

航空发动机全寿命维修概率建模与仿真

孙见忠¹, 易 杨¹, 文 洪², 王 鹏³, 邵传金³

(1. 南京航空航天大学 民航学院, 南京 211106;

2. 中国东方航空江苏有限公司 培训中心, 南京 211113;

3. 中国航空发动机集团有限公司 商用航空发动机有限责任公司, 上海 200241)

摘 要: 由于生产制造、运行环境和使用条件等个体性差异,航空发动机部件性能/寿命不确定,进一步导致机队送修率和小时维修费率等运维指标不确定。为了量化评估部件设计可靠性、运行环境、维修决策等不确定性因素对机队运维指标(送修率、送修原因、平均拆换时间间隔、小时维修费率等)的影响,提出了一种航空发动机全寿命周期维修概率建模方法。该方法基于不同环境下各潜在送修原因的寿命分布,结合维修决策规则和维修任务成本,通过离散事件仿真,对发动机进行全寿命周期维修事件概率建模。以典型民用大涵道比涡扇发动机为仿真对象,3种运行环境下发动机送修率均值分别是0.029 1、0.038 4和0.059 8,单位飞行小时维修成本分别为每飞行小时82、91和119美元,综合部件设计可靠性与维修决策对运维指标的影响,结果证明所提出建模方法可行性和有效性。

关 键 词: 维修概率建模; 维修决策; 蒙特卡洛仿真; 小时费率; 离散事件仿真

中图分类号: V232.4

文献标志码: A

Life cycle probabilistic modeling and simulation of aero-engine maintenance

SUN Jianzhong¹, YI Yang¹, WEN Hong², WANG Peng³, SHAO Chuanjin³

(1. College of Civil Aviation,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 211106, China;

2. Training Center,

China Eastern Airlines Jiangsu Limited, Nanjing 211113, China;

3. Commercial Aircraft Engine Company Limited,

Aero Engine Corporation of China, Shanghai 200241, China)

Abstract: In order to evaluate the impact of different component design reliability, different operating environments and maintenance decisions on fleet operation and maintenance indicators (shop visit rate, shop visit cauce, mean time between removal, rate per flight hour, etc.), a model method for the probabilistic repair of aero-engine life cycle was proposed. Based on the life distribution of the potential reasons for repairs in different environments, and combined with maintenance decision rules and maintenance task costs, this method was employed to model the life cycle maintenance event probability of the fleet through discrete event simulation and Monte Carlo sampling. A simulation study was carried out on a typical commercial turbo fan engine. Under

收稿日期: 2021-04-09

基金项目: 国家自然科学基金(91860139, 52072176)

作者简介: 孙见忠(1983—),男,副教授,博士,主要从事航空发动机健康管理与维修工程研究。

引用格式: 孙见忠,易杨,文洪,等. 航空发动机全寿命维修概率建模与仿真[J]. 航空动力学报,2022,37(3):573-588. SUN Jianzhong, YI Yang, WEN Hong, et al. Life cycle probabilistic modeling and simulation of aero-engine maintenance[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(3): 573-588.

three different operating environments, the average shop visit rates of engines were 0.029 1, 0.038 4 and 0.059 8, respectively, and the rates per flight hour were 82, 91 and 119 dollars per flight hour, respectively. The simulation results showed the effectiveness of the proposed method.

Key words: maintenance probabilistic modeling; maintenance strategy;

Monte Carlo simulation; rates per flight hour; discrete event simulation

航空发动机运维指标包括送修率(shop visit rate, SVR, 量符号记为 R_{SVR})、送修成本、送修原因(shop visit cause, SVC)、平均拆换时间间隔(mean time between removal, MTBR, 量符号记为 T_{MTBR})、小时维修费率(rate per flight hour, RPFH, 量符号记为 R_{RPFH})等等。机队的运维指标对航空发动机制造商(original equipment manufacturer, OEM)、承修商(Maintenance, Repair and Operations, MRO)和运营商至关重要, OEM根据不同环境下的小时费率制定小时包修协议定价,也可以基于最优运维指标优化部件可靠性设计; MRO可以根据不同维修决策下的运维指标确定最优维修操作; 运营商根据 SVR、MTBR、送修成本等指标评估机队状态,从而更好地进行视情维修决策^[1-2]。由于材料、生产制造偏差(制造公差、装配误差、测量误差等)的存在,航空发动机部件及整机的设计寿命具有不确定性。另外,发动机可靠性与其运行环境(如大气颗粒物、酸性气体等)和使用条件(如推力等级、减推力起飞、航段比等)息息相关,动态变化的运行环境和使用条件使其部件负载动态变化,增加了部件及整机失效时间的不确定性,进一步导致机队送修率、小时费率、送修成本等运维指标具有不确定性^[3]。成熟的发动机型号全寿命周期内经历几次返厂大修,不同返厂维修策略与方案,对全寿命周期内运维指标影响明显^[4]。

Stranjak 等提出了一种基于多智能体协同的仿真系统用于发动机返厂大修预测与规划^[5]。Mayordomo 等分析发动机返厂维修时机、维修工作范围以及在翼推力设置等变量对发动机维修成本的影响,开发了发动机维修决策支持工具以辅助用户制定合理的发动机维修策略^[6]。Muller 等针对不同运行环境和使用条件进行发动机维修概率建模,通过量化单个航班在其运行环境和使用条件下由载荷导致的部件损伤,再累计所有历史航班损伤,当部件累计损伤超过失效阈值(修理、更换、报废)时,该部件执行相应维修操作。由此达到了根据运行环境和使用条件进行送修预测和

维修等级模拟的目的,最后通过蒙特卡洛仿真反映机队送修时间和维修等级的整体水平^[3]。Spieler 等认为导致发动机整机性能参数离散分布的原因是发动机的生产误差和发动机老化。考虑到机队发动机差异性以及环境影响的随机性,选择了蒙特卡罗模拟(Monte Carlo simulation, MCS)方法对机队整体水平进行仿真^[7]。Kraft 等提出了一种将故障诊断仿真和部件硬件状态相结合的方法,使发动机整机性能与详细的硬件状况变化联系起来,从而有效地优化整个维护过程^[8]。Crock-er 等基于软寿命和硬寿命的概念,提出了一种以可靠性为中心(reliability centred maintenance, RCM)的方法,以优化总维护成本^[9]。罗罗公司开发了一个平衡发动机设计与维护研究工具 DMTrade,该工具以组件寿命分布和开展主动维护的规则为输入,使用蒙特卡洛方法对产品的使用寿命可靠性和维护成本进行建模^[10-11]。

为了量化评估部件设计可靠性、运行环境、维修决策等不确定性因素对机队运维指标(SVR、SVC、MTBR、RPFH 等)的影响。本文提出了一种航空发动机全寿命周期修概率建模方法,通过离散事件仿真和蒙特卡洛抽样计算运维指标,将维修概率建模的方法运用到发动机运行维护阶段,基于不同环境下各潜在送修原因的寿命分布,结合维修决策规则和维修任务成本,对机队进行全寿命周期维修概率建模,仿真不同部件可靠性设计、不同环境、不同维修决策下的运维指标分布,为航空发动机 OEM、MRO 和运营商提供运维决策支持工具。

1 建模原理及流程

1.1 建模原理

对在翼发动机监测数据和大修数据分析结果表明,环境对发动机性能退化、耐用性(通过 MTBR 衡量)和送修成本具有显著影响,并将航空发动机运行环境分为 A、B、C 三类^[12]。A 类环境含有大量沙尘、盐雾等自然腐蚀物质,对发动机具有腐蚀性,中东和北非是该类环境的典型代表,来自

沙漠和沿海地区的沙尘和盐雾会侵蚀高压压气机(high pressure compressor, HPC)并增加HPC叶片的翼型损坏率;B类环境含有大量的工业污染废气,如 SO_2 、 NO_2 等,这些化学热气会腐蚀高压涡轮(high pressure turbine, HPT)叶片,中国区大部分处于B类环境;C类环境包含除A、B以外的环境,主要是温和无污染的普通环境。

航空发动机的送修原因主要包括4类^[13]:①发动机性能退化;②关键件失效,包括压气机叶片、前轴承、后轴承、涡轮叶片等失效;③偶然因素,如外来物击伤(foreign object damage, FOD);④限寿件(life limited part, LLP)包括压气机LLP、涡轮LLP、轴等到寿。考虑到已有数据情况,为了简化问题,本文考虑的发动机潜在送修原因(potential shop visit cause, PSVC)只包括上述9种,但不失一般性,本文研究的模型和方法可以进一步扩展到包含更多的潜在送修原因。

在实际运行中,当某一潜在送修原因(PSVC)发生时,发动机需要返厂送修,该潜在原因被称为实际送修原因(actual shop visit cause, ASVC)。每一种潜在送修原因导致的发动机返厂送修时间服从某一分布,进一步假设由性能退化或关键件失效致使发动机送修的寿命分布与运行环境十分相关,但LLP到寿和偶然因素致使的发动机送修寿命分布不受环境影响。

在某一特定环境下(如B环境),根据潜在送修因素的寿命分布,抽样得到发动机实际返厂维修时间,即潜在送修因素中的寿命最小值对应的时间,对应的潜在送修原因称为实际送修原因(ASVC)。

根据实际送修原因(ASVC),MRO根据维修决策规则(详见文中第3节)对发动机执行相应的维修任务,维修任务包括对各部件执行的维修操作,即检测(I)、更换(N)、修理(R)和无操作(继续使用)。维修任务的范围和深度通常不是确定的,MRO根据维修策略矩阵(表),得到相应的维修操作组合,例如,表第一行,实际送修原因(ASVC)为压气机叶片失效,需要更换(N),压气机盘和前轴承都需要检测(I),其他部件继续使用。如果分别用0、1、2、3代表继续使用、更换、修复和检测操作,则可以用一个向量 M_1 表示这一组维修操作, $M_1=(1,3,3,0,0,0,0,0,0)$,该向量包括了维修范围和维修深度,称为维修向量。

进行维修决策时,还必须考虑各部件或整机

的剩余使用寿命,当它们小于某个阈值时,相应部件需要执行相应的维修操作(更换、修理或检测),该组维修操作用维修向量 M_2 表示;进一步根据维修操作的优先级整合 M_1 和 M_2 ,合成维修向量 M_3 ;对于 M_3 中标为3(即需要检测)的部件(检测件),需要根据检测结果(与检测间隔和检测有效率(probability of detection, POD)有关,详见文中第3.4节)确定其最终维修操作(更换、修理或继续使用)。确定 M_3 中的检测件的维修操作后,得到最终维修向量 M 。

最终维修向量 M 中的各项维修操作,需要执行的维修项目及项目费用不同,通过维修任务及成本矩阵确定每项维修操作对应的维修项目及费用(详见文中第4节),累加所有维修项目费用求得单项维修操作成本,累加所有维修操作成本得到本次维修任务的总成本,即单次送修成本。

每次送修后,部件或整机的剩余寿命需进行更新。若部件执行更换操作,更换部件为全新寿命;若部件执行修复操作,修后寿命等于全新寿命乘以修复因子;若部件执行检测操作或继续使用,部件剩余寿命为全新寿命减去该部件历史累计服务时间。

假设在发动机全寿命周期中,经过 n 次送修后发动机退役。设第一次送修的时间间隔为 T_1 ,维修成本为 C_1 ;第二次送修的时间间隔为 T_2 ,维修成本为 C_2 ,第 n 次送修的时间间隔为 T_n ,维修成本为 C_n ,如图1所示。

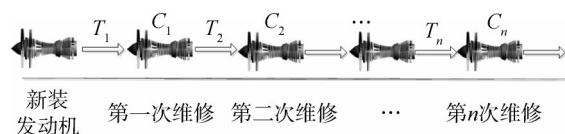


图1 航空发动机全寿命周期维修示意图

Fig.1 Schematic diagram of aero-engine life cycle maintenance

该台发动机全寿命周期维修总成本(单位:美元)

$$C = C_1 + C_2 + \dots + C_n \quad (1)$$

总在翼时间(单位:飞行小时)

$$T_{\text{on-wing}} = T_1 + T_2 + \dots + T_n + T_n/2 \quad (2)$$

式中 $T_n/2$ 表示第 n 次维修后发动机运行的时间^[14]。

发动机平均拆换时间间隔(单位:飞行小时)

$$T_{\text{MTBR}} = \frac{T_1 + T_2 + \dots + T_n}{n} \quad (3)$$

发动机单位飞行小时送修成本,即小时费率^[15](单位:美元/飞行小时)

$$R_{\text{RPFH}} = \frac{C}{T_{\text{on-wing}}} \quad (4)$$

发动机送修率(单位:次/千飞行小时)

$$R_{\text{SVR}} = \frac{n}{T_{\text{on-wing}} \times 1000} \quad (5)$$

综上可知,该建模方法基于不同环境下各潜在送修原因的寿命分布,采用蒙特卡洛抽样生成送修时间和实际送修原因,根据实际送修原因,参考维修决策规则,确定最终维修任务(维修向量),维修向量中包含多项维修操作,每项维修操作包含多个维修项目,参照维修任务成本矩阵,最终计算出某个机队发动机的送修率(SVR)、送修原因、送修成本、平均拆换时间间隔(MTBR)和小时费率(RPFH)等运维指标。建模流程如图2所示,图中 T 为一个长度为9的向量, $t_1, t_2, \dots, t_9$ 分别对应每一种潜在失效原因(PSVC)寿命值。

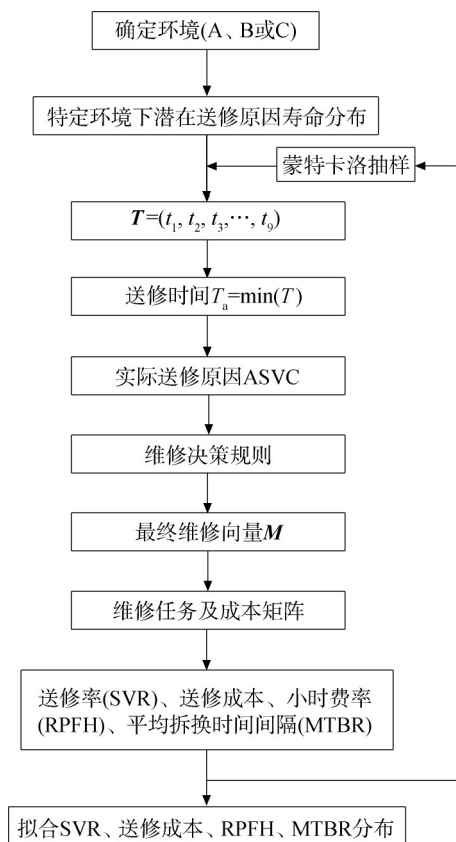


图2 维修概率建模流程

Fig.2 Maintenance probability modeling process

1.2 建模流程

基于蒙特卡洛仿真的航空发动机全寿命周期运维指标计算,流程如图3所示。

每台发动机返厂送修 n 次后退役,蒙特卡洛仿真 m 次。仿真全寿命周期的运维指标包括以下15个步骤:

- 1) 设置仿真运行环境(A、B或C环境)。
- 2) 输入该环境下各潜在送修因素(PSVC)导致的发动机送修寿命分布。
- 3) 输入维修决策规则,维修决策规则包括维修策略矩阵、剩余寿命阈值、检测间隔检测有效性POD和修复因子。具体内容见文中第3节。
- 4) 输入维修任务及成本矩阵,具体内容见文中第4节。
- 5) 仿真首台发动机第一次送修的送修原因和送修时间。具体操作为,从步骤2)中各潜在送修原因的寿命分布中随机抽样一组数据 $L_1, L_2, \dots, L_s$ (L_s 表示第 s 个 PSVC 送修时发动机的寿命),当作寿命向量 $L=(L_1, L_2, \dots, L_s)$,寿命向量 L 中的最小值即为首次返厂送修时间,最小寿命值对应的故障原因,即为首次返厂送修实际原因(ASVC)。

6) 根据步骤5)中的实际送修原因(ASVC)和步骤3)中的维修策略矩阵,确定维修向量 M_1 ,具体方法见文中第3.1节。

7) 根据各部件累计使用时间,参考步骤3)中的剩余寿命低于阈值的维修决策规则,确定维修向量 M_2 ,具体方法见文中第3.2节。

8) 根据维修操作优先级,将维修向量 M_1, M_2 整合成维修向量 M_3 ,具体内容见文中第3.3节。

9) 对于 M_3 中标为3(即需要检测)的部件(PSVC),参照检测间隔和检测有效率执行检测操作,确定 M_3 中检测件的最终维修操作,得到最终维修向量 M ,详见文中第3.4节。

10) 根据最终维修向量 M 和步骤4)中的维修任务及成本矩阵(文中第4节),确定本次维修任务的维修项目及费用,计算该台发动机首次送修的维修成本。

11) 循环执行步骤5)~步骤9) $n-1$ 次,仿真首台发动机第2~ n 次送修的维修成本。

12) 计算首台发动机全寿命周期维修总成本和总在翼时间,公式分别为式(1)、式(2)。

13) 计算首台发动机单位飞行小时包修成本(小时费率)、平均拆换间隔(MTBR)、送修率(SVR)等运维指标,计算公式分别为式(3)、式(4)、式(5)。

14) 循环执行步骤5)~步骤12),计算第

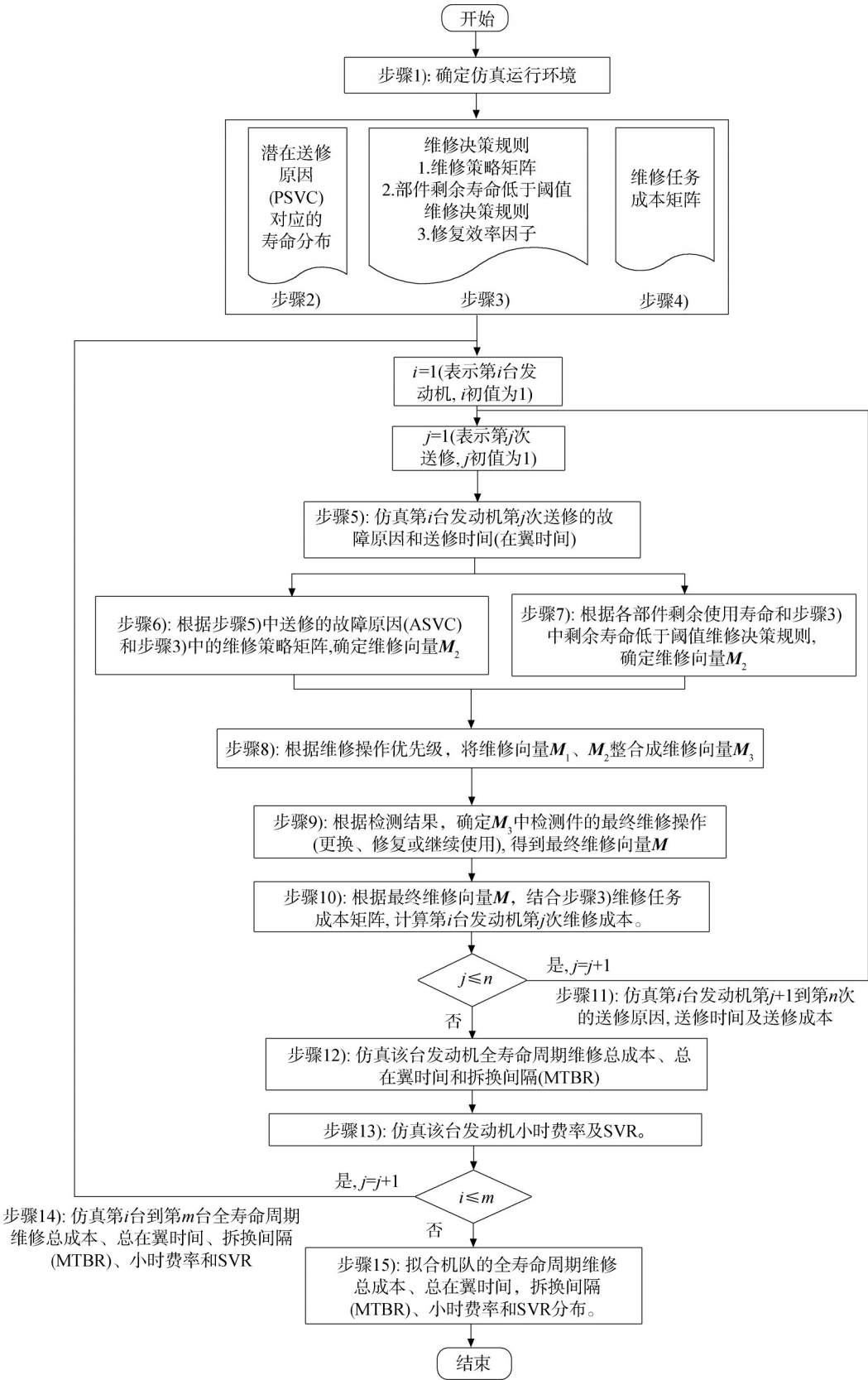


图 3 面向运维的航空发动机维修概率建模步骤

Fig.3 Steps of aero-engine maintenance probability modeling for operation and maintenance

2~m 台发动机全寿命周期的运维指标。 期各运维指标进行分布拟合,并计算各分布的期望。

15) 对步骤 13)得到的机队发动机全寿命周

2 潜在送修原因寿命分布

潜在送修原因(PSVC)是指导致发动机送修的潜在故障因素。根据航空公司对送修原因的统计,主要包括:①发动机性能退化;航空发动机性能退化到一定程度时,必须下发送修,下发时间即为一个寿命值,该寿命服从某一分布,称为性能退化寿命分布;文中第2.1节通过分析实际数据估计出性能退化寿命服从对数正态分布,并给出了A、B、C三种环境下的具体分布参数。②关键件失效;本文考虑的关键件包括压气机叶片、前轴承(也叫3号轴承)和后轴承(4号轴承)、涡轮叶片,因关键件失效送修的发动机寿命分布称为关键件寿命分布;文中第2.2节查阅相关文献并进行相应计算得到了各关键件在A、B、C三种环境下的寿命分布。③FOD;常见的有鸟、冰块等外来物撞击,因为FOD导致的发动机送修寿命分布,称为FOD寿命分布;④限寿件(LLP)到寿;限寿件的寿命是某一固定值,常用飞行循环度量,一个飞行循环按平均1.8个飞行小时计算^[14],当LLP到寿时,发动机将被送修更换LLP^[14]。

2.1 性能退化寿命分布

发动机整机性能衰退是导致飞机送修的重要

因素之一,在监测数据中,发动机排气裕度(exhaust gas temperature margin, EGTM, 量符号记为 t_{EGTM}),是最能够体现出发动机衰退状态的性能指标,EGTM定义为红线温度与全功率时排气温度EGT的差值,其公式为

$$t_{\text{EGTM}} = t_{\text{eg,red}} - t_{\text{eg,e}} \quad (6)$$

式中 $t_{\text{eg,red}}$ 为红线温度(固定值,不同型号发动机不同), $t_{\text{eg,e}}$ 为发动机全功率排气温度。

通过比较当前EGTM与该机型EGTM阈值来对发动机性能状态作出评估,根据EGTM退化的速率,便可对发动机的剩余寿命进行预测。本节利用EGTM的初值和退化趋势,通过回归分析获得EGTM退化的斜率(退化率)和截距(初值),再应用蒙特卡洛方法估计航空发动机的性能寿命分布,方法流程见图4。图中Y值代表某个航班起飞时的EGTM值,X值代表飞行循环, $N(\mu_1, \sigma_1)$ 、 $N(\mu_2, \sigma_2)$ 代表分别对EGTM退化率 a 和初始值 b 拟合,得到正态分布之后对应的期望和标准差, (a, b) 表示分别从两个分布中随机抽取一个 a 、 b (EGTM退化率和初值),作为EGTM退化路径的斜率和截距,从而回归得到一条线性的EGTM退化路径。

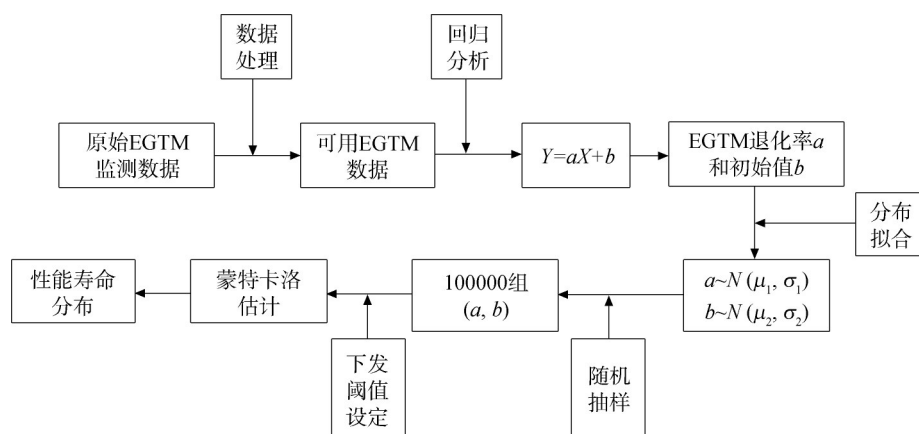


图4 性能退化寿命分布拟合流程图

Fig.4 Fitting flow chart of performance degradation life distribution meter

2.1.1 B环境下航空发动机性能寿命分布

1) 原始EGTM数据处理及回归分析

本次使用数据为国内某航空公司提供的9台某型大涵道比涡扇发动机全寿命周期起飞阶段的EGTM监测数据,如图5所示。9台发动机运行的环境属于B类环境,且发动机在生命周期内没有发生其他损伤,仅由性能衰退因素下发。根据航空公司所提供的监测记录,存在少数时刻由于

监测探头损伤等因素影响,造成监测数据出现异常值,本文采用Dixon检验法去除异常值^[15]。

剔除异常值之后的数据如图6所示,Y值代表某个航班起飞时的EGTM值,X值代表飞行循环,通过回归分析,得到回归直线 $Y=aX+b$ (图6中灰色直线)及9组 (a, b) 数据,如表1所示。从回归直线的斜率和截距来看,每台发动机的EGTM按照一定的退化率退化,当EGTM退化

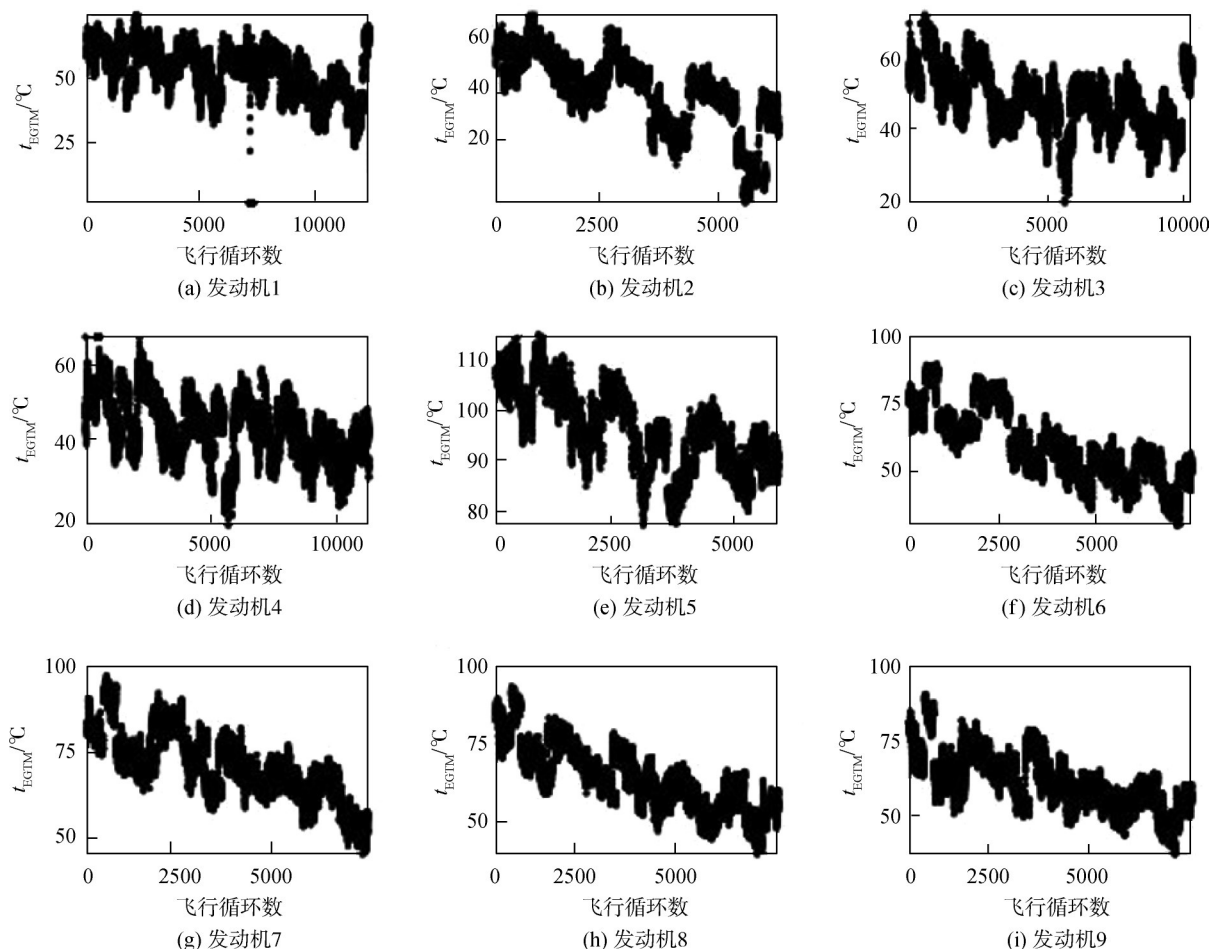


图5 9台发动机的原始EGTM监测数据

Fig.5 Original EGT monitoring data of nine engines

到阈值时,该发动机需要返厂送修。回归直线的斜率和截距不同,代表每台发动机的EGTM退化率和初始值离散分布,退化率 a 和初始值 b 服从某一分布。

2) EGT退化率和初始值的分布拟合

将表1中的斜率 a 和截距 b 的数据分别记为A组和B组数据,并初步假设这两组数据都服从正态分布,进一步采取Jarque-Bera检验方法分别对其进行正态性检验,检验结果表明两组数据服从正态分布。最后通过分布拟合得出

$$a \sim N(-0.003\ 3, 0.001\ 5);$$

$$b \sim N(67.535, 12.191\ 4)。$$

3) 性能退化寿命分布拟合

由图6可知, $Y = aX + b$ 是EGTM的退化路径,退化模型用 $Y = D(X, a, b)$ 表示。假设当 X 处于第 t 个飞行循环,即 $X = t$ 时,EGTM退化到下发阈值 D_i ,发动机将被送修,由于斜率 a 和截距 b 是以一定分布随机变化的,所以EGTM退化到阈值 D_i 时对应的飞行循环 t 也是随机变化的,是

一个随机变量,用 Z 表示。 Z 的分布和退化模型的参数 a, b 有关,假设某台发动机在第 t 个飞行循环,监测参数EGTM退化到阈值 D_i ,有下式^[16]:

$$P(Z \leq t) = F(t) = F(t; a, b) = F(D(t; a, b) \geq D_i) \quad (7)$$

通过蒙特卡洛估计的方法可以近似得到 T 的分布 $F(t)$

1) 基于EGTM退化斜率 a 和初始值 b 分布随机抽样

基于分布 $a \sim N(-0.003\ 28, 0.001\ 50)$ 和分布 $b \sim N(67.535\ 2, 12.191\ 4)$,通过随机抽样的方法,抽取100 000组 (a, b) 数据,得到发动机EGTM的退化路径。

2) 统计截止到第 t 个飞行循环失效样本数 N_i

根据工程经验,下发EGTM阈值取 $10\ ^\circ\text{C}$ 。计算在第 t 个飞行循环时已经退化到阈值的样本数 N_i 。

3) 估计分布

对于任一飞行循环 t ,失效概率函数 $F(t)$ 为

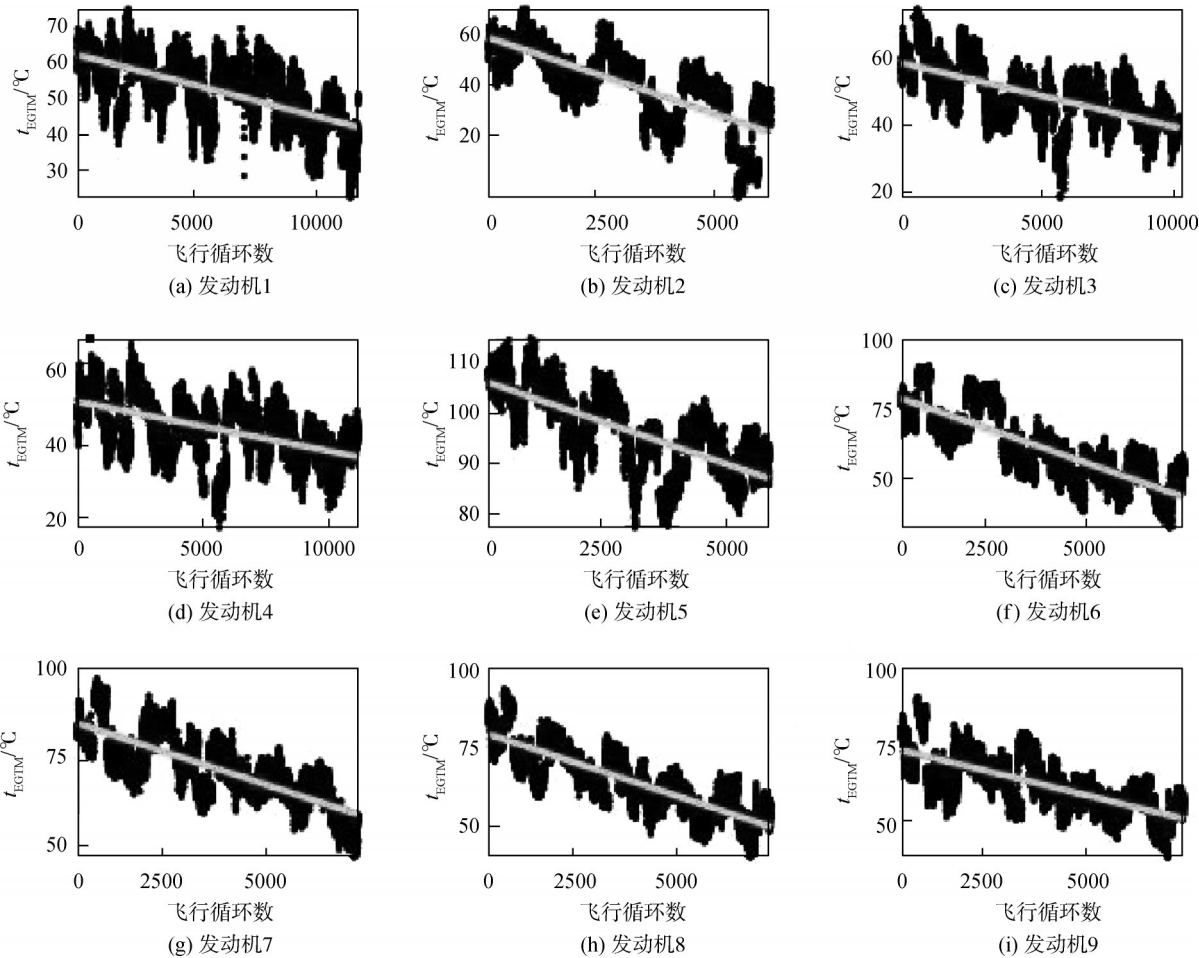


图 6 经 Dixon 检验法去掉异常值的 EGTM 及回归
Fig.6 EGTM and regression of outliers were removed by Dixon test

表 1 9 台发动机 EGTM 的斜率 a 和初始值 b
Table 1 Slope a and initial value b of EGTM for nine engines

发动机编号	斜率 a	截距 b
1	-0.001 69	61.315 97
2	-0.005 99	57.299 40
3	-0.002 00	57.812 01
4	-0.001 36	50.881 64
5	-0.003 26	105.567 51
6	-0.004 81	78.023 00
7	-0.003 54	83.964 57
8	-0.003 89	78.535 08
9	-0.002 97	72.450 11

$$F(t)=\frac{N_t}{N}$$

(8)

当 t 在 $0\sim\infty$ 之间取值时,便可以得到一系列失效概率。经过转换,将失效概率函数 $F(t)$ 转换

为概率密度 $f(t)$,经过假设检验,分布拟合,最终得出性能退化寿命分布服从对数正态分布,如图 7 所示,概率密度分布如式(9)所示,其中 μ,σ 值分别为对数均值和对数标准差

$$f(t)=\frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma t}e^{\left[-\frac{1}{2}\left(\frac{\ln t-\mu}{\sigma}\right)^2\right]}$$

(9)

2.1.2 A、C 环境下的性能寿命分布

文献[12]表明环境对现代发动机性能的影响越来越大,不同的环境对发动机性能的影响程度也不一样,文中将全球航线所处的环境分为 3 类:①A 类,该类环境含有大量沙尘、盐雾等自然腐蚀元素,如图 8 中白色区域所示的沙漠,沿海城市,以中东和北非地区为主,对发动机具有腐蚀性。②B 类,如图 9 中黑色区域所示,该类环境以工业污染为主,中国区大部分处于 B 类环境。③C 类,此类环境包含除 A、B 以外的环境,主要是温和无污染的普通环境。文中指出,在 A、B、C 三种环境下,发动机的性能退化率

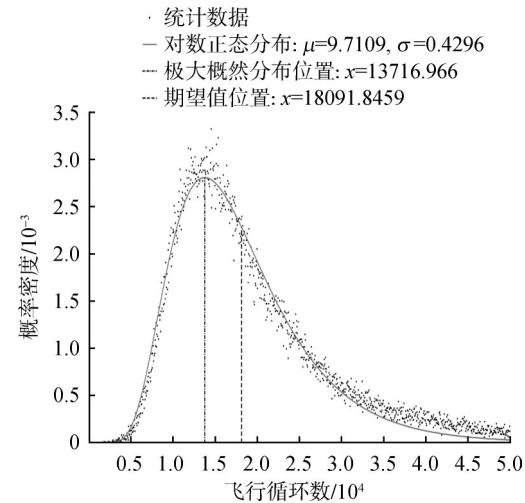


图 7 B 环境发动机性能寿命概率密度分布
Fig.7 Probability density distribution of engine performance life in B environment



图 8 A 类环境主要分布区域
Fig.8 Main distribution areas of A environment

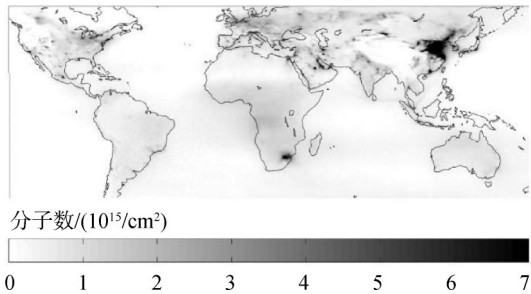


图 9 B 类环境主要分布区域
Fig.9 Main distribution areas of B environment

之比为 1.61 : 1 : 0.786 3。

A、C 环境下的性能退化率分别用 a_1 、 a_2 表示，因为 A、B、C 三种环境下的性能退化率之比 $a_1 : a : a_2 = 1.61 : 1 : 0.785\,3$ ，通过在 B 环境下各台发动机的退化率上分别乘以 1.61 和 0.786 3，便得到 A、C 环境下的退化率序列 a_1 、 a_2 ，见表 2。因为 EGTM 初始值 b 只与发动机自身状况有关，所以 3 种环境下的 EGTM 初值相等，即 $b_1 = b = b_2$ 。

同 B 环境下操作一样(文中第 2.1.1 节)，最终

表 2 A、B、C 环境下的退化率序列 a_1 、 a 、 a_2
Table 2 Degradation rate series a_1 , a , a_2 , in A, B, C environment

发动机 编号	A 环境 斜率 a_1	B 环境 斜率 a	C 环境 斜率 a_2
1	−0.002 72	−0.001 69	−0.001 33
2	−0.009 64	−0.005 99	−0.004 70
3	−0.003 22	−0.002 00	−0.001 57
4	−0.002 19	−0.001 36	−0.001 07
5	−0.005 25	−0.003 26	−0.002 56
6	−0.007 74	−0.004 81	−0.003 78
7	−0.005 70	−0.003 54	−0.002 78
8	−0.006 26	−0.003 89	−0.003 05
9	−0.004 78	−0.002 97	−0.002 33

得出 A、C 环境下发动机的性能寿命分布分别服从如下分布：

$$f(t)=\frac{1}{\sqrt{2\pi}\times 0.433t}e^{\left[-\frac{1}{2}\left(\frac{\ln t-9.234}{0.433}\right)^2\right]}\tag{10}$$

$$f(t)=\frac{1}{\sqrt{2\pi}\times 0.424\,31t}e^{\left[-\frac{1}{2}\left(\frac{\ln t-9.944}{0.424\,31}\right)^2\right]}\tag{11}$$

综上得出 A、B、C 三种环下的性能寿命分布，见表 3。

表 3 三种环境下性能退化寿命对数正态分布参数
Table 3 Lognormal parameters of performance degradation life distribution in three environments

环境	μ (对数均值)	σ (对数标准差)
A	9.234	0.433
B	9.710 9	0.429 6
C	9.944	0.424 31

2.2 关键件失效寿命分布

本文研究以民用大涵道比涡扇发动机为对象，数据取自合理假设，图 10 为典型结构示意图，以压气机叶片、前轴承、后轴承和涡轮叶片等关键件为例，假设其寿命通常服从威布尔分布^[10]。

2.2.1 B 环境下关键件寿命分布

1) 压气机叶片、涡轮叶片寿命分布

根据文献[10,17],压气机叶片 50% 的失效发生在 31 600 飞行小时，假设压气机叶片寿命分布

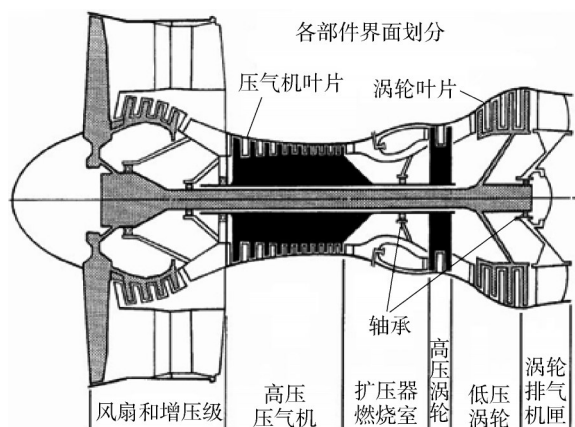


图 10 典型大涵道比涡扇发动机结构示意图

Fig.10 Structure schematic diagram of typical turbofan engine with large bypass ratio

的形状参数 $\beta=2$,通过计算出特征寿命 η 为 37 955 飞行小时,由此得出压气机叶片寿命服从双参数威布尔分布 $L \sim F_{\text{Weibull}}(37\,955, 2)$,双参数威布尔分布失效密度函数和可靠度函数如式(12)、式(13)所示;基于同样的方法得到涡轮叶片的寿命服从双参数威布尔分布 $L \sim F_{\text{Weibull}}(21\,000, 2.5)$ 。

$$f(t) = \frac{\beta}{\eta} \left(\frac{t}{\eta} \right)^{\beta-1} e^{-\left(\frac{t}{\eta} \right)^{\beta}} \quad (12)$$

$$R(t) = e^{-\left(\frac{t}{\eta} \right)^{\beta}} \quad (13)$$

2) 前轴承、后轴承寿命分布

轴承的失效模式有很多,包括疲劳、磨损、碎屑沉淀和污染、点蚀等,因为疲劳导致的失效对应的轴承寿命称为疲劳寿命。当今,轴承失效往往由其他因素引起的,由疲劳导致的失效仅占总失效样本的 5% 以下^[18-19]。由所有失效原因导致轴承不能继续服务的寿命称为使用寿命,使用寿命比疲劳寿命小很多。滚动轴承的疲劳失效通常服从威布尔分布,通常从其概率曲线上选取一个或两个点来描述轴承的耐久性, L_{10} 寿命便是其中一个点。Zaretsky 在文献[18]中给出了航空发动机轴承的 L_{10} 使用寿命 $L_{10, \text{serv}}$ 和 L_{10} 疲劳寿命的关系,见下式:

$$L_{10, \text{serv}} = X^{\frac{1}{\beta}} \cdot L_{10} \quad (14)$$

式中 L_{10} 寿命表示 10% 轴承因疲劳而失效的时间; X 是因疲劳失效的轴承数与因所有失效原因失效的轴承数的比值; $L_{10, \text{serv}}$ 表示 10% 的轴承因所有失效原因失效的时间, β 是威布尔分布的形状参数。文献[18]给出航空发动机轴承因疲劳而失效的比例为 4.76%, L_{10} 为 153 206 飞行小时,形

状参数 $\beta=1.1$ 。由式(14)得

$$L_{10, \text{serv}} = X^{\frac{1}{\beta}} \cdot L_{10} = 0.047\,6^{1.1} \cdot 153\,206 = 9\,618$$

再根据式(13)求出 $L_{63.2, \text{serv}}$,即使用寿命分布的特征寿命 η (威布尔分布尺度参数)。

$$0.9 = e^{-\left(\frac{9\,618}{\eta} \right)^{1.1}}$$

$$\eta = 74\,398$$

由此得到发动机前、后轴承的使用寿命服从分布 $L \sim F_{\text{Weibull}}(74\,398, 1.1)$ 。

综上所述得出航空发动机 4 个关键件在 B 类环境下的寿命分布,如表 4 所示。

表 4 B 类环境下关键件寿命分布

Table 4 Life distribution of critical parts in B environment

参数	压气机叶片	前轴承	后轴承	涡轮叶片
β	2	1.1	1.1	2.5
η	37 955	74 398	74 398	21 000

2.2.2 A、C 环境下关键件寿命分布

由文中第 2.2.1 节可知,不同环境下的性能寿命的期望分别为 11 246、18 092、22 790,比值为 0.62 : 1 : 1.26;本文中假设发动机关键件在 A、B、C 环境下的寿命均值有近似的比例关系,如表 5 所示。

表 5 各关键件寿命均值在不同环境下的比值

Table 5 Ratio of the average life of each critical part in different environments

部件	运行环境		
	A	B	C
压气机叶片	0.58	1	1.36
前轴承	0.6	1	1.32
后轴承	0.62	1	1.27
涡轮叶片	0.64	1	1.38

根据表 4 中 B 环境下的各关键件特征寿命,通过式(15)计算出各关键件寿命分布期望,再根据表 5 中 A、B、C 三种环境中同部件的寿命分布期望比值,可得三种环境下的寿命分布期望(表 6)。

$$E = \eta \cdot \Gamma \left(1 + \frac{1}{\beta} \right) \quad (15)$$

由寿命分布期望 E 和形状参数 β (三类环境

相同),计算各环境下各部件特征寿命 η ,最终得到各个关键件在每种环境下的寿命分布(表 7)。

表 6 各关键件在不同环境下的寿命分布期望
Table 6 Life distribution expectation of key components in different environments

部件	寿命/飞行小时		
	环境 A	环境 B	环境 C
压气机叶片	19 509	33 637	45 746
前轴承	40 297	67 162	88 654
后轴承	41 641	67 162	85 296
涡轮叶片	11 925	18 633	25 713

表 7 关键件在不同运行环境下的寿命分布
Table 7 Life distribution of critical parts in different operating environments

运行环境	参数	压气机叶片	前轴承	后轴承	涡轮叶片
A	β	2	1.5	1.5	2.5
	η	22 014	44 639	46 127	13 440
B	β	2	1.5	1.5	2.5
	η	37 955	74 398	74 398	28 402
C	β	2	1.5	1.5	2.5
	η	51 619	98 205	94 485	28 980

2.3 FOD 寿命分布

航空发动机在运行过程中会受到外来异物撞击(FOD)^[20],称为偶然损伤事件,假设服从指数分布,其失效密度函数如式(16)所示,不同环境下的故障率是相同的,大概 100 000 h 发生一次^[10],即 $\lambda=1/100\,000$ 。

$$f(t)=\lambda e^{-\lambda t} \tag{16}$$

2.4 LLP 寿命限制

本文中考虑的 3 个限寿件分别是压气机盘、涡轮盘、轴。不同环境下,限寿件的寿命限制不变,取决于飞行循环数^[8]。根据资料^[14,17],假设压气机盘寿命限制为 18 600 个飞行循环(FC),涡轮盘寿命限制为 17 300 个飞行循环,轴寿命限制为 30 000 个飞行循环。

3 维修决策规则

3.1 维修策略矩阵

表 8 维修策略矩阵横向表示潜在送修原因

(PSVC),纵向表示为实际送修原因(ASVC)表中,N、I、R 分别表示更换、检测和修理操作;空白处表示不执行任何维修操作。当发动机的实际送修原因确定之后,MRO 根据维修策略矩阵初步确定需执行的维修任务。例如表第一行,实际送修原因为压气机叶片失效,压气机叶片需要更换(N),压气机盘和前轴承需要检测(I),其他潜在送修原因无操作。如表 10 最后一行,实际送修原因为性能衰退,压气机叶片、燃烧室需要检测(I),其他 PSVC 无操作。为方便建模,将无操作、更换(N)、修理(R)、检测(I)分别用 0、1、2、3 代替,则压气机叶片失效时,对所有部件的维修操作为(1,3,3,⋯,0,0,0)表示,并将其定义为维修向量 M 。

3.2 软时限与硬件损伤

在实际运营中,为了保证运营安全,当某部件损伤情况或已消耗使用寿命到达阈值或标准时,需要对该部件或整机的状态进行干预,执行相应的维修操作(维修、更换、检测),因此得到另一维修向量 M_2 。

3.3 维修操作优先级

当维修向量 M_1 、 M_2 中同一对象出现优先级更高维修操作时,最终执行优先级更高的维修操作。例如 $M_1=(1,3,3,0,0,0,0,0,0,0)$, $M_2=(2,3,2,0,0,1,0,0,0)$,则 $M_3=(1,3,2,0,0,1,0,0,0)$ 。

3.4 检测间隔和检测有效率

在发动机使用过程中,关键部件每隔一个固定的间隔,通过孔探等无损检测方式检测部件的状态。一般的当零部件的剩余寿命大于缺陷可检窗口间隔时,则该次检查通常检测不到缺陷,且该部件一般可以安全地使用到下一次检。反之,当零部件的剩余寿命小于缺陷可检窗口时,缺陷是可检状态,但由于人为或设备等不确定因素,存在一定缺陷检出概率。当维修向量中有需要检测的部件时,如 $M_3=(1,3,2,0,0,1,0,0,0)$,首先需要比较零部件的剩余寿命和缺陷可检窗口,当剩余寿命大于缺陷可检窗口,维修操作记为 0,即不需要维修,继续使用。当剩余使用寿命小于缺陷可检窗口,需要进一步根据 POD 确定部件的维修操作,如修理、更换或不维修。

3.5 剩余寿命更新及修复因子

每一个维修操作都会改变修理对象的寿命状态,部件换新操作将更新部件为全新寿命,而修后的寿命等于其全新寿命乘以修复因子。其他维修操作,如检查或不维修,则剩余寿命等于全新寿命

表 8 维修策略矩阵示意图
Table 8 Schematic list of maintenance strategy matrix

潜在送修原因 (PSVC)	实际送修原因(ASVC)								
	压气机叶片 失效	前轴承 失效	后轴承 失效	涡轮叶片 失效	偶然 损伤	压气机 LLP 到寿	涡轮 LLP 到寿	轴 LLP 到寿	性能 退化
压气机叶片失效	N	I							
前轴承失效	I	N							
后轴承失效			N	I				I	
涡轮叶片失效			I	N					
偶然损伤	N	I			N				
压气机 LLP 到寿	I	I				N			
涡轮 LLP 到寿			I	I			N		
轴 LLP 到寿	I	I	I	I				N	
性能退化	I			I					R

注：N、I、R 分别表示更换、检测、修理操作；空白处表示不执行任何维修操作。

减去累计服役时间。

4 维修任务及成本矩阵

最终维修向量 M 包含对多个 PSVC 的维修操作,每个维修操作具有多个具体的维修项目。维修等级不同,维修项目数量不同,针对每个维修操作的不同等级的成本如表 9 所示。L、M、H 分别表示低、中、高等级维修的成本;每个 PSVC 有检测、修理、更换三个维修操作及对应的维修项目和,空白处表示不执行维修操作。根据最终维修向量 M 确定每一个 PSVC 的维修操作,便可根据该操作在表中确定执行该操作对应的维修项目及费用,将所有维修操作的费用累加,得到该执行该维修任务(维修向量)的总成本,即发动机单次送修成本。

5 仿真分析

根据仿真流程(图 3),将航空发动机的全寿命周期拆换次数设置为 4,根据文献[14],典型民用大涵道比涡扇发动机经 4 次左右大修后退役,蒙特卡洛仿真次数设置为 100 000。通过改变各 PSVC 的寿命分布、维修决策规则等,定量分析不同设计可靠性、不同运行环境和不同维修决策对航空发动机全寿命运维指标的影响。

5.1 设计可靠性对运维指标的影响

通过改变关键件的寿命分布模拟不同设计可靠性对整机运维指标的影响。

5.1.1 涡轮叶片寿命提高 30%

根据表 7,B 环境下,涡轮叶片寿命分布为 $L \sim F_{\text{Weibull}}(2.5, 28\,402)$,将涡轮叶片寿命提高 30%,服从分布 $L \sim F_{\text{Weibull}}(2.5, 36\,922.6)$ 。仿真结果见表 10。

5.1.2 LLP 的寿命限制提高 20%

根据文中第 2.4 节,压气机盘、涡轮盘、轴的寿命限制的飞行循环数分别为 18 600、17 300、30 000,将它们的寿命提高 20%,分别为 22 320、20 760、36 000。仿真结果见表 10。

从结果可知,提高 HPT 叶片 30% 寿命和 LLP 20% 寿命,发动机的送修率分别下降 8.36% 和 0.7%,平均拆换时间分别增加了 1 068 飞行小时和 167 飞行小时;小时费率分别减少 3.60% 和 5.58%。另外,从仿真结果可以看出,单纯提高 LLP 寿命对平均在翼时间 MTBR 的改善并不明显,但对降低维修成本效果显著,这主要是由于延长了 LLP 寿命,并没有延长在翼时间,发动机下发更多的是取决于其他 PSVC 因素(具体分析见文中第 5.2.2 节)。

5.2 使用环境对运维指标的影响

5.2.1 送修率(SVR)

发动机送修率(SVR)是用于监测发动机运行可靠性的主要参数之一,目的是量化指定时期内的发动机拆换率。

借助本文所建模型在 A、B、C 三种使用环境下分别计算发动机送修率,均值分别是 0.06、0.04、0.03(见图 11),接近实际情况,现代典型民

表 9 维修任务及成本矩阵示意图

Table 9 Schematic list of maintenance task and cost matrix

维修 项目 编号	维修项目	不同维修等级			PSVC1			PSVC2			...		
		成本/美元			压气机叶片			压气机盘			...		
		L	M	H	检测	修理	更换	检测	修理	更换	检测	修理	更换
T01	进场检测	500	500	600	M	M	M	M	M	M	...	...	...
T02	停场成本	3 000	3 000	3 000	M	M	M	M	M	M	...	...	...
T03	试车成本	1 600	1 600	1 800	M	M	M	M	M	M	...	...	...
T04	拆压气机叶片	300	300	300	M	M	M	M	M	M	...	...	...
⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮
T10	拆涡轮盘	300	300	300							...	...	...
T11	清洗和检测压气机叶片	500	500	500	M	M	M				...	...	...
T12	清洗和检测压气机盘	500	500	500				M	M	M	...	...	...
⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮

表 10 改变部件设计可靠性对运维指标的影响

Table 10 Influence of changing component design reliability on operation indicators

运维指标	可靠性改变前	HPT 叶片寿命提高 30% 时	LLP 寿命限制提高 20% 时
SVR/(次/千飞行小时)	0.038 3	0.035 1	0.038 0
MTBR/飞行小时	17 438	18 505	17 604
总送修成本/美元	6 962 358	7 128 421	6 223 258
小时费率/(美元/飞行小时)	91.44	88.15	86.34

用大涵道比涡扇发动机的送修率在 0.02~0.06 之间^[17]。一方面本文所建立的全寿命仿真流程比较符合实践情况,另一方面在确定仿真输入数据时尽量通过公开资料和文献收集民用大涵道比涡扇发动机的运维数据。由图可知,环境 A 和 B 下该机队的送修率近似对数正态分布,而环境 C 下 SVR 的分布比较复杂,并不是简单地服从某一分布,送修率在某一区间非常集中,这是限寿件集中到寿产生的结果。C 运行环境下,关键件寿命和性能退化寿命相比 A、B 环境下寿命较大,使得 C 环境下 LLP 限制成为主要的送修原因,见图 12。

5.2.2 送修原因(SVC)

送修率可以有效地衡量发动机整机的使用可靠性,但它无法确定发动机送修的主要原因,分析导致发动机送修的主要因素,对改进产品设计和运维策略具有重要意义。下图为 A、B、C 三种使用环境下各送修原因的占比。

由图 12 可知,在 A、B、C 三种环境下,压气机叶片失效、涡轮叶片失效、性能退化和 LLP 到寿

这四个潜在送修原因是主要的送修原因,且 A、B、C 环境下前三种送修原因占比依次递减,这反映了发动机使用环境恶劣程度越低,关键件损伤以及性能退化导致的发动机下发次数减少,而 LLP 到寿送修占比依次递增,这说明环境恶劣程度越低,其他部件的寿命越长,发动机主要送修原因转移到 LLP 到寿。表 11 为某型民用大涵道比涡扇发动机送修原因占比与本文仿真结果对比,从另一个角度验证了本文模型的合理性。

5.2.3 小时费率(RPFH)

小时费率(RPFH),即单位飞行小时送修成本,是 MRO 与航空公司签订包修协议的重要依据。典型中短程民用大涵道比涡扇发动机单位飞行小时维修成本在每飞行小时 60~150 美元之间^[14,17],由于运营商机队运行环境、运维策略的差异,各运营商机队单位飞行小时维修成本差异明显,如何针对运营商的运行环境制定合理的小时费率是现下 MRO 十分关注的问题。本节通过所建模型。

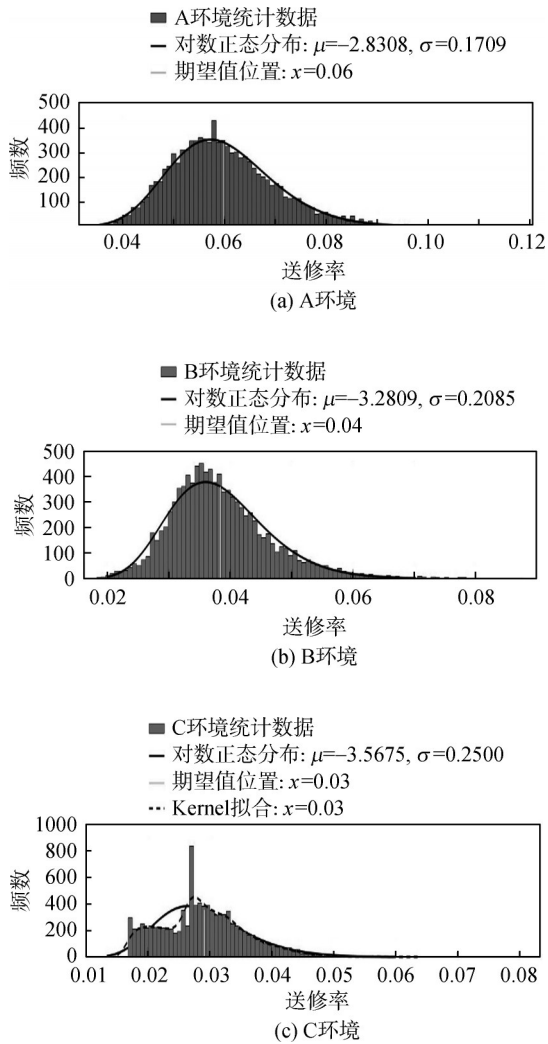


图 11 不同使用环境下的发动机送修率

Fig.11 Engine repair rate under different service conditions

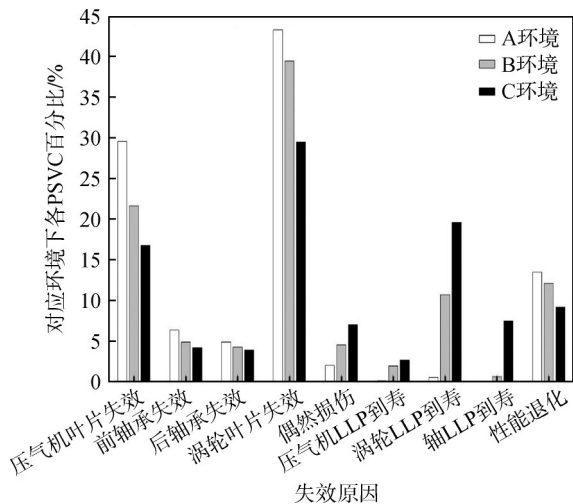


图 12 不同使用环境下送修原因

Fig.12 Reasons for repair under different conditions

对 A、B、C 三种运行环境下的小时费率进行计算,结果如图 13 所示。通过多种分布拟合对

表 11 实际送修原因占比和模型仿真送修原因占比

Table 11 Proportion of actual repair reasons and the proportion of model simulation repair reasons

送修原因	某民用型号送修原因占比/%	仿真结果送修原因占比/%
压气机叶片失效	31.67	21.57
轴承失效	9.05	9.30
涡轮叶片失效	28.33	39.43
FOD	3.33	4.60
LLP 到寿	20.00	12.93
性能退化	8.33	12.17

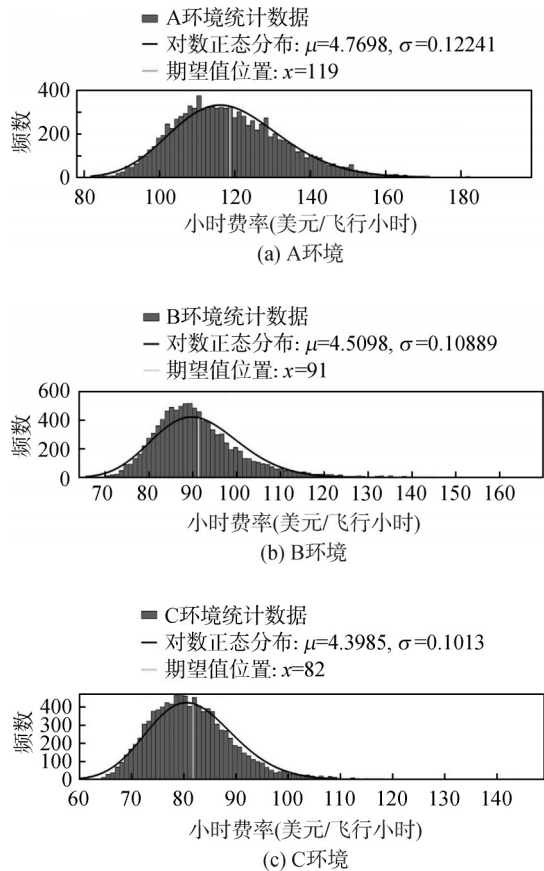


图 13 不同使用环境下发动机小时费率

Fig.13 Hourly rates of engine in different environment

比,得出 A、B、C 三种环境下的小时费率符合对数正态分布,期望分别是 119、91、82 美元/飞行小时,与典型民用航空发动机的小时费率接近。

5.3 维修策略对运维指标的影响

5.3.1 机会维修策略

在实际运行维护中,发动机返厂维修时某一部件未完全到寿,根据软时限或硬件实际损伤状态,会考虑机会维修。更换过早或过晚,会增加运

营成本或事故发生的风险,最优的换件时机能平衡风险和成本,使收益最大化。本节通过剩余寿命(RUL)来表征零部件的实际损伤状况,仿真中设置关键件不同的剩余寿命阈值(全寿命占比)作为是否采取机会维修的决策依据,对航空发动机全寿命周期的送修率(SVR)、平均在翼时间(MTBR)和送修成本和小时费率进行仿真计算。如表 12 为将剩余寿命阈值(量符号记为 T_{RUL})分别设定为 0(不采取机会维修策略)和 30% 寿命时得到的结果。

表 12 决策机会维修的剩余寿命阈值(全寿命占比)
Table 12 Residual life threshold of decision opportunity maintenance (percentage of life cycle)

运维指标	$T_{RUL}=0$	$T_{RUL}=30\%$
R_{SVR} /千飞行小时	0.036 8	0.038
T_{MTBR} /飞行小时	17 987	17 438
总送修成本/美元	7 523 237	6 962 358
小时费率/(美元/飞行小时)	96	91

5.3.2 LLP 更换策略

典型民用涡扇发动机限寿件的指导使用寿命在 15 000~30 000 个飞行循环之间^[14]。整套 LLP 占发动机总成本的很大比例(超过 20%),长航程运行发动机在寿命内通常不需要换 LLP,中短航程发动机生命周期内要换 2~3 次 LLP,更换 LLP 对航空公司带来了很大的成本挑战。为了减少成本,LLP 维修时会安装更换其他发动机拆下的未到寿的 LLP,假设拆换件的寿命为新件的 50%,但价格只有新件价格的 10%,这种维修方式使单次维修的成本下降了,但对航空发动机全寿命周期的运维指标影响需进一步分析。仿真两种 LLP 更换策略对运维指标的影响结果如表 13。

全寿命周期中,虽然 LLP 换旧件的送修成本比换新件低,但旧件寿命短,导致送修率高,单位

表 13 LLP 换新件和旧件对运维指标的影响
Table 13 Influence of LLP replacement parts and old parts on operation indicators

运维指标	换新	换旧
R_{SVR} /千飞行小时	0.038	0.045
T_{MTBR} /飞行小时	17 438	15 504
送修成本/美元	6 962 358	6 475 249
小时费率/(美元/飞行小时)	91	96

飞行小时飞行成本并不低。该维修方式仍然有效,当旧件的剩余寿命更高,或旧件成本更低的时候,可以选择这种维修方式,在此定义衡量 LLP 剩余寿命和成本的指标,称之为 LLP 余寿成本比 $\mu=L_m/P_c$,其中 L_m 表示 LLP 的剩余使用寿命(RUL), P_c 表示 LLP 旧件成本与新件成本百分比(CP)。通过多次仿真,可得出最佳的 LLP 换件选择,如表 14 给出了更换不同 LLP 余寿成本比下的小时费率。

表 14 更换不同 LLP 余寿成本比 μ 下的小时费率
Table 14 Rates per flight hour of replacing LLP with different life remaining cost ratio

美元/飞行小时					
$T_{RUL}/\%$	$P_c/\%$				
	10	20	30	40	50
50	96.32	98.67	100.80	103.34	105.72
60	88.98	91.17	93.22	95.31	97.48
70	84.19	86.05	88.14	90.15	92.27

6 结果与讨论

本文提出了一种面向航空发动机全寿命周期的维修概率建模方法,该方法基于不同环境下各种发动机潜在送修原因的寿命分布,各种潜在送修原因的维修策略和维修成本,采用蒙特卡洛仿真的方法,模拟不同部件设计可靠性、不同运行环境、不同维修决策对机队全寿命运维指标(SVR、SVC、MTBR、RPFH 等)的影响,为制造商、包修商及运营商提供决策支持,对降低发动机的全寿命运维成本具有重要意义,所得结论具体如下:

1) 提出了考虑环境影响的航空发动机全寿命周期运维仿真方法及流程,并构建了面向不同运行环境的航空发动机全寿命周期维修概率模型,并以典型大涵道比涡扇发动机为例分析其运维指标。

2) 分析不同部件设计可靠性对运维指标的影响,如涡轮叶片寿命提高 30%,发动机 MTBF 提高 1 068 飞行小时。

3) 分析不同运行环境对机队运维指标的影响,某型民用航空发动机在 A、B、C 三类运行环境下的小时费率分别为每飞行小时 119、91、82 美元。可为 OEM 制定小时包修协议提供决策支撑。

4) 分析不同维修策略对运维指标的影响,给出了不同剩余寿命阈值下机会维修和LLP余寿成本比对航空发动机小时费率的影响规律。

本文限于篇幅重点针对典型的民用大涵道比涡扇发动机,建立起发动机全寿命周期维修概率模型,其中考虑了发动机潜在送修原因中比较常见的9种因素,但不失一般性,本文提出的仿真流程和模型可以进一步结合具体型号数据,扩展包含更多的潜在送修因素,以进一步提高仿真模型的逼真度,实现该仿真模型方法工程应用价值。后续研究将进一步扩展模型到机队层面,考虑保障率、备发等机队管理因素,建立起面向全机队、全寿命的维修概率仿真模型。

参考文献:

- [1] WIBOWO A, TIAHJONO B, TOMIYAMA T. Designing contracts for aero-engine mro service providers: models and simulation[J]. *Procedia CIRP (The International Academy for Production Engineering)*, 2017, 59: 246-251.
- [2] WONG J S, SCANLAN J P, ERES M H. Modelling the life cycle cost of aero-engine maintenance[R]. Belfast, Northern Ireland: the 15th ISPE (International Society of Productivity) International Conference on Concurrent Engineering, 2008.
- [3] MULLER M, STAUDACHER S, FRIEDL W H, et al. Probabilistic engine maintenance modeling for varying environmental and operating conditions[R]. Glasgow, UK: Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air, 2010.
- [4] ACKERT S. Engine maintenance concepts for financiers [EB/OL]. [2020-12-10]. http://www.aircraftmonitor.com/uploads/1/5/9/9/15993320/keeping_score_analysis_of_an_engine%E2%80%99s_sv_v1.pdf.
- [5] STRANJAK A, DUTTA P S, EBDEN M, et al. A multi-agent simulation system for prediction and scheduling of aero engine overhaul[R]. Estoril, Portugal: the 7th International Joint Conference on Autonomous Agents and Multiagent Systems (AAMAS), 2008.
- [6] MAYORDOMO A F, GHOBAR A, GHIJS S, et al. Engine management: a decision support tool for strategic engine maintenance planning[R]. Fort Worth, US: the 10th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations (ATIO), 2013.
- [7] SPIELER S, STAUDACHER S, FIOLA R, et al. Probabilistic engine performance scatter and deterioration modeling [J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2008, 130(4): 150-158.
- [8] KRAFT J, SETHI V, SINGH R. Optimization of aero gas turbine maintenance using advanced simulation and diagnostic methods[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2014, 136(11): 111601.1-111601.10.
- [9] CROCKER J, KUMAR U D. Age-related maintenance versus reliability centered maintenance: a case study on aero-engines[J]. *Reliability Engineering and System Safety*, 2000, 67(2): 113-118.
- [10] BURKETT M A. DM Trade: a Rolls-Royce tool to model the impact of design changes and maintenance strategies on lifetime reliability and maintenance cost[R]. Barcelona, Spain: Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air, 2006.
- [11] ESTÉBANEZ L R, SHEHAB E, SYDOR P, et al. An integrated aerospace requirement setting and risk analysis tool for life cycle cost reduction and system design improvement [J]. *Procedia CIRP (The International Academy for Production Engineering)*, 2015, 38: 78-83.
- [12] WENSKY T, WINKLER L, FRIEDRICHS J. Environmental influences on engine performance degradation[R]. Glasgow UK: Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air, 2010.
- [13] MILLER J N. Tutorial review: outliers in experimental data and their treatment[J]. *Analyst*, 1993, 118(5): 455-461.
- [14] ACKERT S. Engine maintenance concepts for financiers[J]. *Aircraft Monitor*, 2011, 2: 1-43.
- [15] BURKETT M A. Expanding the reliability process to more accurately assess business risks and opportunities associated with long-term maintenance contracts[R]. Barcelona, Spain: Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air, 2006.
- [16] MEEKER W Q, ESCOBAR L A. Statistical methods for reliability data[M]. Hoboken, US: John Wiley and Sons, 2014.
- [17] CFM公司. 中国区CFM56-5B/7B用户发动机管理和工作范围制定报告[R]. 北京: 中国区CFM56-5B/7B用户发动机管理和工作范围制定会议, 2008.
- [18] ZARETSKY E V, BRANZAI E V. Rolling bearing service life based on probable cause for removal: a tutorial[J]. *Tribology Transactions*, 2017, 60(2): 300-312.
- [19] ZARETSKY E V, BRANZAI E V. Effect of rolling bearing refurbishment and restoration on bearing life and reliability [J]. *Tribology Transactions*, 2005, 48(1): 32-44.
- [20] CHEN X. Foreign object damage on the leading edge of a thin blade[J]. *Mechanics of Materials*, 2005, 37(4): 447-457.

(编辑:王碧珺)