

航空发动机限寿件表面特征概率 损伤容限评估

丁水汀¹, 周惠敏¹, 刘俊博¹, 张 弓², 李 果¹

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院
航空发动机气动热力国家级重点实验室, 北京 102206;
2. 中国民用航空局 中国民用航空适航审定中心 结构审定室, 北京 100102)

摘 要: 为满足航空发动机适航规章(FAR/CCAR33.70)限寿件安全性评估要求,系统总结了基于特殊材料数据库、线弹性断裂力学分析与表面特征失效概率分析的 表面特征概率损伤容限评估方法。以表面孔特征为例,总结分析符合适航规章要求的孔特征概率损伤容限评估流程,描述优化的孔特征评估方法,根据咨询通告 AC33.70-2 中带孔特征轮盘算例完成概率损伤容限评估模型的验证。结果表明:20 000 循环寿命期内,不进行无损检测和 在 4 000 及 8 000 循环对相互独立的 90% 部件进行两次无损检测的失效概率分别为 2.677×10^{-4} 和 1.514×10^{-4} ,符合适航算例校准要求。基于优化评估方法计算的失效概率为 3.406×10^{-4} ,可初步判定表面特征适航符合性。该评估方法为限寿件表面孔特征评估提供技术支持,并对其他表面特征的评估具有一定的指导意义。

关 键 词: 限寿件安全性; 孔特征; 概率损伤容限评估; 初始缺陷分布; 无损检测检出概率

中图分类号: V232.3 **文献标志码:** A

Probabilistic damage tolerance assessment of surface features of aero engine life limited parts

DING Shuiting¹, ZHOU Huimin¹, LIU Junbo¹, ZHANG Gong², LI Guo¹

(1. National Key Laboratory of Science and Technology on Aero-Engine
Aero-thermodynamics, School of Energy and Power Engineering,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 102206, China;
2. Structure Certification Division, Airworthiness Certification Center,
Civil Aviation Administration of China, Beijing 100102, China)

Abstract: In order to meet the safety requirements of airworthiness regulations (FAR/CCAR33.70) on life limited parts (LLPs), a probabilistic surface damage tolerance method was summarized based on the special material data, linear elastic fracture mechanics analysis and damage risk analysis. The damage tolerance assessment for hole features was analyzed and a new modified method for evaluating the probability of failure (POF) was proposed with higher efficiency. This method was verified referring to the test case provided by AC33.70-2. The

收稿日期:2020-06-26
基金项目:国家自然科学基金民航联合基金(U1833109)
作者简介:丁水汀(1967—),男,教授、博士生导师,博士,主要从事航空发动机复杂系统安全性与适航研究。
通信作者:李果(1983—),男,副教授、博士生导师,博士,主要从事航空发动机复杂系统安全性与适航研究。
E-mail:lg666@buaa.edu.cn

引用格式:丁水汀,周惠敏,刘俊博,等.航空发动机限寿件表面特征概率损伤容限评估[J].航空动力学报,2021,36(2):421-430.
DING Shuiting,ZHOU Huimin,LIU Junbo,et al. Probabilistic damage tolerance assessment of surface features of aero engine life limited parts[J]. Journal of Aerospace Power,2021,36(2):421-430.

assessment result showed that the POF of the disk with hole features was 2.677×10^{-4} times (20000 cycles) without any in-service inspection and 1.514×10^{-4} times (20000 cycles) with two inspections at 4000 and 8000 cycles based on the assumption that 90% of the parts are inspected at 4000 cycles and an independent 90% of the parts are inspected at 8000 cycles. Based on the modified method, the conservative POF was 3.406×10^{-4} , demonstrating the preliminary compliance of airworthiness regulations. The surface analysis of damage tolerance assessment provides a support for evaluating the safety of hole features, which is instructive to other surface features.

Key words: safety of life limited parts; hole feature;
probabilistic damage tolerance assessment; initial anomaly distribution;
probability of non-destructive inspection

航空发动机限寿件(life limited parts, LLPs)是指由于原发失效可能导致危害航空发动机安全性的转子和主要静子结构件^[1]。轮盘作为典型的航空发动机限寿件,一旦出现初始缺陷,其安全性将受到严峻的威胁。历史上典型的事故有1989年的苏城空难——由于航空发动机轮盘中出现材料熔炼缺陷,导致航空发动机发生非包容性事故^[2]。1996年的潘城空难——由于在轮盘连接螺栓孔处进行表面加工时引入了缺陷,导致轮盘失效^[3]。因此,美国航空工业界提出一套加强的寿命管理流程^[4]来保障限寿件的安全性,其核心是对限寿件进行概率损伤容限评估^[5-6]。

美国航空工业界提出了一种针对钛合金硬 α 缺陷^[7-8]的概率损伤容限评估方法,并写入咨询通告AC33.14-1^[9]、AC33.70-1^[10]中。此后,工业界也逐步完善了针对限寿件在加工和使用维护过程引入的表面缺陷的评估方案。目前,美国已形成针对孔特征的概率损伤容限评估方法,包括缺陷数据和无损检测数据累积^[11]、孔特征线弹性断裂力学分析^[12]及失效概率风险计算^[13-15]。该方法获得美国联邦航空局的认可,并被写入咨询通告AC33.70-2^[16]中。同时,美国西南研究院(Southwest Research Institute, SWRI)联合 Honeywell、Rolls-Royce、Pratt & Whitney Group (P&W) 和 General Electric Company (GE) 共同开发表面孔特征概率损伤容限评估算法,形成评估工具^[17-18]。对于限寿件其他表面特征,如轮盘的榫槽和过渡圆角等^[19-20],加工维护过程中也会引入潜在缺陷。美国工业方对上述特征的断裂力学特性展开了研究^[21],但对其中的缺陷数据累积机制、失效概率分析方法等尚未形成成熟的方案。

我国民用航空发动机适航规章CCAR33部借鉴美国的适航规章FAR33部,对限寿件概率

损伤容限评估的要求是一致的。在适航取证的迫切需求下,我国已建立了考虑材料缺陷的低周循环疲劳风险评估模型^[22-24],形成钛合金硬 α 缺陷数据库累积机制^[25],并开发了考虑钛合金硬 α 缺陷的概率损伤容限评估工具^[26]。对于加工和使用阶段引入的表面缺陷,我国开展表面缺陷疲劳寿命分析方法的研究^[27-28],依据适航规章完成孔特征概率损伤容限评估流程^[29]。然而,上述评估方案局限于孔特征的失效风险计算,缺乏对限寿件表面缺陷分布数据、无损检测数据以及其他表面特征损伤容限评估的系统性分析;同时,现有方案中的断裂力学分析方法普适性较低,难以支撑结构更为复杂的表面特征损伤容限评估。因此,本文系统总结了表面特征概率损伤容限评估方法,并分析了评估流程;在此基础上,本文描述了孔特征概率损伤容限优化评估流程,高效计算孔特征的失效概率保守值。同时,本文以适航咨询通告校核模型为例,完成了孔特征概率损伤容限评估方法验证。

1 概率损伤容限评估适航要求

适航规章要求对限寿件进行概率损伤容限评估,以考虑材料固有缺陷以及加工和使用维护过程引入的潜在缺陷对其安全性的影响。评估的输出结果是限寿件在寿命期内的失效风险值(probability of failure, POF)。设计目标风险值(design target risk, DTR)参照历史数据中部件/发动机级事故的发生率而制定,是概率损伤容限评估结果的评价指标。当失效风险值低于设计目标风险值时,则认为限寿件的设计方案达到适航要求^[30-31]。

概率损伤容限评估的研究框架如图1所示,包括内含缺陷与表面缺陷,其区别在于研究的缺

陷类型。表面缺陷主要有两种类型:其一是加工缺陷,即在熔炼等热工艺后的机械加工过程中在限寿件表面引入的缺陷;其二是使用维护缺陷,即营运期间引入表面的缺陷。美国工业方截至 2004 年的统计数据^[11]表明 97% 的缺陷数据来自加工阶段。因而目前国内外主要针对加工缺陷展开概率损伤容限评估研究。

表面特征概率损伤容限评估与特征相关,将采用相同加工方法、结构相似的表面部位称为同一特征。对轮盘而言,表面特征包括叶片榫槽、孔和过渡圆角等。对不同的特征进行概率损伤容限评估,可规范其结构设计与加工方式。目前针对钛合金、镍基合金等材料,通过钻孔方式加工的孔特征^[16]的研究较为成熟。适航规章规定了孔特征在 20000 循环寿命期内设计目标风险值为 2×10^{-4} 。

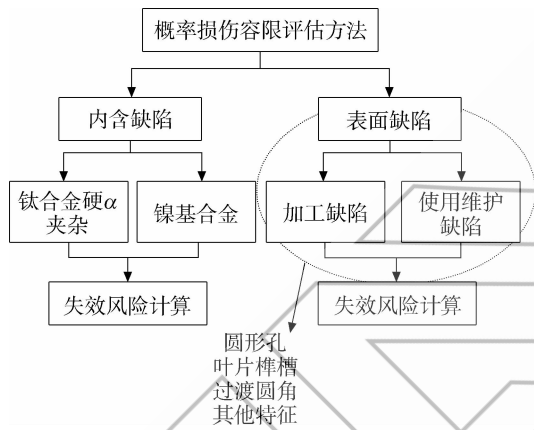


图 1 概率损伤容限评估研究框架图^[19]
Fig. 1 Framework of probabilistic damage tolerance methodology^[19]

2 表面特征概率损伤容限评估内容

表面特征概率损伤容限评估^[32-33]的研究内容主要分为三部分:特殊材料数据库的建立、线弹性断裂力学分析研究以及失效概率分析,如图 2 所示。图中 g 是极限状态函数, K_c 为材料断裂韧性, K 是裂纹尖端的应力强度因子。该评估方法实质上是处理限寿件在带初始裂纹的条件下的低周循环疲劳失效问题^[34],从而评估表面特征在机械加工过程中引入的潜在缺陷对限寿件安全性的影响。

2.1 特殊材料数据库

表面特征概率损伤容限评估的输入分别为基本材料数据库和特殊材料数据库。其中基本材料

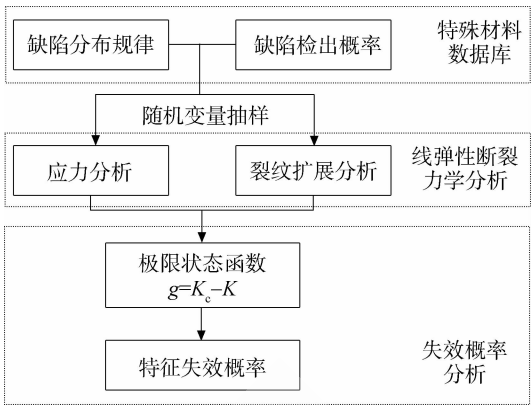


图 2 表面特征概率损伤容限评估模型核心组成
Fig. 2 Core parts of surface probabilistic damage tolerance methodology

数据库包括部件材料物性参数,如部件材料弹性模量与裂纹扩展参数等,这些参数会影响部件的应力和低周疲劳裂纹扩展分析结果,国内已有一定的累积基础。特殊材料数据库是概率损伤容限分析的关键输入。特殊材料数据库包括初始缺陷分布和缺陷检出概率,是对部件材料缺陷的量化表述,表征材料在制造、加工流程中引入缺陷的概率和检出缺陷的水平,国内现有累积近乎空白。特殊材料数据库的获取,需要基于与工业界的生产和检测水平相匹配的统计数据,是表面概率损伤容限评估的核心与难点。

2.1.1 初始缺陷分布

表面特征初始缺陷分布是加工过程中引入缺陷的尺寸与相应尺寸出现概率的统计规律,反映了不同生产商的加工水平。初始缺陷分布通常以超越数的形式描述,即自变量是缺陷深度,因变量是缺陷在一定面积上超过该深度的个数。

目前已公开的表面缺陷数据是美国航空工业界统计分析 21 世纪初美国工业方累积的钛、钢、镍(合金)或者粉末镍(合金)圆孔特征加工诱发的缺陷数据,如图 3 所示。统计表明圆孔特征的初始缺陷分布不仅与孔特征面积相关,还与孔深以及孔径相关。孔越深,检测难度越高,从而存在缺陷的可能性越高。因而引入频率因子(frequency factor),根据圆孔的形态特征修正初始缺陷分布,如图 4 所示。

2.1.2 无损检测概率

另一特殊材料数据是缺陷检出概率,即对成型的加工表面进行无损检测,不同尺寸缺陷对应不同的检出概率。图 5 是美国联邦航空管理局(FAA)在适航咨询通告 AC33.70-2 中提供的荧

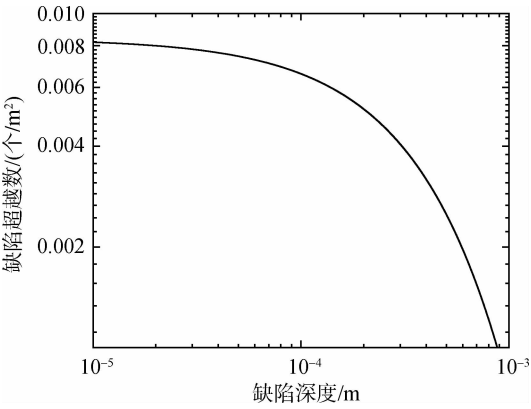


图 3 累计至 2004 年圆孔特征加工缺陷分布图^[16]
Fig. 3 2004 distribution for manufacturing induced anomalies in circular holes^[16]

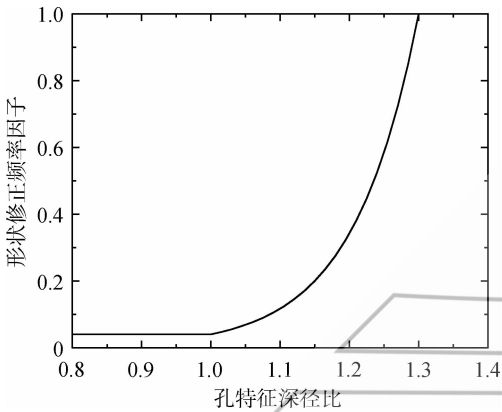


图 4 孔特征频率因子与深径比关系^[16]
Fig. 4 Depth-diameter ratio to frequency factor of hole feature^[16]

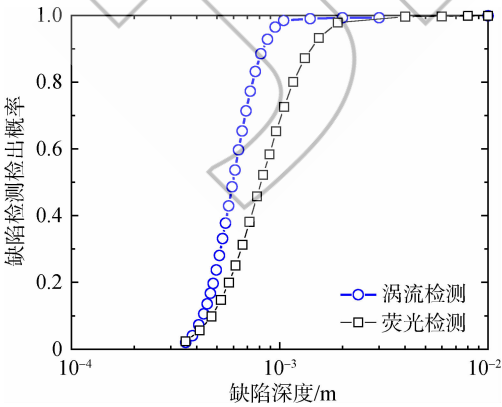


图 5 加工成型表面无损检测检出概率^[16]
Fig. 5 Probability of detection for non-destructive inspection of finish-machined surfaces^[16]

光检测和涡流检测的缺陷检出概率曲线(置信度为 50%)^[16]。缺陷检出概率曲线的通用使用条件为:检测流程依据可接受的工序来控制和执行,并

且检测技术与行业同类标准一致。

国内表面特征概率损伤容限评估的发展受特殊材料数据库的制约。上述特殊材料数据由美国航空航天工业协会(AIA)和转子完整性小组委员会(RISC)对历史数据进行统计分析获得,反映美国 21 世纪初业内的加工和检测水平,并不能反映我国的加工和检测水平。因而为满足国内航空发动机的适航要求,亟需展开表面缺陷数据和检测数据的累积工作,为孔、榫槽等表面特征的概率损伤容限评估提供完备的数据库。

2.2 线弹性断裂力学分析

由文中第 2.1.1 节可知,表面特征缺陷分布通常以超越数的形式描述,可由超越数关系获得超越概率函数,即出现裂纹尺寸超过某一临界尺寸的概率,用 G 来表示:

$$G(a_{in}) = \frac{N_e(a_{min}) - N_e(a_{in})}{N_e(a_{min}) - N_e(a_{max})} \tag{1}$$

式中 N_e 为超越数,表示每平方米加工面积中出现裂纹尺寸超过某一临界尺寸的个数; a_{in} 为初始裂纹半长(假设表面裂纹形态为半椭圆片状); a_{min} 和 a_{max} 分别表示工程定义的最小裂纹半长和最大裂纹半长。

对承受循环应力和工作温度场^[35]的限寿件进行低周循环疲劳计算和分析需基于线弹性断裂力学理论,存在如下保守假设:所有缺陷都视为尖裂纹扩展,忽略裂纹萌生寿命;表面裂纹为半椭圆片状裂纹,角裂纹为 1/4 圆片状裂纹;裂纹均为 I 型裂纹;裂纹扩展满足 Paris 公式。

Paris 公式^[36-37]用来描述裂纹长度随循环数的变化规律:

$$\frac{da}{dN} = C \cdot \Delta K^n \tag{2}$$

其中 a 为裂纹半长; N 为飞行循环数; C 、 n 分别为裂纹扩展常数和裂纹扩展指数,与材料以及工作环境有关; K 是应力强度因子,用来描述裂纹尖端区域应力集中程度。工程上通常采用有限元法、Newman 经验公式^[37]和权函数经验公式^[38-40]等方法获得应力强度因子。有限元方法具有较高的准确性,但建模工作复杂,计算耗时长;Newman 方法结构构型有限,不适用于裂纹面受力复杂的情况。由于离心力、残余应力、应力集中等因素共同影响,孔特征应力分布规律复杂,因而在表面特征概率损伤容限评估中,需采用权函数经验公式法。权函数法^[41]可计算裂纹面在任意应力梯度下的裂纹应力强度因子 K ,其一般形式可表

示为

$$K = \sigma \sqrt{\pi a} F(a, W, L, T, \dots) \quad (3)$$

式中 σ 为该区域不含裂纹时加载的应力分布; F 为含有裂纹体几何修正系数, 表明应力强度因子与带有裂纹体几何结构有关; W 、 L 、 T 是包含裂纹的结构体几何参数。表面特征处裂纹通常出现在表面和边角上, 因而需要计算表面裂纹和角裂纹模型的应力强度因子。

假设航空发动机一次启动-停车循环中经受的最小应力强度因子 $K_{\min} = 0$, 则

$$\Delta K = K_{\max} - K_{\min} = K_{\max} \quad (4)$$

式(1)~式(4)式构成了包含随机缺陷分布条件下含裂纹体低周循环疲劳的数学模型, 可以计算经过任意飞行循环数 N 后的裂纹长度。

2.3 表面特征失效概率分析

基于广义应力-强度干涉理论^[42], 计算材料断裂韧性与应力强度因子的差值, 可获得极限状态函数 g :

$$g = K_c - K \quad (5)$$

裂纹发生失稳扩展而导致疲劳断裂的判据是裂纹尖端的应力强度因子 K 大于等于材料的断裂韧性 K_c , 即当 $g \leq 0$ 时认为部件失效。对所有缺陷样本进行应力强度分布干涉计算, 可构造区域的失效概率^[43]:

$$p_i = P(g \leq 0) = \int_{-\infty}^{K_{\max}} \left[\int_{-\infty}^K h(K_c) dK_c \right] f(K) dK \quad (6)$$

式中 $h(K_c)$ 和 $f(K)$ 为断裂韧性和应力强度因子的概率密度分布函数。可采用蒙特卡洛(Monte-Carlo)抽样方法计算失效概率: 根据缺陷分布的超越概率生成相应的随机序列, 即一系列裂纹深度, 对每个裂纹深度进行裂纹扩展分析; 当 $K \geq K_c$ 时即为失效, 可得区域条件失效概率 p_i :

$$p_i = P(g \leq 0) = \frac{s}{S} \quad (7)$$

式中 s 为失效数目, S 为根据缺陷分布超越概率抽样的样本总数。缺陷有可能出现在特征的任意位置, 为获取特征的失效概率, 需要先计算不同区域的条件失效概率 p_i 与区域面积 A_i , 从而得到特征的失效概率 P

$$P = 1 - \prod_{i=1}^k (1 - p_i A_i U \eta) \quad (8)$$

式中 U 为单位面积出现缺陷个数; k 是特征数目; η 是加工方式或其他因素带来的修正系数。

3 表面孔特征失效概率分析

3.1 满足规章要求的孔特征失效概率分析流程

适航规章规定了表面孔特征失效概率的计算流程, 如图 6 所示。此流程中, 采用失效概率最高的区域代替全孔, 获取失效风险的保守值。即将缺陷固定到应力最大的四个危险点, 如图 7 所示。点 2 和点 4 为表面半椭圆裂纹, 点 1 和点 3 为角裂纹。

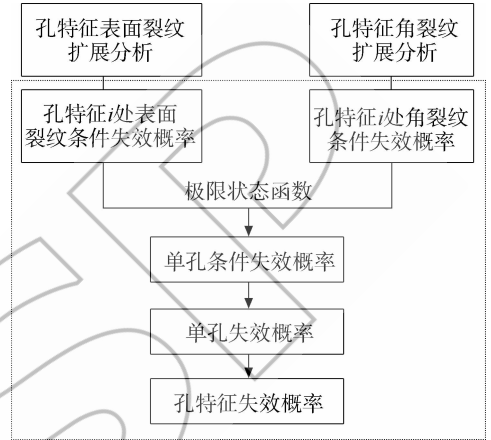


图 6 表面孔特征概率损伤容限评估分析流程^[16]

Fig. 6 Process of the surface probabilistic damage tolerance methodology for hole features^[16]

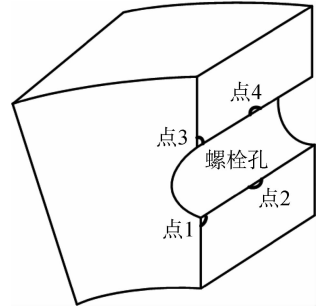


图 7 表面孔特征模型

Fig. 7 Model of hole feature

孔的条件失效风险值:

$$p_{\text{cond}} = \max\{p_n\} \quad (9)$$

式中 p_{cond} 含义为在存在缺陷的条件下, 考虑缺陷尺寸随机性后, 限寿件某一特征在寿命期内发生结构疲劳断裂失效的概率。结合缺陷出现概率以及加工面积, 计算得单孔失效概率 p_{hole}

$$p_{\text{hole}} = \frac{p_{\text{cond}} U_{\text{hole}} A_{\text{hole}} f_c}{f_{\text{credit}}} \quad (10)$$

式中 U_{hole} 代表单位面积下缺陷出现个数; A_{hole} 代表单孔面积; f_c 是表面初始缺陷修正因子, 数值在 0~1 之间。 f_{credit} 是表面加工工艺置信度^[44],

该参数结合加工工艺流程与发动机生产商的生产经验制定,反映加工过程的安全性等级。

当考虑孔特征中包含多孔时,孔特征失效概率 P_{hole} 为

$$P_{\text{hole}} = 1 - \prod_{j=1}^l [1 - (p_{\text{hole}})_j]$$

(11)

式中 l 代表该特征的所有孔的数目, $(p_{\text{hole}})_j$ 是该孔特征中第 j 个孔的失效概率。

3.2 孔特征失效概率分析优化流程

由文中第 3.1 节知,单孔条件失效概率 p_{cond} 的决定因素主要是缺陷分布规律、材料数据及外载荷条件,其取值范围为 $0 \sim 1$,如式(12)和式(13):

$$p_{\text{cond}} = F(a, E, \mu, K_c, C, n, W, L, T, \dots)$$

(12)

$$0 \leq p_{\text{cond}} \leq 1$$

(13)

式中 E 为材料弹性模量, μ 为材料泊松比。由此可提出孔特征失效概率分析优化流程(图 8)。假设条件失效概率为 1,即忽略裂纹扩展寿命,根据孔特征面积以及初始缺陷出现超越数初步计算孔特征失效风险,如式(9)。该保守估计方法已用于国外航空发动机适航审定过程。对于孔数较少、孔面积较小的限寿件,裂纹出现概率极小,保守风险值远低于目标风险值。而对于孔数较多、面积较大的限寿件,保守风险值会超出适航规章规定的目标风险值。因而,必须对部件进行线弹性断裂力学分析,获得更精确的失效风险值,从而判定限寿件设计的安全性。

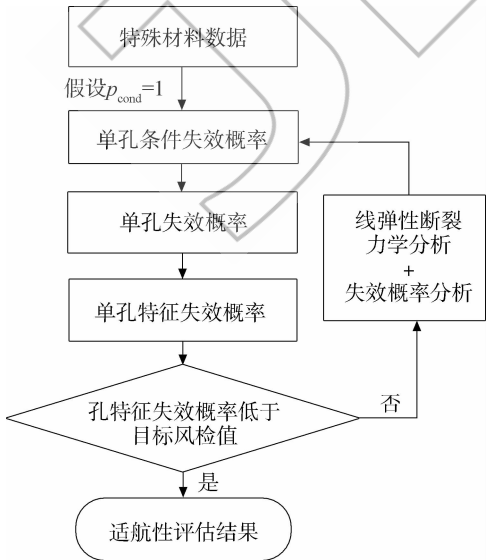


图 8 表面孔特征概率损伤容限评估优化流程图
Fig. 8 Modified process of surface probabilistic damage tolerance methodology for hole features

4 孔特征评估模型的校核

4.1 加载条件及材料数据

适航取证部门需要表明其概率损伤容限评估方法满足规章要求,即通过适航咨询通告 AC33.70-2 提供算例校核。

图 9 是算例的几何模型,转子盘均布 40 个直径为 0.0127m 的孔。在发动机设计寿命为 20 000 飞行循环内,可视为受到 20 000 个 $0-\sigma_{\text{max}}-0$ 等幅载荷循环。载荷分为两部分,首先是由转子盘旋转产生的离心应力,最大转速为 5 700 r/min;其次是外围叶片离心力 σ_{centri} ,大小为 33 MPa,方向沿转子盘径向朝外。该算例采用的转子盘结构为钛合金材料,主要材料参数见表 1。缺陷分布、缺陷检出概率等参数见文中第 2.1 节。

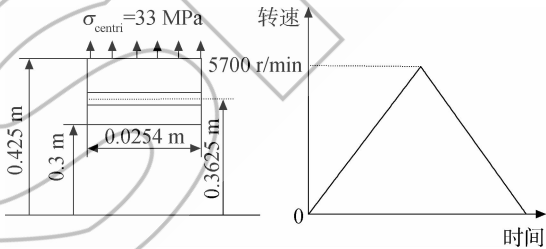


图 9 校准算例几何模型
Fig. 9 Geometry model of test case

表 1 钛合金轮盘材料属性参数
Table 1 Material properties of titanium alloy

材料参数	数值
弹性模量/GPa	120
泊松比	0.361
密度/(kg/m³)	4 450
断裂韧性/(MPa·m ^{1/2})	64.5
裂纹扩展速率(应力比为 0)	$\frac{da}{dN} = 9.25 \times 10^{-13} \Delta K^{3.87}$

4.2 线弹性断裂力学方法验证

采用 ABAQUS 有限元软件,根据热弹性耦合理论获取 1/40 轮盘周向应力(图 10)。孔特征处有应力集中,且沿厚度方向应力基本一致。结合上述应力分布与结构特征,计算裂纹尖端应力强度因子,获取裂纹扩展过程数据。通常选用最具有代表性的裂纹最深点和裂纹表面点的计算数值代表整个裂纹周围的应力强度因子,即图 11 中 A 点(最深点)和 B 点(表面点)。对应力强度因子计算的准确性进行校核。标

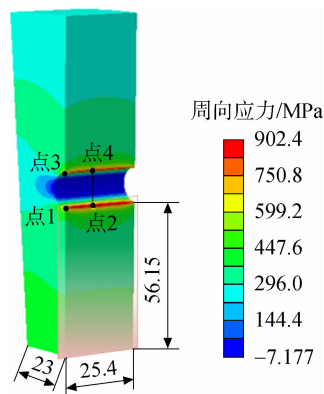


图 10 校准算例周向应力分布(单位:mm)
Fig. 10 Circumferential stress distribution of test case
(unit:mm)

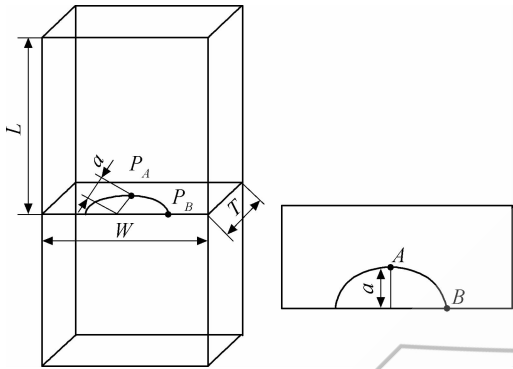


图 11 表面裂纹示意图
Fig. 11 Geometry model of surface crack

准解采用 ABAQUS 中 J 积分计算结果^[45]。假设裂纹出现在图 10 中孔应力最大点 2 处,初始裂纹深度为 4.4 mm(此时应力强度因子接近断裂韧性阈值,误差最大),计算半圆形表面裂纹的最深点 A 以及表面点 B 的应力强度因子,并以有限元结果为标准值,对 Newman 法、权函数法的计算精度进行对比,见图 12,具体数值见表 2。

表 2 表面裂纹应力强度因子几种计算方法的误差对比
Table 2 Errors between computing methods for stress intensity factor of surface crack

参数	计算方法		
	有限元	权函数	Newman
A 点应力强度因子/ (MPa·m ^{1/2})	41.9	39.15	34.33
A 点应力强度 因子误差/%		6.5	18.0
B 点应力强度因子/ (MPa·m ^{1/2})	67	62.96	55.85
B 点应力强度 因子误差/%		6.1	16.6

权函数法解与有限元解误差较小(6%);Newman 公式估算结果误差较大。Newman 公式通过给定远场应力计算应力强度因子,不能准确地反应结构体受力情况,因而存在较大误差。相反,权函数法可充分反映结构体受力情况,计算结果较为准确^[46]。通过权函数法建立应力强度因子数据库,可提升断裂力学分析效率。

4.3 表面孔特征失效概率计算

表面孔特征概率损伤容限评估以孔边最危险点的失效概率作为评估结果,从而获得保守的失效风险值。选取图 10 中点 1、2、3、4 进行裂纹扩展分析。图 13 和图 14 分别是提取的最大应力梯度和相应的应力强度因子曲线。图 15 是初始缺陷深度为 3×10^{-5} m 的情况下的裂纹扩展曲线,当裂纹尺寸达到断裂韧性时,即认为部件发生失效。可见,点 2 处出现的表面裂纹扩展最快,最先发生失效。据此假设缺陷出现于点 2。

对相关随机变量进行蒙特卡洛抽样来模拟缺

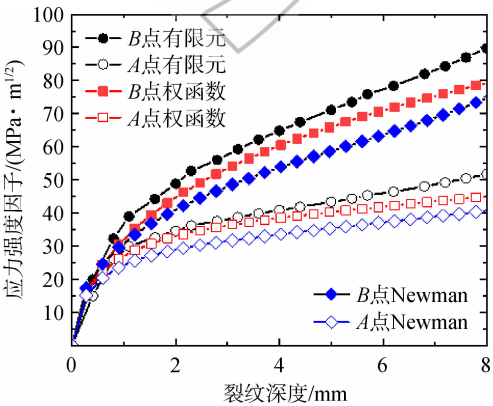


图 12 表面裂纹表面点及最深点应力强度因子对比
Fig. 12 Stress intensity factors of surface point
and the deepest point of surface crack

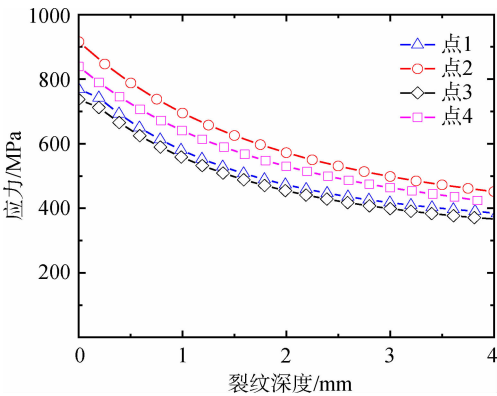


图 13 孔特征应力梯度图
Fig. 13 Stress gradients of hole feature

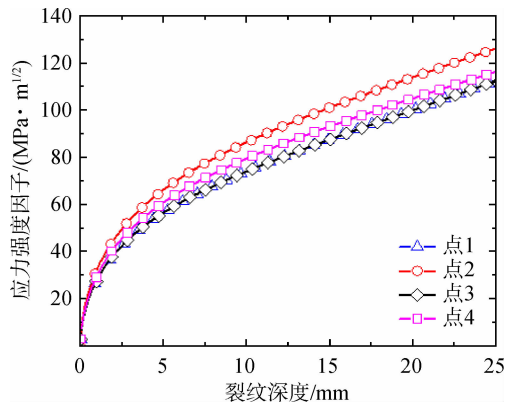


图 14 裂纹尺寸与应力强度因子 a - K 曲线图
Fig. 14 Relationship between stress crack size and intensity factors

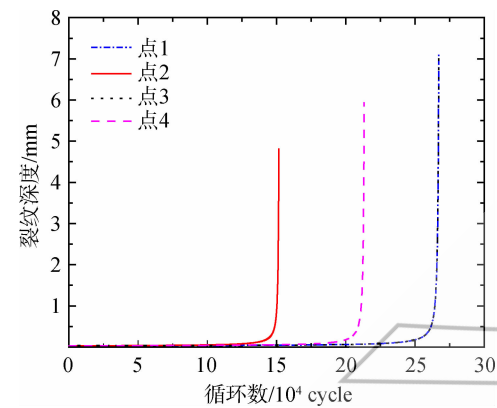


图 15 裂纹扩展 N - a 曲线图
Fig. 15 Relationship between flight N - a

陷数据、无损检测的随机性^[47], 计算所得表面孔特征失效概率如图 16 所示。使用寿命期 20 000 次飞行循环内的失效概率见表 3。结果表明: 钛合金轮盘寿命期内的失效概率为 2.677×10^{-4} ; 无损检测(4 000、8 000 次飞行循环对相互独立的

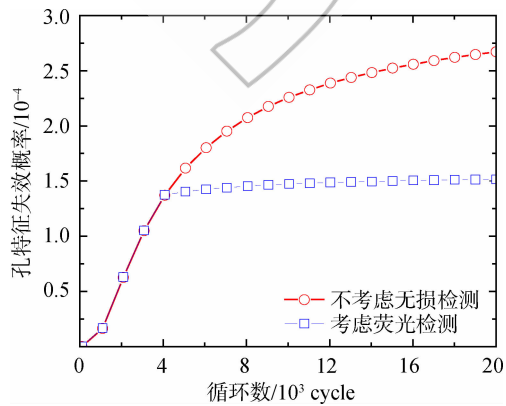


图 16 失效概率随飞行循环数变化图
Fig. 16 Relationship between probability of failure and flight cycles

90%轮盘进行荧光检测)失效概率为 1.514×10^{-4} 。计算数值在算例验证范围内, 这表明该评估方法符合适航规章要求。

表 3 AC33. 70-2 算例的失效概率计算数值与给定校核数值

Table 3 Probability of failure results and the reference values of the test case in AC33. 70-2		
检查条件	孔特征失效概率/ 10^{-4}	AC 校核范围(均值)/ 10^{-4}
无检测	2.677	2.58~3.22(2.88)
两次无损检测	1.514	0.729~2.25(1.28)

该算例的单孔条件失效概率为 0.786(表 4), 即在出现缺陷的情况下, 该缺陷导致单孔在使用寿命内失效的概率为 0.786。采用文中第 3.2 节优化失效概率分析方法, 假设单孔条件失效概率为 1, 可初步获得失效概率的保守值为 3.406×10^{-4} 。该失效概率超出孔特征的目标风险值, 因而需要对算例进行线弹性断裂力学分析与失效概率分析, 获取更为精确的失效概率值。

表 4 算例条件失效概率与失效概率
Table 4 Probability of failure and conditional probability of failure results of test case

检查条件	单孔条件失效概率	单孔失效概率/ 10^{-6}	孔特征失效概率/ 10^{-4}
无检测	0.786	6.69	2.677
两次无损检测	0.445	3.78	1.514
无检测(优化)	1.000	8.51	3.406

通过上述分析可知, 表面特征概率损伤容限评估结果的影响因素是缺陷分布、无损检测检出概率等随机变量。此外, 应力大小与材料参数, 如 Paris 裂纹扩展参数 C 和 n 等, 决定了裂纹到达断裂韧性 K_{IC} 的速度, 也会影响部件的失效概率。

通过优化失效概率分析流程, 可根据孔特征面积以及初始缺陷出现超越数初步计算孔特征失效概率。

5 结 论

本文从限寿件安全性评估要求出发, 系统总结了加工制造阶段引入的表面缺陷的损伤容限评估方法; 以孔特征为例, 分析了表面特征概率损伤容限评估内容, 完成了适航咨询通告孔特征算例验证, 并在此基础上, 描述了优化的孔特征概率损

损伤容限评估流程。有如下结论:

1) 表面特征概率损伤容限评估核心内容包括特殊材料数据库、线弹性断裂力学分析和失效概率分析。

2) 特殊材料数据库是当前加工和检测水平的量化反映。我国亟需开展不同特征加工缺陷和检测概率数据的累积工作,为概率损伤容限评估提供数据基础。

3) 高效的断裂力学分析方法是概率损伤容限评估的基础,决定着表面特征失效概率评估的可行性与准确性。基于权函数的应力强度因子计算方法可以快速准确计算裂纹扩展(误差为 6%)。

4) 假设条件失效概率为 1,根据孔特征面积以及初始缺陷出现超越数,可获得偏于保守的风险值,并初步判定限寿件设计是否符合适航要求。这为限寿件提供了一条优化快速的评估路径。

参考文献:

[1] Federal Aviation Administration. Advisory Circular 33. 75-1A:guidance material for 14CFR 33. 75, safety analysis[R]. Washington DC;Federal Aviation Administration,2007.

[2] National Transportation Safety Board. Aircraft accident report;United Airlines Flight 232 McDonnell Douglas DC-10-10 Sioux gateway airport, Sioux City, Iowa, July 19, 1989[R]. Washington DC;National Transportation Safety Board,NTSB/AAR-90/06,1990.

[3] National Transportation Safety Board. Aircraft accident report;uncontained engine failure,Delta airlines flight 4288, McDonnell Douglas MD-88, N927DA, Pensacola, Florida, July 6,1996[R]. Washington DC;National Transportation Safety Board,NTSB/AAR-98/01,1996.

[4] Federal Aviation Administration. e-CFR 14 part 33: Airworthiness standards; aircraft engines [R]. Washington DC;Federal Aviation Administration,2009.

[5] BOYDLEE A D, HARRISON G F, HENDERSON M B. Evaluation of standard life assessment procedures and life extension methodologies for fracture-critical components [J]. International Journal of Fatigue,2001,23(Suppl. 1): 11-19.

[6] CHAN K S, ENRIGHT M P, MOODY J, et al. HOT-PITS;the DARWIN approach to assessing risk of hot corrosion-induced fracture in gas turbine components[J]. Engineering Fracture Mechanics,2020,228;106889. 1-106889. 20.

[7] AIARI Sub-Committee. The development of anomaly distributions for aircraft engine titanium disk alloys [R]. AIAA-97-1068,1997.

[8] WU Y T, ENRIGHT M P, MILLWATER H R, et al. Probabilistic methods for design assessment of reliability with inspection (DARWIN)[R]. AIAA-2000-1510,2000.

[9] Federal Aviation Administration. Advisory Circular 33. 14-

1;damage tolerance for high energy turbine engine rotors [R]. Washington DC; Federal Aviation Administration, 2001.

[10] Federal Aviation Administration. Advisory Circular 33. 70-1;guidance material for aircraft engine life-limited parts requirements[R]. Washington DC;Federal Aviation Administration,2009;12-16.

[11] CORRAN R,GORELIK M,LEHMANN D,et al. The development of anomaly distributions for machined holes in aircraft engine rotors[R]. ASME Paper GT2006-90843,2006.

[12] ENRIGHT M P,LEE Y D,MCCLUNG R C,et al. Probabilistic surface damage tolerance assessment of aircraft turbine rotors[R]. ASME Paper GT2003-38731,2003.

[13] JAMEEL A. Surface damage tolerance analysis of a gas turbine engine rotor[R]. ASME Paper GT2005-68760,2005.

[14] SOBOTKA J C,MCCLUNG R C. Modelling considerations for stress intensity factor solutions at pin-loaded holes[J]. Fatigue and Fracture Engineering materials and structures,2020,43(5):955-964.

[15] SOBOTKA J C,LEE Y D,MCCLUNG R C,et, al. Stress-intensity factor solutions for tapered lugs with oblique pin loads[R]. International Committee on Aeronautical Fatigue, ICAF LNME,2019.

[16] FAA. Advisory Circular 33. 70-2;damage tolerance of hole features in high-energy turbine engine rotors[R]. Washington DC;Federal Aviation Administration,2009.

[17] ENRIGHT M P,MCCLUNG R C,LIANG Wuwei,et al. A tool for probabilistic damage tolerance of hole features in turbine engine rotors[R]. ASME Paper GT2012-69968,2012.

[18] MCCLUNG R C, WAWRZYNEK P, LEE Y D, et, al. An integrated software tool for high fidelity probabilistic assessment of metallic aero-engine components[R]. ASME Paper GT2016-57877,2016.

[19] Federal Aviation Administration. Probabilistic design for rotor integrity[R]. Alexandria, US;National Technical Information Services (NTIS),2018.

[20] Federal Aviation Administration. Probabilistic integrity and risk assessment of turbine engines[R]. Alexandria, US; National Technical Information Services (NTIS),2018.

[21] MCCLUNG R C, LEE Y D, SOBOTKA J C, et al. Some recent advances in engineering fracture modeling for turbomachinery[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power,2019,141(2):021005. 1-021005. 9.

[22] 张弓. 航空发动机涡轮盘腔多场耦合危险机理研究[D]. 北京:北京航空航天大学,2012.

ZHANG Gong. Study on safety mechanism in rotor-stator disc cavity of aero-engine with multi-physics coupling[D]. Beijing;Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2012. (in Chinese)

[23] DING Shuiting, WANG Ziyao, QIU Tian, et al. Probabilistic failure risk assessment for aeroengine disks considering a transient process[J]. Aerospace Science and Technology,2018,78;696-707.

[24] WANG Rongqiao, LIU Xi, HU Dianyin, 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.
- [25] 丁水汀, 潘博超, 李果, 等. 寿命限制件概率风险评估材料缺陷数据模型[J]. *航空动力学报*, 2018, 33(5): 1270-1280.
DING Shuiting, PAN Bochao, LI Guo, et al. Material defects data model of probabilistic risk assessment on life limited part[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2018, 33(5): 1270-1280. (in Chinese)
- [26] 王子尧. 考虑过渡过程的航空发动机机轮失效风险研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2018.
WANG Ziyao. Study on the failure risk of aeroengine disks considering a transient process[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018. (in Chinese)
- [27] 陆山, 李波. 考虑表面加工缺陷的轮盘疲劳寿命分析方法[J]. *航空发动机*, 2014, 40(5): 7-12.
LU Shan, LI Bo. An analysis method of disk fatigue life considering surface manufacturing-induced anomaly[J]. *Aeroengine*, 2014, 40(5): 7-12. (in Chinese)
- [28] 魏大盛, 陈妍妍, 王延荣. 基于表面缺陷特征的疲劳寿命预测方法[J]. *航空动力学报*, 2019, 34(1): 92-98.
WEI Dasheng, CHEN Yanyan, WANG Yanrong. Fatigue life prediction method based on the features of surface defects[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2019, 34(1): 92-98. (in Chinese)
- [29] 闫周易. 涡轮盘偏心孔概率损伤容限风险评定程序研究[D]. 天津: 中国民航大学, 2016.
YAN Zhouyi. Study on program of probabilistic damage tolerance risk assessment for holes in turbine disks[D]. Tianjin: Civil Aviation University of China, 2016. (in Chinese)
- [30] 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.
- [31] MCCLUNG R C, LEE Y D, ENRIGHT M P, et al. A new computational framework for fatigue crack growth analysis of components [C] // *Proceedings of 12th International Conference on Fracture 2009 (ICF-12)*. Ottawa, Canada: ICF, 2009: 880-889.
- [32] ENRIGHT M P, MCCLUNG R C, HUYSE L. A probabilistic framework for risk prediction of gas turbine engine components with inherent or induced material anomalies [R]. *ASME Paper GT2005-68982*, 2005.
- [33] MCCLUNG R C, ENRIGHT M P, LIANG W, et al. Integration of manufacturing process simulation with probabilistic damage tolerance analysis of aircraft engine components[R]. *AIAA-2012-1528*, 2012.
- [34] MOMIN F N, MILLWATER H R, OSBORN R W, et al. A non-intrusive method to add finite element-based random variables to a probabilistic design code[J]. *Finite Elements in Analysis and Design*, 2010, 46(3): 280-287.
- [35] 赵维涛, 张凌云, 张大千. 结构系统静强度与断裂的综合可靠性分析[J]. *计算力学学报*, 2010, 27(3): 542-547.
- ZHAO Weitao, ZHANG Lingyun, ZHANG Daqian. A method of synthetic reliability analysis on static strength and fracture of structure[J]. *Chinese Journal of Computational Mechanics*, 2010, 27(3): 542-547. (in Chinese)
- [36] PARIS P C, GOMEZ M P, ANDERSON W E. A rational analytic theory of fatigue[J]. *The Trend in Engineering*, 1961, 13(1): 9-14.
- [37] RAJU I S, NEMAN J C. Stress intensity factors for corner cracks in rectangular bars: fracture mechanics; nineteenth symposium[R]. *ASTM STP 969*, 1988: 43-55, 1988.
- [38] GLINKA G, SHEN G. Universal features of weight functions for cracks in mode I [J]. *Engineering Fracture Mechanics*, 1991, 40(6): 1135-1146.
- [39] GLINKA G. Development of weight functions and computer integration procedures for calculating stress intensity factors around cracks subjected to complex stress fields [R]. Hampton, VA, US: Analytical Services and Materials Incorporation, 1996.
- [40] KICIAK A, GLINKA G, EMAN M. Weight functions for corner crack in finite thickness plate subjected to in-plane loading[J]. *Engineering Fracture Mechanics*, 1998, 60(2): 221-238.
- [41] WU Xueren. A review and verification of analytical weight function methods in fracture mechanics[J]. *Fatigue Fracture Engineering Materials and Structure*, 2019, 42(9): 2017-2042.
- [42] 张弓, 周燕佩, 丁水汀. 面向适航要求的涡轮发动机限寿件概率失效风险评估方法[J]. *航空动力学报*, 2015, 30(10): 2338-2445.
- ZHANG Gong, ZHOU Yanpei, DING Shuiting. Probabilistic failure risk assessment method of turbine engine life limited parts for airworthiness requirements[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2015, 30(10): 2338-2445. (in Chinese)
- [43] 丁水汀, 张弓, 蔚夺魁, 等. 航空发动机机轮概率风险评估方法研究综述[J]. *航空动力学报*, 2011, 26(7): 1441-1450.
DING Shuiting, ZHANG Gong, YU Duokui, et al. Review of probabilistic risk assessment on aero-engine airworthiness[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2011, 26(7): 1441-1450. (in Chinese)
- [44] Federal Aviation Administration. Aerospace industries association rotor manufacturing project (RoMan) report (DOT/FAA/AR-06/3)[R]. Washington DC: Federal Aviation Administration, 2002.
- [45] 高庆. 工程断裂力学[M]. 重庆: 重庆大学出版社, 1986: 110-134.
- [46] MCCLUNG R C, LEE Y, LIANG W, et al. Automated fatigue crack growth analysis of components[J]. *Procedia Engineering*, 2010, 2(1): 629-637.
- [47] YANG Liu, DING Shuiting, WANG Ziyao, et al. Efficient probabilistic risk assessment for aero-engine turbine disks using probability density evolution [J]. *AIAA Journal*, 2017, 55(8): 2755-2761.