

DOI: 10.3901/JME.2015.23.053

# 基于民航发动机状态数据的 涡轮叶片剩余寿命评估\*

孙见忠 左洪福 梁坤

(南京航空航天大学民航学院 南京 210016)

**摘要:** 针对民航发动机的特点, 提出一种基于涡轮叶片外场故障数据及快速存取记录器(Quick access recorder, QAR)历史数据的涡轮叶片剩余寿命评估方法。从发动机 QAR 数据中提取涡轮叶片使用载荷谱, 进而借助寿命损耗模型估算涡轮叶片的累积损伤量, 并进一步评估涡轮叶片的剩余寿命。以涡轮叶片的蠕变损伤失效模式为例验证方法的可行性, 方法可推广应用于热机械疲劳以及疲劳-蠕变交互作用失效模式下的涡轮叶片剩余寿命估计问题, 为有限信息条件下外场发动机涡轮叶片的寿命评估提供了一种可行的工程方法, 可为民航发动机在翼寿命评估及送修方案的制定提供决策支持。

**关键词:** 民航发动机; 涡轮叶片; 蠕变寿命; QAR 数据; 失效数据

**中图分类号:** TG156

## Remaining Useful Life Estimation Method for the Turbine Blade of a Civil Aircraft Engine Based on the QAR and Field Failure Data

SUN Jianzhong ZUO Hongfu LIANG Kun

(College of Civil Aviation, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016)

**Abstract:** Based on the limited information on the civil aircraft engine, a remaining useful life prediction method for the turbine blade based on the quick access recorder(QAR) history data and the field failure data is proposed. The stress and temperature spectrum of the critical location of the turbine blade is extracted from the engine QAR data using the empirical models, the cumulative damage of the blade is estimated through the life consumption model, and further the remaining useful life can be predicted. A simulation case study is carried out to validate the proposed method. Although the method is developed based on the creep damage accumulation, it might be extended to take thermal mechanical fatigue and creep-fatigue interaction into account.

**Key words:** civil aircraft engine; turbine blade; remaining useful life; QAR data; field failure data

### 0 前言

民航发动机热端部件故障是造成发动机性能退化以及非计划换发的一个重要因素, 对发动机的在翼寿命、安全性及经济性具有重要影响, 准确的预测其剩余寿命, 对降低发动机维修成本、提高利用率具有重要意义。

涡轮转子叶片是典型的高温、高负荷、结构复杂的热端构件, 其实际使用寿命, 不仅取决于设计、制造和工艺水平, 还与发动机的实际运行环境、使用方式以及维修等密切相关<sup>[1]</sup>。ABDUL GHAFIR 等<sup>[2]</sup>以涡轴发动机为对象, 研究了在某一特定工作点下使用条件及性能退化对涡轮叶片寿命的影响;

NAEEM 等<sup>[3-4]</sup>针对 F404-GE-400 发动机研究了外界大气温度的变化分别对叶片蠕变寿命和低周疲劳寿命的影响; 孙见忠等<sup>[5]</sup>以民航发动机为对象, 通过模拟整个航班的飞行参数, 定量的分析了民航发动机性能退化、大气温度变化以及减推力起飞对涡轮叶片蠕变寿命的影响。这些研究揭示了外界大气条件、使用方式以及发动机健康状况等对涡轮叶片的使用寿命具有重要影响, 根据实际运行数据评估叶片使用可靠性及剩余寿命是十分必要的, 对航空公司合理制定机队维修计划、控制维修成本具有重要意义。

目前, 根据外场使用数据评估涡轮叶片寿命的研究方法可大致分为物理模型法和统计模型法。物理模型法分析发动机的实际运行参数, 获得叶片各关键部位的应力/温度载荷谱, 进而借助寿命损耗模型来评估涡轮叶片的寿命损耗情况<sup>[6-10]</sup>。这些方法

\* 国家自然科学基金(61403198)和江苏省自然科学基金(BK20140827)资助项目。20141218 收到初稿, 20150801 收到修改稿

建立在掌握了发动机详细设计数据的基础上,特别是叶片的应力及温度分析需要借助复杂的有限元模型。BAGNALL 等<sup>[6]</sup>介绍了罗罗公司的发动机涡轮叶片在役寿命损耗监控方法; PARTHASARATHY 等<sup>[7]</sup>介绍了霍尼韦尔公司借助神经网络实现了快速计算零部件关键部位应力和温度谱的方法,使得根据发动机外场运行数据监控关键件的寿命损耗成为可能;夏毅锐等<sup>[8]</sup>根据某型发动机飞行参数记录仪统计分析了叶片的实际载荷谱,结合温度场和应力场的有限元分析和疲劳/持久寿命模型,估算出了叶片的外场使用寿命;高勇等<sup>[9]</sup>对某航空发动机高压涡轮叶片进行了热-结构分析,得出了叶片在典型科目下的低循环疲劳和蠕变寿命,并给出了不同平均应力修正方法下该科目的总损伤。杨自春等<sup>[10]</sup>研究了随机环境下某型燃气轮机涡轮盘-片的疲劳蠕变寿命,并分析了影响疲劳和蠕变损伤的各种因素,提出了装备使用和维护方面的建议。虽然物理模型法能够给出高精度的使用寿命损耗评估,但航空公司用户受技术所限一般采用传统的可靠性分析方法,即统计模型法评估叶片的使用可靠性及剩余寿命。ZARETSKY 等<sup>[11]</sup>收集了 16 台民航发动机涡轮叶片的外场可靠性数据,将失效模式分为热机械疲劳、氧化/侵蚀和其他三类,然后用 Weibull 分析确定了叶片寿命以及每种故障模式下的叶片寿命;AN 等<sup>[12]</sup>采用贝叶斯方法融合外场可靠性数据,假设叶片疲劳寿命服从正态分布和 Weibull 分布,利用蒙特卡罗仿真分析不同寿命分布假设和不同数量的寿命数据对寿命参数和寿命分布的影响,然后得到更新后的寿命分布来确定叶片寿命。统计模型法的得到结果反映了相同或类似使用条件下的叶片使用可靠性的平均属性,难以体现个体发动机自身的差异以及使用环境和载荷的不同,这对以个体为对象进行寿命管理和维修决策的民航发动机来讲是非常不利的。

现代民用飞机一般都配有快速存取记录器(Quick access recorder, QAR)系统记录飞机和发动机的状态数据,如尾气排气温度和高压转子转速比与高压涡轮叶片的工作载荷有直接关系,这为评估涡轮叶片的使用可靠性及剩余寿命时考虑其实际运行条件提供了数据基础。若能建立起发动机涡轮叶片运行环境和载荷参数与其使用可靠性及剩余寿命之间的关系,即可为评估民航发动机在翼寿命以及制定送修计划提供决策支持。进一步,还可以根据发动机自身的性能状况、运行环境和飞行任务等,通过主动调整发动机的使用参数或优化飞行计划以延长热端部件的使用寿命,避免因涡轮叶片提前到

寿而导致非计划换发。这对延长发动机在翼时间、减少维修次数、降低寿命周期成本具有重要意义<sup>[5]</sup>。以民航发动机为例,依据发动机涡轮叶片外场失效数据及相应的 QAR 历史数据及来评估涡轮叶片的寿命损耗,并进一步预测其剩余寿命,为民航发动机在翼寿命评估以及送修计划的制定提供决策支持。

## 1 涡轮叶片蠕变寿命预测

当涡轮叶片出现超出设计允许的变形或预计叶片累积损伤达到所允许的极限时,叶片即达到其使用寿命。导致涡轮叶片失效的原因主要有:包括热-机械疲劳引起的高、低循环疲劳,高温长时间作用下的蠕变变形和蠕变应力断裂以及高温燃气的冲刷腐蚀和氧化,此外一些偶发性因素,如外物击伤等,也会导致叶片随机性的失效<sup>[1]</sup>。对于现代高涵道比民航发动机而言,其飞行过程平稳,飞行任务较为单一、时间较长,高压涡轮叶片的蠕变寿命是叶片使用寿命重要决定因素之一<sup>[13]</sup>,因此文章以涡轮叶片的蠕变损伤为例研究其剩余寿命评估方法。蠕变是金属材料在临界温度大于或等于金属材料的 0.3~0.5 倍的熔点温度并承受持续载荷作用下,发生与时间相关的塑性变形。在工程上,蠕变损伤实际是材料应力、温度以及持续时间的函数<sup>[14]</sup>。在无冷却或较少冷却气流的情况下,蠕变导致涡轮叶片伸长而截面积变小,持续发展下去可能会导致叶片断裂,而对于冷却较充分的涡轮叶片,蠕变往往发生在局部区域,是导致叶片裂纹萌生和扩展的重要原因<sup>[6]</sup>。

### 1.1 蠕变持久方程

涡轮叶片应力和温度分布复杂,难以准确的测量和建模,加之叶片材料的缺陷等因素,建立一个精确的叶片蠕变寿命预测模型非常困难,因此,实践中通常采用一些工程化的方法,如美军标(MIL-5007D)和国军标(GJB/Z18-91)推荐的拉森-米勒方程等四种涡轮叶片蠕变持久寿命预测方法,均能够很好地表征蠕变持久寿命、应力以及温度之间的关系,能给出相对合理的蠕变寿命预测结果,材料手册中也给出了各种材料的蠕变持久方程及相应各参数值<sup>[14]</sup>。文中采用拉森-米勒蠕变持久方程来预测叶片蠕变寿命,对于涡轮叶片材料 DZ125 型高温合金,其蠕变持久方程为<sup>[14]</sup>

$$\lg l = b_0 + b_1 / T + b_2 x / T + b_3 x^2 / T + b_4 x^3 / T \quad (1)$$

式中,  $l$  为持久寿命(单位: 小时);  $x$  为应力对数值

$\lg \sigma$ ;  $T$  为温度,  $T = (9 \times T_B / 5 + 32) + 460$ ,  $T_B$  为叶片温度(单位:  $^{\circ}\text{C}$ )。式中各常数取值为:  $b_0 = -22.262$ ,  $b_1 = 92\ 202.77$ ,  $b_2 = -31\ 964.91$ ,  $b_3 = 12\ 467.15$ ,  $b_4 = -2\ 414.596$ 。

计算一个飞行任务内叶片的蠕变损伤量, 还需要知道叶片在各个载荷状态下的持续时间。若以 Miner 线性法则累积一个航班飞行任务内的蠕变损伤, 则可以得到一个飞行循环内涡轮叶片的累积损伤总量为

$$D_C = \sum_{i=1}^N \frac{t_i}{l_i} \quad (2)$$

式中,  $l_i$  为第  $i$  个载荷状态下叶片的蠕变寿命, 而  $t_i$  为一个飞行循环内叶片在第  $i$  个载荷状态下的持续工作时间, 若规定到寿判据为  $\sum D_C = 1$ , 则可得到叶片的飞行循环寿命为

$$L_C = \frac{1}{D_C} = \frac{1}{\sum_{i=1}^N \frac{t_i}{l_i}} \quad (3)$$

## 1.2 叶片应力分析

发动机涡轮叶片工作时, 主要受到自身质量产生的离心力、横向气体力以及热负荷和振动负荷, 详细计算叶片各处的应力/应变需要复杂的有限元模型和详细的设计数据, 这超出了本文的研究范围, 为了使问题简化, 可只考虑主要的应力成分得到近似的总应力。对于发动机的旋转部件(如涡轮叶片)来说, 近似的评估其应力分布, 可假设在一定的转速范围内其应力大小与转速的平方成正比<sup>[4]</sup>

$$\sigma = \left( \frac{\phi}{\phi_{ref}} \right)^2 \cdot \sigma_{ref} \quad (4)$$

因此, 给定参考工作点下的叶片关键部位的应力值  $\sigma_{ref}$  和转速  $\phi_{ref}$ , 那么根据实际的转子转速  $\phi$  即可估算出叶片当前工作状态下的应力大小, 进而由整个飞行循环的涡轮转子转速谱可得到涡轮叶片关键部位的应力-时间历程。

## 1.3 叶片温度分析

涡轮叶片温度与涡轮前温度及叶片的冷却有关, 与燃烧室出口处温度分布相似, 涡轮叶片温度沿叶片径向变化, 通常叶中温度最高而叶根与叶尖处温度相对较低。对于给定的一台发动机, 涡轮前温度与叶片关键部位的温度具有一定相关性, 文章采用文献[15]所用方法, 根据涡轮前温度  $T_{41}$  来估算一级涡轮叶片的温度  $T_B$ (单位:  $^{\circ}\text{C}$ )

$$T_B = \frac{T_{41}}{T_{41,ref}} \cdot T_{B,ref} - 273 \quad (5)$$

式中,  $T_{41,ref}$  为参考工作状态下涡轮前温度(单位: K),  $T_{B,ref}$  为相应的叶片温度(单位: K)。因此, 借助式(5), 根据整个飞行循环的涡轮前温度记录可估算得到涡轮叶片关键部位的温度-时间历程。

## 2 涡轮叶片蠕变损伤载荷谱估计

发动机 QAR 数据在民航发动机的状态监控等方面发挥着重要作用, 如发动机排气温度和高压转子转速比是发动机状态监控的重要参数, 另一方面, 这两个状态参数也间接反映了涡轮叶片的实际使用载荷, 在缺乏足够的设计数据的情况下, 借助经验模型可估算出涡轮叶片关键部位的应力/温度-时间历程, 用于评估叶片实际寿命损耗及其剩余寿命。

由于缺乏详细的设计数据, 在无法对涡轮叶片关键部位的应力/温度载荷谱进行详细的分析和计算的情况下, 文章借助第 1 节介绍的经验模型和 QAR 数据来近似估计关键部位处的应力/温度载荷谱。取发动机最大工作状态为参考状态, 即高压涡轮转速比  $N_2 = \phi / \phi_{ref} = 100\%$ , 涡轮前温度、涡轮叶片关键部位处应力和温度分别为  $T_{41,ref}$ 、 $\sigma_{ref}$  和  $T_{B,ref}$ , 则根据式(4)可得实际工作状态下关键部位处的应力大小为

$$\sigma = \left( \frac{\phi}{\phi_{ref}} \right)^2 \cdot \sigma_{ref} = N_2^2 \cdot \sigma_{ref} \quad (6)$$

涡轮前温度  $T_{41}$  通常比较高, 实践中直接测量难度比较大, 因此目前的民航发动机一般都不直接测量  $T_{41}$ , 而是通过尾气排气温度  $E$  或者涡轮级间温度来间接反映涡轮前温度的大小, 这是因为涡轮前温度与排气温度之间存在一定的对应关系<sup>[15-16]</sup>

$$T_{41} / E = \alpha \quad (7)$$

对某型民航发动机涡轮前温度与排气温度的统计显示, 在高转速范围内,  $T_{41} / E$  的比值一般保持不变, 在 1.83~1.85; 在低转速范围内, 两者比值变小, 如转速为  $N_2 = 66.9\%$  时,  $T_{41} / E = 1.33$ , 但此时涡轮叶片温度及转子叶片的应力均较低, 涡轮叶片的蠕变损伤量很小, 几乎可以忽略, 所以此状态下的  $T_{41}$  的换算精度不再那么重要<sup>[15]</sup>。因此, 将式(7)代入式(5)可得涡轮叶片关键部位温度与  $E$  之间的近似关系式

$$T_B = \frac{E \cdot \alpha}{T_{41,ref}} \cdot T_{B,ref} - 273 = E \cdot \beta_{ref} - 273 \quad (8)$$

式中,  $\beta_{ref} = \alpha \cdot T_{B,ref} / T_{41,ref}$  为常数, 需要根据具体

型号的实际外场使用数据估计。

因此, 根据 QAR 记录的高压涡轮转速比  $N_2$  以及尾气排气温度  $E$ (每秒采样一次), 在已知  $\sigma_{ref}$  和  $\beta_{ref}$  的情况下, 借助经验式(6)和式(8)即可估算得到发动机涡轮叶片关键部位的应力/温度—时间历程, 即蠕变损伤载荷谱。在缺乏详细的设计数据的情况下, 参数  $\sigma_{ref}$  和  $\beta_{ref}$  无法获知, 但借助外场叶片故障数据可得到其估计值, 估计方法将在第 3 节介绍。

### 3 蠕变损伤评估及剩余寿命估计

在得到涡轮叶片的蠕变损伤载荷谱后, 借助第 1 节介绍的蠕变持久方程即可计算叶片当前的累积损伤量, 并进一步估计叶片的剩余寿命。

假设  $\sigma_{ref}$  和  $\beta_{ref}$  已知, 则将式(6)和式(8)代入蠕变持久方程式(1)即可得在当前载荷状态  $(\sigma_i, T_{B,i})$  下的叶片蠕变持久寿命

$$l_i = \exp(b_0 + b_1/T + b_2x/T + b_3x^2/T + b_4x^3/T) \quad (9)$$

$$T = (9 \times T_{B,i} / 5 + 32) + 460 =$$

$$[9 \times (E_i \cdot \beta_{ref} - 273) / 5 + 32] + 460$$

$$x = \lg \sigma_i = \lg(N_{2i}^2 \cdot \sigma_{ref})$$

依据涡轮叶片蠕变损伤载荷谱, 由式(2)可得到当前时刻涡轮叶片的累积损伤量为

$$D = \sum_{j=1}^M \sum_{i=1}^N \frac{t_{j,i}}{l_{j,i}} \quad (10)$$

式中,  $M$  为总的飞行循环数,  $N$  为每个飞行循环内的载荷状态数, 由于发动机 QAR 数据采样周期为 1 s, 因此在计算时认为每一秒内载荷不变, 即为一个载荷状态。

未知参数  $\sigma_{ref}$  和  $\beta_{ref}$  需借助外场发动机涡轮叶片的故障数据来估算, 若某台发动机的涡轮叶片在实际使用了  $L_C$  个飞行循环后, 由于正常的蠕变寿命损耗而出现的蠕变应力裂纹/断裂或伸长量超标, 则假设此时叶片的蠕变损伤累积量达到了 1, 即

$$D = \sum_{j=1}^M \sum_{i=1}^N \frac{t_{j,i}}{l_{j,i}} = 1 \quad (11)$$

式(11)中含有两个未知数  $\sigma_{ref}$  和  $\beta_{ref}$ , 至少需要两个方程(即两个发动机涡轮叶片蠕变/应力裂纹或伸长量超标的故障样本)构成一个方程组才能求解, 且方程组为高度非线性, 需要借助数值方法求解。

在得到  $\sigma_{ref}$  和  $\beta_{ref}$  的值后, 即可根据实际载荷谱, 借助式(9)和式(10)来估计涡轮叶片实际的累积损伤量, 若假设发动机保持当前的运行方式或环境不发生大的变化, 那涡轮叶片的剩余寿命  $L_R$  可由式(12)得到

$$L_R = L_C \cdot (1 - D) \quad (12)$$

### 4 仿真实验

验证本文所提方法, 不仅要有涡轮叶片的故障样本数据, 而且需要有此发动机的 QAR 历史数据, 在目前外场数据比较难获取的情况下, 本文采用了仿真试验的方法来验证上述方法的可行性。

#### 4.1 涡轮叶片蠕变寿命周期仿真

以现代普通民航涡扇发动机(涵道比 5, 压比 30, 额定推力 150 kN)执行某一典型航班任务(飞行距离: 1 500 km; 巡航高度: 11 000 m; 巡航速度: 0.78 Ma(Ma 为马赫数))为例, 通过模拟发动机整个航班的飞行任务剖面, 根据式(6)和(8)得到发动机涡轮叶片的载荷谱, 进而借助蠕变损伤估算模型(式(2))可计算每个航班涡轮叶片的损伤情况。

图 1 所示为涡轮叶片蠕变寿命周期仿真流程图, 发动机实际的运行条件, 如大气温度、巡航高度和速度、减推力起飞等因素, 甚至不同的驾驶员操作习惯等均对发动机和零部件的使用载荷及其寿命具有重要影响。图 2 所示为现代民航飞机执行某一典型中短途航班任务时的飞行参数, 图中同时给出了执行同一航线的不同航班的飞行参数, 由于实际运行条件的不同, 对涡轮叶片的损伤也相差较大。为使仿真更接近实际情况, 在模拟一个飞行任务时,

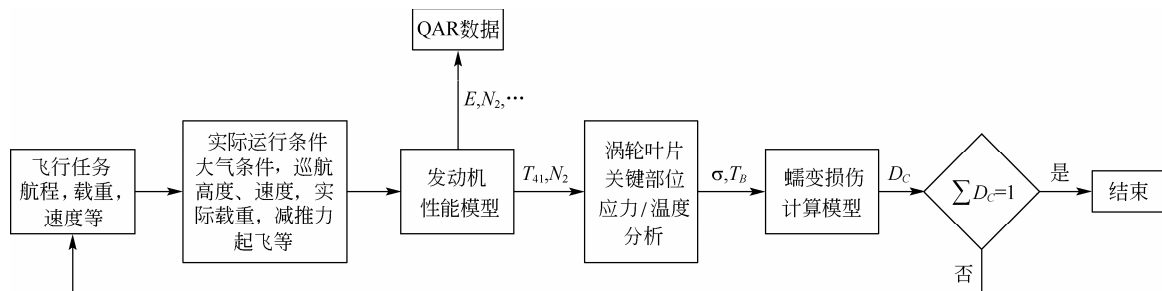


图 1 涡轮叶片蠕变寿命周期仿真

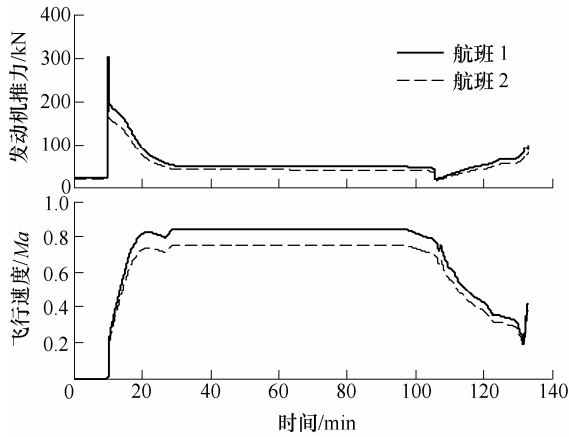


图 2 典型航班飞行数据

发动机实际运行参数均在基准值的基础上添加一定的噪声，如大气温度偏差、巡航高度和速度偏差，借助发动机性能模型计算得到航班任意时刻的  $E$  和  $N_2$  参数(图 3 所示为执行航班 1 和航班 2 的发动机涡轮叶片工作载荷相关参数)，由蠕变损伤模型(式(10))计算涡轮叶片的损伤量，当累积损伤量为 1 时，仿真结束。

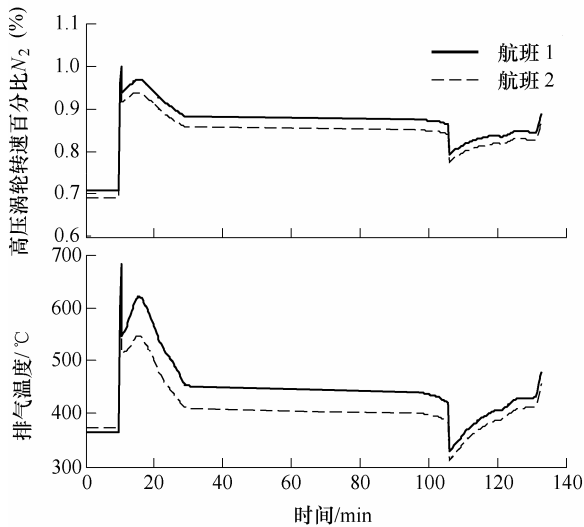


图 3 涡轮叶片工作载荷相关参数

总共仿真 5 台发动机，均执行同一航班，但由于具体运行条件不同涡轮叶片寿命也不同(表 1 所示)。仿真最终输出为每个航班涡轮叶片的蠕变损伤量以及叶片最终的蠕变寿命，同时 QAR 记录了每个航班中的涡轮叶片工作载荷相关参数( $E, N_2$ )，采样间隔为 1 s。

表 1 涡轮叶片蠕变寿命

发动机号	1	2	3	4	5
涡轮叶片蠕变寿命(飞行循环)	11 870	8 459	7 124	6 741	6 897

#### 4.2 计算结果

在实践中航空公司用户可获得 QAR 数据以及

一些外场的故障数据，比如涡轮叶片出现因蠕变损伤引起的裂纹/断裂等失效数据，我们假设此时涡轮叶片的蠕变损伤量为  $D=1$ ，则根据第 3 节介绍的方法，可构建方程组来估计两个关键的未知参数  $\sigma_{ref}$  和  $\beta_{ref}$ 。假设 2 号和 3 号两台发动机在使用中分别出现了涡轮叶片蠕变应力裂纹/断裂或蠕变伸长量超标等故障，则认为此涡轮叶片的蠕变总损伤量为 1，借助 QAR 历史数据和式(10)可累积叶片蠕变损伤量得到以下方程组

$$\begin{cases} F_1(\sigma_{ref}, \beta_{ref}) = \sum_{j=1}^{8459} \sum_{i=1}^N \frac{t_{j,i}}{l_{j,i}} = 1 \\ F_2(\sigma_{ref}, \beta_{ref}) = \sum_{j=1}^{7124} \sum_{i=1}^N \frac{t_{j,i}}{l_{j,i}} = 1 \end{cases} \quad (13)$$

借助 Matlab2009 的 fsolve 函数来求解上述非线性方程组。在估计出  $\sigma_{ref}$  和  $\beta_{ref}$  值后，即可根据式(9)和(10)以及 QAR 历史数据来计算同型号的其他发动机涡轮叶片的累积损伤量，并根据式(12)预测涡轮叶片的剩余寿命，流程图如图 4 所示。

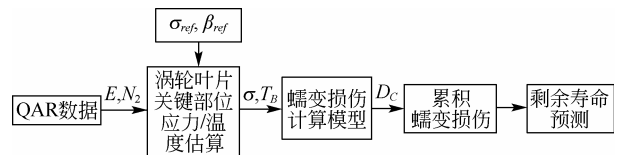


图 4 涡轮叶片蠕变损伤及剩余寿命估计流程图

按照上述方法，估算另外 3 台发动机涡轮叶片在不同的时刻(如分别在使用了 4 000 和 5 000 个飞行循环后)的累积蠕变损伤量及剩余寿命，计算结果如表 2 所示。作为对比，表 2 中同时给出了涡轮叶片的实际累积蠕变损伤量及剩余寿命，其中实际的累积蠕变损伤量及剩余寿命是由第 4.1 节的仿真程序得到。由表 2 计算结果可见，涡轮叶片蠕变损伤量以及剩余寿命的估计值均接近实际值，方法可行。

表 2 累积蠕变损伤量及剩余寿命估计结果

发 动 机	4 000 循环				5 000 循环			
	损伤量		剩余寿命		损伤量		剩余寿命	
	估计值	实际值	估计值	实际值	估计值	实际值	估计值	实际值
1	0.349	0.336	7 455	7 870	0.437	0.421	6 431	6 870
4	0.602	0.594	2 641	2 741	0.751	0.741	1 655	1 741
5	0.597	0.580	2 695	2 897	0.747	0.725	1 685	1 897

## 5 讨论

发动机的实际使用条件对涡轮叶片的使用寿命具有重要影响，同样型号的发动机在不同的使用条件下或执行不同类型任务，其涡轮叶片寿命相差

悬殊<sup>[1]</sup>。发动机 QAR 数据含有丰富的关于发动机零部件使用载荷的信息,如  $E$  和  $N_2$  参数可间接反映高压涡轮叶片的工作载荷。 $E$  和  $N_2$  值越高,则涡轮叶片载荷越大,发动机涡轮叶片寿命损耗较快,当载荷较重的发动机涡轮叶片因正常寿命损耗而出现叶片裂纹/断裂等问题时,选此台发动机的载荷谱  $S_0(E, N_2)$  为基准载荷谱,同时把现役发动机的载荷谱  $S_i(E, N_2)$  与基准载荷谱相比来评估当前发动机涡轮叶片的寿命损耗情况,这种方法不需要叶片详细的设计数据,仅需发动机 QAR 历史数据和少量失效样本,因此工程实践中便于实现。除载荷谱  $S_i$  和  $S_0$  外,涡轮叶片累积损伤量  $D_i = F(S_i)$  和  $D_0 = F(S_0)$  还取决于累积损伤估算函数  $F(\cdot)$ ,这取决于所研究的叶片的失效模式和损伤机理。本文以蠕变损伤这一单一失效模式为例来说明这种方法,损伤估算模型采用蠕变持久寿命模型,且损伤累积采用线性相加原则,但这一方法同样可推广应用于更加复杂的热-机械疲劳、蠕变/疲劳交互作用等损伤估算模型及非线性损伤累积方法<sup>[17-18]</sup>。

未知参数  $\sigma_{ref}$  和  $\beta_{ref}$  的估计需要借助涡轮叶片失效样本数据,文章研究涡轮叶片的蠕变剩余寿命的估计,因此需选择因蠕变损伤而引起的涡轮叶片裂纹或断裂的故障样本,并假设此时叶片的累积蠕变损伤为 1。通常至少需要两个故障样本才能估计出未知参数,但每一个叶片的实际使用寿命不可避免地受到一些随机因素(如叶片材料本身缺陷等随机因素)的影响,因此通过收集大量的同型号发动机涡轮叶片的故障样本及其相应的 QAR 数据,可以得到更加合理的  $\sigma_{ref}$  和  $\beta_{ref}$  值,减少随机因素的影响。

## 6 结论

针对民航发动机,提出了一种基于外场故障样本数据及相应的 QAR 历史数据的涡轮叶片剩余寿命评估方法。在缺乏详细设计数据的情况下,根据 QAR 数据以及外场涡轮叶片故障数据和经验模型来估计涡轮叶片关键部位的应力/温度—时间历程,在此基础上建立涡轮叶片关键部位的蠕变寿命损耗模型,估算其累积蠕变损伤量及剩余寿命。最后,通过仿真分析验证了本文所提方法的可行性,为民航发动机涡轮叶片剩余寿命评估提供了一种便于实现的工程方法,对评估发动机在翼寿命以及制定送修计划具有重要意义。

## 参 考 文 献

- [1] 苏清友. 航空涡喷、涡扇发动机主要零部件定寿指南 [M]. 北京: 航空工业出版社, 2004.  
SU Qingyou. Guide on the life prediction of the critical components of the turbo jet and turbofan [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2004.
- [2] ABDUL GHAFIR M F, LI Y G, WAHAB A A, et al. Impact of operating and health condition on a helicopter turbo-shaft hot section component using creep factor[J], Applied Mechanics and Materials, 2012, 225: 239-244.
- [3] NAEEM M. Implications of day temperature for a high-pressure-turbine blade's low-cycle-fatigue life consumption[J]. Journal of Propulsion and Power, 2008, 24(3): 624-628.
- [4] NAEEM M. Implications of day temperature variation for an aero-engine's HP turbine-blade's creep life-consumption[J]. Aerospace Science and Technology, 2009, 13(1): 27-35.
- [5] 孙见忠, 左洪福. 使用条件对民航发动机涡轮叶片蠕变寿命的影响分析[J]. 中国机械工程, 2014, 25(11): 1511-1516.  
SUN Jianzhong, ZUO Hongfu. Impacts of operating and health conditions on civil aircraft engine turbine blade creep life [J]. China Mechanical Engineering, 2014, 25(11): 1511-1516.
- [6] BAGNALL S M, SHAW D L, MASON-FLUCKE J C. Implications of 'Power by the Hour' on turbine blade lifing[C/CD]//The RTO AVT Specialists' Meeting on "Design for Low Cost Operation and Support", Ottawa, Canada, October 21-22, 1999.
- [7] PARTHASARATHY G, MENON S, RICHARDSON K, et al. Neural network models for usage based remaining life computation[J]. ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2008, 130(1): 012508(1-7).
- [8] 夏毅锐, 徐可君, 王永旗. 基于某型航空发动机飞行参数的涡轮转子叶片疲劳/持久寿命分析[J]. 应用力学学报, 2011, 28(2): 177-184.  
XIA Yirui, XU Kejun, WANG Yongqi. Turbine rotor blade fatigue/creep life prediction based on the flight parameters for an airplane [J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2011, 28(2): 177-184.
- [9] 高勇, 王延荣. 涡轮转子叶片低循环疲劳/蠕变寿命的预测[J]. 燃气涡轮实验与研究, 2005, 18(2): 23-25.  
GAO Yong, WANG Yanrong. Low cycle fatigue/creep life prediction for turbine rotor blade[J]. Gas Turbine

- Experiment and Research, 2005, 18(2): 23-25.
- [10] 杨自春, 申文才, 彭茂林. 随机环境下涡轮盘-片剩余寿命预测方法[J]. 航空动力学报, 2009, 24(8): 1677-1683.  
YANG Zichun, SHEN Wencai, PENG Maolin. Research on residual life prediction of turbine blade-disc under radon environment [J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(8): 1677-1683.
- [11] ZARETSKY E V, LITT J S, HENDRICKS R C, et al. Determination of turbine blade life from engine field data [J]. Journal of Propulsion and Power, 2012, 28(6): 1156-1167.
- [12] AN D, CHOI J, KIM N H, et al. Fatigue life prediction based on Bayesian approach to incorporate field data into probability model [J]. Structural Engineering and Mechanics, 2011, 37(4): 427-442.
- [13] 赵廷渝. 涡轮风扇发动机减推力起飞必要性分析[J]. 中国民航学院学报, 2005, 23(3): 6-8.  
ZHAO Tingyu. Necessity analysis of reduced-thrust taking-off of turbofan engines [J]. Journal of Civil Aviation University of China, 2005, 23(3): 6-8.
- [14] 《中国航空材料手册》编辑委员会. 《中国航空材料手册》第2卷-变形高温合金, 铸造高温合金[S]. 北京: 中国标准出版社, 2001.  
Aerial Material Manual of China Editorial Board. Aerial material manual of China volume 2- wrought superalloy and cast superalloy[S]. Beijing: China Standard Press, 2001.
- [15] 付娜. 某航空发动机涡轮盘和叶片的强度分析与寿命计算[D]. 西安: 西北工业大学, 2006.  
FU Na. Strength analysis and life prediction of the turbine disc and blade for a gas turbine [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2006.
- [16] 周长春. 民用涡扇发动机超温问题研究及其在使用中的预防[D]. 西安: 西北工业大学, 2006.  
ZHOU Changchun. Study on the issue of the overheat of the civil aircraft engine and the prevention of overheat in operation [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2006.
- [17] 陈学东, 范志超, 陈凌, 等. 三种疲劳蠕变交互作用寿命预测模型的比较及其应用[J]. 机械工程学报, 2007, 43(1): 62-68.  
CHEN Xuedong, FAN Zhichao, CHEN Ling, et al. Comparison among three fatigue-creep interaction life prediction models and their applications[J]. Chinese Journal of Mechanical Engineering, 2007, 43(1): 62-68.
- [18] 林杰威, 张俊红, 张桂昌, 等. 基于连续非线性损伤的航空发动机叶片疲劳研究[J]. 机械工程学报, 2010, 46(18): 66-70.  
LIN Jiewei, ZHANG Junhong, ZHANG Guichang, et al. Study on fatigue damage of aero-engine blade based on non-linear continuum damage model [J]. Journal of Mechanical Engineering, 2010, 46(18): 66-70.

---

作者简介: 孙见忠(通信作者), 男, 1983年出生, 博士。主要研究方向为航空发动机可靠性与健康管理、维修工程。

E-mail: sunjianzhong@nuaa.edu.cn

左洪福, 男, 1959年出生, 博士, 教授, 博士研究生导师。主要研究方向为飞机状态监控与故障诊断、维修保障工程。

E-mail: rms@nuaa.edu.cn