

某动力涡轮盘裂纹扩展寿命研究

邹煜申¹, 宣海军¹, 范梦龙¹, 郭小军², 单晓明², 洪伟荣¹

(1. 浙江大学, 高速旋转机械实验室, 杭州 310027; 2. 中国航发湖南动力机械研究所, 湖南株洲 412002)

摘要: 为研究某动力涡轮盘 GH4169 合金的疲劳裂纹扩展特性, 基于 Paris 公式建立裂纹扩展模型, 完成 3 维裂纹扩展过程的有限元仿真分析, 确定试验方案; 采用电火花加工工艺在轮盘不同考核部位预制模拟裂纹, 以缩短裂纹萌生时间; 在高速旋转试验台上进行高温低循环疲劳裂纹扩展试验, 试验过程中, 在 20500 r/min 上限转速下进行 9000 次循环未发现裂纹, 提速 10% 后进行 3000 次循环发现裂纹; 又进行 1700 次循环, 轮盘破裂。试验结束后, 利用扫描电镜对疲劳断口进行观察, 获得断口宏观、微观特征。将仿真结果与试验结果进行对比, 表明仿真分析计算得到的裂纹扩展速率与试验结果有较好的符合性。

关键词: 动力涡轮盘; 裂纹扩展速率; 仿真分析; 低循环疲劳试验; 涡轴发动机

中图分类号: V231.95

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2018.06.012

Study on Crack Growth Life of a Power Turbine Disk

ZOU Yu-shen¹, XUAN Hai-jun¹, FAN Meng-long¹, GUO Xiao-jun², SHAN Xiao-ming², HONG Wei-rong¹

(1. Zhejiang University High-speed Rotating Machinery Laboratory, Hangzhou 310027, China;

2. AECC Hunan Powerplant Research Institute, Zhuzhou Hunan 412002, China)

Abstract: In order to study the fatigue crack growth characteristics of a power turbine disk GH4169 alloy, a crack growth model based on Paris formula was established, and the finite element analysis of the 3D crack growth process was completed. The test scheme was determined. In order to shorten the crack initiation time, simulation cracks were prefabricated at different parts of the wheel by EDM technology. High temperature and low cycle fatigue crack growth tests were carried out on a high speed rotating test rig. During the test, no cracks were found in 9000 cycles at the upper limit speed of 20500 r/min, and cracks were found in 3000 cycles after 10% increase in speed. Disk ruptured after another 1700 cycles. After the test, the fatigue fracture was observed by SEM, and the macroscopic and microscopic characteristics of the fracture were obtained. By comparing the simulation results with the test results, it is shown that the crack growth rate obtained by the simulation analysis is in good agreement with the test results.

Key words: power turbine disk; crack growth rate; simulation analysis; low cycle fatigue (LCF) test; turboshaft engine

0 引言

航空发动机涡轮盘工作时承受着高温、高离心载荷等作用, 其低循环疲劳特征较明显, 而低循环疲劳是发动机盘类零件寿命损耗的主要原因之一。同时, 低循环疲劳失效是轮盘使用中最严重和耗资最大的问题之一^[1-2]。配装于美国 B-52 轰炸机的 TF33 发动机因低循环疲劳失效先后导致 8 个轮盘破裂; 国内 WP6 和 WP7 发动机也多次发生过严重的轮盘低循环疲劳断裂失效事故^[3-7]。

因此, 对于关键件的寿命管控就显得尤为重要。若疲劳寿命设计采用安全寿命设计法, 危险部件出现裂纹即视为失效, 要被淘汰。断裂力学的发展表明, 带有裂纹的结构件在一定时间段是可以继续使用的。损伤容限的概念则应运而生。在美国发动机结构完整性大纲中, 损伤容限定义为: 结构在存在疲劳、腐蚀或意外损伤直至这个损伤通过检查被测定出来或进行结构修理之前, 仍然具有足够的剩余强度^[8]。国内外很多学者对此做过相关研究工作。2002 年, RA Claudio 等^[9-10]提出 1 套复杂结构的 3 维裂纹断裂力学参数计算方

收稿日期: 2018-01-23 基金项目: 民机专项研究项目 (MJ-2014-D-19) 资助

作者简介: 邹煜申 (1992), 男, 在读硕士研究生, 研究方向为航空发动机转子部件裂纹扩展; E-mail: chongyangcy_99@163.com。

引用格式: 邹煜申, 宣海军, 范梦龙, 等. 某动力涡轮盘裂纹扩展寿命研究 [J]. 航空发动机, 2018, 44(6): 64-68. ZOU Yushen, XUAN Haijun, FAN Menglong, et al. Study on crack growth life of a power turbine disk [J]. Aeroengine, 2018, 44(6): 64-68.

法,估算燃气涡轮盘寿命,与 CT 试样结果具有较高一致性;2003 年,W.Beres 等^[11]运用损伤容限设计方法预测了 Nene-X 发动机涡轮盘检测周期;2008 年,W.Beres 等^[12]在轮盘以及隔垫上预制宽度 1.3 mm 的缺口进行了整盘裂纹扩展试验,J.Hou 等^[13]比较了不同软件计算整盘裂纹扩展寿命的准确性。1988 年,聂景旭等^[14]较早将损伤容限理论应用于发动机涡轮盘槽底疲劳失效分析;1995 年,王革等^[15]利用材料的裂纹扩展速率数据和高温断裂韧度完成裂纹扩展寿命计算,确定了临界裂纹长度。

本文以某动力涡轮盘的 GH4169 合金为研究对象,采用 3 维裂纹扩展有限元仿真方法计算裂纹扩展过程,在立式高速旋转试验台上进行高温、预制裂纹轮盘的低循环裂纹扩展寿命试验,通过得到断口的宏观与微观形貌,研究整盘裂纹扩展疲劳寿命仿真计算及试验验证方法。

1 仿真计算

1.1 有限元应力分析

轮盘材料为 GH4169 合金,叶片采用枞树形榫头连接,有偏心孔和安装孔各 12 个、榫头 60 个。低循环试验上限转速定为 20500 r/min,下限转速根据试验器能力设置为 1500 r/min,设置均温温度场,温度根据工作温度而定。由于轮盘具有循环对称结构,取 1/12 模型计算,采用 6 面体 1 阶网格单元(solid185 单元)划分模型,如图 1 所示。为了便于计算,将叶片的离心力等效为面压力施加在榫头表面。

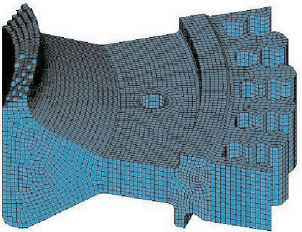


图 1 某涡轮盘网格模型

计算得到的涡轮盘等效应力和周向应力如图 2、3 所示。从图中可见,最大等效应力为 1021 MPa,最大周向应力为 1039 MPa,位置相同,偏心孔处为应力最大部位,中心孔处的其次,榫头根部的最小,结果见表 1。

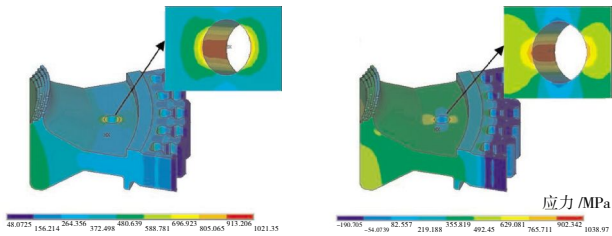


图 2 等效应力

图 3 周向应力

表 1 应力计算结果			MPa
考核位置	偏心孔	中心孔	榫头根部
等效应力	1021	588	549
周向应力	1039	579	516
径向应力	382		447
第 1 主应力	1039	579	576

1.2 裂纹扩展计算

根据以上计算结果,确定裂纹扩展计算的考核部位,如图 4 所示。考虑到涡轮盘结构、应力状态和易出现裂纹的类型,在考核部位插入半径为 0.38 mm 的 1/4 圆形初始角裂纹,插入角裂纹划分网格后各子模型如图 5 所示。

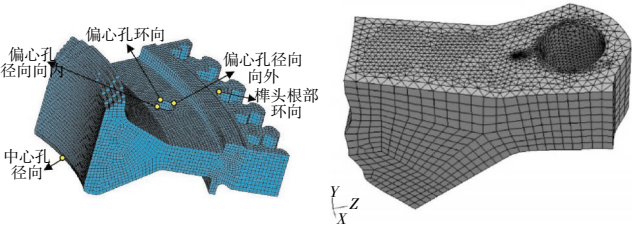


图 4 裂纹扩展计算考核位置

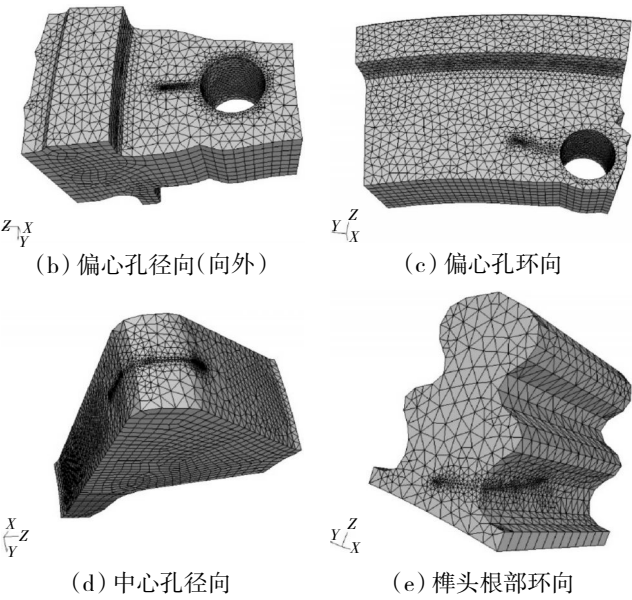


图 5 插入裂纹划分网格后的子模型

计算子模型的断裂力学参量,利用 M 积分计算得到应力强度因子 K_I 、 K_{II} 、 K_{III} 及 J 积分值,随后进行裂纹扩展分析。计算中作如下设置:裂纹扩展方式选择横幅疲劳扩展;取应力比 $R=0$;裂纹扩展的扭转角度计算准则选用最大张应力准则;裂纹扩展速率模型选用 Paris 公式

$$\frac{da}{dN}=C(\Delta K)^n$$

(1)

式中: dN 为交变应力的循环次数增量; da 为相应的裂纹长度增量; da/dN 为裂纹扩展速率; ΔK 为应力强度因子幅值; C 和 n 的数值根据同批材料 CT 试样实测值确定,取 $C=1.4E-15,n=3.75$ 。

计算得到涡轮盘上 4 个考核位置 $a-N$ (裂纹长度-循环次数)的曲线,如图 6 所示。从图中可见,当各考核点处裂纹扩展至 15 mm 附近时,偏心孔径向向内约需要 13200 次,偏心孔径向向外约需要 16200 次,中心孔径向约需要 33100 次,由于偏心孔环向与榫头根部环向扩展速度非常缓慢,此处不做讨论。偏心孔径向(向内或向外)裂纹扩展速率远高于其它部位的。由此,选择偏心孔为试验主考核部位,中心孔为次考核部位。

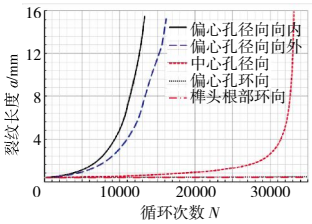


图 6 裂纹长度-循环次数曲线($a-N$ 曲线)

2 裂纹扩展寿命试验

试验前,在动力涡轮盘考核部位采用电火花预制边长为 0.3 mm 的方形角裂纹,缺口截面形状如图 7 所示。试验在 520 ℃ 的高温环境下进行,采用热电偶测控炉内温度,以高精度红外测温仪监测高速旋转试件表面温度。试验共分 3 个阶段,见表 2。第 1 阶段完成 9000 次循环后未发现裂纹;第 2 阶段将上限转速提升 10% 至 22550 r/min, 3000 次循环后检查发现裂纹扩展;第 3 阶段继续进行 1700 次循环后轮盘破裂。

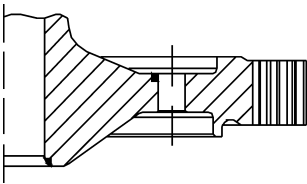


图 7 缺口截面

表 2 裂纹扩展寿命试验情况

试验阶段	上限转速/(r/min)	试验次数	试验结果
1	20500	9000	无裂纹
2	22550	3000	有裂纹
3	22550	1700	破裂

3 疲劳断口分析

观察轮盘碎片可以判定偏心孔处径向向内裂纹快速扩展导致轮盘破裂,各预制裂纹处均可见扩展的疲劳裂纹,选取导致轮盘破裂的偏心孔疲劳断口进行分析。

3.1 疲劳断口观察

偏心孔处疲劳断口如图 8 所示。从图中可见明显的疲劳弧线。根据疲劳弧线的法线方向可以推定裂纹从预制处萌生后向外的扩展路径。通过仿真得到的裂纹前沿扩展历程如图 9 所示。经对比可见仿真计算结果较好的拟合了裂纹的前沿扩展形状。

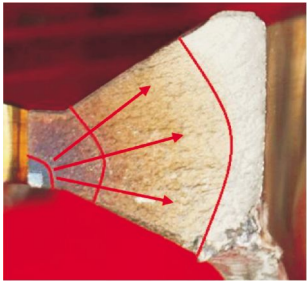


图 8 偏心孔处断口疲劳弧线形貌

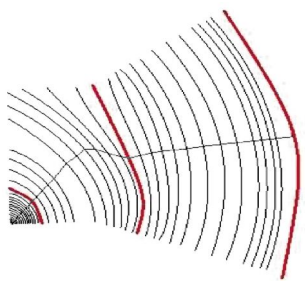


图 9 仿真计算裂纹前沿形状

在扫描电镜下观察疲劳断口的裂纹萌生区、稳定扩展区、快速扩展区和瞬断区,断口全貌如图 10 所示,疲劳断口微观形貌如图 11 所示。

通过对疲劳断口观察可知,裂纹在预制缺口处

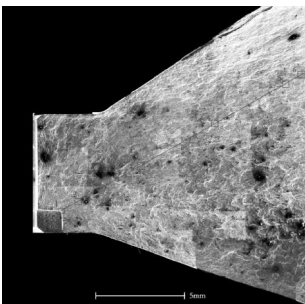


图 10 扫描电镜下的断口全貌

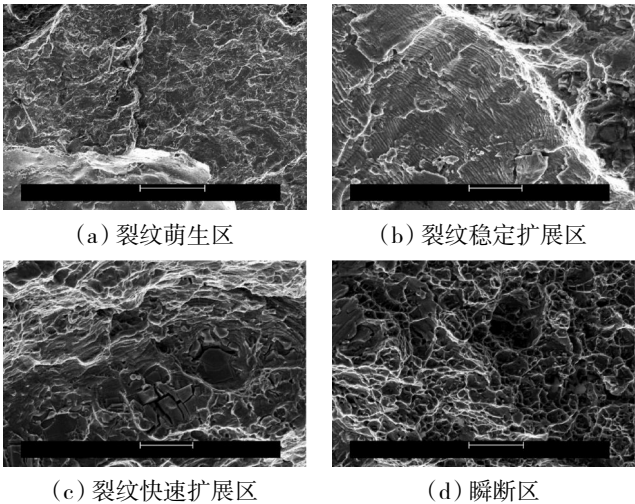


图 11 疲劳断口微观形貌

开始萌生,在该处出现较多二次裂纹,表明该处承受较大的疲劳载荷。在裂纹稳定扩展区可以观察到明显的疲劳条带,其间距随着裂纹长度扩展而逐渐增大。当裂纹长度超过一定尺寸时,可以观察到有韧窝的形状,表明该处裂纹已进入失稳扩展区,轮盘发生破裂。

3.2 疲劳断口分析

图 11 中的 1 个疲劳条带对应 1 次应力或应变循环,为此选取图 10 中的路径,对断口疲劳条带间距进行定量分析,获得 a - da/dN 数据。将第 1、2 试验阶段视为裂纹萌生阶段,将第 2 试验阶段的裂纹长度视为相应位置处的初始裂纹长度,按照第 3 阶段的载荷条件,即上限转速为 22550 r/min 下计算得到裂纹扩展 a - N 数据,利用七点递增多项式法计算裂纹扩展速率^[16],获得 a - da/dN 结果,比较试验与计算结果,如图 12 所示。从图中可见,初始阶段仿真计算结果与试验测得的裂纹扩展速率接近,之后二者之间的偏差逐渐增大。

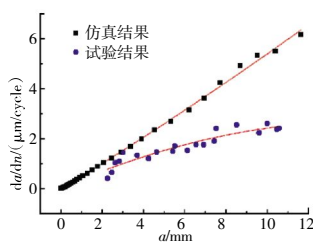


图 12 裂纹扩展速率对比

4 结论

(1) 本文采用在大应力区域预制模拟裂纹的方法,结合 3 维裂纹扩展仿真计算,利用立式旋转试验台开展裂纹扩展速率研究,建立了 1 种有效的试验验证方法。

(2) 在 100% 转速即 20500 r/min 下试验进行 9000 次循环后并未发现裂纹,转速提升 10% 至 22550 r/min 时,3000 次循环即发现肉眼可见裂纹,说明短时间的超载有很大可能诱发裂纹萌生。

(3) 比较仿真计算与试验验证结果可知,计算得到的某动力涡轮盘裂纹前沿扩展形状、扩展速率与试验结果有较好的一致性。仿真计算得到的扩展速率偏快,计算相对保守。这可能与材料的分散性有关,因此建立完整可靠的材料数据库对于仿真计算的发展十分重要。

本文研究的裂纹类型均为角裂纹,并未涉及工程实践中常见的表面裂纹,因此后续研究工作会涉及更多类型的裂纹,并增加试验子样数以提高试验数据可靠性。

参考文献:

- [1] 王卫国. 轮盘低循环疲劳寿命预测模型和试验评估方法研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2006.
WANG Weiguo. Research on prediction model for disc LCF life and experiment assessment methodology[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2006. (in Chinese)
- [2] 刘宁波. 基于损伤力学的轮盘结构疲劳蠕变损伤分析及寿命预测

[D]. 成都: 电子科技大学, 2013.

- LIU Ningbo. Life prediction and analysis on damage under fatigue-creep condition for disk based on damage mechanics[D]. Chengdu: University of Electronic Science and Technology of China, 2013. (in Chinese)
- [3] 陶春虎, 钟培道, 王仁智, 等. 航空发动机转动部件的失效与预防[M]. 北京: 国防工业出版社, 2000: 13-25.
TAO Chunhu, ZHONG Peidao, WANG Renzhi, et al. Failure and prevention of aero-engine rotating component[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2000: 13-25. (in Chinese)
- [4] 《航空涡喷、涡扇发动机结构设计准则(研究报告)》审定委员会. 航空涡喷、涡扇发动机结构设计准则(研究报告): 第二册[M]. 北京: 中国航空工业总公司发动机系统工程局, 1997: 28-36.
Turbojet and turbofan aeroengine structure design criteria (research report) examination approval committee. Turbojet and turbofan aero-engine structure design criteria (research report) phase2 [M]. China Aviation Industry Corporation Engine System Engineering Office, 1997: 28-36. (in Chinese)
- [5] Shlyannikov V N, Ilchenko B V, Stepanov N V. Fracture analysis of turbine disks and computational experimental background of the operational decisions[J]. Engineer Failure Analysis, 2001, 8(5): 461-475.
- [6] 宋兆泓. 航空燃气涡轮发动机强度设计[M]. 北京: 北京航空学院出版社, 1988: 33-39.
SONG Zhaohong. Aviation gas turbine engine strength design[M]. Beijing: Beijing Aviation College Press, 1998: 33-39. (in Chinese)
- [7] 董登科. 耐久性 / 损伤容限技术的现状与发展需求探索[N]. 中国航空报, 2013-10-12(S04).
DONG Dengke. Current situation and development requirement of durability/damage tolerance technology [N]. China Aviation News, 2013-10-12(S04). (in Chinese)
- [8] United States Air Force. MIL-STD-1783B engine structural integrity program[S]. United States: Department of Defense, 2002: 2-3.
- [9] Cláudio R A, Baptista R, Infante V, et al. Life prediction using finite elements in complex geometries [C]//Eighth Portuguese Conference on Fracture, Vila Real: Elsevier, 2002: 203-211.
- [10] Cláudio R A, Branco C M, Gomes E C, et al. Life prediction of a gas turbine disc using the finite element method [C]//Eighth Portuguese Conference on Fracture, Vila Real: Elsevier, 2002: 131-144.
- [11] Beres W, Koul A K. Damage tolerance assessment of aging Nene X turbine discs(ADP014130)[R]. Manchester: NATO, 2001.
- [12] Beres W, Fread D, Harris L, et al. Critical components life update for gas turbine engines: case study of an international collaboration[C]// International Gas Turbine Institute. ASME Turbo Expo 2008: Power for Land, Sea and Air, Volume 5: Structures and Dynamics, Parts A and B. Berlin: ASME, 2008: 203-213.
- [13] Hou J, Dubke J, Barlow K, et al. 3D Crack growth analysis and its correlation with experiments for critical turbine components under an international collaborative program[C]// International Gas Turbine In-

stitute. ASME Turbo Expo 2008: Power for Land, Sea and Air, Volume 5: Structures and Dynamics, Parts A and B. Berlin:ASME, 2008;185-193.

[14] 聂景旭. 涡轮盘的损伤容限分析 [J]. 航空动力学报,1988(4): 341-346.

NIE Jingxu. Damage tolerance analysis of a turbine disk[J]. Journal of Aerospace Power,1988(4):341-346. (in Chinese)

[15] 王革, 洪其麒. 一种服役过的涡轮盘槽底裂纹损伤容限定寿研究 [J]. 机械强度,1995(1):67-70.

WANG Ge,HONG Qiqi. Analysis about determination of the damage tolerance lifetime on crack at the bottom of grooves in a kind of served turbine disk[J]. Journal of Mechanical Strength,1995(1):67-70. (in Chinese)

[16] 贾法勇,霍立星,张玉凤,等. 疲劳裂纹扩展速率两种数据处理方法的比较[J]. 机械强度,2003,25(5):568-571.

JIA Fayong,HUO Lixing,ZHANG Yufeng,et al. Comparison with two data processing methods on fatigue crack growth rate [J]. Journal of Mechanical Strength,2003,25(5):568-571. (in Chineses)

(编辑:刘 亮)