

文章编号:1000-8055(2016)03-0567-08

doi:10.13224/j.cnki.jasp.2016.03.006

含销钉孔边裂纹的某压气机轮盘裂纹扩展分析

张智轩¹, 石多奇^{1,2}, 杨晓光^{1,2}

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191;

2. 先进航空发动机协同创新中心, 北京 100191)

摘 要: 基于三维裂纹扩展分析软件 FRANC3D V6.0, 结合有限元软件, 采用子模型技术建立断裂力学有限元模型. 对带孔平板试样的裂纹扩展进行了数值模拟, 分析了裂纹扩展规律, 计算结果与手册解误差很小, 结果表明了分析方法的可行性和准确性. 建立了含销钉孔边裂纹的轮盘断裂力学有限元模型, 对其进行了三维动态裂纹扩展分析, 计算了应力强度因子和裂纹扩展寿命. 结果表明: 该分析方法简单可行, 几种裂纹形式中销钉孔内表面裂纹对轮盘裂纹扩展寿命危害最大.

关 键 词: 压气机轮盘; 子模型; 断裂力学; 应力强度因子; 裂纹扩展

中图分类号: V231.95

文献标志码: A

Analysis of crack propagation for a compressor disk with cracks on pin holes

ZHANG Zhi-xuan¹, SHI Duo-qi^{1,2}, YANG Xiao-guang^{1,2}

(1. School of Energy and Power Engineering,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

2. Collaborative Innovation Center for Advance Aero-Engine, Beijing 100191, China)

Abstract: Based on the 3-D crack propagation analysis software named FRANC3D V6.0 and a finite element software, a finite element model of fracture mechanics was established by means of sub-model technique. The crack propagation of center hole of rotating plate was simulated. Little deviation of the computing results with the manual solution indicated the feasibility and accuracy of the method. The model was developed to predict the propagation life of disk containing cracks on the pin holes. The 3-D dynamic crack propagation of the model was simulated. The stress intensity factors and the propagation life of the disk were calculated. The analysis method is feasible. The most dangerous crack is on the surface of the pin hole of the disk.

Key words: compressor disk; sub-model; fracture mechanics; stress intensity factor; crack propagation

航空发动机的轮盘工作时承受着巨大的离心载荷和一定的热载荷, 工作条件比较严酷. 为了保证发动机的安全性和耐久性, 轮盘的结构设计准则要求轮盘具有足够的低循环疲劳寿命和损伤容

限能力, 即使存在初始裂纹或工作一定时间局部裂纹萌生之后均应有足够的裂纹扩展寿命^[1].

目前, 国内外对三维静态裂纹的数值模拟进行了大量的研究. 魏大盛等人^[2]建立了一种可用

收稿日期: 2014-06-26

作者简介: 张智轩(1990—), 男, 内蒙古锡林郭勒人, 硕士生, 主要从事航空发动机结构强度的研究.

于粉末盘等复杂构件的裂纹扩展寿命评估的工程分析方法;陈勇^[3]利用子模型技术对涡轮盘的裂纹扩展寿命进行了分析研究;秦银雷等人^[4]采用二自由度数值方法描述裂纹前缘在扩展过程中的形状变化,评估了涡轮盘剩余寿命.还有很多学者对三维静态裂纹扩展进行了不少的研究^[5-10],但对于三维动态裂纹扩展模拟研究较少.传统的裂纹扩展分析只是使用有限元软件进行,这种方法存在一些不足,如裂纹前缘的网格重划分,裂纹扩展路径的确定,动态裂纹扩展,多缘裂纹扩展等. FRANC3D V6.0 可以很好的实现复杂构件的动态裂纹扩展,具有一定的优势.国外一些研究机构已经应用 FRANC3D V6.0 进行了大量复杂构件的裂纹扩展研究,而国内使用 FRANC3D V6.0 开展裂纹扩展的研究还比较少.本文重点探讨使用 FRANC3D V6.0 计算应力强度因子的精度,以及使用 FRANC3D V6.0 进行复杂构件裂纹扩展的分析方法.

1 FRANC3D V6.0 工作原理

FRANC3D V6.0 是美国 Fracture Analysis Consultants (FAC)公司开发的新一代裂纹分析软件,用来计算工程结构在任意复杂的几何形状、载荷条件和裂纹形态下的三维裂纹扩展和疲劳寿命,基于有限元软件进行断裂力学计算,与 ANSYS, ABAQUS 和 NASTRAN 等有接口. FRANC3D V6.0 继承于康奈尔大学于上世纪 80 年代开发的 FRANC3D/Classic,用 C++ 语言进行全新内核编写,将原来基于边界元的方法更改为利用有限元法,用 Python 语言开发全新界面,并采用不同方法来进行模型处理和断裂力学计算,无论是界面还是算法,都有根本不同^[11]. 本文使用的有限元软件是 ABAQUS (后文所说 FRANC3D 即为 FRANC3D V6.0).

FRANC3D 的工作流程为:①建立不含裂纹的网格模型;②FRANC3D 读取模型,引入裂纹,重分网格;③含裂纹的网格模型自动提交给有限元软件进行计算;④FRANC3D 自动读取应力分析结果;⑤通过 M 积分法自动计算裂纹前缘节点的应力强度因子;⑥进行裂纹扩展分析,自动更新裂纹前缘位置,自动重新划分网格.上述循环过程不断重复,直至达到计算结束条件.

在 FRANC3D 中主要是利用 M 积分法计算应力强度因子.通过 M 积分可以同时计算张开(I)、滑移(II)及撕开(III)3 种裂纹形式的应力

强度因子,即 K_I, K_{II}, K_{III} ^[12-14]. M 积分公式^[15]如下:

$$M = \oint_{\Gamma} (W x_{,i} n_i - T_k u_{k,i} x_i) ds$$

式中应变能密度 $W = \sigma_{j,k} u_{j,k} / 2$. $\sigma_{j,k}$ 为应力张量; $u_{k,i}$ 为位移向量; Γ 是 (x_1, x_2) 平面内环绕长度为 $2a$ 的裂纹的任意闭合路径,如图 1 所示; T_k 为垂直于围线 Γ 上的面力分量,由 $\sigma_{j,k} n_j$ 给出, n_j 为方向余弦.

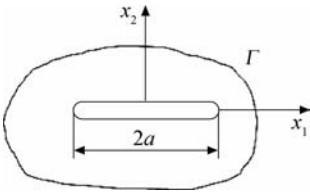


图 1 围绕裂纹的积分路径
Fig. 1 Integral path around crack

2 三维应力强度因子的计算模拟

压气机轮盘工作时处于比较复杂的应力状态,裂纹一般是三维形式,所以在开展对轮盘裂纹扩展的分析研究前,要考核 FRANC3D 的计算精度.选取两种裂纹形式:1/4 圆形角裂纹和半圆形表面裂纹.裂纹半径均为 0.5 mm,试样尺寸为 30 mm×5 mm×40 mm,中心孔直径为 5 mm,见图 2.为模拟轮盘销钉孔处的受力,设置高度方向上下面受拉伸应力 10 MPa,长度方向左右面受拉伸应力 20 MPa.

图 2 中的模型在 FRANC3D 中插入裂纹并

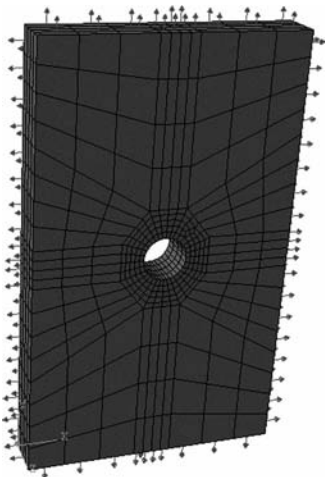


图 2 不含裂纹的带孔平板模型
Fig. 2 Perforated plate model without crack

重分网格,分别得到含有孔边角裂纹和孔内表面裂纹的网格模型,见图 3,裂纹前缘网格为 1/4 节点奇异单元组成.将 FRANC3D 计算出的裂纹前缘的应力强度因子(K)与手册解^[16]进行对比,如图 4 所示.图 4 中横坐标表示的是从裂纹前缘 A 到 B 的归一化值. FRANC3D 解与手册解的误差在 1.0% 以内.可见,FRANC3D 求解三维应力强度因子的精度很高,能够满足工程应用的精度要求.

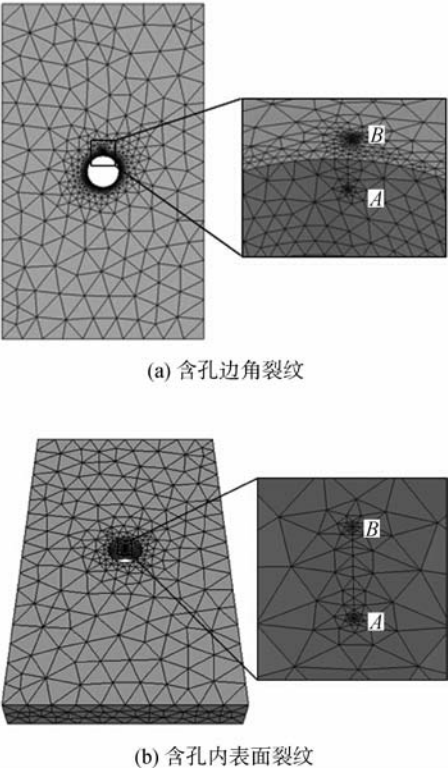


图 3 含不同裂纹形式的带孔平板网格模型
Fig. 3 Perforated plate model with different crack shape

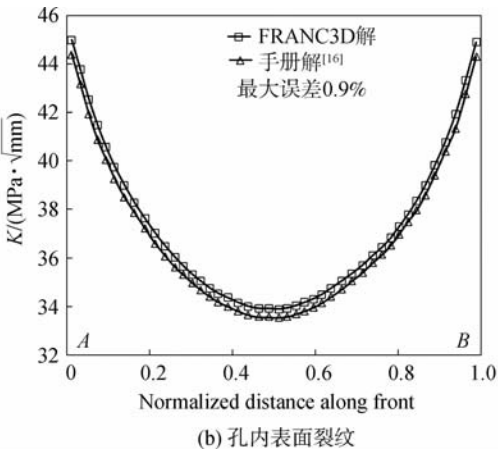
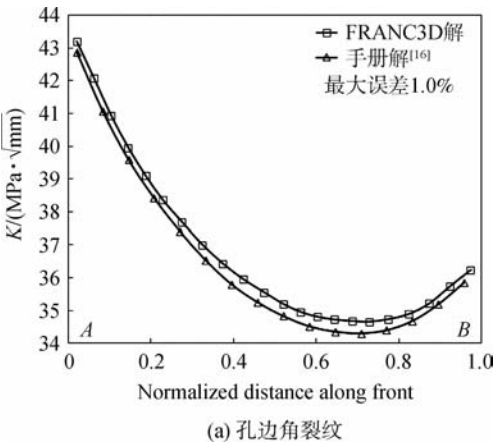


图 4 三维应力强度因子求解
Fig. 4 Three-dimensional stress intensity factor

3 轮盘裂纹扩展寿命分析

3.1 轮盘应力分析

对材料为 1Cr11Ni2W2MoV 的含销钉孔的压气机盘建立有限元模型.由于轮盘上有 4 个均分的轴向销钉孔,所以切取 1/4 含一个销钉孔的扇区,采用循环对称算法来计算.有限元模型共有 16 466 个单元和 20 523 个节点,选用六面体 8 节点单元.将有限元模型切分为“global”model 和“local”model 以便使用子模型技术,如图 5 所示.轮盘工作转速为 10 860 r/min,轮缘处均布 56.6 MPa 的等效叶片离心力.温度场为轮心处 300℃,轮缘处 450℃.

图 6 为轮盘周向应力有限元计算结果,由图所示,销钉孔处周向应力最大,值为 1 156 MPa,所以销钉孔处是最危险位置.

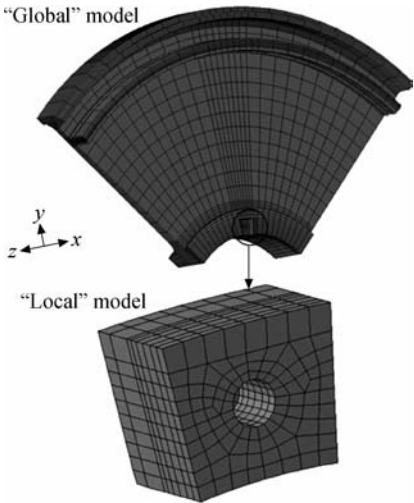


图 5 轮盘子模型的划分
Fig. 5 Sub-model of disk

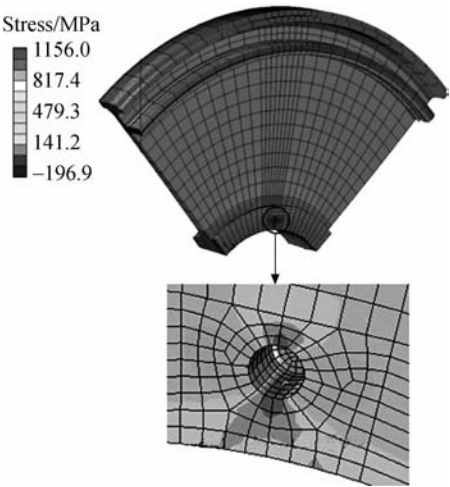


图 6 轮盘周向应力
Fig. 6 Hoop stress of disk

3.2 子模型技术

FRANC3D 支持子模型技术, 裂纹扩展时仅限于子模型内进行网格重划, 所有 FRANC3D 支持的有限元软件均支持定义子模型. 实际分析时, 裂纹尺寸相对于结构来说往往很小, FRANC3D 将网格重划区域限定在子模型内, 可以大大减少数据的传送和处理量, 从而提高裂纹扩展分析效率. 重划的子模型会被重新“放入”全局模型, 然后对整个模型进行分析. 图 7 给出了轮盘裂纹扩展分析的子模型技术.

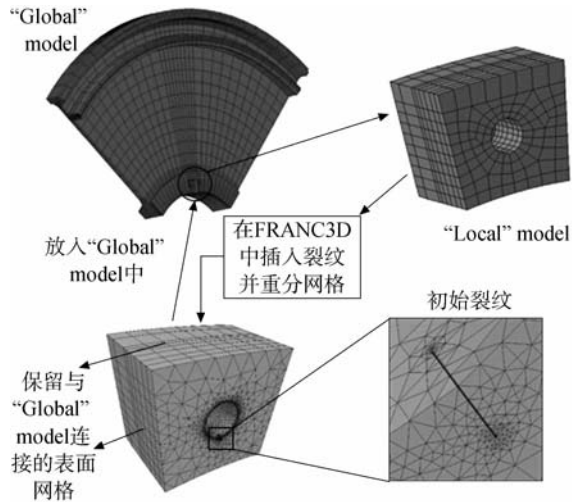


图 7 轮盘裂纹扩展分析的子模型技术示意图
Fig. 7 Sub-model technique of disk

3.3 初始裂纹网格的划分

由文献[1]可知, 对于孔边角裂纹和孔内表面裂纹来说, 初始裂纹分别假设为 0.38 mm(长) × 0.38 mm(深)的 1/4 圆形裂纹和 0.78 mm(长) ×

0.38 mm(深)半椭圆形裂纹. 假设裂纹出现在轮盘的危险位置, 即: 销钉孔边角裂纹和销钉孔内表面裂纹位于销钉孔 6 点钟方向; 多缘裂纹即两个孔边角裂纹, 分别位于销钉孔边 6 点钟方向和 12 点钟方向. 并且假设初始裂纹面法向与轮盘周向应力方向一致. 使用 FRANC3D 在轮盘子模型中插入初始裂纹并重划分网格, 如图 8, 图中子模型左、右、后及上表面 4 个面上保留原有网格.

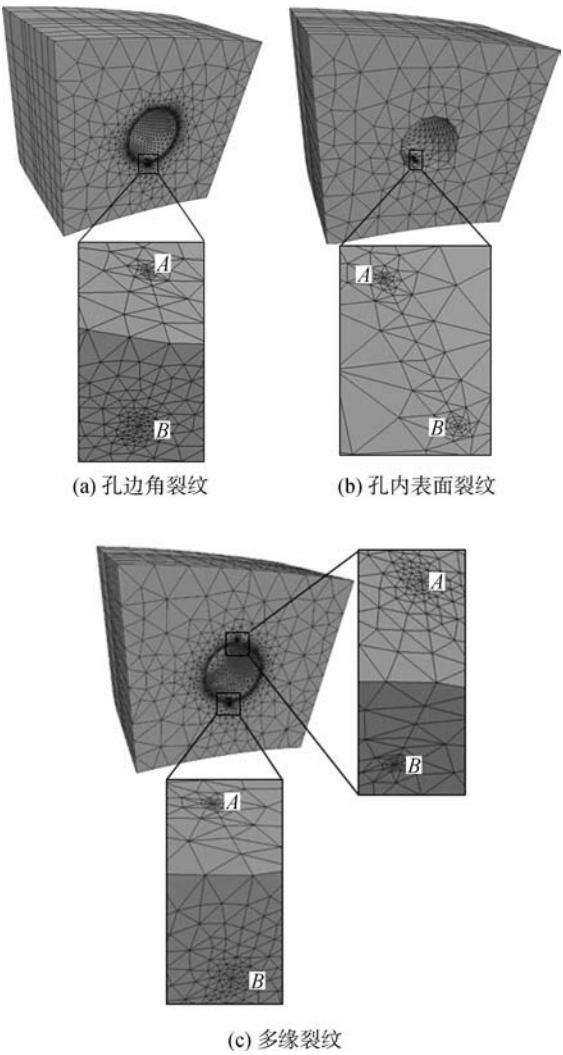


图 8 含不同裂纹形式的轮盘子模型的网格模型
Fig. 8 Disk sub-model with different crack shapes

3.4 裂纹动态扩展

使用 FRANC3D 进行裂纹动态扩展时, 裂纹扩展规律选用 Paris 公式, 此材料的公式常数难以在文献中查到, 拟采用文献[17]中的数据: 在 422 °C 下, 应力比 $R=0.05$, $C=2.95 \times 10^{-14}$, $n=3.04$; 裂纹扩展准则采用最大周向应力准则; 由于 K_{II} 和 K_{III} 比 K_I 小很多, 所以采用的等效应力强度因子公式是 $K_{eq}=K_I$; 设置断裂韧度作为计算

结束条件,销钉孔处温度约为 300 ℃,该温度下 $K_{Ic}=2880.5\text{ MPa}\cdot\sqrt{\text{mm}}$ ^[18]. 在 FRANC3D 中,裂纹扩展步长大约为初始裂纹尺寸的 1/10,计算精度和计算效率最佳,并且为了方便对比,所以上述 3 种裂纹模型均设置裂纹扩展的固定步长为 0.076 mm,这里所说的步长是位于裂纹前缘应力强度因子中值上的节点的扩展距离. 其他裂纹前缘节点的扩展距离根据每个节点上的应力强度因子值,通过 Paris 公式确定. 裂纹前缘所有节点的扭转角度由裂纹扩展准则确定. 由于裂纹前缘每个节点的扭转角度和扩展距离不同,为了降低数值噪声并且将新的裂纹前缘外伸到结构表面,最后对新的裂纹扩展前缘曲线进行多项式拟合. 这个裂纹动态扩展过程不断重复,直至应力强度因子值达到断裂韧性结束.

3 种裂纹模型各自达到计算结束条件时所需要的步数不同,角裂纹为 52 步,表面裂纹为 37 步,多缘裂纹为 45 步. 每一扩展步有一条裂纹前缘. 图 9 为销钉孔边角裂纹的所有裂纹前缘的应力强度因子分布,横坐标为裂纹前缘的归一化值. 图 10 为销钉孔边角裂纹所有裂纹前缘的形状及选取的裂纹扩展路径. 裂纹扩展路径一般不选择靠近图 9 中横坐标轴 0 和 1 的位置,即自由表面处,因为:①局部不再保持平面应变条件;②裂纹前缘单元可能严重扭曲,且网格对称性可能丢失,导致应力强度因子不准确. FRANC3D 提供的两种常用裂纹扩展路径:①将每条裂纹前缘的中点依次连接形成 I 型路径;②由初始裂纹前缘中点开始依次连接与下一条裂纹前缘最近的点形成 II 型路径. 图 11 为销钉孔边角裂纹在不同裂纹扩展路径下路径长度 L_p 与应力强度因子的关系曲线.

图 12 为销钉孔内表面裂纹的所有裂纹前缘的应力强度因子分布. 由于销钉孔内表面裂纹朝孔外轴向扩展为半穿透裂纹,导致 I 型路径为一折线,而不是一光滑曲线,路径不光滑会有数值噪

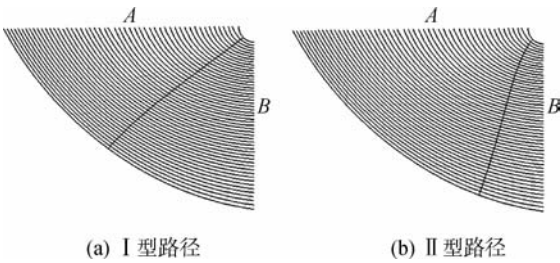


图 10 销钉孔边角裂纹前缘形状及不同裂纹扩展路径
Fig. 10 Shape of corner crack front and different crack propagation paths

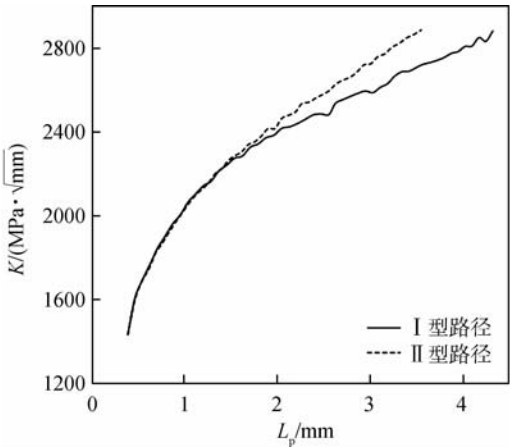


图 11 销钉孔边角裂纹在不同裂纹扩展路径下路径长度与应力强度因子的关系曲线
Fig. 11 Relationship between path length and stress intensity factor for different crack propagation paths of corner crack

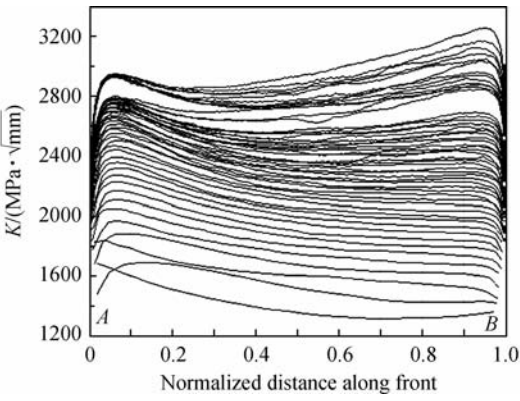


图 9 销钉孔边角裂纹前缘应力强度因子分布
Fig. 9 Stress intensity factor of corner crack front

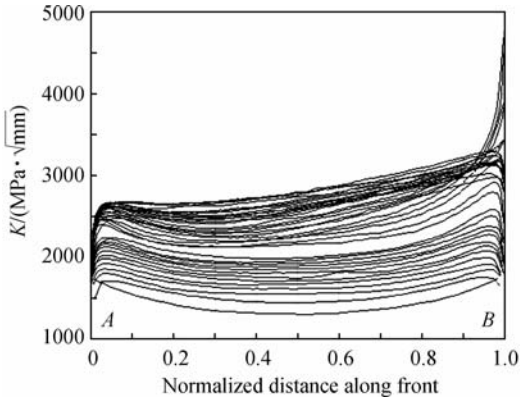


图 12 销钉孔内表面裂纹前缘应力强度因子分布
Fig. 12 Stress intensity factor of surface crack front

声,且导致计算应力强度因子的假设和数值技术失效,所以采用光滑的Ⅱ型裂纹扩展路径.图 13 为销钉孔内表面裂纹所有裂纹前缘的形状及Ⅱ型裂纹扩展路径.图 14 为销钉孔内表面裂纹在Ⅱ型裂纹扩展路径下路径长度与应力强度因子的关系曲线.

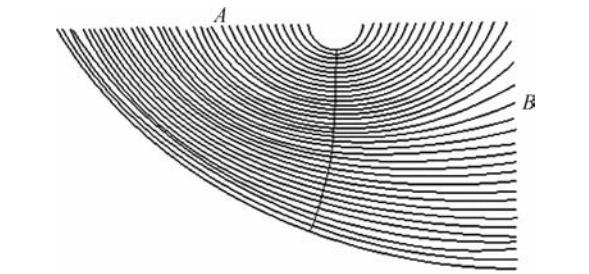


图 13 销钉孔内表面裂纹前缘形状及Ⅱ型裂纹扩展路径
Fig. 13 Shape of surface crack front and II type crack propagation path

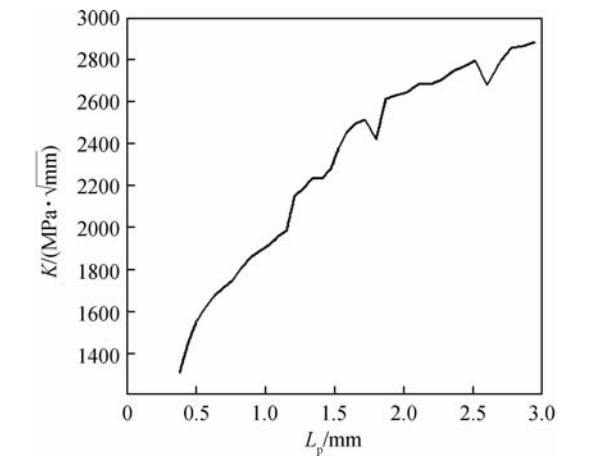


图 14 销钉孔内表面裂纹在Ⅱ型裂纹扩展路径下
路径长度与应力强度因子的关系曲线
Fig. 14 Relationship between path length and stress
intensity factor for II type crack propagation
path of surface crack

图 15 为销钉孔边多缘裂纹的所有裂纹前缘的应力强度因子分布.图 16 为销钉孔边多缘裂纹的所有裂纹前缘形状及不同方位裂纹的Ⅰ型裂纹扩展路径.图 17 为销钉孔边多缘裂纹的不同方位裂纹在Ⅰ型裂纹扩展路径下路径长度与应力强度因子的关系曲线.

3.5 裂纹扩展寿命的计算

FRANC3D 可以提取路径长度与应力强度因子的关系曲线,用于寿命计算.对于多缘裂纹,6 点钟方向的裂纹前缘应力强度因子值首先达到断裂韧度,较 12 点钟方向裂纹危险,所以计算寿命

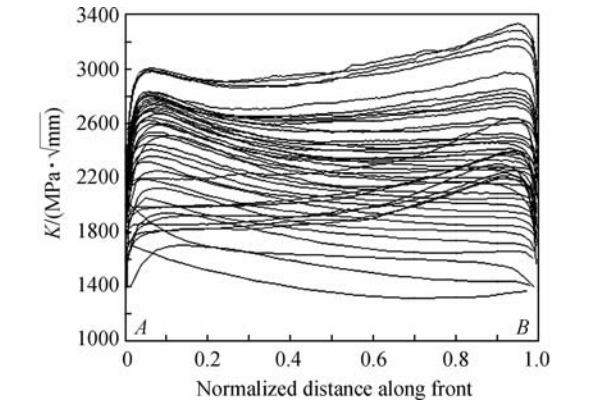


图 15 销钉孔边多缘裂纹前缘应力强度因子分布
Fig. 15 Stress intensity factor of multi-edge crack front

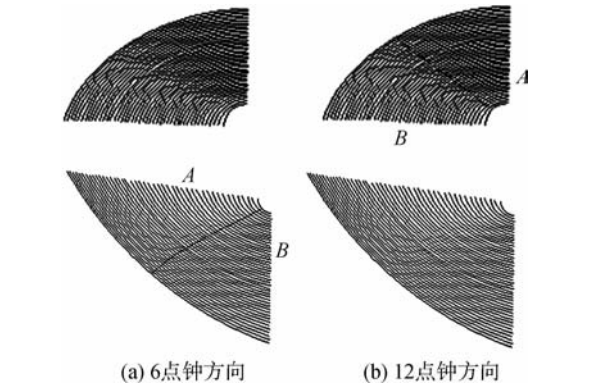


图 16 销钉孔边多缘裂纹前缘形状及不同方位裂纹的
Ⅰ型裂纹扩展路径
Fig. 16 Shape of multi-edge crack front and I type
crack propagation path of different
location cracks

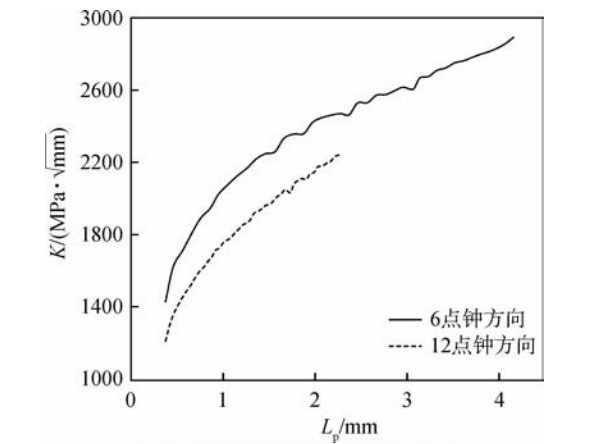


图 17 销钉孔边多缘裂纹的不同方位裂纹在Ⅰ型裂纹
扩展路径下路径长度与应力强度因子的关系曲线
Fig. 17 Relationship between path length and stress
intensity factor for I type crack propagation
path of multi-edge crack

时提取 6 点钟方向裂纹的数据。

FRANC3D 可以分别给出含销钉孔边不同初始裂纹形式的轮盘裂纹扩展寿命 N 曲线,如图 18 所示;等效应力强度因子幅值 ΔK_{eq} 与裂纹长度 a 的关系曲线,如图 19 所示;以及最大等效应力强度因子 $K_{eq,max}$ 与裂纹长度 a 的关系曲线,如图 20

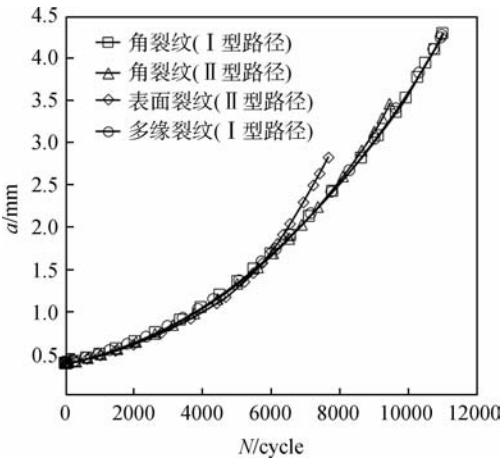


图 18 $a \sim N$ 曲线
Fig. 18 $a \sim N$ curves of disk

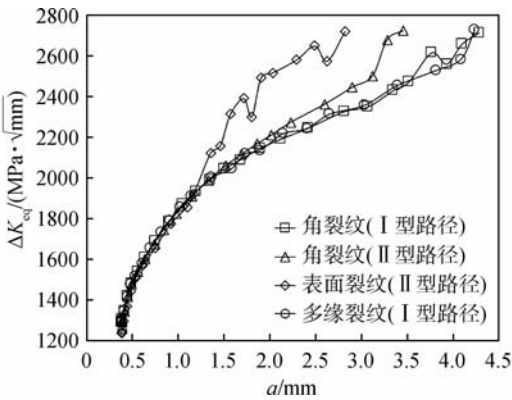


图 19 $a \sim \Delta K_{eq}$ 曲线
Fig. 19 $a \sim \Delta K_{eq}$ curves of disk

所示。由图 18 可以看出:含销钉孔内初始表面裂纹的轮盘裂纹扩展寿命最小;含单一角裂纹和多缘裂纹的轮盘,在同一裂纹扩展路径下,其裂纹扩展寿命相差不大;对于单一角裂纹,Ⅱ型路径下的裂纹扩展寿命较Ⅰ型路径下的保守。

不同裂纹或同一裂纹在不同路径下的轮盘裂纹扩展寿命见表 1。对于销钉孔边角裂纹,Ⅰ型路径下裂纹扩展寿命为 11 008 次循环,临界裂纹尺寸为 4.286 mm,Ⅱ型路径下裂纹扩展寿命为 9 451 次循环,临界裂纹尺寸为 3.457 mm;对于销钉孔内表面裂纹,Ⅱ型路径下裂纹扩展寿命为 7 685

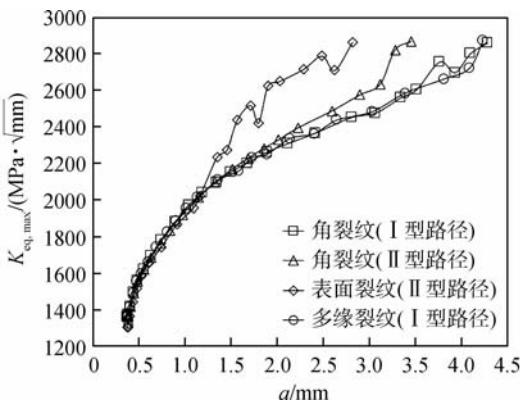


图 20 $a \sim K_{eq,max}$ 曲线
Fig. 20 $a \sim K_{eq,max}$ curves of disk

次循环,临界裂纹尺寸为 2.821 mm;对于销钉孔边多缘裂纹,Ⅰ型路径下裂纹扩展寿命为 10 955 次循环,临界裂纹尺寸为 4.238 mm。表中裂纹扩展寿命 N_{p1} 表示由初始裂纹尺寸(半径为 0.38 mm)扩展到工程允许的裂纹尺寸;裂纹扩展寿命 N_{p2} 表示由工程允许的裂纹尺寸扩展到临界裂纹尺寸;总裂纹扩展寿命为此两者之和。工程允许的裂纹尺寸取为 1 mm,该数据取自某发动机高压压气机盘的研究报告,此值要综合考虑轮盘材料特性、造型、外场飞行数据及实际载荷条件等多种因素,最终通过试验确定。

表 1 不同裂纹形式的轮盘裂纹扩展寿命
Table 1 Propagation life of compressor disk with different crack shapes

裂纹形式	裂纹路径	初始裂纹尺寸/mm	临界裂纹尺寸/mm	裂纹扩展寿命 N_{p1} /cycle	裂纹扩展寿命 N_{p2} /cycle
角裂纹	Ⅰ型	0.38	4.286	3965	7043
	Ⅱ型	0.38	3.457	3755	5696
表面裂纹	Ⅱ型	0.38	2.821	4004	3681
多缘裂纹	Ⅰ型	0.38	4.238	3810	7145

4 结 论

本文采用三维裂纹扩展分析软件 FRANC3D,与有限元软件 ABAQUS 相结合,首先利用带孔平板试样裂纹扩展数值模拟及三维应力强度因子的计算验算了方法的可行性和准确性,在此基础上,开展了含销钉孔边裂纹的压气机轮盘裂纹扩展寿命计算和分析,得到研究结果如下:

1) 与直接利用有限元软件进行裂纹扩展计算的方法相比,本文方法仅在子模型内进行网格自动重新划分,大大降低了建模的工作量,提高了计算效率。

2) 考察了轮盘销钉孔的不同方位、不同形状和不同数量的初始裂纹对轮盘寿命的影响。几种形式的裂纹对轮盘裂纹扩展寿命危害都比较大。相对来说,销钉孔内表面裂纹对轮盘裂纹扩展寿命危害最大;含多源裂纹与单一角裂纹的轮盘,其裂纹扩展寿命相差不大;对于单一角裂纹,Ⅱ型路径下的裂纹扩展寿命较为保守。

本文进行了含销钉孔边裂纹的压气机轮盘裂纹扩展的数值模拟,其裂纹扩展寿命计算结果的准确性需要通过试验验证;距离较近的多缘裂纹对裂纹扩展的影响以及含其他位置初始裂纹的轮盘裂纹扩展寿命的评估,应作为后续研究工作的重点。

参考文献:

- [1] 吕文林. 航空涡喷、涡扇发动机结构设计准则: 第2册 轮盘[R]. 北京: 中国航空工业总公司发动机系统工程局, 1997.
- [2] 魏大盛, 王延荣. 粉末冶金涡轮盘裂纹扩展寿命分析[J]. 推进技术, 2008, 29(6): 753-758.
WEI Dasheng, WANG Yanrong. Living methodology of crack propagation in powder metallurgy turbine disk[J]. Journal of Propulsion Technology, 2008, 29(6): 753-758. (in Chinese)
- [3] 陈勇. 含夹杂粉末高温合金涡轮盘裂纹扩展寿命研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2003.
CHEN Yong. Study on crack growth life of powder metallurgy super alloy turbine disk[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2003. (in Chinese)
- [4] 秦银雷, 魏大盛, 王延荣. 航空发动机涡轮盘裂纹扩展分析[J]. 航空发动机, 2010, 36(2): 35-38.
QIN Yinlei, WEI Dasheng, WANG Yanrong. Analysis of crack propagation for aeroengine turbine disk[J]. Aeroengine, 2010, 36(2): 35-38. (in Chinese)
- [5] Daid N, Hills D A. Simulation of the growth of near-surface defects[J]. Engineering Fracture Mechanics, 1998, 59(4): 415-424.
- [6] Heo S P, Yang W H. Stress intensity factor analysis of elliptical corner cracks in mechanical joints by weight function method[J]. International Journal of Fracture, 2002, 115(4): 377-399.
- [7] 赵勇铭, 宋迎东. 夹杂对粉末高温合金裂纹扩展寿命的影响[J]. 航空动力学报, 2005, 20(5): 772-777.
ZHAO Yongming, SONG Yingdong. Influence of inclusions on crack growth life of powder metallurgy[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(5): 772-777. (in Chinese)
- [8] Arne M. A finite element study of short cracks with different inclusion types under rolling contact fatigue load[J]. International Journal of Fatigue, 1997, 19(1): 13-24.
- [9] 徐慧, 伍晓赞, 程仕平, 等. 复合裂纹的应力强度因子有限元分析[J]. 中南大学学报: 自然科学版, 2007, 38(1): 79-83.
XU Hui, WU Xiaozan, CHENG Shiping, et al. Finite element analysis of stress intensity factor in composite mode crack[J]. Journal of Central South University: Science and Technology, 2007, 38(1): 79-83. (in Chinese)
- [10] Oliva V, Cséplő L, Materna A, et al. FEM simulation of fatigue crack growth[J]. Materials Science and Engineering: A, 1997, 234(97): 517-520.
- [11] Fracture Analysis Consultants Incorporation. FRANC3D reference manual[R]. New York: Version 6.0 Fracture Analysis Consultants Incorporation, 2011.
- [12] Hershkovitz I, Wawrzynek P A, Ingraffea A R, et al. Methods for calculating stress intensity factors in anisotropic materials: Part I $z=0$ is a symmetric plane[J]. Engineering Fracture Mechanics, 2005, 72(2): 2328-2358.
- [13] Ingraffea A R, Wawrzynek P A, Cater B, et al. Methods for computing stress intensity factors in anisotropic geometries: Part II arbitrary geometry[J]. Engineering Fracture Mechanics, 2007, 74(8): 1293-1307.
- [14] Wawrzynek P A, Carter B J. The M -integral for computing stress intensity factors in generally anisotropic materials[R]. NASA/CR-214006, 2005.
- [15] Chen Y Z. A technique for evaluating the stress intensity factors by means of the m integral[J]. Engineering Fracture Mechanics, 1986, 23(4): 777-780.
- [16] 中国航空研究院. 应力强度因子手册[M]. 增订版. 北京: 科学出版社, 1981.
- [17] 贾坤荣, 岳珠峰, 余龙. 422℃下 1Cr11Ni2W2MoV 焊接接头疲劳蠕变损伤研究[J]. 机械强度, 2010, 32(4): 670-674.
JIA Kunrong, YUE Zhufeng, YU Long. Study on damage of fatigue and creep on 1Cr11Ni2W2MoV steel welding joint at 422℃[J]. Journal of Mechanical Strength, 2010, 32(4): 670-674. (in Chinese)
- [18] 《中国航空材料手册》编辑委员会. 中国航空材料手册: 第1卷 结构钢、不锈钢[M]. 北京: 中国标准出版社, 2001.

(编辑: 叶 青)