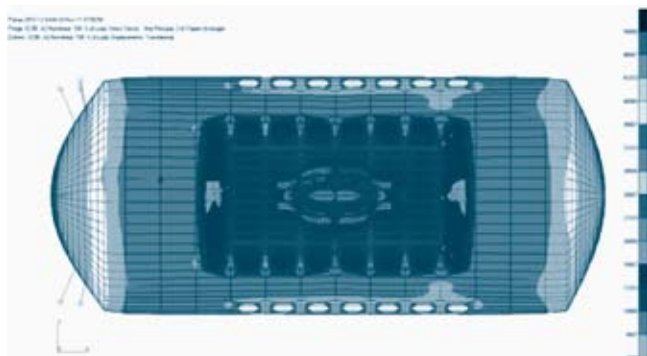
寿命;同时将实际测得裂纹扩展数据扣除孔对裂纹扩展的阻滞影响后进行对比,对比结果见图6所示。

对比结果显示分析所得的裂纹扩展寿命约为试验结果的70%左右,分析结果略显保守又不失精确,显示出有限元应力强度因子分析的有效性。

同时应用此方法进行结构临界裂纹尺寸分析,求得裂



(a) 桶段试验件设计模型



(b) 细节有限元模拟

图8 桶段试验件构型及细节有限元模拟

纹临界尺寸为单侧13.6in;因此在试验中,当单侧裂纹扩展到13.6in时进行剩余强度试验,结构在100%的限制载荷作用下3s内无破坏,裂纹处于稳定状态;继续加载到103%限制载荷时,裂纹失稳扩展,裂纹贯彻试验件,结构失效。剩余强度分析及最终裂纹状态见图7所示。

由分析数据及最终试验结果对比验证了有限元应力强度因子求解方法的精确性。

第二个应用实例来自于某机型桶段试验。试验件长273in,包含13个框、36根长桁、地板骨架等机身桶段所有主要结构,纵向裂纹位于试验件顶部中部。疲劳载荷为增压疲劳载荷谱,剩余强度载荷为疲劳增压返程载荷,增压载荷值与上一实例相同。试验件构型及有限元模拟构型见图8所示。

分析过程与上一实例相似,由于没有钉孔对裂纹扩展的阻滞影响,同时试验数据测量准确性也优于上一结构。因此,计算数据与试验数据吻合度优于第一实例,结果误差在6%以内。再次证明了有限元应力强度因子分析技术的有效性。裂纹扩展对比曲线见图9所示。

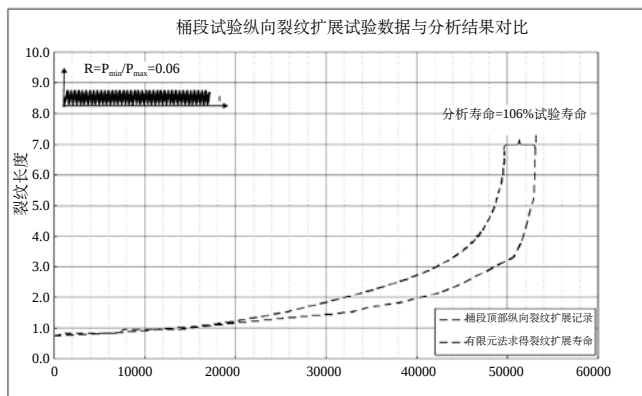
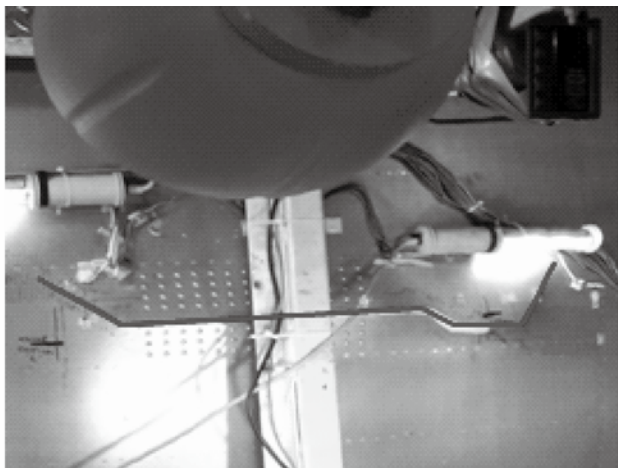
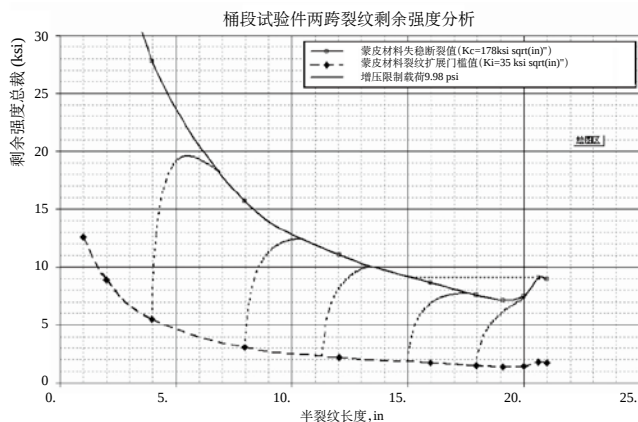


图9 桶段试验纵向裂纹扩展试验数据与分析结果对比



(a) 桶段试验件剩余强度试验后照片



(b) 桶段试验件剩余强度分析结果

图10 桶段试验件两跨裂纹剩余强度分析与试验结果对比

同时经过分析裂纹失稳扩展极限尺寸为11.3inch,因此在剩余强度试验中,单侧裂纹达到11inch时进行纯增压剩余强度试验,裂纹在98%限制载荷作用下发生失稳扩展,最终如预期

被加筋所阻止。剩余强度分析及最终裂纹照片见图10所示。

5 结论

本文从理论推导及工程实例对比两个方面对有限元应力强度因子的求解方法进行了研究分析。有限元应力强度因子求解方法可以通过合理的细节有限元模型模拟复杂结构,求得裂纹尖端应力强度因子,其分析方法具有高的分析精度及较好的普适性。

在以壁板加筋结构为主的大型运输机的结构设计上,该求解方法有着广泛的应用空间。合理利用有限元应力强度因子求解方法,同时配合少量试验可大大的降低新结构分析方法的研发成本。同时,有限元法在三维实体裂纹扩展分析上也有着广泛的理论基础^[3],这里由于篇幅所限,不做过多讨论。AST

参考文献

- [1] Rybicki E F, Kanninen M F. A Finite Element Calculation of Stress Intensity Factors by a Modified Crack Closure Integral[J]. Engineering Fracture Mechanics. 1997, 9 :931-938.
- [2] Gdoutos E F. Fracture Mechanics [M]. Xanthi, Greece:Springer,2005:20-27.
- [3] Krueger R. Virtual crack closure technique: History, approach and applications[J]. American Society of Mechanical Engineers,2004:115-125.
- [4] Rooke D P, Cartwright D J. Compendium of Stress intensity factors[M]. London: Her Majesty's Stationery Office, 1974:18-85.
- [5] Chen D, Schijve J. Bulging of Fatigue Cracks in a Pressurized Aircraft Fuselage[J]. Faculty of Aerospace Engineering,1900:277-291.
- [6] 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,2009:20-27.
- [7] Feddersen C. Discussion on Plane Strain Crack Toughness Testing[J]. ASTM Special Publication, 1967,(410): 77.

作者简介

郭涛,工程师,主要研究方向为飞行器维护与设计。

刘旭,工程师,主要研究方向为飞行器强度设计与寿命分析。