

文章编号:1000-8055(2011)07-1441-11

航空发动机适航概率风险评估方法研究综述

丁水汀¹, 张 弓¹, 蔚夺魁², 周燕佩³

(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 适航技术研究中心, 北京 100191;

2. 中国航空工业集团公司 沈阳发动机设计研究所, 沈阳 110015;

3. 中国民用航空局 航空安全技术中心, 北京 100028)

摘 要: 针对我国发展满足适航性要求的大型商用航空发动机的迫切需求, 分析总结了目前航空发动机寿命限制件概率风险评估的基本方法和研究进展, 系统描述了满足适航规章(FAR33.70)要求的部件失效概率风险评估方法的技术流程和特点. 在分析了核心方法和基础数据库架构的基础上, 指出完善的概率断裂力学模型及准确的数据库支持是建立概率风险评估方法的重要基础.

关 键 词: 航空发动机; 适航; 寿命限制件; 发动机危害性影响; 概率风险评估

中图分类号: V328

文献标志码: A

Review of probabilistic risk assessment on aero-engine airworthiness

DING Shui-ting¹, ZHANG Gong¹, YU Duo-kui², ZHOU Yan-pei³

(1. Airworthiness Technologies Research Center,

National Key Laboratory of Science and Technology on Aero-Engine Aero-thermodynamics,
School of Jet Propulsion, Beijing University of Aeronautics and Astronautics,
Beijing 100191, China;

2. Shenyang Aeroengine Research Institute,
Aviation Industry Corporation of China, Shenyang 110015, China;

3. Center of Aviation Safety Technology,
Civil Aviation Administration of China, Beijing 100028, China)

Abstract: In order to meet the urgent needs of developing large commercial aero-engines which satisfies the airworthiness requirements, the fundamental methodology and development progress of probabilistic risk assessment (PRA) of life limited parts in recent years were discussed. The PRA technologies, including their processes and characteristics, were described to show their compliance with the life-limited parts requirements set forth in section 33.70 of federal aviation regulations (FAR). Moreover, the core methodology and basic database structure of PRA were analyzed. It indicates that the PRA methodology should be established on the basis of combining the probabilistic fracture mechanism with accurate databases.

Key words: aero-engine; airworthiness; life limited part; hazardous engine effect; probabilistic risk assessment

收稿日期:2010-12-25; 修订日期:2011-03-29

基金项目:教育部长江学者创新团队“航空发动机复杂系统安全性”(IRT0905)

作者简介:丁水汀(1967—),男,辽宁铁岭人,教授、博士生导师,博士,主要从事航空发动机适航技术研究.

在航空发动机适航技术研究中,将其原发失效能够引起发动机危害性影响的部件定义为发动机寿命限制件^[1] (engine life limited part, 简称 ELLP), 如旋转轮盘、大型旋转封严装置等, 设计中主要通过降低 ELLP 的失效概率来提高整机的安全性。目前国内普遍采用基于安全寿命理念的部件寿命管理方法来防止 ELLP 的失效^[2], 在一定程度上提高了航空发动机的安全性, 但是, 这种方法仍然无法避免可能会引起灾难性飞行事故的危害性影响的发生。为此, 美国航空工业界提出采用基于概率风险评估(PRA)的部件寿命管理方法进一步降低 ELLP 的失效概率^[3-4], 并且美国联邦航空局(Federal Aviation Administration, 简称 FAA)在适航规章中也提出了相关要求^[5]——在发动机的联合定义阶段通过系统安全性分析^[6]确定 ELLP 后, 必须通过风险评估表明 ELLP 在预期使用寿命期内的失效概率风险低于 10^{-8} 次/飞行小时, 发动机才能获得最终的型号合格证。因此, 对 ELLP 在使用寿命期内的失效进行概率风险评估成为航空发动机适航取证过程的关键技术和实施步骤之一。

目前, 国际上关于概率风险评估的研究无论在评估体系还是在基础数据获得方面都取得了很好进展^[7], 并发展了较为成熟的计算机代码^[8-9], 而国内, 系统研究该领域的文献很少, 这将极大地制约大型商用航空发动机的发展与适航取证。因此, 本文针对我国发展大型商用发动机的迫切需求, 系统地分析了发动机适航取证过程中的概率风险评估方法, 总结了符合适航规章要求的概率风险评估方法的技术流程与特点, 并指出完善的概率断裂力学模型和准确的数据库支持等是发展 ELLP 概率风险评估的重要基础。

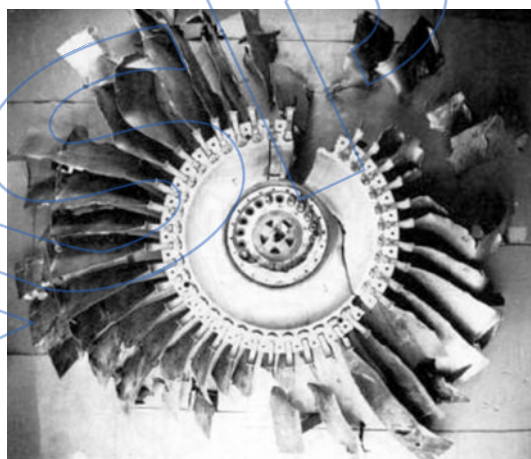
1 概率风险评估的必要性

传统的安全寿命管理方法将某一存活率下(通常为 99.87% 或 99.99%)零部件萌生规定长度裂纹所需的循环数定义为部件的批准寿命, 通过限制使用寿命的方法来保障 ELLP 的安全性^[2], 取得了良好的效果。但在处理载荷、工作环境和材料等参数的随机性对 ELLP 安全性的影响方面, 传统方法存在一些不足。

一方面, 对于部件工作环境与载荷条件的随机性, 传统的轮盘失效分析采用确定性方法, 假设这些条件都可以被完整和正确地描述^[10-11], 然而实际加工中零部件的材料和尺寸容差、运行时环

境条件和载荷的不确定通常难以得到完整和足够正确的描述^[12], 因此, 确定性的失效分析难以准确反映飞行中航空发动机的实际运行状态, 甚至会由于缺乏关键信息而不能正确地确定安全系数, 在这些情况下, 采用传统方法分析轮盘安全性会产生较大偏差^[11]。

另一方面, 大量的发动机使用经验表明部件的材料和加工缺陷是客观存在的^[1], 但是由于这些缺陷的存在概率较小, 不能完全在试验室抽样试验中反映出来, 因此安全寿命方法难以对其进行描述, 一般是通过假设部件不存在缺陷的方式来处理。然而 1989 年苏城空难^[13]和 1996 年潘城空难^[14]正是由于这些极少概率存在的缺陷而引起的严重飞行事故, 如图 1 所示。事实表明, 对于存在缺陷的情况而言, 传统方法并不适用。



(a) 材料缺陷导致苏城空难^[13]



(b) 部件加工缺陷导致潘城空难^[14]

图 1 由材料缺陷与加工缺陷所导致的飞行事故

Fig. 1 Hazardous engine effect of inherent material anomaly and induced material anomaly

因此, 为克服传统安全寿命管理方法的缺点, 进一步地提高 ELLP 的安全性, 避免灾难性飞行事故的发生, 就必须发展能够定量分析参数随机

性和缺陷分布对部件安全性影响的方法——概率风险评估的方法. 通过对随机性和缺陷分布的定量分析, 概率风险评估可以在不具备完整描述的条件下更加准确地反映发动机部件的实际运行状态^[15], 预测预期的飞行事故率, 进而通过控制发动机危害性影响事件率, 从根本上提高部件使用寿命期内的安全性. 此外, 概率风险评估还可以确保 ELLP 在零部件的设计阶段就可以预测其满足适航规章相关的失效概率要求, 并给出推荐的 ELLP 的检查间隔, 降低实际运行中发动机危害性影响发生的概率. 因此, FAA 积极倡导概率风险评估在民用航空领域的应用^[1,16-18], 并取得了显著的效果. 不仅如此, 近年来, 概率风险评估在提高发动机安全性方面的作用也逐渐被军用航空认识和肯定, 并且在最新的军用标准中有所体现^[19-20].

2 概率风险评估方法

概率风险评估通常由有限元分析、概率断裂力学模型和无损探伤检查模型组成. 一个典型的 ELLP 概率风险评估流程如图 2 所示^[21], 其主要思想基于广义应力-强度干涉理论, 以应力强度因子为表征量, 通过计算材料断裂韧性与应力强度因子的差值获得极限状态函数, 如式(1)所示

$$g = K_c - K \leq 0 \quad (1)$$

式中 K_c 为材料断裂韧性, K 为部件裂纹的应力强度因子, g 为极限状态函数, 当 $g \leq 0$ 时即认为部件失效, 其中 K_c 和 K 都是裂纹相关随机变量 X_i 和检查相关随机变量 Y_i 的函数.

极限状态函数 g 的具体计算方法为:

1) 对于裂纹相关随机变量 X_i , 首先应当按照咨询通告 33.70-1^[1]中提供的流程将发动机整机的运行参数转化为部件经受的载荷, 采用有限元分析获得部件的应力、应变以及温度的分布, 通过雨流计数、残余应力分析等方法获得部件的应力分散度信息——应力中值的大小和分布的变异系数; 其次通过断裂力学分析, 采用 Paris 等裂纹扩展公式确定循环数 n 、裂纹尺寸 a 和裂纹应力强度因子 K 之间的关系, 并且将部件材料缺陷分布和加工缺陷分布作为基础数据库支持, 获得裂纹扩展分散度信息——缺陷尺寸、裂纹扩展寿命的分布等; 最后通过综合上述两个分散度信息确定裂纹相关随机变量 X_i .

2) 对于检查相关随机变量 Y_i , 应当根据预期或者实际的发动机检查间隔确定检查间隔分散

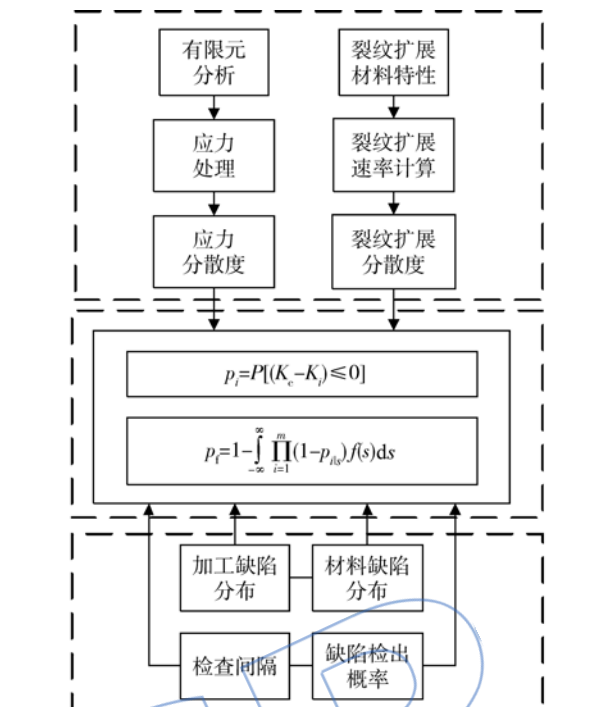


图 2 概率风险评估的基本流程

Fig. 2 Flowchart of PRA

度信息——检查间隔的均值和标准差; 之后根据选用的无损探伤方法, 将其缺陷检出概率 (probability of detection, 简称 POD) 分布作为基础数据库支持, 确定缺陷检出分散度信息; 最后通过综合上述两个分散度信息确定检查相关随机变量 Y_i .

3) 根据裂纹相关随机变量 X_i 和检查相关随机变量 Y_i 计算与循环数 n 相关的极限状态函数 $g(X_i, Y_i, n) = K_c(X_i, Y_i, n) - K(X_i, Y_i, n)$, 之后, 在整个部件区域上通过对 $g \leq 0$ 的概率分布密度进行积分即可获得部件的失效概率.

依据上述部件概率风险评估的思想和流程, 通过对高能转子失效的研究, Leverant 等人^[22]以应力分散度、裂纹扩展寿命分散度、材料缺陷分布和检查周期等参数为随机变量, 结合有限元分析和历史数据库, 针对钛合金压气机盘 Hard α 夹杂缺陷所引起的疲劳裂纹扩展问题, 提出了名为 DARWIN (design assessment of reliability with inspection) 的部件分区风险评估方法.

此后, McClung, Enright 等^[23-27], Momin 等^[21]和 Wu 等^[9,28]分别从概率断裂力学模型的建立、随机变量的分布和计算以及与无损探伤检查相结合等方面进行研究, 进一步完善了 DARWIN 方法. Millwater, Wu^[8-9]等就 DARWIN 具体流程及数据可用性进行研究, 表明采用 DARWIN 及正

确的数据库对部件进行概率风险评估符合适航规章^[5]对 ELLP 提出的相关要求。McClung 等^[29]还指出了概率风险评估方法满足适航规章要求时所需要的基础试验数据支持。

由此可见,与安全寿命方法不同,概率风险评估采用断裂力学分析描述部件的失效,主要针对参数随机性——缺陷分布、无损探伤检出概率分布、材料以及载荷等变量的随机性——对部件安全性的影响,通过定量的失效概率分析提高部件以及整机的安全性^[2]。

3 概率风险评估的主要研究内容

由 ELLP 概率风险评估方法的典型流程和相关研究的分析可以看出,其所需要的核心技术主要有:

- 1) 反映缺陷分布的断裂力学模型;
- 2) 随机变量的概率分布;
- 3) 与无损探伤的结合;
- 4) 基础数据库的构建;
- 5) 提高概率风险评估计算效率的方法。

其中 1)~3) 点反映了极限状态函数的构造过程,其正确性直接影响概率风险评估的适航符合性。4) 点则确定了概率风险评估计算结果的适用性。5) 点主要解决 ELLP 风险评估的效率问题。针对上述 5 个方面,目前国际上已经有众多学者进行研究,并取得了显著的成果,具体分析如下。

3.1 断裂力学模型

早期的概率断裂力学模型多基于 Paris 裂纹扩展模型,采用分布函数的形式对 Paris 公式中的指数 n 和常数 C 进行描述,其弊端在于无法显式地反映部件缺陷分布的影响,不能适应适航规章 FAR33.70 的要求。因此必须发展新的、适用于 ELLP 概率风险评估的断裂力学模型。

在 ELLP 概率风险评估的断裂力学模型研究方面,Levant 等^[3],McClung 等^[4]以及 Grell 等人^[30]分别采用裂纹扩展和裂纹萌生等模型从断裂失效的基本物理过程进行了失效概率的分析,采用权函数法计算了裂纹尖端的应力强度因子,并根据基础试验数据获得了裂纹扩展与应力强度因子之间的关系,初步奠定了概率风险评估的断裂力学分析基础。Chan 等^[31]则从材料疲劳裂纹的微观模型出发,采用统一的表达式处理裂纹萌生、裂纹扩展、裂纹极限和裂纹扩展阈值等常见的裂纹问题,在一定程度上提高了裂纹扩展计

算的通用性;Enright 等^[32]通过建立微动疲劳裂纹扩展模型,研究了载荷分散度、初始裂纹尺寸与位置以及非定期检查的质量与频率函数等对轮盘榫头底部微动疲劳裂纹扩展的影响,扩展了失效模型的适用范围。此外,Millwater 等^[33]还以压气机轮盘为对象,分析了轮盘表面喷丸所引起的残余应力对轮盘失效概率的影响,结果表明虽然残余应力不能改变裂纹扩展的驱动力,但是通过改变循环载荷的平均应力可以使部件的失效概率降低约 15%,因此在建立概率断裂力学模型时应当尽可能地考虑残余应力的影响。

由此可见,概率风险评估中的断裂力学模型采用确定性的裂纹扩展模型与随机的输入参数相结合的方法来完成部件的断裂失效分析,不是对 Paris 公式中的指数 n 和常数 C 进行随机化的处理,而是在部件裂纹应力强度因子的计算中引入初始缺陷分布、无损探伤的检出概率等参数的随机性,从而实现了在极限状态函数中反映缺陷分布、检查间隔分散度对部件失效概率的影响。值得注意的是,在断裂力学分析中采用权函数法和近似方法计算应力强度因子无需在有限元计算中建立裂纹模型^[34],避免了因缺陷的分布而导致的大量随机有限元分析,极大地降低了概率断裂力学的计算工作量,这是概率风险评估能够得到工程应用的重要原因。

但需要指出的是,当前概率断裂力学模型大都针对低循环疲劳裂纹的扩展问题^[1],对于其他失效形式以及多重失效的处理能力不足,这限制了概率风险评估对由其他失效机理控制的部件失效的应用。

3.2 随机变量的分布

与概率断裂力学模型的随机性相比,输入参数的随机性对概率风险评估的结果影响更大,因此采用分布函数对输入参数随机性的描述就变得尤为重要。

在输入参数的分布函数研究方面,Cole^[35]指出 Weibull 分布是航空发动机失效分析中最有价值的分布函数,被广泛地应用在航空发动机部件的寿命预测中,如疲劳寿命与轮盘的裂纹萌生寿命的计算。Duffy 等^[36]的研究表明强度数据的缺乏与难以预估限制了三参数的 Weibull 分布的应用,而两参数的 Weibull 分布在所有的应力水平下都给出了保守的零部件预测寿命。Zaretsky 等^[37]采用 Weibull 分布研究了部件寿命分散度对于航空发动机整机寿命的影响,结果表明对不

同的部件应当采用足够的试验数据或样本精确地确定 Weibull 分布的参数. Millwater 等^[38]采用两个对数正态分布的随机变量 X_1 和 X_2 分别表示应力和裂纹扩展寿命的分散度,如式(2)所示

$$\begin{aligned}\sigma_{\text{random}} &= X_1 \cdot \sigma_{\text{fe}} \\ N_{\text{random}} &= X_2 \cdot N_{\text{predict}}\end{aligned}\quad (2)$$

其中 σ_{fe} 为应力,采用有限元方法获得; N_{predict} 为裂纹扩展寿命,采用裂纹扩展计算获得. 其计算结果表明可以采用对数正态分布描述应力分散度和裂纹扩展寿命分散度. Huyse 等^[39]采用重要抽样的方法处理随机变量的分布对部件失效概率的影响,并将该方法用于研究组合失效和失效概率的敏感性分析,之后针对典型航空发动机部件,采用响应面方法和重要抽样方法研究了载荷分散度和初始裂纹尺寸分散度的联合条件概率密度的分布^[40],结果表明采用两参数 Weibull 分布或对数分布表示随机变量的不确定性能满足适航规章对于概率风险评估的要求.

由此可见,概率风险评估对描述输入参数随机性的分布函数没有严格的规定,允许采用任何可能的分布函数,这意味着应当根据输入参数的特性和足够的试验数据选用尽可能恰当的分布形式,并精确地确定分布的参数^[7],其中,用于确定随机变量分布的试验数据应当按照适航规章要求制定^[25]的部件或整机试验获得. Weibull 分布和对数正态分布具有较强的适用性和易用性,是概率风险评估中应用最广泛的分布函数.

3.3 与无损探伤的结合

在无损探伤的帮助下,结合因故退役的方法可通过将失效概率超过适航规章要求的 10^{-8} 次/飞行小时的部件进行更换,以提高整个发动机寿命期的安全性. 发动机检查缺陷的 POD 数据和检查间隔是无损探伤的两个重要的特性. 采用涡流无损探伤检查的典型缺陷 POD 分布数据如图 3 所示. ELLP 的检查对降低部件失效概率的影响如图 4 所示.

为了能够在概率风险评估中反映检查间隔和 POD 对部件安全性的影响, Leverant 等^[22], Millwater 等^[8]和 Enright 等^[27]将检查间隔和 POD 数据等信息作为极限状态函数中影响应力强度因子的另一个随机变量,引入到概率风险评估方法中,在探伤方法确定的情况下,将裂纹检出概率定义为

$$P_d(a) = \int_0^{\infty} P_{\text{pod}}(a) \cdot f(a) da \quad (3)$$

式中 $P_{\text{pod}}(a)$ 表示裂纹尺寸大于 a 时检出裂纹的概率,由无损探伤方法决定; $f(a)$ 表示裂纹尺寸的概率密度分布函数,可由断裂力学模型的分析获得.

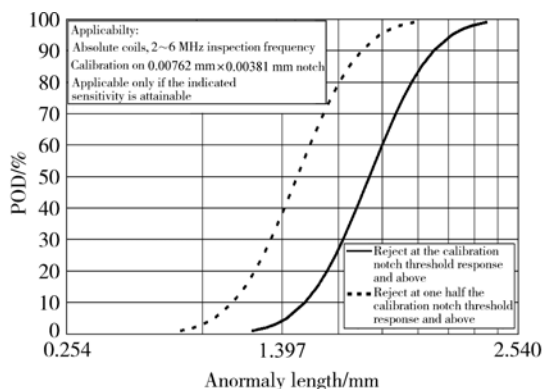


图3 涡流检查的检出概率分布^[16]

Fig. 3 Default POD curves of eddy current

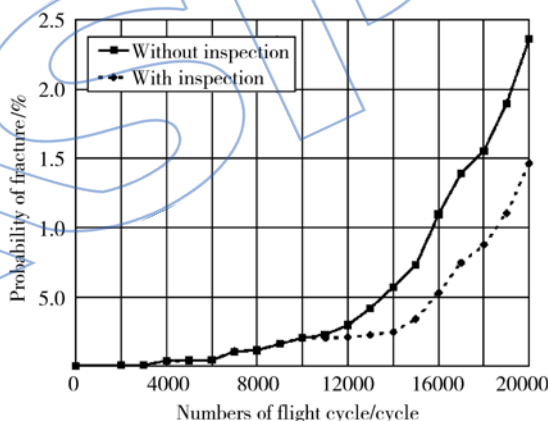


图4 检查对部件失效概率的影响^[3]

Fig. 4 Effect of inspection on probability of failure

在概率风险评估中计入部件无损探伤的影响不仅能够提供对因故退役方法应用的帮助,更重要的是能够在设计阶段就预设针对部件的检查周期以满足持续适航的要求.

3.4 概率风险评估基础数据库需求分析

完成部件概率风险评估所需要的具体数据如表1所示,这些数据可以分为4类,分别为边界相关数据、基本材料数据、缺陷数据和检查数据.

表1中,发动机主流参数、空气系统参数和转速等是概率风险评估的输入边界条件,属于受发动机实际运行条件限制的设计变量,影响应力和裂纹扩展的分散度,需要结合设计、分析计算和试验进行确定;基本材料数据包括部件选用材料的密度、弹性模量、裂纹扩展的参数等,可与传统设

计共用数据库,采用模型试验的方法获得。

表1 概率风险评估所需的数据分类

Table 1 Data category of probabilistic risk assessment

具体数据	数据分类	数据来源
主流参数		设计
空气系统参数	边界相关数据	分析计算
转速等		试验
密度		模型试验
弹性模量	基本材料数据	使用经验
裂纹扩展参数		与 PRA 共用
热导率等		
材料缺陷分布	缺陷数据	模型试验
加工缺陷分布		理论数值模拟
		使用经验修正
检查间隔	检查数据	模型试验
裂纹检出概率		使用经验修正

缺陷数据和检查数据是概率风险评估的特殊参数,通常通过符合适航规章要求的基础试验结合理论数值分析获得,它们对概率风险评估的结果影响很大,因此,构建缺陷数据库和检查数据库是发展概率风险评估方法的重要研究内容。具体设计中,数据库数据采用超越概率分布曲线表示,即将其表示为超过给定尺寸的缺陷的发生概率(或检出概率)。这些数据与基本材料数据和边界相关数据不同,缺陷分布和检查分布受发动机实际的运行条件影响较小,主要由加工和检查时所采用的具体方法和材料本身的特性决定。因此,采用相同的材料和方法进行加工的部件,应当具有相同的缺陷分布数据;而采用相同无损探伤方法进行检查的部件,应当具有相同的 POD 分布数据^[17]。

在数据库的构建方面,对于缺陷数据库,由于 POD 的分布数据强烈地依赖于采用的无损探伤方法和具体实施时采用的参数,因此可以通过对预置裂纹的大量重复检查试验结果进行拟合获得。FAA 提供了典型条件下的涡流检查和荧光渗透检查的 POD 分布数据^[41],如图 3 所示。

与缺陷数据库相比,材料和加工缺陷分布数据库的构建相对比较困难,具体过程如下:

1) 对于材料缺陷数据,由于其发生概率很低,很难直接采用试件抽样试验获得真实的分布数据,如钛合金的 Hard α 缺陷。因此,材料缺陷的

分布通常采用一系列解析模化的步骤,通过综合模型试验、经验以及大量的理论分析和数值模拟结果获得^[42];首先通过材料熔炼检查中所获得的缺陷数据确定分布的基本形式,形成锭料的缺陷分布数据,数据包括缺陷的三维尺寸、试验采用的检查方法的检出能力和检出率等;然后对锭料向坯料或棒料转化过程进行试验或模拟,形成坯料和棒料的缺陷分布;之后利用实际检出的缺陷数对坯料和棒料的缺陷分布进行修正,以确定分布的相对位置;最后采用发动机外场的使用经验对缺陷分布进行校准。

2) 对于表面加工引起的缺陷,其分布数据的获得方法与材料缺陷基本一致。除此之外,国外几个主要的发动机制造商还采用等效初始缺陷尺寸(equivalent initial flaw size,简称 EIFS)的方法对部件的加工缺陷分布进行模拟^[43]。但是,由于加工缺陷与待加工的部件设计特征、加工方法以及加工中所采用的监控系统等相关性较大,更加难以获得准确的分布,所以目前对于加工诱发表面缺陷的可用数据较少^[16]。

3.5 失效概率的计算

因为部件失效概率是在整个部件区域内对极限状态函数的概率密度分布进行积分获得的,所以在简单的几何和载荷条件下,通过该方法尚可获得部件失效概率的精确解,但是对于实际部件,其极限状态函数通常较为复杂,难以获得直接的积分,而采用数值计算又需要花费成倍的时间。因此,提高概率分析的计算效率也是部件风险评估研究的一个重要方面,目前主要有两个途径:

1) 区域离散的概率风险评估

针对钛合金 Hard α 夹杂缺陷引起的断裂失效问题,Leverant 等^[44]采用部件区域离散风险评估的方法提高部件失效概率分析计算效率。该方法将有限元分析的网格按照失效概率的影响度进行重新划分,新的分区具有基本一致的载荷、材料特性和几何特征,对每个分析区域进行失效概率计算,并采用式(4)获得轮盘整体的失效概率。

$$P_f = \sum_{i=1}^m \frac{V_i}{V} \lambda_v p_{i|d} \quad (4)$$

其中 V 为部件总体积, V_i 表示第 i 区域的体积, λ_v 表示在给定体积时缺陷的出现概率, $p_{i|d}$ 为在缺陷存在时某循环数下第 i 区域的失效概率,通过极限状态函数获得。通过分区域求解积分方程,在很大程度上提高了概率风险评估的计算效率。

由于区域的离散方法对风险评估的结果影响

较大, Millwater 等^[45]研究了能够增加概率风险评估收敛速度的离散优化方法, 提出了在任意初始分区情况下, 基于区域离散的概率风险评估取得收敛解的三个最重要的因素: 离散准则、优化离散的高效生成方法和区域更新后概率风险的快速计算. 针对概率风险评估中人工指定离散区域和确定离散准则消耗大量时间的问题, Moody 等^[46-47]采用适应性的三角测量回归方法, 用计算机代替人工进行部件区域离散的选择与划分, 实现了全自动化的风险评估, 同时还采用并行计算的方法提高了计算效率.

2) 高效的概率数值计算方法

在概率风险评估中常采用 Monte Carlo 方法来计算失效概率的数值解, 在样本空间足够大时, 可以取得相当精确的解, 但该方法需要消耗大量的计算时间. 为此, Wu 等^[29]分别采用经典 Monte Carlo 方法和重要抽样方法完成了概率分析, 结果表明对于轮盘失效风险此类极小可能的概率量级, 采用重要抽样的方法可以极大地提高概率风险评估的计算效率. Enright 等人在概率数值计算的基础上, 分别采用了基于样本条件失效概率的联合概率密度分布计算^[48]、改进样本的 Monte Carlo 模拟^[49]和重要抽样^[50]的方法提高概率风险评估的计算效率, 与常规的 Monte Carlo 模拟相比, 经过改进的方法能够更加迅速地获得足够精确的解.

由于发动机寿命限制件的寿命设计是一个多次迭代的过程, 其中的任何一步都可能对最终的失效概率产生较大影响^[16], 若概率风险评估所需的计算时间和计算成本过于高昂, 就会限制其在设计过程中的应用, 因此, 通过提高概率风险评估的计算效率, 可以增加概率风险评估的实用性, 实现在多个设计阶段执行概率风险评估, 有效地降低发动机的设计周期与风险.

4 概率风险评估的应用

4.1 概率风险评估的代码应用

鉴于概率风险评估在提高发动机安全性方面的巨大优势, 国外航空工业部门积极地进行研究, 发展了一批集成度很高的软件, 其中已有一些通过了 FAA 的认证, 如美国西南研究院 (Southwest Research Institute, 简称 SwRI) 联合 Honeywell, Rolls-Royce, P&W (Pratt & Whitney) 和 GE (General Electric) 公司共同研发的 DARWIN

程序^[3-4], 其主要用于处理钛合金轮盘 Hard α 缺陷所导致的低循环疲劳失效概率的问题^[3], 还可用于处理其他材料缺陷以及加工诱发缺陷导致的断裂失效问题^[4]. 采用 DARWIN 方法对部件设计进行评估并非取代传统的安全寿命方法, 而是向发动机研制方提供一种概率风险预测与管理的工具, 它所采用的评估流程和方法基本上集成了上述风险评估方法的主要研究内容, 并且集成了由四大发动机公司提供、经 FAA 认证的部件缺陷特征和材料特性的数据库.

此外, Melis 等^[10]开发了用于概率分析的计算机代码 probable cause (PC), 采用有限元方法获得部件的受力情况, 然后计算部件每个单元的存活率, 在此基础上得到整个部件的失效概率, 能够有效地获得部件最可能的失效位置从而可以直接指导部件的具体设计, 但由于 PC 通过求寿命的比值计算存活率, 未能计入缺陷分布的影响, 因而不能满足适航规章的要求. 针对陶瓷基复合材料缺陷分布与强度特性具有高分散度的特点, Nemeth 等^[51]开发了 ceramics analysis and reliability evaluation of structures (CARES) 程序, 用于分析经受热机载荷的陶瓷基材料部件的失效概率. CARES 采用 Ansys 有限元程序确定部件的载荷历程, 并且提供了用于概率断裂力学计算的 Paris, Power 和 Walker 等裂纹扩展计算模型. 之后 Nemeth 等^[52]进一步扩展了 CARES 的应用, 使其能够处理如热冲击、起动与停车过程所引起的部件失效问题, CARES 的应用实际上提供了针对发动机循环内瞬变过程概率风险评估的方法, 但是, 适用的材料模型较少这一点限制了 CARES 的应用范围. Patel 等^[53]编制了集成传热分析、有限元计算、材料特性计算和概率风险分析的计算机代码, 并且研究了涡轮叶片在高温高周疲劳作用下材料特性衰变对于最终失效概率的影响, 这些研究提供了在概率风险分析中采用物理本构反映材料劣化过程对部件失效概率影响的重要方法. Saith 等^[54]针对陶瓷基材料部件的快速裂纹扩展、慢速裂纹扩展、蠕变和氧化失效等问题开发了 SPSLIFE 程序, 从而使概率风险评估可以处理更加复杂的失效现象. Chamis^[55]提供了一种适用于计算机编程的通用部件失效概率评估流程, 并且提供了与故障树分析 (fault tree analysis, 简称 FTA) 结合, 分析部件对系统安全性的影响的方法.

4.2 概率风险评估在敏感性分析中的应用

利用概率风险评估进行敏感性分析可以识别参数对部件安全性的影响程度,在后续的分析中忽略敏感性较低参数对部件整体安全性的影响,从而降低概率分析的计算量,提高计算效率.不仅如此,通过敏感性分析识别对部件安全性影响较大的系统或部件参数,并在设计中对这些参数精细地分析与调整,以及在使用过程中对其加以严格地控制,可以有效地降低寿命期内部件的失效概率. Millwater 等^[56]对发动机压气机盘进行了断裂失效概率敏感性的研究,结果表明应力分散度、裂纹扩展速率的分散度和初始裂纹尺寸作为随机变量对于部件失效概率的影响不同.该结果实际上指导了 DARWIN 方法中各个分析模型的选择与实际部件试验方案的设计. Osborn 等^[57]通过数学方法直接由概率风险评估的结果获得了概率风险的敏感性信息,避免了额外的断裂力学计算,其结果表明失效概率对应力以及裂纹扩展速率的敏感性较强,而对最大检出裂纹尺寸的敏感性较弱. Enright 等^[58]系统地分析了钛合金轮盘失效概率的影响因素,其中包括应力均值与应力分散度、寿命均值与寿命分散度、缺陷尺寸分布以及定期检查的分散度,结果表明,应力均值与分散度对于失效概率的影响较大,检查间隔均值的影响大于检查间隔的分散度,而最佳的检查间隔时间由其方差决定.这些研究结果都可以在一定程度上指导 ELLP 的设计,但是对于不同类型的发动机部件,失效概率对随机变量的敏感性不同^[55],因此在具体设计中对于不同的发动机部件应进行详细的敏感性分析以确定重要的影响参数.

4.3 概率风险评估的其他应用

概率风险评估不仅应用于部件的设计阶段,还可以根据运行数据对运行中的发动机部件进行评估,预测部件在未来使用中的失效概率,从而能够完善部件的寿命管理计划以满足持续适航的相关要求.在发动机投入运行后应用概率风险评估的具体流程如图5所示,Enright 等^[59-61]基于真实发动机运行参数记录,采用该流程对不同飞行任务下航空发动机部件的安全性进行了分析,其计算结果可以提高航空发动机断裂失效风险的预测准确性,这实际上提供了一种基于概率寿命体系的发动机运行管理方法. Hudak 等^[62]基于实际飞行数据,分析了在役检查对于提高航空发动机安

全性的作用.结果表明由于裂纹最小检出尺寸对部件失效概率影响较大,因此检查的频率和灵敏度非常重要, Hudak 指出通过设置恰当的检查间隔,可以利用低于车间检查5倍灵敏度的在役传感器监测实现部件的高安全性. Wallace 等^[63-64]则从系统安全性要求出发,根据零部件在系统中所完成的功能与固有的失效模式,分析了在发动机的运行过程中所出现的不确定性对零部件失效概率及最终整机安全性的影响.这实际上提供了运行中持续的部件概率风险评估与系统安全性分析的结合方法,对于发动机设计中的持续适航问题具有很大的帮助.

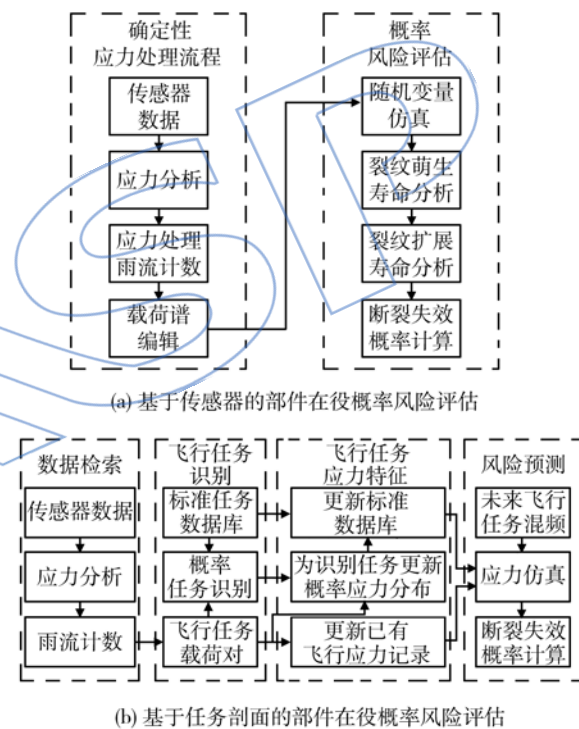


图5 部件在役概率风险评估的具体流程

Fig. 5 Flowchart of in-service PRA

5 未来概率风险评估的研究方向

综上,概率风险评估是近年来得到迅速发展和广泛应用的、提高航空发动机设计与使用安全性的方法,是航空发动机适航取证的必要过程,普遍采用有限元分析与概率断裂力学和无损探伤相结合的方法对部件的安全性进行分析.其进一步发展的研究方向有:

1) 完善的断裂力学模型

目前的部件概率风险评估基本上基于裂纹扩展模型,而对于部件的裂纹萌生寿命较少涉及,在

极限状态函数的构造过程中通过对裂纹萌生的数学描述增加概率风险评估对部件全寿命的评估能力是概率断裂力学模型发展的重要内容.此外,在概率风险评估中对多重失效的处理也是一个重要的方面,应当从两种或数种耦合失效的本构方程出发发展不同的极限状态函数,实现对 ELLP 常见失效的综合评估.

2) 准确的概率风险评估数据库

作为输入数据的随机变量的分布在很大程度上影响部件概率风险评估结果的准确性,这些随机变量包括材料缺陷分布、加工缺陷分布和缺陷检出概率等.在发展评估方法的过程中,应当根据概率风险评估程序的结构,采用 FAA 认可的试验和分析方法,建立适用的基础数据库,从而完善地反映这些随机变量对于部件失效概率的影响.

3) 提高部件失效概率的计算效率

进一步提高部件失效概率的计算可以在很大程度上提高概率风险评估的工程可用性.在分区概率风险评估方面,应当发展无需人工干预的自动分区生成与优化技术,系统选择对部件整体失效概率贡献度较大的区域进行重新划分并设置相应的缺陷模式.同时还应当根据 ELLP 失效的特点采用重要抽样、响应面等方法提高概率评估方法的计算效率.

4) 与设计流程的融合

一方面,由于概率风险评估能够提高 ELLP 设计的安全性,因此与设计流程的融合可以确保在零部件详细设计的初期就能预测满足最终设计的失效概率要求,减少零部件设计的周期和风险.另一方面概率风险评估方法本身依赖于发动机研制中的整机、二次流空气系统等分析,而且航空发动机的各个部件互相之间的影响较大,应当采用系统级的整机分析获得准确的边界条件以供概率风险评估使用,而 ELLP 的失效概率也必须反馈给系统级的安全性分析以确定整机的安全性,因此部件概率风险评估与设计流程的融合也是一个重要的研究方向.

参考文献:

- [1] U. S. Department of Transportation, Federal Aviation Administration. Advisory circular 33. 70-1: guidance material for aircraft engine-life-limited parts requirements [R]. Washington, DC: FAA, AC 33. 70-1, 2009.
- [2] Vittal S, Hajela P, Joshi A. Review of approaches to gas turbine life management[R]. AIAA-2004-4372, 2004.
- [3] Leverant G R, Mcclung R C, Wu Y T, et al. Turbine rotor material design-phase I [R]. Washington, DC: FAA Grant 92-G-041, 2000.
- [4] Mcclung R C, Leverant G R, Enright M P. Turbine rotor material design-phase II [R]. Washington, DC: FAA Grant 99-G-016, 2008.
- [5] U. S. Department of Transportation, Federal Aviation Administration. e-CFR 14 Part 33: airworthiness standards: aircraft engines[S]. Washington, DC: FAA, 2009.
- [6] U. S. Department of Transportation FAA. Advisory circular 33. 75-1A: guidance material for 14 CFR § 33. 75, safety analysis[R]. Washington, DC: FAA, AC33. 75-1A, 2007.
- [7] Kappas J. Review of risk and reliability methods for aircraft gas turbine engines[R]. Fishermans Bend, Victoria 3207 Australia: DSTO Aeronautical and Maritime Research Laboratory, DSTO-TR-1306, 2002.
- [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): 937-946.
- [10] Melis M E, Zaretsky E V, August R. Probabilistic analysis of aircraft gas turbine disk life and reliability [R]. Cleveland, Ohio: NASA Glenn Research Center, NASA/TM-1999-107436, 1999.
- [11] Moore N R, Ebbeler D H, Creager M. A methodology for probabilistic prediction of structural failures of launch vehicle propulsion systems [R]. Long Beach, California: 31st Annual Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, 1990.
- [12] Lust R V, Wu Y T J. Probabilistic structural analysis-An introduction [J]. Experimental Techniques, 1998, 22(5): 29-32.
- [13] 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.
- [14] 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, DC: National Transportation Safety Board, NTSB/AAR-98/01, 1996.
- [15] Shah A R, Shiao M C, Nagpal V K. Probabilistic evaluation of uncertainties and risk on aerospace components [R]. Cleveland, Ohio: NASA Lewis Research Center, NASA TM 105603, 1992.
- [16] U. S. Department of Transportation, Federal Aviation Administration. Advisory circular 33. 70-2: damage tolerance of hole features in high-energy turbine engine rotors [R]. Washington, DC: FAA, AC 33. 70-2, 2009.
- [17] U. S. Department of Transportation, Federal Aviation Ad-

- minisrtation. Advisory circular 33. 14-1; damage tolerance for high energy turbine engine rotors[R]. Washington, DC:FAA, AC 33. 14-1, 2001.
- [18] Corran R S J, Williams S J. Lfing methods and safety criteria in aero gas turbines[J]. *Engineering Failure Analysis*, 2007, 14(3): 518-528.
- [19] U. S. Department of Defense. JSSG-2007A Joint service specification guide engines, aircraft, turbine[S]. Washington, DC: U. S. Department of Defense, 2004.
- [20] U. S. Department of Defense. MIL-HDBK-1783B Engine structural integrity program[S]. Washington, DC: U. S. Department of Defense, 2002.
- [21] Momin F N, Millwater H R, Osborn R W. A non-intrusive method to add finite element-based random variables to a probabilistic design code[J]. *Finite Element in Analysis and Design*, 2010, 46(3): 280-287.
- [22] Leverant G R, Littlefield D L, McClung R C, et al. Probabilistic approach to aircraft turbine rotor material design [R]. ASME Paper No. 97-GT-22, 1997.
- [23] McClung R C. Fracture mechanics analysis in DARWIN [R]. Jacksonville, Florida; 4th Annual FAA/USAF Workshop Application of Probabilistic Methods to Gas Turbine Engine, 1999.
- [24] McClung R C, Lee Y D, Enright M P. A new computational frame work for fatigue crack growth analysis of components[R]. Ottawa, Canada; 12th International Conference on Fracture, 2009.
- [25] 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.
- [26] Enright M P, Huyse L, McClung R C. Fracture mechanics-based probabilistic life prediction of components with large numbers of inherent material anomalies[R]. Rome, Italy; 9th International Conference on Structural Safety and Reliability, 2005.
- [27] Enright M P, Huyse L. Methodology for probabilistic life prediction of multiple-anomaly materials[J]. *AIAA Journal*, 2006, 44(4): 787-793.
- [28] Wu Y T, Millwater H R, Enright M P. Probabilistic methods for DARWIN [R]. Jacksonville, Florida; 4th Annual FAA/USAF Workshop Application of Probabilistic Methods to Gas Turbine Engine, 1999.
- [29] McClung R C, Leverant G R, Wu Y T. Development of a probabilistic design system for gas turbine rotor integrity [R]. Beijing, China; The 7th International Fatigue Conference, 1999.
- [30] Grell W A, Laz P J. Probabilistic fatigue life prediction using AFGROW and accounting for material variability[J]. *International Journal of Fatigue*, 2010, 32(7): 1042-1049.
- [31] Chan K S, Enright M P. A probabilistic micromechanical code for predicting fatigue life variability; model development and application[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2006, 128(4): 889-895.
- [32] Enright M P, Chan K S, Moody J P. Probabilistic fretting fatigue assessment of aircraft engine disks[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2010, 132(7): 072502. 1-072502. 9.
- [33] Millwater H, Larsen J, John R. Effects of residual stresses on probabilistic lifing of engine disk materials[J]. *Materials Science and Engineering: A*, 2007, 468-470: 129-136.
- [34] Aliabadi M H, Rooke D P. Numerical fracture mechanics [M]. Southampton; Computational Mechanics Publications, 1991.
- [35] Cole G K. Practical issues relating to statistical failure analysis of aero gas turbines[J]. *Journal of Aerospace Engineering*, 1998, 212(3): 167-176.
- [36] Duffy S F, Powers L M, Starlinger A. Reliability analysis of structural ceramic components using a three-parameter weibull distribution [J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 1993, 115(1): 109-116.
- [37] Zaretsky E V, Hendricks R C. Effect of individual component life distribution on engine life prediction[R]. Cleveland, Ohio; NASA Glenn Research Center, NASA/TM-2003-212532, 2003.
- [38] Millwater H R, Wu J, Enright M P. A probabilistically-based damage tolerance analysis computer program for hard alpha defects in titanium rotors[R]. San Antonio, TX; 1999 USAF Aircraft Structural Integrity Program Conference, 1999.
- [39] Huyse L, Enright M P. Efficient statistical analysis of failure risk in engine rotor disks using importance sampling techniques[R]. AIAA-2003-1838, 2003.
- [40] Huyse L, Enright M P. Efficient conditional failure analysis application to an aircraft engine component[J]. *Structure and Infrastructure Engineering*, 2006, 2(3-4): 221-230.
- [41] AIA Rotor Manufacturing Project Team. Guidelines to minimize manufacturing induced anomalies in critical rotating parts[R]. Arlington, VA; Aerospace Industries Association, DOT/FAA/AR-06/3, 2006.
- [42] Sub-team to the Aerospace Industries Association Rotor Integrity Sub-Committee. The development of anomaly distributions for aircraft engine titanium disk alloys[R]. Arlington, VA; Aerospace Industries Association, 1997.
- [43] Corran R, Gorelik M, Lehmann D, et al. The development of anomaly distributions for machined holes in aircraft engine rotors[R]. ASME Paper No. GT2006-90843, 2006.
- [44] Leverant G R, Millwater H R, McClung R C. A new tool for design and certification of aircraft turbine rotors[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2004, 126(1): 155-159.
- [45] Millwater H R, Enright M P, Fitch S H K. Convergent zone-refinement method for risk assessment of gas turbine disks subject to low-frequency metallurgical defects[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2007,

- 129(3):827-835.
- [46] Moody J P, Millwater G R, Enright M P. Automatic risk assessment methodology for gas turbine engines employing adaptive recursive triangulation [R]. ASME Paper No. GT2007-27576, 2007.
- [47] Moody J P, Millwater H R, Enright M P. Adaptive risk refinement methodology for gas turbine engine rotor disks [R]. AIAA-2008-2224, 2008.
- [48] Enright M P, Millwater H R, Moody J P. Efficient integration of sampling-based spatial conditional failure joint probability densities [R]. AIAA-2007-1938, 2007.
- [49] Enright M P, Millwater H R, Huyse L. Adaptive optimal sampling methodology for reliability prediction of series systems [J]. AIAA Journal, 2006, 44(3):523-528.
- [50] Enright M P, Millwater H R. Optimal sampling techniques for zone-based probabilistic life prediction [R]. AIAA-2002-1383, 2002.
- [51] Nemeth N N, Palfi T, Reh S. Life predicted in a probabilistic design space for brittle materials with transient loads [R]. Cleveland, Ohio: NASA Glenn Research Center, 2005.
- [52] Nemeth N N, Jadaan O M, Palfi T, et al. Predicting at reliability of brittle material structures subjected to transient proof test and service loading [J]. Fracture Mechanics of Ceramics, 2005, 14(8):555-578.
- [53] Patel B M, Nagpal V K, Pai S S. Estimation of probability distribution of degraded material resistance and risk of failure under cyclic loading and high temperatures [R]. AIAA-2000-3104, 2000.
- [54] Saith A, Norton P F, Parthasarathy V M. Application of SPSLIFE to preliminary design evaluation and life assessment of CSGT components [J]. Journal of Engineering Gas Turbines and Power, 1995, 117(3):424-431.
- [55] Chamis C C. Damage tolerance and reliability of turbine engine components [R]. Cleveland, Ohio: NASA Lewis Research Center, NASA TP-1999-209878, 1999.
- [56] Millwater H R, Osborn R W. Probabilistic sensitivities for fatigue analysis of turbine engine disks [J]. International Journal of Rotating Machinery, 2006, 2006:1-12.
- [57] Osborn R W, Millwater H R. Application of probabilistic sensitivities in probabilistic fatigue analysis of gas turbine engine disks [R]. AIAA-2005-2147, 2005.
- [58] Enright M P, Wu Y T. Probabilistic fatigue life sensitivity analysis of titanium rotors [R]. AIAA-2000-1647, 2000.
- [59] Enright M P, Hudak S J, McClung R C. Application of probabilistic fracture mechanics to prognosis of aircraft engine components [J]. AIAA Journal, 2006, 44(2):311-316.
- [60] Enright M P, Hudak S J. Probabilistic mission identification of aircraft engine usage using nonparametric density estimation techniques [R]. ASME Paper GT2007-27176, 2007.
- [61] Enright M P, Hudak S J, McClung R C. Probabilistic treatment of aircraft engine usage [R]. ASME Paper GT2008-51393, 2008.
- [62] Hudak S J, Enright M P, McClung R C. A probabilistic analysis of the benefits of in-service fatigue damage monitoring for turbine engine prognosis [R]. AIAA-2004-1953, 2004.
- [63] Wallace J M, Mavris D N. Propulsion system reliability prediction and optimization using a multi-physics environment [R]. AIAA-2002-5561, 2002.
- [64] Wallace J M, Volovoi V V, Mavris D N. A method for modeling system driven uncertainty during probabilistic part life analyses [R]. AIAA-2004-3989, 2004.