

12-12-2019

Fatigue Life Prediction of Turbine Blades Based on QAR Data

Pi Jun

1. Civil Aviation University of China, Sino-European Institute of Aviation Engineering, Tianjin 300300, China;;

Shuwei Gao

2. Civil Aviation University of China, Institute of Aviation Engineering, Tianjin 300300, China;

Jiangbo Huang

2. Civil Aviation University of China, Institute of Aviation Engineering, Tianjin 300300, China;

Huang Lei

2. Civil Aviation University of China, Institute of Aviation Engineering, Tianjin 300300, China;

See next page for additional authors

Follow this and additional works at: <https://dc-china-simulation.researchcommons.org/journal>



Part of the [Artificial Intelligence and Robotics Commons](#), [Computer Engineering Commons](#), [Numerical Analysis and Scientific Computing Commons](#), [Operations Research](#), [Systems Engineering and Industrial Engineering Commons](#), and the [Systems Science Commons](#)

This Paper is brought to you for free and open access by Journal of System Simulation. It has been accepted for inclusion in Journal of System Simulation by an authorized editor of Journal of System Simulation.

Fatigue Life Prediction of Turbine Blades Based on QAR Data

Abstract

Abstract: Based on the characteristics of the high-pressure turbine blade, *a numerical simulation method for the actual load spectrum of the high-pressure turbine blade of the civil aircraft engine based on the QAR data is proposed*. The actual service load spectrum of the engine recorded during aircraft flight is extracted from the QAR data; *the time history of centrifugal force, aerodynamic force and thermal stress of the turbine blade in actual use is obtained by means of finite element simulation*; and with life prediction model, *the actual service life of the blade is estimated*. This method provides a reliable engineering method for evaluating the remaining life and obtaining the actual service load of the high-pressure turbine blade, which is valuable for studying the reliability and load characteristics of the high-pressure turbine blade.

Keywords

high-pressure turbine blade, QAR data, load spectrum, numerical simulation, remaining life

Authors

Pi Jun, Shuwei Gao, Jiangbo Huang, Huang Lei, and Ma Long

Recommended Citation

Pi Jun, Gao Shuwei, Huang Jiangbo, Huang Lei, Ma Long. Fatigue Life Prediction of Turbine Blades Based on QAR Data[J]. Journal of System Simulation, 2019, 31(6): 1165-1171.

基于 QAR 数据的涡轮叶片疲劳寿命预测

皮骏¹, 高树伟², 黄江博², 黄磊², 马龙¹

(1. 中国民航大学中欧航空工程师学院, 天津 300300; 2. 中国民航大学航空工程学院, 天津 300300)

摘要: 针对高压涡轮叶片的特点, 提出一种基于 QAR 数据的民用航空发动机高压涡轮叶片实际使用载荷谱的数值模拟方法。从 QAR 中提取飞机飞行过程中记录的发动机实际使用载荷谱, 通过有限元仿真得到涡轮叶片在实际使用过程中离心力、气动力和热应力的时间历程, 借助寿命评估模型估算叶片实际使用寿命。该方法为高压涡轮叶片实际使用载荷的获取和剩余寿命的评估提供一种可靠的工程方法, 对高压涡轮叶片的可靠性和受载特性的研究具有重要参考价值。

关键词: 高压涡轮叶片; QAR 数据; 载荷谱; 数值模拟; 剩余寿命

中图分类号: V232.4 文献标识码: A 文章编号: 1004-731X (2019) 06-1165-07

DOI: 10.16182/j.issn1004731x.joss.17-0202

Fatigue Life Prediction of Turbine Blades Based on QAR Data

Pi Jun¹, Gao Shuwei², Huang Jiangbo², Huang Lei², Ma Long¹

(1. Civil Aviation University of China, Sino-European Institute of Aviation Engineering, Tianjin 300300, China;

2. Civil Aviation University of China, Institute of Aviation Engineering, Tianjin 300300, China)

Abstract: Based on the characteristics of the high-pressure turbine blade, a numerical simulation method for the actual load spectrum of the high-pressure turbine blade of the civil aircraft engine based on the QAR data is proposed. The actual service load spectrum of the engine recorded during aircraft flight is extracted from the QAR data; the time history of centrifugal force, aerodynamic force and thermal stress of the turbine blade in actual use is obtained by means of finite element simulation; and with life prediction model, the actual service life of the blade is estimated. This method provides a reliable engineering method for evaluating the remaining life and obtaining the actual service load of the high-pressure turbine blade, which is valuable for studying the reliability and load characteristics of the high-pressure turbine blade.

Keywords: high-pressure turbine blade; QAR data; load spectrum; numerical simulation; remaining life

引言

高压涡轮叶片是航空发动机主要的热端零部件之一, 其工作环境复杂, 承受着热载荷、气动载荷、离心载荷、高温氧化腐蚀及振动载荷的复合作

用^[1-3], 因此高压涡轮叶片容易发生失效, 严重影响到航空发动机使用的可靠性和民航飞行的安全性。模拟高压涡轮叶片的实际工作载荷对高压涡轮叶片的设计、性能的提高和剩余寿命的评估具有重要意义。

载荷谱的提取方法目前主要采用雨流计数法^[4]。雷晓波^[5]提出一种基于应力应变迟滞循环的三线法雨流计数判别式, 编制了发动机的使用载荷谱。使用载荷谱可用于发动机整机及部件的寿命计



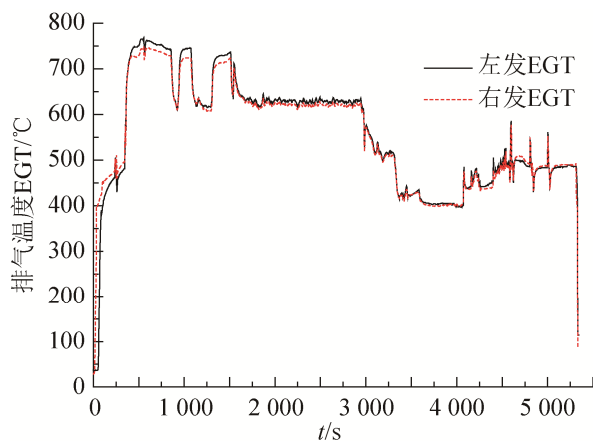
收稿日期: 2017-05-11 修回日期: 2017-09-17;
基金项目: 国家自然科学基金委员会与中国民用航空局联合资助项目(U1633101);
作者简介: 皮骏(1973-), 男, 内蒙古包头, 博士, 副教授, 研究方向为流体机械、航空发动机振动; 高树伟(1990-), 男, 山东潍坊, 硕士生, 研究方向为涡轮叶片寿命评估。

算,孙见忠^[6]通过发动机的状态数据提取涡轮叶片使用载荷谱,借助寿命估算模型评估了涡轮叶片的剩余寿命;荆甫雷^[7]提出一种单晶涡轮叶片热机械疲劳寿命的评估方法,可用于涡轮叶片服役条件下的寿命预测;李骏^[8]等分析涡轮叶片-榫头-轮盘的温度和应力分布,确定关键点,进行了低循环疲劳寿命计算。涡轮叶片工作载荷模拟可用于涡轮叶片的寿命计算,杨晓明^[9]等提出一种涡轮叶片三维温度场耦合计算的方法,对涡轮叶片冷却结构设计有一定的工程应用价值;李钰洁^[10]提出一种涡轮叶片温度场的非定常数值计算方法,分析了叶片间隙对温度场分布的影响,为叶片设计提供了一种理论参考。

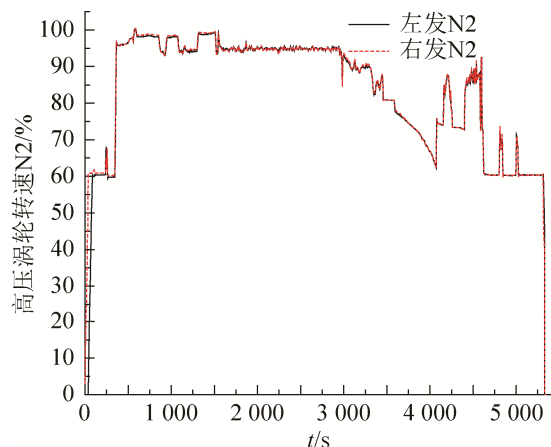
从QAR记录的飞行数据中提取EGT和N2,使用雨流计数法统计发动机的实际使用载荷谱,利用有限元仿真分析高压涡轮叶片在温度载荷、气动载荷和离心载荷作用下的载荷谱。此方法得到的高压涡轮叶片工作载荷谱更接近实际,对于研究涡轮叶片性能、估算涡轮叶片剩余寿命和指导维修计划的制定具有重要的工程意义。

1 发动机实际使用载荷谱提取

该QAR数据取自某航班的CFM56-5B发动机20个飞行循环的数据,每个飞行循环的平均时长为89分钟,图1是一个飞行循环的EGT和N2载荷谱。



(a) EGT 图



(b) N2 载荷谱

图1 EGT和N2载荷谱

Fig. 1 Load spectrum of EGT and N2

1.1 飞行剖面数据压缩

飞行剖面数据庞大,压缩处理是载荷谱提取的基本步骤,主要包括:

(1) 峰谷值提取

峰谷值提取就是按时间顺序把峰谷值从循环载荷中提取出来,排成一个按时间顺序排列的折线,便于循环计数。

(2) 无效幅值去除

计算循环疲劳时,高阶次的小循环对叶片的疲劳损伤量可忽略不计^[11],从峰谷值中去除这些幅值不仅可压缩数据,还可提高疲劳寿命的计算效率,无效幅值阈值由式(1)确定

$$\Delta\alpha = (X_{\max} - X_{\min}) \cdot \Delta\% \quad (1)$$

式中: Δ 是经验常数,取值范围 9.0~12.5; $X_{\max}$, $X_{\min}$ 分别为相邻峰谷值。

(3) 循环统计计数

使用雨流计数法进行统计,基本规则是:雨流起始于每一个波峰、波谷处;起始于峰值(谷值)处的雨流遇到等于或高于(低于)它的峰值(谷值)处停止;起始于波峰、波谷处的雨流遇到自上而下的雨流也停止;雨流的起点和终点为一个循环。

在进行峰谷值区间划分时,最大幅值区间应划分的较密集。统计20个航班的转速谱,得到平均一个飞行循环的发动机转速循环统计表,见表1。

表 1 发动机转速循环统计表
Tab. 1 Statistics of the engine speed cycle

波谷	波峰					
	0~58	58~80	80~85	85~90	90~96	96~101
0~58						1
58~80		5.5		1	2	
80~85			2.5	2.5	1	
85~90				8	2	
90~96					24.5	5
96~101						1

1.2 发动机实际循环载荷谱的确定

计算每个循环的转速幅值时,取转速幅值区间的平均转速。根据低周疲劳寿命大载荷、低频率的特点,峰谷值在同一区间的循环载荷对涡轮叶片造成的损伤量可以忽略不计,由表 1 得到发动机平均一个飞行循环的实际使用载荷循环谱如表 2 所示。

表 2 发动机实际使用载荷谱
Tab. 2 Actual service load spectrum of the engine

循环	范围(rpm)	频次(次)
主循环	0~13 034	1
次循环 1	9 130~11 578	1
次循环 2	9 130~12 305	2
次循环 3	10 916~11 578	2.5
次循环 4	10 916~12 305	1
次循环 5	11 578~12 305	2
次循环 6	12 305~13 034	5

2 高压涡轮叶片工作载荷仿真

从 QAR 数据中提取发动机的 EGT 和 N2 载荷谱,通过有限元仿真得到高压涡轮叶片在离心力、热应力、气动力作用下的实际工作载荷。仿真得到高压涡轮叶片的载荷分布情况,对高压涡轮叶片的可靠性研究和性能分析提供参考。

根据该航班发动机高压涡轮叶片的几何尺寸数据建立高压涡轮叶片模型,叶片材料使用 DZ125。在有限元仿真过程中,在流固耦合中间添加热分析环节,构造一个流热固耦合分析,完成高压涡轮叶片工作载荷的数值模拟。基本流程是将流体分析耦合到热分析和结构分析中,再将热分析结果耦合到结构分析中,仿真流程如图 2 所示。

2.1 高压涡轮叶片温度载荷、气动载荷仿真

高压涡轮前的温度非常高,不能直接测量,因此 QAR 数据中没有高压涡轮前温度载荷数据,需要用 EGT 间接得到高压涡轮前温度 T_{41} ,根据涡轮前温度和排气温度的关系^[12]

$$T_{41}/EGT = \alpha \quad (2)$$

在高速范围内, α 的取值范围 1.83~1.88,在低速时,涡轮叶片温度和应力相对较低,对叶片造成的损伤量比较小,此时换算精度并不重要。

将涡轮叶片进口温度作为流场分析的进口边界条件之一,高压涡轮叶片进出口边界条件设置参考文献[13-14],在 CFX 中使用 K- ε 湍流模型的修正模型 RNG K- ε 模型^[14],提高可压缩流在冲击过程中的计算精度, K 为湍动能, ε 为湍动能耗散,湍动能耗散方程

$$\frac{\partial(\rho\varepsilon)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho U \varepsilon) = \nabla \cdot \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_{\varepsilon RNG}} \right) \nabla \varepsilon \right] + \frac{\varepsilon}{k} (C_{\varepsilon 1} P_k - C_{\varepsilon 2} \rho \varepsilon) \quad (3)$$

式中: μ_t 是湍流粘度; μ 和 ρ 是流体的黏度和密度; $\sigma_{\varepsilon RNG}$, $C_{\varepsilon 2}$ 为常数。

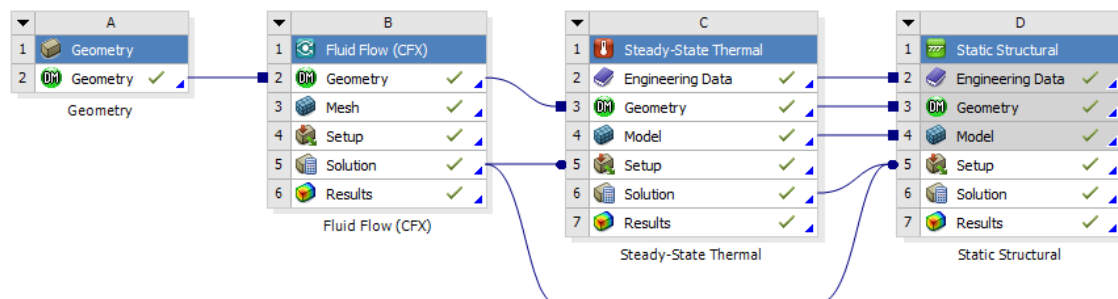


图 2 仿真流程

Fig. 2 Simulation process

$$C_{\varepsilon_{1RNG}} = 1.42 - f_{\eta} \quad (4)$$

$$f_{\eta} = \frac{\eta \left(1 - \frac{\eta}{4.38}\right)}{\left(1 + \beta_{RNG} \eta^3\right)} \quad (5)$$

$$\eta = \sqrt{\frac{P_k}{\rho C_{\mu RNG} \varepsilon}} \quad (6)$$

涡轮叶片流场中是高速可压缩流体, 需要考虑流体动能引起的热量变化, 因此在热量传输计算时选用全热模型(Total Energy)。

流场仿真中设置流体及进出口边界条件, 流场仿真中部分物性参数见表3。

表3 流场仿真中相关参数

Tab. 3 Relevant parameters in the flow field simulation

名称	单位	参数值
理想气体比热	J/(kg·K)	2480
参考压力	atm	1
进口总压	Pa	1324491
进口静温	K	int
出口平均静压	Pa	393227
转速	rpm	13232

因进口温度分布不均, 表中 int 是进口静温的拟合函数, 表达式如下

$$\begin{aligned} \text{int} = & (206.1 \times 10^{\left(\left(\frac{100 \times (y-0.317)}{0.0472-96.4}\right) / 21.52\right)^2} + \\ & 427.6 \times 10^{\left(\left(\frac{100 \times (y-0.317)}{0.0472-76.95}\right) / 41.16\right)^2} + \\ & 771.4 \times 10^{\left(\left(\frac{100 \times (y-0.317)}{0.0472-21.28}\right) / 75.88\right)^2}) + 273 \end{aligned} \quad (7)$$

式中: y 是沿叶高方向的距离。

根据文献[13], 在设计时, 飞行推进系统在海天平面起飞工作条件下涡轮导叶的出口即涡轮叶片的进口温度分布曲线的最高温度位于叶高的60%~70%之间。在实际工程应用过程中, 由外场维修的高压涡轮叶片统计知, 叶片在2/3叶高处区域的烧蚀情况明显比叶根和叶尖严重。

高压涡轮叶片温度场分布如图3所示, 由仿真结果知叶片的温度场分布规律符合设计和工程实际使用中的温度载荷分布特点, 沿叶高方向温度逐渐上升, 2/3叶高处温度达到最高, 叶尖温度有所

降低; 由于气流冲击作用, 叶片前缘温度高于后缘温度, 叶盆温度高于叶背温度。该仿真结果可靠性高, 可应用于工程实际中研究涡轮叶片温度场分布特性。

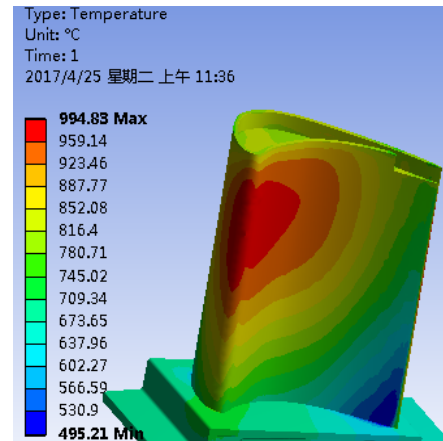


图3 温度分布云图

Fig. 3 Cloud atlas of the temperature

叶高方向的温度梯度变化如图4所示, 在热载荷作用下, 叶片表面温度分布不均产生热应力, 涡轮叶片叶高方向热应力分布如图5所示, 叶根处的平均热应力最大, 沿叶高方向平均热应力分布与温度分布趋势相反。

高速气流流过高压涡轮叶片, 在叶片表面产生压力, 以此作为气动力载荷加载到高压涡轮叶片静态结构分析中, 气动力载荷范围0.226~1.292 Mpa, 与热应力和离心力比较可以忽略不计。

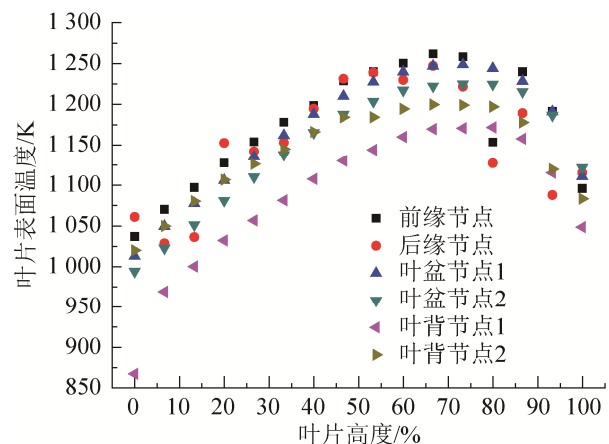


图4 叶高方向温度梯度变化

Fig. 4 Temperature gradient change along the blade spanwise

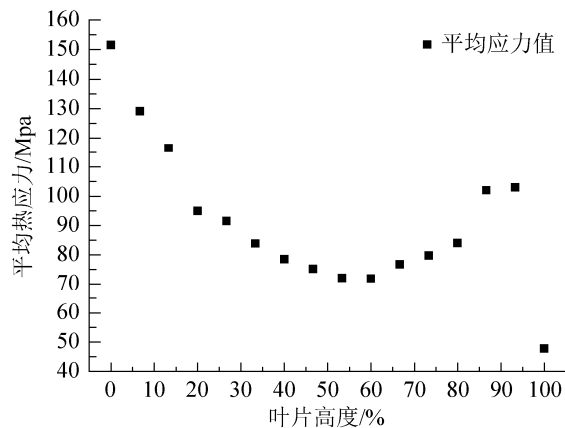


图 5 叶高方向平均热应力分布

Fig. 5 Average thermal stress distribution along the blade spanwise

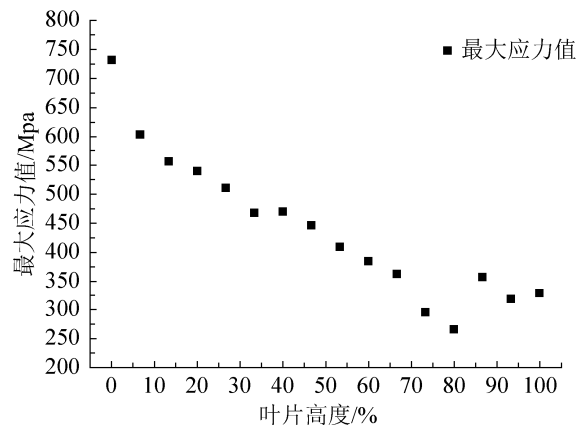


图 7 叶高方向应力分布

Fig. 7 Maximum stress distribution along the blade spanwise

2.2 高压涡轮叶片离心载荷仿真

由离心力公式

$$F = \frac{mv^2}{r} \quad (8)$$

知离心力的产生与涡轮叶片的转速和材料有关, 确定高压涡轮叶片的旋转轴位置, 在结构静力学分析中给叶片添加旋转速度, 产生离心载荷。叶片沿叶高方向平均离心力载荷分布如图 6 所示, 离心力沿叶高方向逐渐减小。

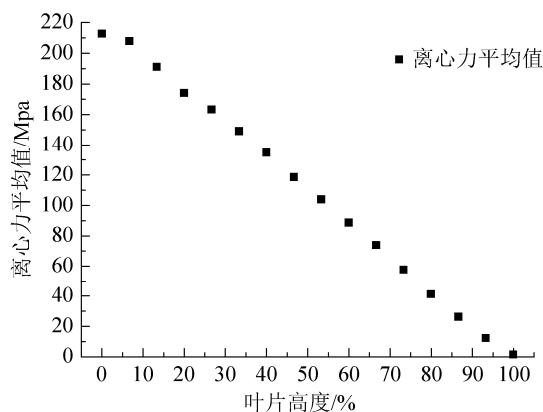


图 6 叶高方向离心力分布

Fig. 6 Centrifugal force distribution along the blade spanwise

2.3 高压涡轮叶片实际使用载荷谱

热应力、气动力和离心力耦合得到高压涡轮叶片表面应力和温度分布情况, 沿叶高方向高压涡轮叶片最大应力分布如图 7 所示。

叶根处应力值最大, 大载荷作用下对叶片造成的损伤量最大, 寿命最短, 因此把叶根处应力最大点作为高压涡轮叶片寿命评估的关键部位。

根据表 2 发动机实际使用循环载荷谱中 7 个工作循环区间包含的 5 个工作转速, 仿真得到高压涡轮叶片关键部位 5 种工况下的载荷谱如表 4 所示。

表 4 高压涡轮叶片关键部位载荷谱
Tab. 4 Load spectrum of the critical location of the high-pressure turbine blade

飞行循环参数	工况 1	工况 2	工况 3	工况 4	工况 5
转速/%	98.5	93	87.5	82.5	69
应力/Mpa	788.9	611.2	539.4	466.2	411.9
温度/°C	673.4	509.2	433.4	374.7	351

3 高压涡轮叶片寿命评估

低周疲劳是高压涡轮叶片常见失效模式之一, 在民航飞机的一个飞行循环过程中, 高压涡轮叶片上的应力循环会引起涡轮叶片低周疲劳失效。由低周疲劳特点知, 低周疲劳寿命取决于低频、大应力循环。

借助 Walker 寿命预测模型^[15]

$$\varepsilon_w = \left(\frac{\sigma_{\max}}{E} \right) \cdot \left(\frac{\Delta \varepsilon \cdot E}{\sigma_{\max}} \right)^m \quad (9)$$

式中: m 为材料常数; E 为弹性模量; $\Delta \varepsilon$ 为应变范围; $\sigma_{\max}$ 为最大应力值; ε_w 为等效应变参数。根据残余应力和最大循环应力应变的关系^[16]

$$\Delta \varepsilon = \varepsilon_A - \varepsilon_R = \frac{\sigma_A - \sigma_R}{E} \quad (10)$$

$$2\sigma_A\sigma_R + E \cdot \sigma_A \cdot \left(\frac{\sigma_A}{k'}\right)^{\frac{1}{n'}} = \sigma_R^2 \quad (11)$$

式中: σ_A , σ_R 分别为应力峰值和残余应力; k' 是循环强度系数; n' 是循环应变硬化指数。将式(10)和式(11)带入式(9)可求得等效应变参数。根据等效应变参数和寿命的拟合公式^[17]

$$\varepsilon_w = a \cdot N_f^b \quad (12)$$

可求得涡轮叶片的低周疲劳寿命, 式中 a 和 b 为拟合常数, N_f 为涡轮叶片的低周疲劳寿命。

计算得到的涡轮叶片寿命是叶片报废前最大使用寿命, 而工程实际中必须保证叶片的安全使用, 因此叶片的实际使用寿命需要安全系数 s , s 是理论计算寿命与实际使用寿命的比值, 此处 s 取 1.5。由实测载荷谱经计算得到该高压涡轮叶片的实际使用寿命, 如表 5 所示。

表 5 高压涡轮叶片实际使用寿命

Tab. 5 Actual service life of the high-pressure turbine blade

循环	计算寿命	实际使用寿命
主循环	11644	7762
次循环 1	360650186	240433457
次循环 2	12042893	8028595
次循环 3	1981247342	1320831561
次循环 4	103967252	69311501
次循环 5	379586854	253057902
次循环 6	1079873	719915

由表 5 知对叶片损伤量最大的为主循环, 其他损伤量可忽略不计, 因此该高压涡轮叶片实际使用寿命为 7 762 个飞行循环, 飞行小时数为 11 513 小时。根据外场使用故障数据统计知, 该型号发动机高压涡轮叶片因疲劳损伤断裂造成的涡轮叶片报废平均使用时长在 11 000 小时左右, 表明根据高压涡轮叶片关键部位载荷谱进行的疲劳寿命评估结果在误差允许范围内, 该方法可以作为获取高压涡轮叶片关键部位实际使用载荷数据的一种工程方法。利用关键部位载荷数据还可以进行蠕变、蠕变/疲劳等寿命评估。

4 结论

1) 在流固耦合分析中添加热分析模块, 构造流热固耦合分析, 完成了高压涡轮叶片载荷谱的数值模拟过程, 且模拟结果接近高压涡轮叶片的实际工况, 仿真结果真实可靠。

2) 由高压涡轮叶片实际使用载荷谱仿真结果知: 叶片根部应力最大, 作为寿命评估的关键部位; 气动力载荷对涡轮叶片寿命的影响可忽略不计; 叶片表面热应力梯度变化与叶片表面温度梯度变化趋势相反; 叶片根部离心力最大。

3) 借助寿命评估模型, 得到高压涡轮叶片现行载荷谱下实际使用寿命为 7762 个飞行循环, 由寿命计算结果知发动机主循环(启动-最大-停车)决定高压涡轮叶片的实际使用寿命。

4) 基于 QAR 数据进行的涡轮叶片工作载荷谱数值模拟, 模拟结果符合工程实际, 可用于涡轮叶片的寿命评估; 可以指导发动机维修计划的制定, 避免因涡轮叶片到寿而影响飞行安全和发动机的可靠性; 涡轮叶片载荷分布情况可用于高压涡轮叶片的性能研究和结构优化设计。

参考文献:

- [1] 付娜. 某航空发动机涡轮盘和叶片的强度分析和寿命计算[D]. 西安: 西北工业大学, 2006.
Fu Na. Strength Analysis and Life Calculation of Turbine Disk and Blade of Aeroengine[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2006.
- [2] 蔡伟. 某涡扇发动机涡轮叶片寿命计算分析[D]. 成都: 电子科技大学, 2014.
Cai Wei. Life Prediction and Analysis of Turbofan Engine Turbine Blade [D]. Chengdu: University of Electronic Science and Technology of China, 2014.
- [3] 曾波. 某航空发动机涡轮叶片动态可靠性建模与分析[D]. 成都: 电子科技大学, 2013.
Zeng Bo. Dynamic Reliability Modeling and Analysis of An Aeroengine Turbine Blade [D]. Chengdu: University of Electronic Science and Technology of China, 2013.
- [4] 闫晓军, 聂景旭. 涡轮叶片疲劳[M]. 北京: 科学出版社, 2014.
Yan Xiaojun, Nie Jingxu. Turbine blade fatigue[M]. Beijing: Science Press, 2014.

- [5] 雷晓波. 航空发动机载荷谱计算方法研究[J]. 航空计算技术, 2016, 46(1): 85-89.
Lei Xiao Bo. Research on Load Spectrum Calculation Method for Aircraft Engine [J]. Aeronautical Computing Technology, 2016, 46(1): 85-89.
- [6] 孙见忠, 左洪福, 梁坤. 基于民航发动机状态数据的涡轮叶片剩余寿命评估[J]. 机械工程学报, 2015, 51(23): 53-59.
Sun Jianzhong, Zuo Hongfu, Liang Kun. Remaining Useful Life Estimation for the Turbine Blade of a Civil Aircraft Engine Based on the QAR and Field Failure Data[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2015, 51(23): 53-59.
- [7] 荆甫雷, 王荣桥, 胡殿印. 一种单晶涡轮叶片热机械疲劳寿命评估方法[J]. 航空动力学报, 2016, 31(2): 299-306.
Jing Fulei, Wang Rongqiao, Hu Dianyin. A thermo-mechanical fatigue life assessment method for single crystal turbine blades[J]. Journal of Aeronautical Dynamics, 2016, 31(2): 299-306.
- [8] 李骏, 宋友辉, 刘汉斌, 等. 涡轮叶片-榫头-轮盘的蠕变与低循环疲劳寿命预测[J]. 推进技术, 2015, 36(11): 1699-1704.
Li Jun, Song Youhui, Liu Hanbin, et al. Creep and Low Cycle Fatigue Life Prediction of Turbine Blade-Tenon-Structure[J]. Propulsion technology, 2015, 36(11): 1699-1704.
- [9] 杨晓明, 张丽, 焦腾, 等. 涡轮叶片三维温度场耦合计算[J]. 机械设计与制造, 2012(8): 18-20.
Yang Xiaoming, Zhang Li, Jiao Teng, et al. Three-Dimensional Temperature Field Coupling Calculation of Turbine Blades[J]. Mechanical design and manufacturing, 2012(8): 18-20.
- [10] 李钰洁, 刘永葆. 多级轴流涡轮叶片温度场非定常数值计算[J]. 推进技术, 2016, 37(4): 646-652.
Li Yujie, Liu Yongbao. Unsteady Numerical Simulation on Blade Temperature Field of Multi-Stage Axial Turbine[J]. Propulsion technology, 2016, 37(4): 646-652.
- [11] 苏清友, 孔瑞莲, 陈筱雄, 等. 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, Kong Ruilian, Chen Xiaoxiong, et al. Air turbulence, turbofan engine main parts of the life guide[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2004.
- [12] 周长春. 民用涡扇发动机超温问题研究及其使用中的预防[D]. 西安: 西北工业大学, 2004.
Zhou Changchun. Research on Overheating Problem of Civil Turbofan Engine and Its Prevention in Use[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2004.
- [13] 高效节能发动机编委会. 《高效节能发动机文集》第五分册-涡轮设计和实验[M]. 北京: 航空工业出版社, 1991.
Efficient energy-saving engine editorial board. 《Energy efficient engine collection》Fifth volume- Turbine design and experiment[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1991.
- [14] 谢龙汉, 赵新宇. ANSYS CFX 流体分析及仿真[M]. 北京: 电子工业出版社, 2013.
Xie Longhan, Zhao Xinyu. ANSYS CFX Fluid analysis and simulation[M]. Beijing: Electronic Industry Press, 2013.
- [15] Walker K. The Effects of Stress Ratio During Crack Propagation and fatigue for 2024-T3 and 7075-T6 Aluminum[R]. Effect of Environment and Complex Load History on Fatigue Life, STP 462, Am. Soc. Testing and Materials, West Conshohocken, PA, 1970: 1-14.
- [16] 唐俊星, 陆山. 某涡轮盘低循环疲劳概率寿命数值模拟[J]. 航空动力学报, 2006, 21(4): 706-710.
Tang Junxing, Lu Shan. Numerical simulation of LCF probability life of a turbine disk[J]. Journal of Aeronautical Dynamics, 2006, 21(4): 706-710.
- [17] 王卫国. 轮盘低循环疲劳寿命预测模型和试验评估方法研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2006.
Wang Weiguo. Research on Prediction Model for Disc LCF Life and Experiment Assessment Methodology [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2006.