

含缺陷轮盘失效概率分析流程与数值模拟^{*}

王佳良^{1,2}, 魏大盛^{1,2}, 王延荣^{1,2}, 张 凯^{1,2}, 钟 波^{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: 传统的涡轮盘寿命预测方法未考虑材料初始缺陷, 因而无法对带缺陷轮盘进行较准确的寿命预测。本文以加工制造过程中产生的不同缺陷分布特征为基础, 重点针对加工导致的孔表面缺陷以及与材料固有的表面、亚表面及内部缺陷, 开展航空发动机涡轮盘的失效概率分析。考虑了初始缺陷、应力、检测时间、检测水平等多种随机性对涡轮盘失效概率的影响, 建立了含缺陷涡轮盘的失效概率分析流程。为提高计算效率, 对轮盘固有缺陷的分析方法进行改进, 对轮盘重新分区, 并将表层细分为表面、亚表面、内部三部分分别进行计算。通过编写 C++ 程序分析并验证了含缺陷轮盘失效概率分析方法的可行性, 获得的结论具有工程应用参考价值。本文方法在满足一定精度的同时具有较高的计算效率, 并对应力水平、检测时间的分散性和模拟次数等对失效概率的影响进行了讨论。

关键词: 涡轮盘; 损伤容限; 失效概率; 缺陷; 检测时间; 检出概率

中图分类号: V232.3 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2019) 11-2562-09

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 180796

Analysis Procedure and Numerical Simulation of Failure Probability of Turbine Disk Caused by Defects

WANG Jia-liang^{1,2}, WEI Da-sheng^{1,2}, WANG Yan-rong^{1,2}, ZHANG Kai^{1,2}, ZHONG Bo^{1,2}

(1. School of Energy and Power Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China;
2. Collaborative Innovation Center for Advanced Aero-Engine, Beijing 100191, China)

Abstract: The traditional turbine disk life prediction method does not consider the initial defects of the material, so it is impossible to predict the life of disk with defects accurately. Based on the distribution characteristics of defects produced in the different manufacturing processes, the failure probability of a turbine disk caused by defects was analyzed, focusing on the bore surface defects caused by the manufacturing process as well as the inherent material surface, sub-surface and internal defects. With the consideration of randomness of the initial defects, stress, inspection time and detectable levels, the probability of failure analysis process in the aero-engine turbine disk with defects was built. Furthermore, the analysis methods of the turbine disk with inherent defects was ameliorated, and the turbine disk was divided into four zones in which the surface zone was ulteriorly classified as surface, sub-surface and inside three parts. Finally by writing a C++ program the probability of failure analysis method was verified, and the conclusions obtained have engineering reference value. The proposed

^{*} 收稿日期: 2018-12-19; 修订日期: 2019-03-02。

基金项目: 国家自然科学基金 (51475024)。

作者简介: 王佳良, 博士生, 研究领域为航空发动机强度与可靠性。E-mail: naz.wjl.150@buaa.edu.cn

通讯作者: 王延荣, 博士, 教授, 研究领域为航空发动机强度、振动与可靠性等。E-mail: yrwang@buaa.edu.cn

引用格式: 王佳良, 魏大盛, 王延荣, 等. 含缺陷轮盘失效概率分析流程与数值模拟[J]. 推进技术, 2019, 40(11): 2562-2570. (WANG Jia-liang, WEI Da-sheng, WANG Yan-rong, et al. Analysis Procedure and Numerical Simulation of Failure Probability of Turbine Disk Caused by Defects [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2019, 40(11): 2562-2570.)

method has higher computational efficiency with the satisfied precision, and the influence about scatter of stress level, scatter of detection time and simulation times on failure probability was discussed.

Key words: Turbine disk; Damage tolerance; Probability of failure; Defect; Time of detection; Detected probability

1 引言

航空发动机涡轮盘工作条件较为恶劣,为满足其结构性能需求,新材料如粉末高温合金在涡轮盘上的使用越来越普遍。但粉末高温合金常由于制造工艺原因产生大量气孔与夹杂^[1],并加之材料本身对缺陷有较高的敏感性^[2],由缺陷导致的轮盘失效问题不容忽视。鉴于缺陷分布、检测过程产生的随机性,这一问题常用概率分析方法进行研究。目前,失效概率分析方法主要分为 Monte Carlo (MC), Life Approximation Function (LAF)^[3-4]和 Importance Sampling (IS)三种分析方法^[5],其中 IS 方法应用于 Darwin 失效概率分析软件中^[6-8],而相比于 MC^[9-10]方法,IS 与 LAF 方法的计算效率高,有较好的工程应用前景。文献^[11]对失效概率计算程序中重要参数的敏感性进行了分析,有助于进一步的工程应用。当然,这些失效概率分析方法不能代替现有的安全寿命分析方法,但可以作为其补充,使轮盘结构的寿命评估更加完善^[12-13]。针对航空发动机轮盘的失效概率分析以 Darwin 软件^[14-15]为代表,国内也有大量文献^[5,16]对此进行研究。Ding 等^[17]通过考虑发动机整个飞行的瞬态过程对涡轮盘失效概率进行评估;Wang 等^[18]通过对航空发动机涡轮盘先按应力进行分区、再按温度范围进行分区的方法对涡轮盘疲劳寿命进行评估。

本文结合损伤容限相关理论,对 MC 方法进行修正并应用到航空发动机轮盘失效概率分析中,基于统计方法得到具有较高计算效率及精度的失效概率预测方法。主要研究包括:考虑初始缺陷、应力、检测时间、检测水平等因素的随机性描述方式及其对失效概率的影响;对轮盘固有缺陷的分析方法进行改进,针对两类缺陷建立了含缺陷涡轮盘失效概率的分析流程;通过编写 C++ 程序验证了含缺陷轮盘失效概率方法的可行性,并对结果进行了分析。

2 理论基础及分析流程

粉末高温合金常常由于缺陷导致失效。通过断口分析,可以发现试件疲劳裂纹往往萌生于材料表面附近固有缺陷以及表面加工导致的缺陷处,在疲劳寿命预测中材料表面缺陷与亚表面缺陷是不容忽

视的^[19],图 1 为 FGH96 材料的疲劳实验断口分析结果。

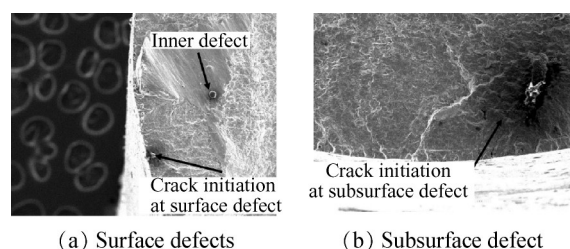


Fig. 1 Fatigue cracks originating from surface and subsurface defects

航空发动机粉末高温合金缺陷主要来源于加工导致的(孔)表面缺陷和材料固有缺陷两种。鉴于缺陷种类的不同和缺陷导致的轮盘失效概率分析计算方法的不同,本文将由缺陷导致的轮盘失效分为两大类:(1)加工导致的(孔)表面缺陷造成的;(2)材料固有的表面、亚表面及内部缺陷造成的。相应的失效概率分析也针对这两种情况开展。针对孔表面处的缺陷分析,需要确定孔的类型,每种类型的孔单独处理,最终计算总失效概率;针对轮盘材料固有缺陷的失效分析,则先将轮盘分为表面、内部、角位置、轴颈四个区域,将应力结果插值到新划分的单元上,并按应力大小将所有单元重新划分为若干小组后,进行失效概率分析,最终将结果综合统计,并计算失效概率。上述针对两类缺陷的计算分析流程,如图 2 所示。

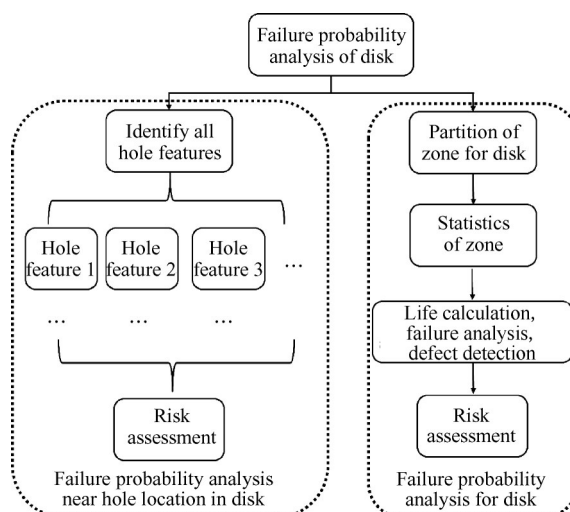


Fig. 2 Probability of failure analysis process of turbine disk with defect

2.1 加工导致的孔缺陷特征失效概率分析流程

加工导致的孔缺陷特征的失效概率分析流程如图3所示,具体说明如下。

2.1.1 初始缺陷概率分布与随机性参数的引入

以大量实验与工程数据为基础,可以给出发动机涡轮盘孔边由于加工导致的缺陷概率分布规律,利用文献[16]中的初始缺陷概率分布数据开展分析,由于孔形状的不同,对缺陷概率分布作一定的修正。初始缺陷与检测水平的随机性,通过其各自的概率分布函数引入;应力的随机性通过乘以一个对数正态分布变量引入,变异系数为0.05;检测时间的随机性通过乘以一个正态分布变量引入,变异系数为0.3,即

$$\begin{aligned}\sigma_s &= \sigma_{\text{FEM}} \text{LN}(\mu, \sigma^2) \\ t_{\text{inspect}} &= \bar{t}_{\text{inspect}} \text{LN}(\mu, \sigma^2)\end{aligned}\quad (1)$$

通过大量的实验与工程数据,可以给出与发动机涡轮盘缺陷大小对应的概率分布,如图4所示,横坐标为缺陷尺寸,纵坐标为单位面积上缺陷尺寸大于某一确定缺陷尺寸的概率,曲线左端点横、纵坐标分别代表缺陷的最小尺寸以及单位面积内产生一个缺陷的概率,曲线右端点横坐标代表缺陷的最大尺寸。通过如下公式将缺陷超过数转换为累积概率分布函数,即

$$F(a) = \begin{cases} 0 & a < a_{\min} \\ 1 - \frac{D(a) - D(a_{\max})}{D(a_{\min}) - D(a_{\max})} & a_{\min} \leq a \leq a_{\max} \\ 1 & a > a_{\max} \end{cases} \quad (2)$$

缺陷检测包括涡流探伤与荧光渗透剂检验两种检验方式与检验水平,缺陷检测概率POD(Probability of detection)如图5所示。本文选取荧光渗透剂检验数据作为检测示例,然而针对实际情况,检测条件与检测水平往往存在较大的差异,需要结合国内相

关标准与实际情况,选取合适的检测概率曲线作为检测标准。

2.1.2 失效分析与寿命计算

服役过程中,涡轮盘的外部载荷较为复杂,很难将所有情况同时考虑,为简化计算,将飞机的一次起落简化为一个应力比为0的应力循环,将最危险的载荷状态对应的应力最大值作为峰值点。首先,对孔缺陷导致的失效进行分析,将该类缺陷等效为表面裂纹,如图6所示。孔表面裂纹主要起始于位置1,2,3,4,实际情况中,1,3位置以及孔另一端对应位置将产生角裂纹,2,4位置将产生面裂纹,因而分别选取1,3与2,4位置第一主应力的较大值计算角裂纹和面裂纹的裂纹扩展。其次,针对扩展过程及扩展规律作如下假设,角裂纹和面裂纹的初始裂纹分别近似等效为 $\frac{1}{4}$ 圆裂纹和 $\frac{1}{2}$ 圆裂纹,并分别保持各自的形状进行裂纹扩展^[20-21]。由于初始缺陷相比于孔径很小,裂纹可以认为在无限大平板上进行扩展,无限大平板受均匀拉应力,对角裂纹和面裂纹的拉应力分别取值为考核孔的孔边和孔内第一主应力最大值。再次,利用Paris公式进行裂纹扩展分析,Paris公式参数对应的应力比为0,并且假设裂纹扩展门槛值为0,当应力强度因子值大于断裂韧度时,认为结构失效。在程序中需计算对于初始缺陷在经过N个循环载荷后的缺陷尺寸

$$a_i = \left[\left(1 - \frac{m}{2} \right) \times \left(\frac{2\sigma M}{\sqrt{\pi}} \right)^m \times C \times N + a_0^{1-\frac{m}{2}} \right]^{\frac{1}{1-\frac{m}{2}}} \quad (3)$$

并且针对一确定初始缺陷,在给定临界断裂因子时,可以计算出最大飞行循环数

$$N = \frac{\left(\frac{K_{\text{IC}} \sqrt{\pi}}{2\sigma M} \right)^{2-m} - a_0^{1-\frac{m}{2}}}{1 - \frac{m}{2}} \times \frac{1}{C} \times \left(\frac{2\sigma M}{\sqrt{\pi}} \right)^{-m} \quad (4)$$

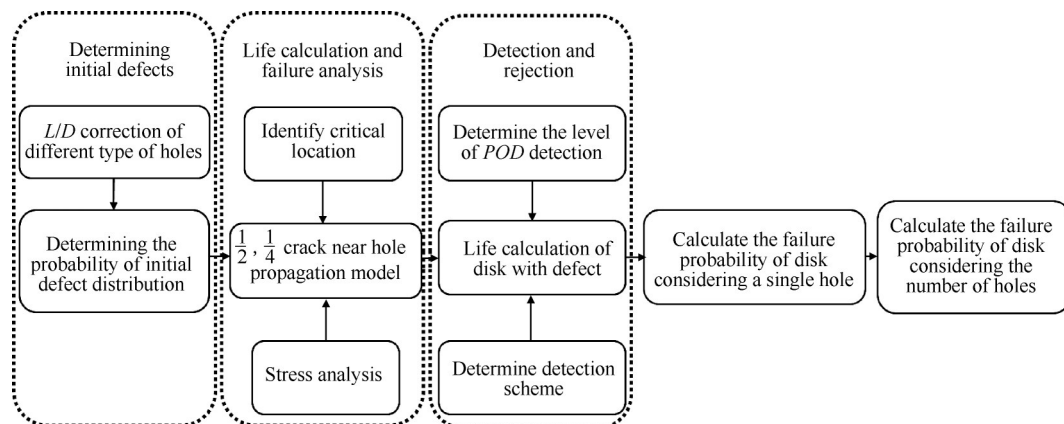


Fig. 3 Probability of failure analysis process based on the defect characteristics caused by machining near the hole

式中 m, C 分别为 Paris 公式中的指数与系数, a_0 为产生的初始缺陷的尺寸, K_c 为断裂韧度。针对第 i 特征孔, 其失效概率 $P_{\text{hole},i}$ 由式(5)和(6)得到, 其中 n_i 为第 i 特征孔个数, P_i 为一个孔的失效概率, A_i^{Aero} 为第 i 特征孔的孔面积, C_{credit} 与 $f(L/D)$ 分别为与加工条件和孔形状相关的修正系数^[16]。求得 1/2 圆裂纹与 1/4 圆裂纹失效概率的最大值以计算单个孔的失效概率。

$$P_{\text{hole},i} = 1 - (1 - P_i)^{n_i} \quad (5)$$

$$P_i = A_i^{\text{Aero}} / C_{\text{credit}} f(L/D) \times \max \left((P_i^{\text{defect}} P_i^{\text{failure}})_{1/2}, (P_i^{\text{defect}} P_i^{\text{failure}})_{1/4} \right) \quad (6)$$

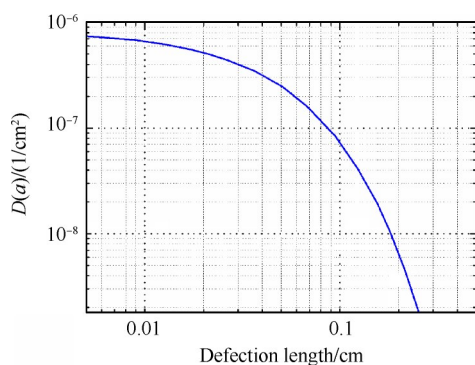


Fig. 4 Initial defect probability distribution

2.1.3 检测与剔除

本文选取文献[16]中的荧光渗透剂缺陷检测数据作为检测标准, 然而实际工程中, 检测条件与检测水平往往存在较大的差异, 需要结合相关标准与企业实际情况, 选取合适的检测概率曲线作为检测标准。对于单次检测, 子样剔除方式主要分为两种: 缺陷被检测到即剔除; 缺陷被检测到并且由于其存在导致工作时间小于预期服役寿命时即剔除。

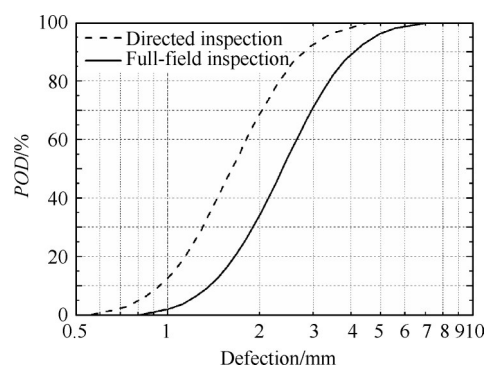


Fig. 5 Mean (50% confidence) POD for fluorescent penetrant inspection

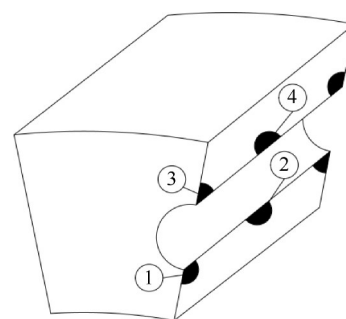


Fig. 6 Corner cracks and surface cracks analysis sketch

2.2 材料表面、亚表面及内部缺陷分布特征的失效概率分析流程

材料固有的表面、亚表面及内部缺陷分布特征的失效概率分析流程, 如图7所示。

2.2.1 初始缺陷分布概率

基于涡轮盘表面、亚表面及内部缺陷的概率分布规律^[5], 将其缺陷概率分布作为轮盘初始缺陷概率分布的数据来源, 进而开展轮盘的失效概率分析。

2.2.2 失效分析与寿命计算

为了方便计算, 将子午面的网格重新划分。采用三角形线性插值的方法将应力计算结果插值到新划分的网格中, 将单元中四个节点最大的应力值作

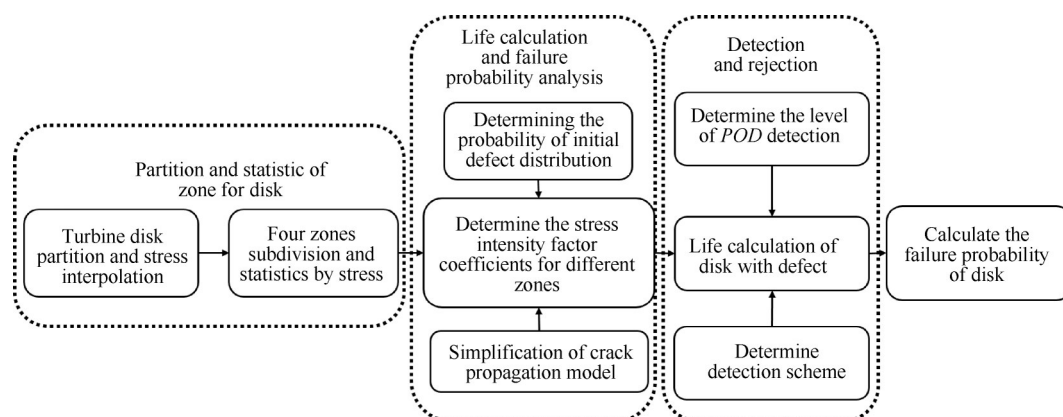


Fig. 7 Probability of failure analysis process based on the material inherent surface, subsurface and interior defects

为单元的代表应力,同时计算单元面积,近似计算子午面上一个四边形单元旋转一周对应的体积,再把每个区域中所有的单元分别进行统计,按第一主应力值将每个区域内的单元按应力大小进行分组,并将细分的每个组以应力上限值作为每个组的代表应力值。其次,假设所有缺陷为球形,并且由于缺陷尺寸相对轮盘很小,可以假设缺陷受均匀拉应力^[15-16],并对表面区域进一步细分^[22]。对于内部区域中的缺陷以圆裂纹等效;角区域缺陷以角裂纹等效。对于表面区域,将表面区域厚度定义为2mm(为便于对表面区域进一步细分,一般取值大于最大缺陷半径的四倍)。按照缺陷实际尺寸,将其分为“表面”、“亚表面”与“内部”三部分,如图8所示。由于轴颈区域结构相对比较复杂,为了简化计算同时使结果偏于保守,将整个轴颈区域以“亚表面”等效。

缺陷对应的应力强度因子通过公式 $K_I = M \frac{\sigma \sqrt{\pi a}}{\pi/2}$ 求得,其中 σ 为缺陷位置处第一主应力, a 为缺陷半径, M 为与缺陷位置相关的系数, M 取值见表1。随后,利用 Paris 公式进行裂纹扩展分析。然而,随着缺陷中心与材料表面间距离 h 的改变, M 也将发生变化。为简化计算且应力强度因子手册的限制,将表面区域 M 值由 $h=0.9$ 的计算结果代替;且考虑到当 $h=1$ 时,在此极限条件下 M 将变为无穷大,因而将亚表面区域 M 值由 $h=0$ 的计算结果代替;轴颈区域尺寸与最大缺陷尺寸有可比性,因而对 M 值的选取,将整个轴颈区域以亚表面区域代替。

Table 1 Value of parameter M ^[21]

Inner zone	Surface zone			Corner zone	Shaft necks zone
	Surface	Subsurface	Inner		
1.02	1.21	1.29	1.02	1.32	1.29

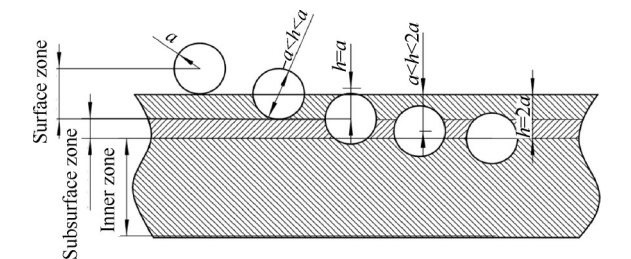


Fig. 8 Surface cracks, sub-surface cracks and internal cracks

轮盘失效概率计算分为“表面”、“亚表面”、“内部”、“轴颈区域”与“角区域”五部分,每部分失效概

率由缺陷产生概率与缺陷失效概率求得,缺陷失效概率 P_{disk} 通过每个组(按应力大小划分)的失效概率求得,即

$$P_{\text{disk}} = 1 - \prod_i (1 - P_i) \tag{7}$$

$$P_i = P_i^{\text{defect}} P_i^{\text{failure}} = P_i^{\text{defect}} \left(1 - \prod_j (1 - P_{ij}^{\text{failure}}) \right) \tag{8}$$

2.2.3 检测与剔除

选取文献[5]中给出的检验水平,检测时间同2.1.1节。

3 实例分析

3.1 加工导致的孔缺陷特征失效概率分析

主要分析过程包括初始缺陷定义、有限元应力分析、裂纹扩展计算、失效概率计算,具体步骤如下:首先获得初始缺陷分布数据、采用圆孔形状参数 L/D 修正后的缺陷分布数据与检测概率(POD , Probability of detection)数据^[16]。对涡轮盘进行三维的循环对称模型分析,建立其1/72扇区有限元模型,施加载荷与边界条件,计算结果如图9所示。

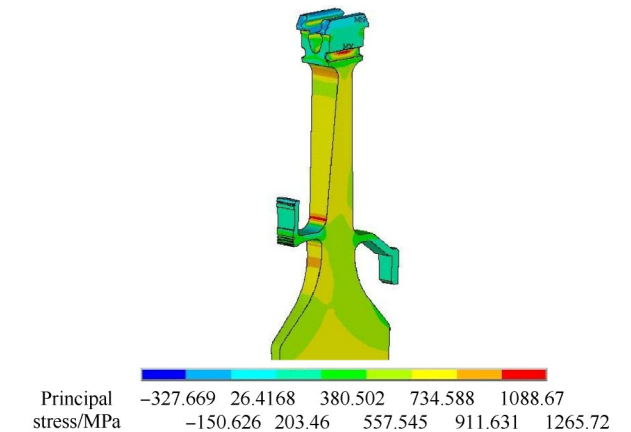


Fig. 9 Principal stress

应力计算结果表明,螺栓孔边起主导的应力为径向应力,且径向应力与第一主应力接近,选取第一主应力作为考核应力是合理的,孔内第一主应力值最大取为1265.7MPa,将此值作为孔内面裂纹的考核应力,孔边应力较小,取700MPa作为孔边角裂纹的考核应力。孔的相关参数见表2。

假定发动机总服役寿命为 2×10^4 循环,在 $0 \sim 2 \times 10^4$

Table 2 Pore characteristics and stress

Depth/mm	Diameter/mm	$\sigma_{1, \text{corner crack}}/\text{MPa}$	$\sigma_{1, \text{surface crack}}/\text{MPa}$	N_{hole}
31	6.35	700	1265.7	72

循环间等分为10个时间段,在每一个时间点计算失效概率。本文将缺陷产生、缺陷检测时间和缺陷检测水平综合在一次蒙特卡洛抽样中,理论上蒙特卡洛次数应与风险水平相关,应比一次失效发生时对应的总子样数高两个数量级^[16]。计算过程中的重要参数见表3,表中, E 为弹性模量, ν 为泊松比, K_{th} 为裂纹扩展门槛值。

Table 3 Important parameters

Parameters	Value
$\rho/(\text{kg/m}^3)$	8240
E/GPa	150.5
ν	0.33
$K_{th}/(\text{MPa}/\sqrt{\text{m}})$	0
$K_c/(\text{MPa}/\sqrt{\text{m}})$	85
$M_{\text{corner } 1/4}$	1.3
$M_{\text{corner } 1/2}$	1.05
Paris equation: $m(R=0)$	2.78
Paris equation: $C(R=0)$	1.85×10^{-11}

计算结果如图10所示,图中分别给出了孔内表面裂纹与孔边角裂纹的失效概率。可以看出,在本文给定的检测水平与检测方法的基础上,由缺陷导致的失效概率在经过检测后有一定程度的下降。计算结果表明计算程序可以分析材料缺陷所引起的失效概率,计算结果具有工程应用价值。虽然计算结果同大量文献的分析结果规律一致,体现了计算结果的合理性,有待大量试验数据的进一步验证。

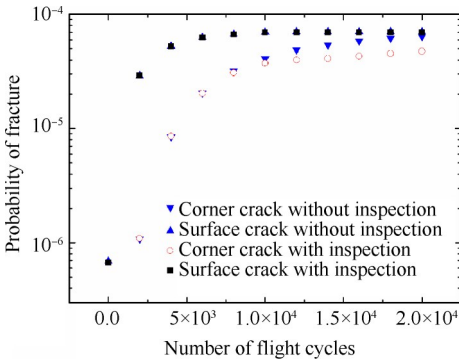


Fig. 10 Failure probability analysis with the consideration of defect near the hole in disk

3.2 材料表面、亚表面缺陷分布特征的失效概率分析

将初始缺陷概率分布数据^[5]导入,同时将POD检测水平代入进行计算。针对轴对称有限元模型,施加载荷与边界条件,计算结果如图11所示。

将轮盘(不带榫槽)分为四个区域,如图12所示。为简化计算,只分析不带榫槽的轮盘部分的失效概率。由于本文中将孔位置表面缺陷单独考虑,在此处将不考虑偏心孔的表面质量对失效概率的影响。计算时的参数见表4。

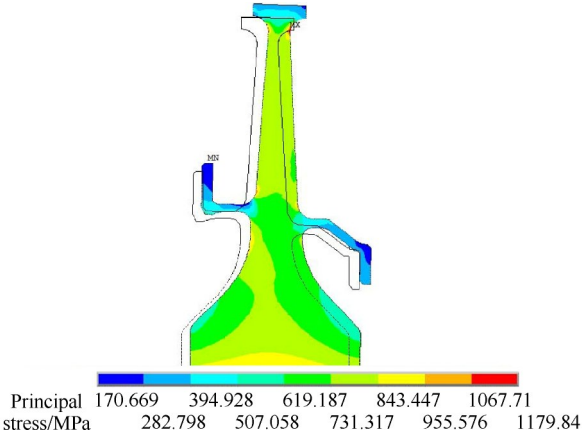


Fig. 11 Principal stress distribution

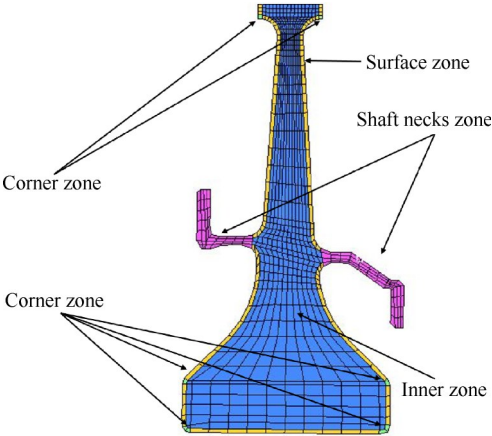


Fig. 12 Zone partition

Table 4 Calculation parameters

Parameters	Value
$\rho/(\text{kg/m}^3)$	8240
E/GPa	150.5
ν	0.33
$K_{th}/(\text{MPa}/\sqrt{\text{m}})$	0
$K_c/(\text{MPa}/\sqrt{\text{m}})$	85
$d_{\text{depth of surface}}/\text{mm}$	2
N_{zone}	4
$N_{\text{zone subdivision}}$	10
M_{inner}	1.02
M_{surface}	1.21
M_{corner}	1.32
$M_{\text{subsurface}}$	1.29
Paris equation: $m(R=0)$	2.78
Paris equation: $C(R=0)$	1.85×10^{-11}

可以获得缺陷的失效概率,如图13所示,在本文给定的检测水平与检测方法的基础上,可以发现缺陷失效概率在经过检测后有一定程度的下降。利用本文改进后的分区法对轮盘失效概率进行分析,算例结果表明计算程序可以分析材料缺陷所引起的失效概率,计算结果具有工程参考价值。在无检测时,随着飞行循环数增加,轮盘失效概率逐渐增加且增长速度越来越快;当在均值为 10^4 循环次数进行检测时,在 10^4 循环次数之前轮盘失效概率的增加速度逐渐下降,随后逐渐趋于定值。轮盘失效概率与飞行循环数的关系与检测时间均值、检测时间标准差、检测水平等相关。

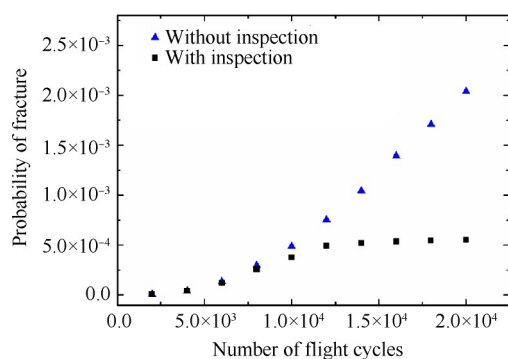


Fig. 13 Failure probability analysis based on the inherent material defects in the disk

针对材料表面、亚表面缺陷分布特征的失效概率分析程序, 10^4 Monte Carlo 模拟且不进行检测时,针对所有失效时间的分布规律进行统计,如图14所示,其大致服从对数正态分布。

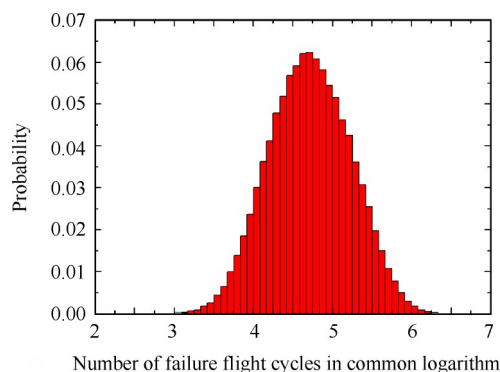


Fig. 14 Failure time distribution probability

3.3 结果与讨论

对于加工导致的孔缺陷特征的失效概率分析与材料固有的表面、亚表面及内部缺陷分布特征的失效概率分析,所形成的分析流程具有一定的相似性,因此,此处只针对第二种失效概率的结果进行讨论。

(1) Monte Carlo 模拟次数越大计算结果越准确,如图15所示,分别进行了有检测与无检测 10^4 和 10^7 Monte Carlo 模拟,两者计算结果几乎一致,但是 10^7 模拟时间远大于前者,尽管文献[16]中明确指出,模拟次数要比失效概率的倒数高两个数量级,但基于实际应用考虑可以选取 10^4 的模拟次数,此时的计算结果是可接受的。

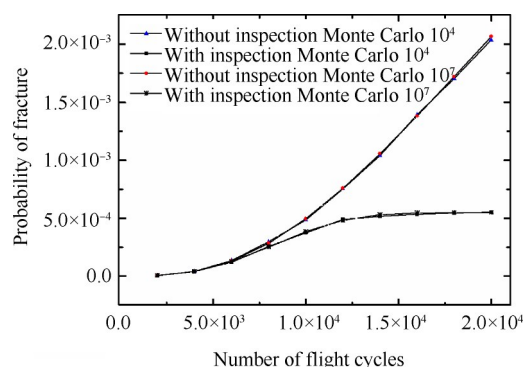


Fig. 15 Failure probability analysis results with different simulation times based on the inherent material defects

(2) 针对检测时间与应力随机性分布,通过选取不同的变异系数(COV)分别计算循环次数为 10^4 和 2×10^4 时轮盘的失效概率,计算结果如图16所示。针对应力的随机性,可以发现随着变异系数的增加轮盘失效概率变化不明显,当循环次数为 10^4 时,轮盘失效概率随着变异系数的增加基本保持不变,当循环次数为 2×10^4 时,轮盘失效概率随着变异系数的增加有一定程度的下降;对于检测时间,随着变异系数增加轮盘失效概率逐渐增加。

(3) 对检测时间及其变异系数对失效概率的影响进行分析,以确定合适的检测时间,使得失效概率最小,指定一确定的应力变异系数,将 2×10^4 循环的

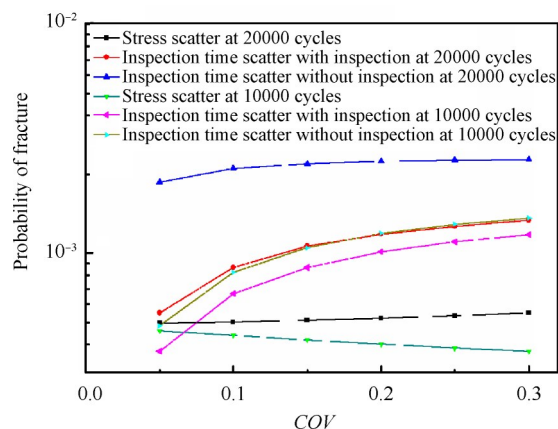


Fig. 16 Comparison in the sensibility of the parameters for the failure probability of disk

含缺陷轮盘失效概率作为评判标准,对不同检测时间及其变异系数分别求解含缺陷轮盘的失效概率,如图17所示,可以发现,当检测时间变异系数相同时,随着检测时间增加,失效概率先降低再增加,都存在一个平均检测时间使得轮盘失效概率最小,将其趋势大致在图中绘出,可见检测时间变异系数越小,使得失效概率最小的检测时间平均值越大;检测时间变异系数越大,失效概率越大,随着检测时间增加,不同检测时间变异系数对应的失效概率相差也越大。

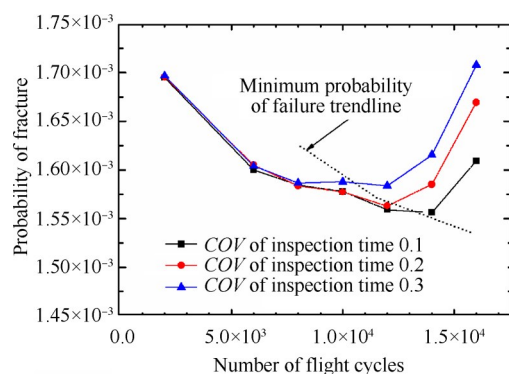


Fig. 17 Analysis of the detection time and failure probability about the variation coefficient of detection time

(4)针对材料表面、亚表面缺陷分布特征的失效概率分析程序, 10^4 Monte Carlo 模拟且进行检测时, C++程序用时小于 1min; 10^7 Monte Carlo 模拟且进行检测时, C++程序用时小约 1h。 10^4 Monte Carlo 模拟计算结果已具有较高精度,因而程序具有较高的计算效率。本文方法为提高计算效率对失效概率分析流程进行分区简化,所有计算结果是偏于保守的。

4 结 论

通过本文研究,得到结论如下:

(1)本文将含缺陷轮盘的失效概率分析分为加工导致的孔缺陷特征的失效概率分析与材料固有的表面、亚表面及内部缺陷分布特征的失效概率分析两部分,给出了两种情况对应的失效概率分析流程,实现了对含缺陷轮盘的失效概率分析计算。基于两种情况的失效概率分析流程,对两种情况分别进行实例分析,对轮盘孔表面缺陷的失效分析以及轮盘其他部位的失效分析具有一定的参考价值。

(2)考虑了初始缺陷、应力、检测时间、检测水平的随机性影响,对轮盘固有缺陷的分析方法进行改进。计算分析结果表明在多种分散因素共同作用

下,轮盘失效时间近似满足对数正态分布。

(3)计算结果的对比分析表明,其 Monte Carlo 模拟次数为 10^4 时,其结果已基本满足工程需求;应力变异系数对失效概率的影响小于检测时间变异系数的影响,并且变异系数越大失效概率越大;存在使得失效概率最小的检测时间最优值,随着检测时间变异系数增加,检测时间最优值将减小。

以上几点对工程设计中轮盘结构等的失效概率计算时的应力与检测时间分散性的选取有一定的指导意义。当然,研究中还存在一些不足,如对参数进行敏感性分析、多次检测以及不同的检测方法等尚需进一步的完善。

致 谢:感谢国家自然科学基金的资助、感谢中国燃气涡轮研究院陈妍妍提供的无私帮助。

参考文献:

- [1] 刘成立, 吕振宙, 徐有良. 粉末冶金涡轮盘裂纹扩展寿命可靠性灵敏度分析[J]. 稀有金属材料与工程, 2006, 35(5): 761-765.
- [2] 徐凌志, 吴小丽, 吕文林. 粉末冶金盘中夹杂位置随机性的裂纹扩展失效概率分析方法[J]. 机械科学与技术, 2001, 20(3): 440-441.
- [3] Yang J N, Chen S U. Fatigue Reliability of Gas Turbine Engine Components under Scheduled Inspection Maintenance[J]. *Journal of Aircraft*, 1985, 22(5): 415-422.
- [4] Lin K Y, Styuart A V. Probabilistic Approach to Damage Tolerance Design of Aircraft Composite Structures [J]. *Journal of Aircraft*, 2007, 44(4): 1309-1317.
- [5] Wu Y T, Enright M P, Millwater H R. Probabilistic Methods for Design Assessment of Reliability with Inspection[J]. *AIAA Journal*, 2002, 40(5): 937-946.
- [6] Turbine Rotor Material Design—Final Report. Southwest Research Inst., Allied Signal, General Electric Aircraft Engines, Pratt and Whitney Aircraft (United Technologies), Rolls-Royce, and Scientific Farming Technologies [R]. *Federal Aviation Administration. Rept. DOT/FAA/AR-00/64, Washington, DC, Dec. 2000.*
- [7] McClung R C, Leverant G R, Wu Y T, et al. Development of a Probabilistic Design System for Gas Turbine Rotor Integrity [C]. *Beijing: International Fatigue Conference*, 1999.
- [8] Enright M P, Millwater H R, Huyse L. Adaptive Optimal Sampling Methodology for Zone-Based Probabilistic Life Prediction[R]. *AIAA 2004-1829.*
- [9] 董玉华, 余大涛, 高惠临. Monte-Carlo 法计算含缺陷油气输送管线的失效概率[J]. 机械工程学报, 2004, 40(2): 136-140.

- [10] 陈国华. 含缺陷压力容器失效概率分析方法初步研究[J]. 化工机械, 1996, 23(4): 40-43.
- [11] Garza J, Millwater H. Sensitivity of Probability of Failure Estimates with Respect to Probability of Detection Curve Parameters[J]. *International Journal of Pressure Vessels and Piping*, 2012, 92(1): 84-95.
- [12] Guidance Material for Aircraft Engine Life-Limited Parts Requirements[R]. *U.S. Dept. of Transportation, Federal Aviation Administration, Rept. AC 33.70.1 Washington, DC, July. 2009.*
- [13] Guidance Material for 14 Cfr § 33.75, Safety Analysis [R]. *U.S. Dept. of Transportation, Federal Aviation Administration, Rept. AC 33.75.1, Washington, DC, Mar. 2005.*
- [14] Michael P E, Stephen J H, McClung R C. Application of Probabilistic Fracture Mechanics to Prognosis of Aircraft Engine Components[J]. *AIAA Journal*, 2006, 44(2): 311-316.
- [15] Millwater H R, Enright M P, Fitch S H K. A Convergent Probabilistic Technique for Risk Assessment of Gas Turbine Disks Subject to Metallurgical Defects[R]. *AIAA* 2002-1382.
- [16] Damage Tolerance of Hole Feature in High-Energy Turbine Engine Rotors[R]. *U.S. Dept. of Transportation, Federal Aviation Administration, Rept. AC 33.70.2, Washington, DC, Aug. 2009.*
- [17] Ding S, Wang Z, Qiu T, et al. Probabilistic Failure Risk Assessment for Aeroengine Disks Considering a Transient Process[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2018, 78: 696-707.
- [18] Wang R, Liu X, Hu D, et al. Zone-Based Reliability Analysis on Fatigue Life of GH720Li Turbine Disk Concerning Uncertainty Quantification[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2017, 70: 300-309.
- [19] 魏大盛, 杨晓光, 王延荣. 基于缺陷分布形式的粉末冶金涡轮盘可靠度计算模型[J]. 机械工程学报, 2008, 44(11): 132-137.
- [20] 中国航空研究院. 应力强度因子手册[M]. 北京: 科学出版社, 1981.
- [21] 中国航空研究院. 应力强度因子手册(增订版)[M]. 北京: 科学出版社, 1993.
- [22] 魏大盛, 杨晓光, 王延荣. 基于缺陷概率特点的粉末冶金材料寿命预测概率模型[J]. 航空动力学报, 2005, 20(6): 951-957.

(编辑: 张 贺)