

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

张弓^{1,2}, 周燕佩^{1,2}, 丁水汀³

- (1. 中国民用航空局 中国民用航空发动机适航审定中心, 北京 100102;
2. 中国民航科学技术研究院 发动机适航审定中心筹建办公室, 北京 100028;
3. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191)

摘 要: 为了满足适航规章关于民用航空涡轮发动机限寿件的要求,通过综合分区概率统计、应力-强度干涉理论、线弹性断裂力学等方法建立了限寿件失效的概率风险评估数学模型,确定了模型的数值解法,开发了计算程序,并结合咨询通告中所提供的校准算例完成了模型的验证工作。评估结果表明,寿命期内不进行无损探伤检查和在10000循环进行一次检查的限寿件示例失效风险分别为 1.45×10^{-9} 次/飞行循环和 1.0×10^{-9} 次/飞行循环,完全符合校准算例,表明了评估方法能够反映适航规章关于限寿件失效风险分析的要求。

关 键 词: 适航; 涡轮发动机; 发动机限寿件; 失效风险; 概率风险评估

中图分类号: V232.3

文献标志码: A

Probabilistic failure risk assessment method of turbine engine life limited parts for airworthiness requirements

ZHANG Gong^{1,2}, ZHOU Yan-pei^{1,2}, DING Shui-ting³

- (1. Engine Certification Center,
Civil Aviation Administration of China, Beijing 100102, China;
2. Aeroengine Airworthiness Certification Center Preparatory Office,
China Academy of Civil Aviation Science and Technology, Beijing 100028, China;
3. School of Energy and Power Engineering,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: In order to meet the requirement of airworthiness regulations on engine life limited parts (ELLPs), a theoretical model integrating stress-strength interference model, linear elastic fracture mechanics and zone based probabilistic analysis was established to assess the failure risk of ELLPs. The numerical algorithm and the computer program were also developed. The method was calibrated by the test case provided in the advisory circular. The assessment results are 1.45×10^{-9} times/cycle without any non-destructive inspection and 1.0×10^{-9} times/cycle with an inspection at 10000 cycles, respectively. The results measure up to the calibration test case very well, indicating the method to meet the terms of the regulation, thus is applicable to the current civil engine type certification.

收稿日期: 2014-08-22

作者简介: 张弓(1983—),男,陕西渭南人,工程师,博士,主要从事航空发动机适航技术研究。

E-mail: zhanggong_ecc@caac.gov.cn

Key words: airworthiness; turbine engine; engine life limited parts; failure risk; probabilistic risk assessment

民用航空涡轮发动机的轮盘运行时发生失效会导致高能碎片非包容事件,进而可能引起严重的飞行事故^[1].航空发动机适航规章一般将这种原发失效可能引起发动机危害性影响的转子和部分静子结构件定义为限寿件,并要求采用工程计划、制造计划和使用管理计划构成的闭环系统保障其安全性^[2].其中,对限寿件批准寿命期内的失效进行概率风险评估,并表明满足设计目标风险(DTR)是工程计划的一个重要内容^[3].

目前适航规章对于限寿件的要求主要针对的是低循环疲劳失效相关的安全性问题.经过早期对金属疲劳失效现象的研究总结,航空工业界发展了安全寿命管理方法,有效地保障了限寿件的安全性^[4].1974年,美国联邦航空局(FAA)在对联邦适航规章(FAR)的修订中增加了关于起动-停车循环应力的条款 FAR 33.14,首次明确了限寿件低循环疲劳寿命的要求.然而,安全寿命方法一般采用完美材料假设,无法处理零部件材料缺陷和加工缺陷的问题.此类缺陷尽管存在概率极小,但一旦发生,往往导致灾难性的飞行事故^[5-6].苏城空难后,FAA 经过对概率失效风险方法的评估,制定了新的条款,以 FAR 33.70 替代 FAR 33.14,要求申请人必须评估由于材料诱发缺陷导致的潜在失效风险.

在 FAA 的倡导下,美国西南研究院联合通用电器、普惠等四家民用航空发动机制造商,在限寿件失效风险评估方法方面进行了大量研究. Leverant 等^[7]针对压气机盘钛合金的硬质 α 析出缺陷,以限寿件应力分布有限元计算为基础,以应力分散度、缺陷分布和无损探伤检查(NDI)为随机变量,建立了 DARWIN 失效风险分析方法. Millwater 等^[8]和 Wu 等^[9]就其分析过程等方面进行深入分析,表明采用正确的数据库进行评估满足规章的要求.此后, McClung 等^[10-11]、Enright 等^[12-14]、Momin 等^[15]和 Wu 等^[9]分别从断裂力学概率统计模型、随机变量分布等方面完善了失效风险分析方法的理论与应用.

国内对于失效风险分析的研究处于起步阶段.文献[16]对国外相关研究进行了综述,指出了概率风险评估方法的研究方向.胡殿印等建立了基于概率分析的涡轮盘设计流程,并以此为基础对涡轮盘的概率寿命设计体系进行了探讨^[17-18],

适用于涡轮盘的定寿分析.杜少辉等结合安全寿命方法和可靠性统计模型方法对轮盘延寿的失效风险进行了初步的探讨^[19].

当前国内研究仍多集中于寿命与可靠性分析方面,无法满足适航规章要求.限寿件寿命期内失效的概率风险评估已成为我国民用航空涡轮发动机取证的极大障碍.本文针对这一现象,以分区评估为基础,综合应力-强度干涉模型和线弹性断裂力学,建立针对限寿件材料缺陷的失效风险评估方法,并通过适航咨询通告提供的校准算例对方法的有效性进行验证.

1 概率失效风险评估模型和方法

1.1 概率失效风险评估的核心流程

根据当前适航规章,对限寿件所建立的工程计划包含多方面的内容.由于适航规章对于限寿件的要求主要集中在低循环疲劳问题方面,而限寿件的工作条件中对低循环疲劳影响最大的参数分别为限寿件承受的循环应力和工作的温度场,这两个参数同时也是概率失效风险评估的主要影响参数.由此,工程计划建立的定寿流程中与概率风险评估相关的核心步骤如图 1 所示.首先通过整机的性能与空气系统分析确定限寿件的使用条件,进而通过有限元分析获得限寿件起动-停车整个循环中时变的温度与应力分布,之后采用安全寿命方法计算预期安全寿命,最后以载荷分布和

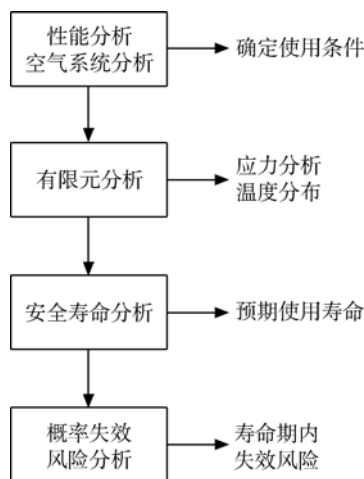


图 1 工程计划的主要步骤

Fig. 1 Main procedure of engineering plan

预期安全寿命为输入参数,对限寿件寿命期内的失效风险进行概率评估后,可以依据评估结果进行设计更改或设置更合理的 NDI 间隔。

依据条款 FAR 33.70 及咨询通告所认可的符合性方法,概率失效风险分析只是安全寿命管理方法的补充,主要用于评估安全寿命管理方法所无法考虑的不完美材料的情况。同时需要指出的是,概率失效风险分析的目的在于评估不同设计时失效风险的相对大小,即评价不同设计方案之间的优劣,而不是计算绝对的物理失效风险。对于采用常规钛合金进行加工的限寿件,包含材料缺陷的 DTR 为 1×10^{-8} 次/飞行循环,若评估结果小于 DTR,则可以认为满足 FAR 关于限寿件材料缺陷失效风险的要求。

通过对 FAR 及相应符合性方法要求的分析可知,对限寿件进行寿命期内失效风险评估的实质就是处理随机初始缺陷分布条件下含裂纹体的低循环疲劳失效问题。评估的主要困难包括:①缺陷的随机性,即缺陷出现位置以及缺陷尺寸分布的不确定性;②含裂纹体的失效评估;③模型建立后相应的数值解法。对此,本文建立的失效风险评估模型主要处理这 3 个问题,其流程如图 2 所示,核心内容主要包括:

- 1) 分区失效风险分析模型;
- 2) 疲劳极限状态函数构造;

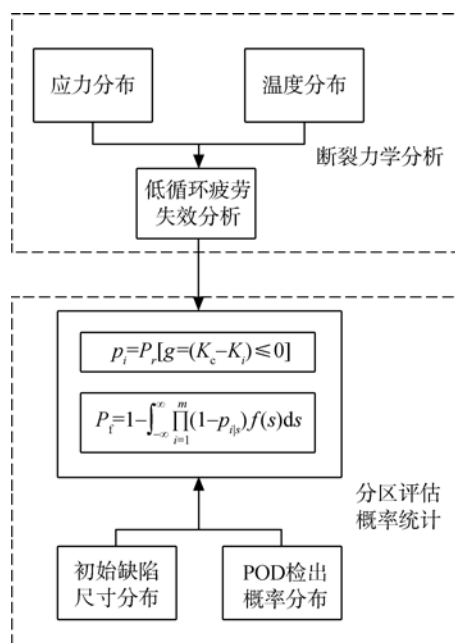


图2 概率风险评估核心流程

Fig. 2 Kernel function of probabilistic risk assessment

3) 含裂纹体的低循环疲劳分析。

1.2 概率失效风险评估的数学模型

由于限寿件载荷分布不均匀,缺陷位置的随机性对其能够扩展至引起失效的程度影响很大,这是评估模型首先需要处理的问题。本文采用分区分析的方法建立失效风险的数学模型。首先将限寿件划分为 m 个区域,任一区域 i 的载荷分布基本相同,即若区域 i 包含随机缺陷,那么缺陷出现在区域内的任何位置都以相近的概率发展为能够导致断裂失效的裂纹。此时,限寿件的失效风险 P_f 可以表示为

$$P_f = 1 - \int_{-\infty}^{\infty} \prod_{i=1}^m (1 - p_{i|s}) f(s) ds \quad (1)$$

其中 s 为随机缺陷, $p_{i|s}$ 为区域 i 包含缺陷条件下的失效风险。引入缺陷独立和小概率假设,并以 λ_c 代表限寿件单位体积材料的缺陷发生率, V_i 代表区域 i 的体积,可得

$$P_f \approx \sum_{i=1}^m \lambda_c V_i p_{i|d} \quad (2)$$

其中 $p_{i|d}$ 为区域 i 的条件失效概率。这就将限寿件概率失效风险评估中缺陷位置随机性问题转化为缺陷发生概率和给定缺陷条件下的区域失效风险计算。缺陷发生概率与材料的制造过程相关,是材料与加工过程的固有属性,可以通过试验与仿真相结合的方式获得^[20]。而给定缺陷条件下的区域失效风险可由含裂纹体的失效评定以及低循环疲劳裂纹扩展分析获得。

由于区域 i 包含缺陷,因此选择应力强度因子 K 为广义应力,断裂韧性 K_c 为广义强度,可得区域 i 的极限状态函数 g

$$g = K - K_c \quad (3)$$

$g > 0$ 时,区域为安全状态, $g < 0$ 时,区域发生断裂失效,对该状态的进行统计分析(P_r)可得到区域 i 的失效风险。根据应力-强度分布干涉理论^[21],可以构造区域 i 在给定缺陷条件下的失效风险

$$p_{i|d} = \int_{-\infty}^{K_{\max}} \left[\int_{-\infty}^K h(K_c) dK_c \right] f(K) dK \quad (4)$$

其中 $h(K_c)$ 和 $f(K)$ 分别为断裂韧性和应力强因子的概率密度分布函数。

K_c 为材料特性参数,若认为构件温度为确定参数, K_c 的分布由材料的分散度确定,可由试验

获得;若考虑构件温度由于运行条件变化所引起的随机性,则 K_c 的分布为温度和材料分散度的联合概率密度分布。

由线弹性断裂力学,裂纹区域的 K 可采用一般形式表示为

$$K = \sigma \sqrt{\pi a} F(a, W, L, \dots) \quad (5)$$

其中 a 为裂纹半长, σ 为区域不含裂纹时加载的应力分布; $F(a, W, L, \dots)$ 为含裂纹体几何参数修正系数。零部件几何设计确定的条件下, K 只是应力分布和裂纹半长的函数。考虑应力的随机性,则 K 的分布为应力和随机缺陷的联合概率分布,若认为应力为确定性参数,则 K 的分布由随机的初始缺陷分布唯一确定。

对于初始缺陷分布,目前工程上一般采用超越函数的形式表示

$$G(a_{in}) = \frac{N(a_{min}) - N(a_{in})}{N(a_{min}) - N(a_{max})} \quad (6)$$

其中 a_{in} 为初始裂纹半长, 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, $N(a)$ 表示等于或超过半长为 a 的裂纹数量。

式(4)仅定义了静态加载时区域失效风险,无法反映运行循环数对限寿件失效率的影响。这涉及含裂纹体的低循环疲劳问题,可以认为裂纹长度随循环数的扩展与应力强度因子变程之间存在 Paris 关系

$$\frac{da}{dN} = C(\Delta K)^n \quad (7)$$

其中 C, n 分别为裂纹扩展常数和裂纹扩展指数。为了讨论简便起见,不妨设航空发动机一次起动-停车循环中所经受的最小应力强度因子 K_{min} 为 0, 则

$$\Delta K = K_{max} - K_{min} = K_{max} \quad (8)$$

其中 K_{max} 表示一次起动-停车应力循环中最大应力所产生的应力强度因子,以下叙述中,略去下标 max。

式(2)~式(8)构成了包含随机缺陷分布条件下的含裂纹体低循环疲劳问题的数学模型。在实际的分析中,存在以下几个方面的问题

1) 式(5)中 F 是关于缺陷几何条件的复杂函数,难以获得解析解;

2) 式(4)中的随机变量的联合概率密度分布难以确定;

3) 式(6)给出的初始缺陷尺寸分布为超越曲线,难以使用解析的方法描述;

4) 如果考虑运行期内执行 NDI,难以确定 N 次循环后干涉模型中概率密度函数。

由于存在这些问题,对上述模型进行解析求解是十分困难的。然而,建立模型不是限寿件概率失效风险评估的最终目的,获得实际设计的相对风险大小是更为现实的需求。因此,在建立失效风险模型的基础上,还需要建立相关的数值方法。

1.3 概率失效风险评估数学模型的解法

对于多随机变量条件下失效风险数学模型的求值,可采用蒙特卡罗(Monte Carlo, MC)方法进行处理。即采用 MC 方法求解式(4),对所有随机变量按照其概率密度分布函数进行抽样,并依据式(5)和式(7)计算每个循环加载时的应力强度因子,依据式(3)对区域 i 的失效情况进行判断并统计其失效风险。对于材料初始缺陷的超越曲线分布以及 NDI 检查中的检出概率,由于并不存在解析描述这两个分布的函数,而只有具体的数据。在计算中,将其数据表示为分段线性函数 F ,并对其逆函数 F^{-1} 进行直接抽样获得。

采用 MC 方法获得符合随机变量分布的样本后,式(5)、式(7)与抽样结果共同构成一个常微分方程的初值问题,综合考虑计算开销与精度,本文采用显式单步法进行求解。为了避免步长设置对求解结果的影响,通过控制步长的 4 级 4 阶 Runge-Kutta 方法求解疲劳裂纹扩展速率方程。

通过建立 MC 抽样以及采用 Runge-Kutta 法求解裂纹扩展速率方程后,式(5)中应力强度因子的计算成为求解的最后难点。由于解析计算和数值分析分别存在条件约束过强和运算量过大等情况,限制了其在失效风险评估中的应用,本文采用 Newman 方法计算有限体内各裂纹形式的应力强度因子^[22-23]。

考虑到采用 MC 方法所导致的较高的计算需求,本文基于 Fortran 与 MPI(message passing interface),编制了并行计算程序,其计算流程如图 3 所示。

至此,本文建立了针对限寿件失效风险评估的数学模型、数值解法以及相应的计算程序。在采用计算程序进行计算时,以前置流程中分析所得数据,以及根据安全寿命方法或其他定寿方法所获得的限寿件预期使用寿命作为计算的输入。

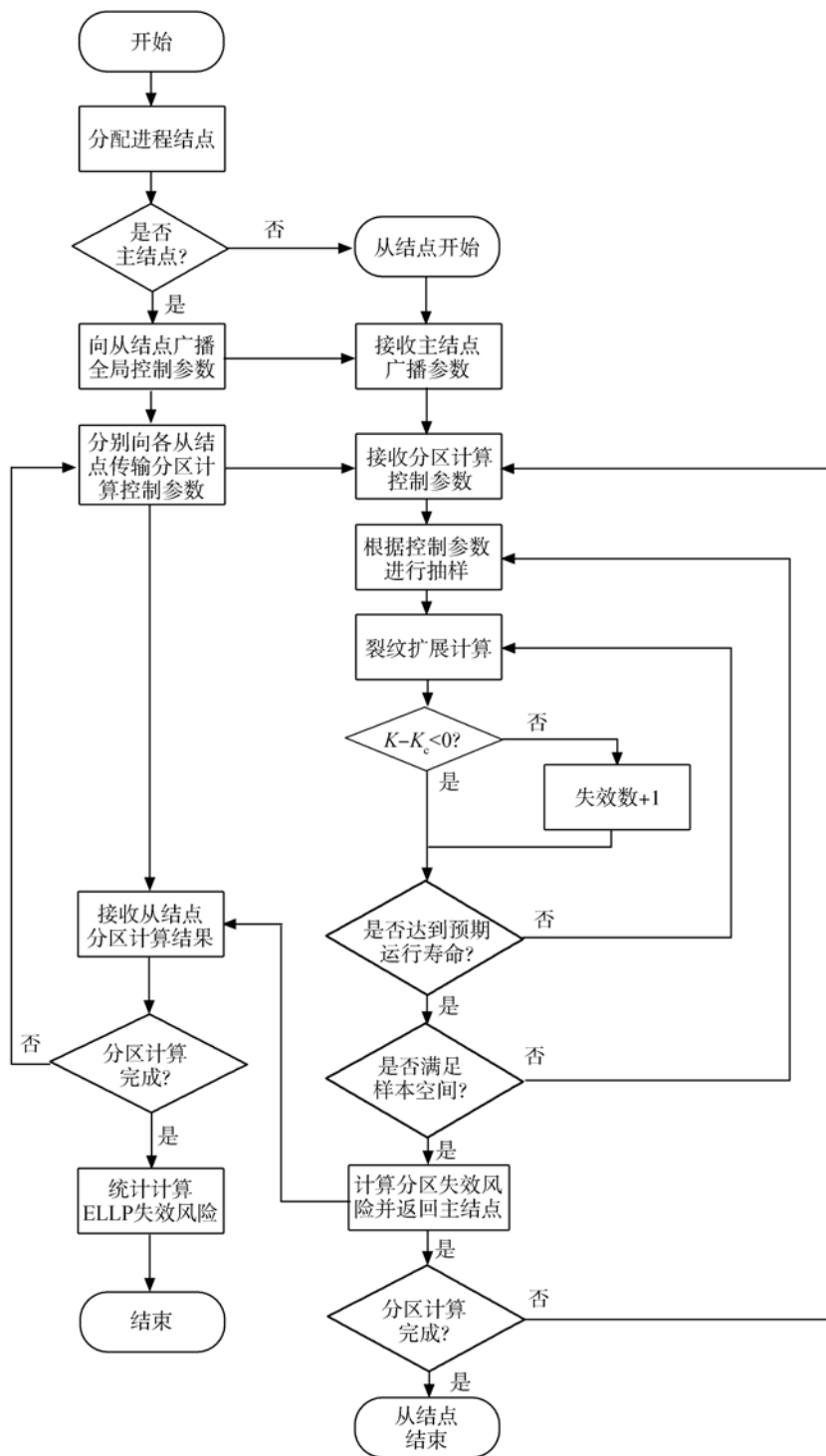


图3 概率失效风险评估程序流程图

Fig. 3 Flowchart of PRA (probabilistic risk assessment) program

2 概率失效风险评估模型的验证

限寿件条款的符合性方法要求中明确指出,用于概率失效风险评估的程序在使用前应当经过适航当局确认的算例进行验证,FAR 33.70 的咨询通告提供了一个基本的校准算例^[4].校准算例提供的计算条件包括几何条件,载荷条件、缺陷与

检出概率(POD)数据以及相应的物性参数.其中几何条件如图4所示,具体参数及载荷条件与物性参数由表1给出.

缺陷与 POD 数据分别由图5和图6给出^[4].验证性计算中,对于有限体内含裂纹,均采用圆缺陷尺寸假设;对于循环载荷,采用0—最大—0的简单载荷循环假设.应力分布由轴对称有限元方

法计算获得,根据应力分析的结果对轮盘进行失效风险评估.划分计算区域数 36 个,针对每一个分区,随机抽样样本数不少于 100 万.

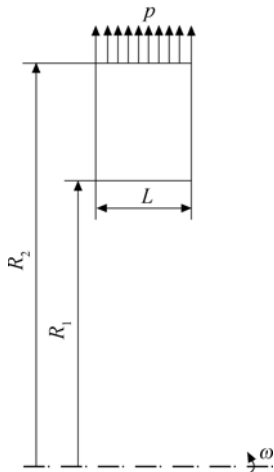


图 4 校准算例几何模型

Fig. 4 Geometry model of the calibration test case

表 1 校准算例参数

Table 1 Parameters of the calibration test case

参数	数值
R_1/mm	300
R_2/mm	425
L/mm	100
$\omega/(\text{r/min})$	6 800
p/MPa	50
$\rho/(\text{kg/m}^3)$	4.45×10^3
E/GPa	120
ν	0.361
N_p/cycles	20 000
$\frac{da}{dN}/(\text{m/cycle})$	$9.25 \times 10^{-13} (\Delta K)^{3.87}$
$K_c/(\text{MPa} \cdot \text{m}^{-1/2})$	64.5

评估结果由图 7 给出,结果表明含缺陷体失效风险会随循环数的增加而增加,且增加的速度逐渐加快.校准算例限寿件达到 20 000 循环寿命期时,由于可能存在材料缺陷而导致的失效风险为 1.45×10^{-9} 次/飞行循环.如果在使用达到 10 000 循环时对限寿件进行 NDI 检查,并将检出的存在可能导致后续使用中发生失效的限寿件拆下,达到 20 000 循环后,失效风险为 1.0×10^{-9} 次/飞行循环.这两者均满足 DTR 的要求,而两者数值的大小则表明在使用中合理地安排 NDI

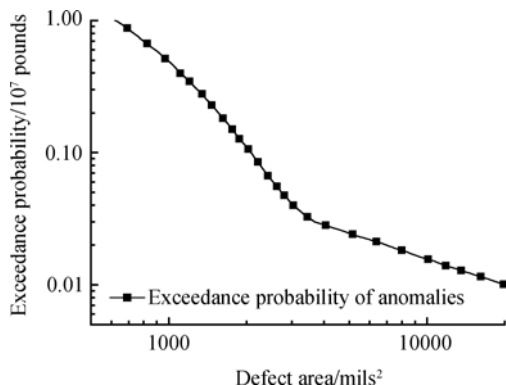


图 5 校准算例缺陷数据^[4]

Fig. 5 Anomalies distribution from the calibration test case^[4]

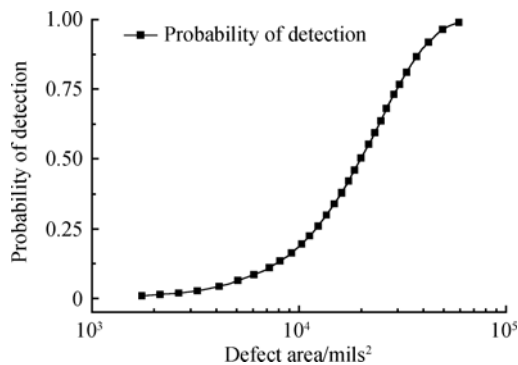


图 6 校准算例 POD 数据^[4]

Fig. 6 POD data from the calibration test case^[4]

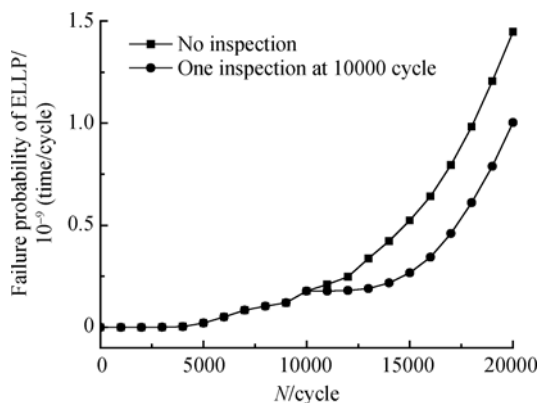


图 7 评估结果

Fig. 7 Results of PRA

检查可以有效地降低限寿件的失效风险.

表 2 给出了评估结果与校准算例的对比.计算结果完全满足校准算例所给出的可接受结果的范围,表明本文所建立的概率失效风险评估模型符合适航条款要求,能够用于实际的失效风险分析.

表2 评估结果对比

Table 2 Comparison of assessment results

NDI 检查	失效风险概率值	
	本文模型结果	可接受的结果
不执行	1.45×10^{-9}	$1.27 \times 10^{-9} \sim 1.93 \times 10^{-9}$
执行1次	1.00×10^{-9}	$8.63 \times 10^{-10} \sim 1.53 \times 10^{-9}$

3 结 论

1) 面向 FAR 33.70 发动机限寿件适航条款中失效风险分析的要求,通过深入分析咨询通告对分析方法的具体要求,采用分区评估的方式建立了针对随机缺陷分布条件下含裂纹体低循环疲劳问题风险分析的模型.模型的建立综合了应力-强度干涉原理、线弹性断裂力学、概率统计以及 NDI 检查.进一步地,应用 MC 方法、Runge-Kutta 方法和 Newman 方法,确立了模型的数值解法.并针对数值解法利用 Fortran 语言和 MPI 编制了计算程序.

2) 依据建立的模型及其相关的输入条件,制定了针对限寿件进行概率失效风险评估的一般流程.采用咨询通告所提供的校准算例,按照评估流程对本文建立的风险分析模型与算法进行了验证.评估结果与校准算例的符合程度十分理想,表明风险评估方法充分反映了适航规章的要求.

参考文献:

- [1] Federal Aviation Administration. Advisory circular 33.75-1A: guidance material for 14 CFR § 33.75, safety analysis [R]. Washington D C: Federal Aviation Administration, 2007.
- [2] Federal Aviation Administration. e-CFR 14 part 33, airworthiness standards: aircraft engines[S]. Washington D C: Federal Aviation Administration, 2009.
- [3] Federal Aviation Administration. Advisory circular 33.70-1: guidance material for aircraft engine-life-limited parts requirements[R]. Washington D C: Federal Aviation Administration, 2009.
- [4] Federal Aviation Administration. Advisory circular 33.14-1: damage tolerance for high energy turbine engine rotors [R]. Washington D C: Federal Aviation Administration, 2001.
- [5] 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 D C: National Transportation Safety Board NTSB/AAR-90/06, 1990.
- [6] National Transportation Safety Board. Aircraft accident report: Uncontained engine failure, Delta Airlines Flight 1288, McDonnell Douglas MD-88, N927DA, Pensacola, Florida, July 6, 1996 [R]. Washington D C: National Transportation Safety Board NTSB/AAR-98/01, 1998.
- [7] Leverant G R, Littlefield D L, McClung R C, et al. A probabilistic approach to aircraft turbine rotor material design [R]. ASME Paper 97-GT-22, 1997.
- [8] 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, 2002.
- [9] Wu Y T, Enright M P, Millwater H R. Probabilistic methods for design assessment of reliability with inspection[J]. AIAA Journal, 2002, 40(5): 936-946.
- [10] McClung R C. Fracture mechanics analysis in DARWIN [C]// Application of Probabilistic Methods to Gas Turbine Engines. Jacksonville, Florida, US: FAA/USAF Workshop, 1999: 1-22.
- [11] McClung R C, Lee Y D, Enright M P, et al. A new computational frame work for fatigue crack growth analysis of components[C]// Proceedings of 12th International Conference on Fracture 2009 (ICF-12). Ottawa, Canada: [s. n.], 2009: 880-889.
- [12] 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.
- [13] Enright M P, Huyse L, McClung R C. Fracture mechanics-based probabilistic life prediction of components with large numbers of inherent material anomalies[C]// Proceedings Ninth International Conference on Structural Safety and Reliability (ICOSSAR). Rome, Italy: Millpress Science Pub., 2005: 601-607.
- [14] Enright M P, Huyse L. Methodology for probabilistic life prediction of multiple-anomaly materials[J]. AIAA Journal, 2006, 44(4): 787-793.
- [15] 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.
- [16] 丁水汀, 张弓, 蔚夺魁, 等. 航空发动机适航概率风险评估方法研究综述[J]. 航空动力学报, 2011, 26(7): 1441-1451.
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): 1441-1451. (in Chinese)
- [17] 胡殿印, 裴月, 王荣桥, 等. 涡轮盘低循环疲劳的概率设计[J]. 推进技术, 2008, 29(4): 482-487.
HU Dianyuan, PEI Yue, WANG Rongqiao, et al. Probabilistic design of low cycle fatigue for turbine disk[J]. Journal of Propulsion Technology, 2008, 29(4): 482-487. (in Chinese)

- [18] 胡殿印. 涡轮盘疲劳-蠕变可靠性设计方法研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2009.
HU Dianyin. Investigation on probabilistic design for turbine disk under fatigue-creep[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2009. (in Chinese)
- [19] 杜少辉, 洪杰, 谢里阳. 航空发动机断裂关键件失效率分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2009, 35(4): 464-467.
DU Shaohui, HONG Jie, XIE Liyang. Failure risk analysis for fracture critical aero-engine components[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2009, 35(4): 464-467. (in Chinese)
- [20] Aerospace Industries Association Rotor Integrity Subcommittee. The development of anomaly distributions for aircraft engine titanium disk alloys[R]. AIAA-97-1068, 1997.
- [21] 高镇同, 熊峻江. 疲劳可靠性[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2000.
- [22] Newman J C, Raju I S. Stress-intensity factor equations for cracks in three-dimensional finite bodies[J]. NASA-TM-83200, 1981.
- [23] Newman J C, Raju I S. Stress-intensity factor equation for cracks in three-dimensional finite bodies subjected to tension and bending loads[R]. NASA-TM-85793, 1984.

(编辑: 秦理曼)