

载荷环境谱驱动的服役 HPT 叶片 寿命混合预测方法

师利中, 张 谦

(中国民航大学 航空工程学院, 天津 300300)

摘 要: 针对航空发动机高压涡轮叶片在服役中疲劳寿命预测难的问题, 编制应力和温度相关的服役载荷/环境谱, 基于耐久性和损伤容限理论评估其低周疲劳寿命。基于流-热-固耦合仿真模型结合随机森林代理模型计算了叶片疲劳危险位置服役应力温度时间历程, 通过多轴雨流计数方法编制载荷/环境谱。基于细节疲劳额定值法的半经验方法评估涡轮叶片裂纹萌生寿命。基于损伤容限理论和 Franc3D 平台构建物理模型计算涡轮叶片裂纹扩展寿命。结果表明: 叶片疲劳危险位置为前缘根部气膜孔处, 该处应力、温度预测误差分别为 0.4% 和 0.71%, 两者时序强相关, Pearson 系数为 0.902。建立的半经验-物理混合模型方法的预测寿命与真实叶片统计的平均寿命相比误差约为 8%, 可为航空发动机涡轮叶片寿命预测和维修间隔制定提供有价值的参考。

关 键 词: 涡轮叶片; 载荷-环境谱; 裂纹萌生; 裂纹扩展; 疲劳寿命

中图分类号: V215.5; V232.4

文献标志码: A

Load/environment spectrum driven hybrid life prediction approach for in-service HPT blades

SHI Lizhong, ZHANG Qian

(College of Aeronautical Engineering, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China)

Abstract: To address the difficulty in predicting the fatigue life of aero-engine high-pressure turbine blades during service, a stress- and temperature-correlated service load/environment spectrum was developed. The blade low-cycle fatigue life was assessed based on durability and damage tolerance theories. The stress-temperature time histories at critical fatigue locations were computed using a fluid-thermal-structural coupled simulation model combined with a random forest surrogate model. The load/environment spectrum was compiled via the multiaxial rain-flow counting method. The crack initiation life was evaluated using a semi-empirical approach based on the detail fatigue rating method. The crack propagation life was calculated by constructing a physical model on the Franc3D platform grounded in damage tolerance theory. The results demonstrated that the critical fatigue location of the blade was at the film-cooling hole near the leading-edge root. At this location, the prediction errors for stress and temperature were 0.4% and 0.71%, respectively, and their time histories exhibited a strong correlation, with a Pearson coefficient of 0.902. The established semi-empirical-physical hybrid model predicted the blade life with an error of about 8% compared with the average statistical life of actual blades. This approach could provide a valuable reference for predicting the life of aero-engine turbine blades and determining maintenance intervals.

收稿日期: 2025-07-07

作者简介: 师利中(1984—), 男, 副教授, 硕士, 主要研究方向为飞机及发动机健康管理、智能诊断技术。E-mail: lzshi@cauc.edu.cn

引用格式: 师利中, 张谦. 载荷环境谱驱动的服役 HPT 叶片寿命混合预测方法[J]. 航空动力学报, 2026, 41(8): 20250318. SHI Lizhong, ZHANG Qian. Load/environment spectrum driven hybrid life prediction approach for in-service HPT blades[J]. Journal of Aerospace Power, 2026, 41(8): 20250318.

Keywords: turbine blade; load/environment spectrum; crack initiation; crack propagation; fatigue life

航空发动机高压涡轮(high-pressure turbine, HPT)叶片运行在高温、高压和高转速的恶劣环境中,加之发动机启停及变工况运行,容易发生低周疲劳破坏^[1]。由于实际使用条件可能与所预期的不同,HPT 叶片在使用中的寿命可能不同于出厂时确定的初始寿命^[2]。为保障飞行安全和降低维护成本,准确预测叶片在服役载荷下的寿命对于提高燃气轮机系统的可靠性和降低维护成本至关重要^[3]。

国内外学者对发动机热端部件疲劳寿命开展了相关研究:叶育明等^[4]提出一种考虑变温度场影响的低周疲劳寿命预测方法,准确预测了热端部件在变温度场影响下的全场寿命。Liu 等^[5]提出基于有限元仿真联合 Franc3D 的航空发动机涡轮叶片裂纹扩展模拟方法,以基于转速简化的 0-max-0 载荷循环计算了叶片疲劳寿命。段红燕等^[6]认为低转速的变化对叶片的疲劳寿命影响很小,只考虑了主循环对涡轮叶片疲劳和蠕变寿命的影响。Li 等^[7]研究了考虑初始制造损伤的涡轮叶片在恒定单一工况载荷下的气膜孔位置疲劳裂纹扩展寿命。Salehnasab 等^[8]基于 ABAQUS 有限元分析和 ZENCRACK 裂纹扩展软件研究了启停循环下燃气轮机发动机叶片的疲劳裂纹扩展寿命。为模拟发动机真实工作状态,相关学者研究了真实服役条件下变化的应力和温度对热端部件疲劳寿命的协同作用。吴云伍等^[9]根据真实涡轮叶片载荷编制了热机疲劳载荷谱开展了叶片气膜孔寿命数值仿真和试验。Zhu 等^[10]提出了一种考虑温度波动和循环持续时间的燃气轮机热部件疲劳损伤的在线评估方法,提高了疲劳损伤评估准确性。Li 等^[11]提出一种基于多轴循环计数法并考虑温度时变特征的变幅载荷作用的实时损伤评估方法。基于服役载荷谱的寿命计算方法可以有效指导工程实际:曹慧玲等^[12]基于真实飞行任务快速存取记录器(quick access recorder, QAR)数据编制载荷谱计算了高温环境下 HPT 叶片疲劳-蠕变寿命,并表明对于低周疲劳,主循环和次循环造成的损伤均不能忽略。金新灿等^[13]研究了实测载荷谱加载下高速列车轮轴的疲劳裂纹扩展寿命。Pourheidar 等^[14]研究了服役载荷谱作用的全尺寸铁路车轴疲劳裂纹扩展。

当前航空发动机涡轮叶片寿命预测的研究,大多基于转速简化的主循环工况假设或基于试验件模拟,难以表征构件服役叶片的载荷特性和几何特征,疲劳寿命预测结果不利于指导工程实际。因此,本文基于 QAR 数据结合叶片仿真代理模型预测危险位置应力和温度时序并提取全工况载荷/环境谱表征载荷特性;建立以损伤容限理论为基础的裂纹扩展物理模型表征叶片几何特征。旨在为涡轮叶片服役寿命评估提供一种半经验-物理混合模型方法支撑。

1 涡轮叶片寿命计算方法

低周疲劳失效行为包括裂纹萌生、扩展和断裂,低周疲劳寿命主要消耗在裂纹萌生阶段。如图 1 所示,在工程上,叶片从出厂到出现可检裂纹尺寸 a_0 的寿命为裂纹萌生寿命 N_i 。裂纹长度从 a_0 劣化直至超出维修手册规定阈值 a_1 时,认为叶片发生故障^[2],这段寿命为裂纹扩展寿命 N_p 。则叶片服役寿命 N 可以表示:

$$N = N_i + N_p \quad (1)$$

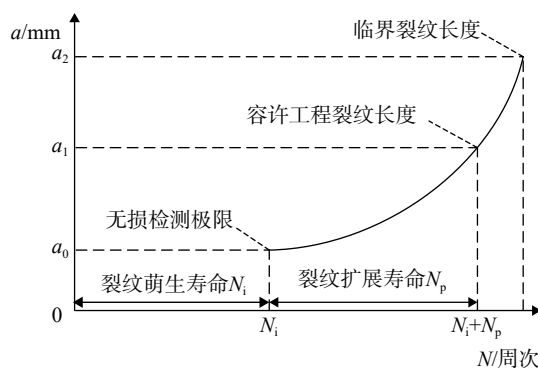


图 1 叶片寿命划分方法

Fig. 1 Blade life classification method

1.1 裂纹萌生寿命计算方法

名义应力法中的应力寿命($S-N$)曲线是开展耐久性分析的关键,是应用最广泛的疲劳裂纹萌生寿命分析与评估方法。用来表示 $S-N$ 曲线的 Basquin 公式^[15]如下:

$$\sigma_a = \sigma'_f (2N_f)^b + E\Delta\epsilon_e/2 \quad (2)$$

式中 σ_a 为载荷幅值(MPa); σ'_f 为疲劳强度系数; N_f 为疲劳寿命; E 为弹性模量; b 为疲劳强度指数;

$\Delta\epsilon_e$ 为弹性应变范围。

为实现服役载荷谱下任意应力水平和平均应力下的疲劳寿命评估, 采用在名义应力法上发展出来的以 Goodman 等寿命模型和幂函数 $S-N$ 曲线为基础的细节疲劳额定值 (detail fatigue rating, DFR) 法^[16] 计算裂纹萌生寿命。

1.2 裂纹扩展寿命计算方法

在损伤容限设计阶段基于断裂力学的应力强度因子和 Paris 公式及其修正模型计算裂纹扩展寿命。Paris 公式把裂纹扩展速率和应力强度因子范围联系起来, 是工程上应用最广泛的预测模型, 其公式为:

$$da/dN_p = C(\Delta K)^m \quad (3)$$

式中 da/dN_p 为裂纹扩展速率 (mm/周次); ΔK 为应力强度因子范围 ($\text{MPa}\cdot\text{m}^{1/2}$); C 和 m 为材料常数, 通过试验数据拟合获得。

1.3 叶片寿命计算流程

裂纹萌生和扩展寿命准确计算的关键在于真实的载荷加载和环境条件, 因此将寿命计算分为 3 个子步: 载荷/环境谱编制、萌生寿命计算和扩展寿命计算。计算流程如图 2 所示。

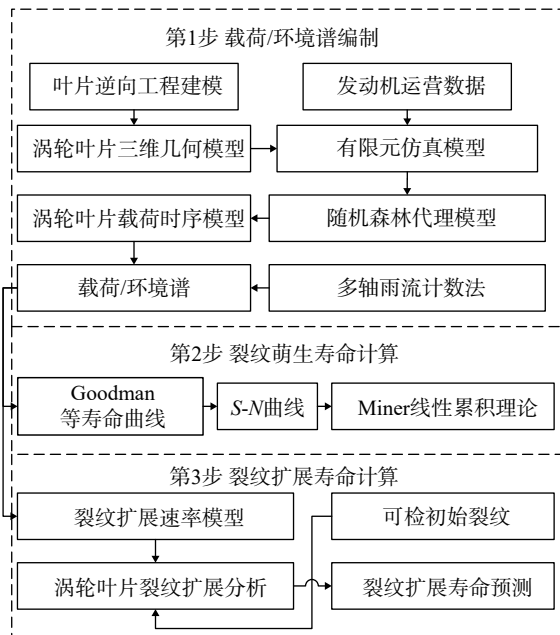


图 2 叶片寿命计算流程

Fig. 2 Blade life calculation process

2 载荷/环境谱编制

评估真实服役工况下 HPT 叶片低周疲劳 (low-cycle fatigue, LCF) 寿命, 需建立 HPT 叶片载

荷计算模型, 计算叶片的服役应力和温度时序以编制服役载荷/环境谱。LCF 主要考虑的载荷为离心力、热应力和气动应力。

2.1 HPT 叶片温度应力响应计算

2.1.1 模型建立

以 CFM56-7B 航空发动机 HPT 叶片为研究对象, 通过逆向工程建模, 建立叶片的三维几何模型并构建流道仿真模型。几何模型和建立的流体域模型如图 3 所示。

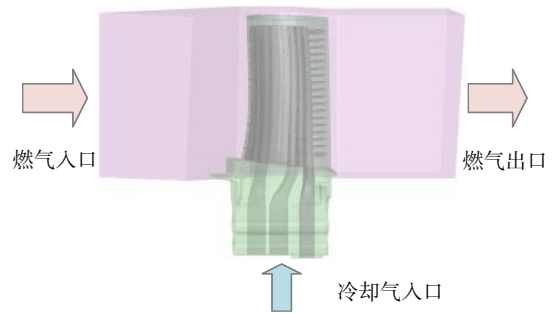


图 3 叶片和流体域模型

Fig. 3 Blade and flow field model

叶片材料为定向凝固镍基高温合金 DZ125, 密度 $\rho=8480\text{ kg/m}^3$, 其材料力学参数随温度变化, 材料弹性模量 E 、切变模量 G 和泊松比 μ 见表 1。

表 1 材料相关属性

Table 1 Material-related properties

温度 T/K	弹性模量 E/GPa	切变模量 G/GPa	泊松比 μ
523.15	168	66.5	0.26
773.15	161.5	63.5	0.27
873.15	151.5	59.5	0.27
1073.15	139.5	52.5	0.29

2.1.2 网格划分

对流场域和叶片网格进行网格无关性分析, 监测对象分别为叶片表面最大温度和叶片表面最大应力。网格无关性验证结果如图 4 所示。结果表明, 流场域网格数增加到 605 万, 叶片网格数量增加到 48 万时叶片表面最大温度和最大应力基本保持不变。兼顾精度和效率, 选取网格 605 万和 48 万进行计算。

2.1.3 仿真边界条件

飞机机载的快速存取记录器基于传感器记录飞机飞行数据, 如马赫数、低压转子转速、高压转子转速、排气温度、高压压气机入口温度等。提取 CFM56-7B26 发动机某航班 QAR 数据结合热

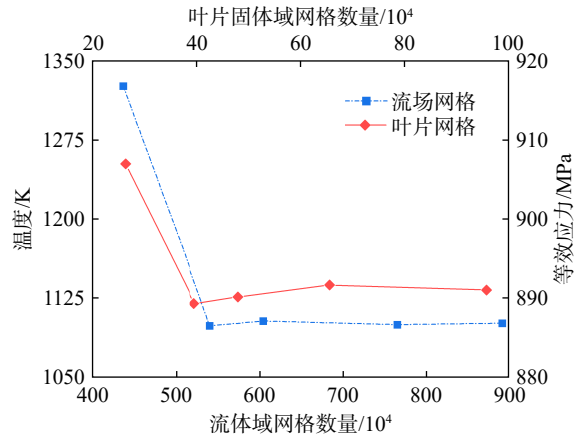


图 4 网格无关性分析结果

Fig. 4 Mesh independence analysis results

力学公式^[17]简化计算 HPT 叶片仿真边界条件用于多场耦合分析。

HPT 叶片进口压强 p_4 计算公式为

$$p_4 = p_3 \sigma_c \quad (4)$$

式中 p_3 为高压压气机出口压强(kPa); σ_c 为燃烧室总压恢复系数,均已知。

HPT 叶片进口温度计算公式为

$$T_4 = \frac{f \eta_b H_u + c_p T_3}{(1 + f) c_{pg}} \quad (5)$$

式中 f 为油气比; η_b 为燃烧效率; c_p 为空气比定压热容(kJ/(kg·K)); H_u 为燃油低热值(kJ/kg); T_3 为高压压气机出口温度和 HPT 叶片冷却气温度(K); c_{pg} 为燃气比定压热容(kJ/(kg·K)),均已知。

HPT 叶片出口压强计算公式为:

$$p_{4.5} = \frac{p_4}{\pi_{HPT}} \quad (6)$$

式中 π_{HPT} 为涡轮的落压比,已知。

该叶片的最大额定转速为 15 183 r/min,以某 99.49% 额定转速工况为例,计算得到仿真边界条件如表 2 所示。

表 2 稳态边界条件

Table 2 Steady-state boundary conditions

参数	数值
转速/(rad/s)	1 581.9
进口燃气温度/K	1 604.9
进口冷气温度/K	791.15
进口压强/kPa	1 310.8
出口压强/kPa	593.9
冷气流量/(kg/s)	0.1

2.1.4 HPT 叶片仿真结果

图 5 为叶片 Von-Mises 等效应力分布云图。结果表明,在此高功率工况下,叶片最大应力为 891.12 MPa。叶背区域应力沿径向逐渐减小,表明离心力对等效应力的贡献最大。在叶片顶部受热应力的影响,存在应力增大的现象。叶片后缘冷气槽处的应力普遍较小。

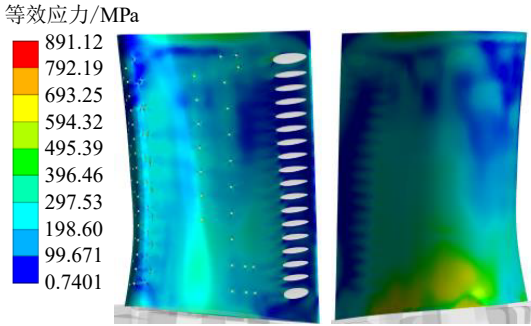


图 5 Von-Mises 等效应力分布云图

Fig. 5 Von-Mises stress distribution contour map

图 6 为 HPT 叶片温度分布云图,由于叶顶处的薄壁特征以及缺乏冷却气流,叶片顶部的温度高于其他区域。由于叶根后缘根部较薄,离后缘冷气槽较远,冷气覆盖量少,因此存在局部高温区域。

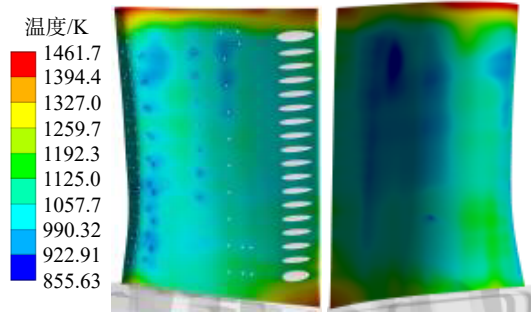


图 6 温度分布云图

Fig. 6 Temperature distribution contour map

2.2 载荷时序计算

2.2.1 危险位置选取

如图 7 所示,等效应力最大位置位于叶片前缘下端气膜孔处,这是由于气膜孔破坏了涡轮叶片结构的完整性,导致缺口处产生高应力状态^[18],裂纹大多始于气膜孔边缘的应力集中区域。因此选择气膜孔应力集中处为低周疲劳寿命考察位置。

2.2.2 基于代理模型的载荷时序计算

随机森林(random forest, RF)是一种基于集成学习的非线性回归方法,在复杂的回归任务中预

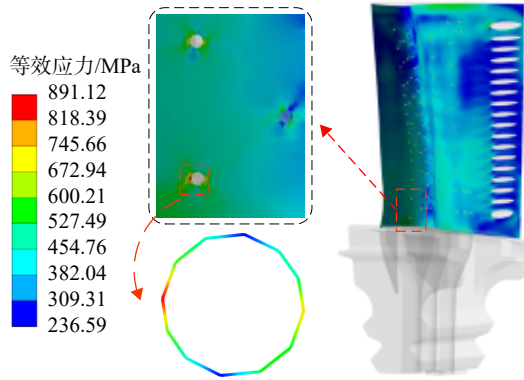


图 7 气膜孔 Von-Mises 等效应力分布

Fig. 7 Von-Mises stress distribution in film cooling hole

测精度和泛化能力好。为实现全时序载荷快速计算, 基于随机森林机器学习算法建立温度、应力预测模型。

在时长为 6413 s 的仿真边界条件数据中, 选取其中 170 组数据构成样本点, 基于 ANSYS Workbench 平台进行参数化多场耦合分析, 计算危险位置的温度和应力, 构建代理模型训练数据集。 N_2 、 p_4 、 T_4 和 T_3 是仿真边界条件, 参数 N_2 和 N_1 分别代表驱动不同部件的轴的转速, T_{eg} 能反应发动机的温度载荷^[19], 将上述六维参数作为随机森林代理模型的输入, 预测温度值。为提高应力预测精度, 在预测应力时, 预测的温度结果也作为输入参数之一。图 8 为随机森林代理模型流程图, 图中 T 表示温度, S 表示应力。

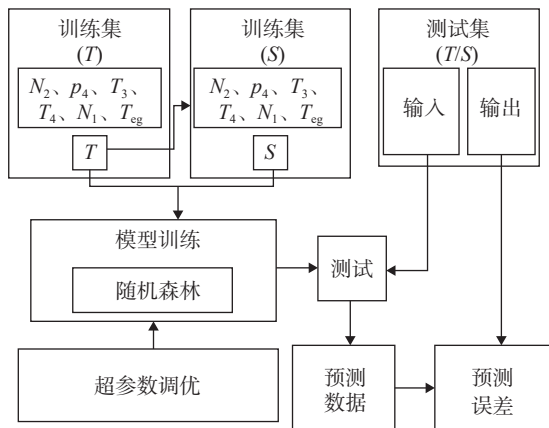
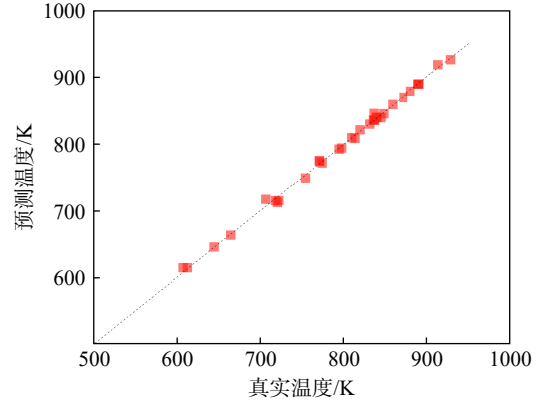


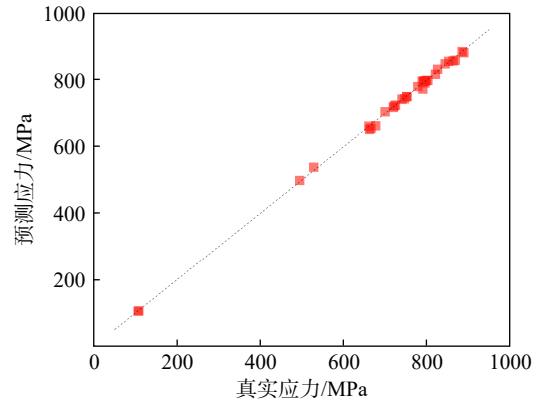
图 8 代理模型建模流程

Fig. 8 Surrogate model development flowchart

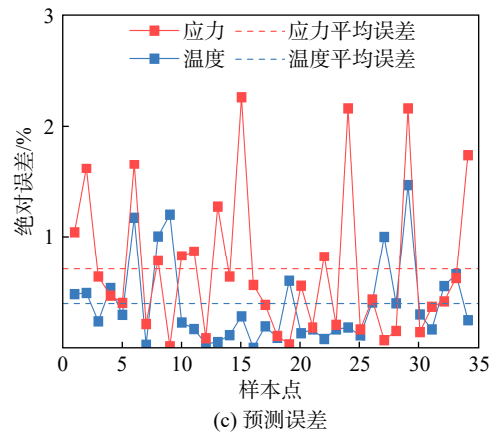
将抽样数据的 80% 划分为训练集, 20% 作为测试集。测试结果和预测误差如图 9 所示, 随机森林代理模型的预测效果良好, 温度和应力代理模型的预测平均绝对百分比误差分别为 0.4% 和 0.71%。



(a) 温度代理模型



(b) 应力代理模型



(c) 预测误差

图 9 代理模型测试结果

Fig. 9 Surrogate model testing results

如图 10 所示是基于代理模型预测的气膜孔危险点在一个完整飞行周期下的应力和温度时间序列。应力和温度随时间变化, 并表现出明显的相关性。

Pearson 相关系数常作为计算数据相关性的判据, 若 Pearson 相关系数的取值落在 $[0.8, 1]$ 或 $[-1, -0.8]$ 的区间内, 则认为两个向量极强相关。式(7)是 Pearson 相关系数的计算公式。

$$R_{xy} = \frac{\text{Cov}(F_x, F_y)}{\sqrt{D(F_x)} \sqrt{D(F_y)}} \quad (7)$$

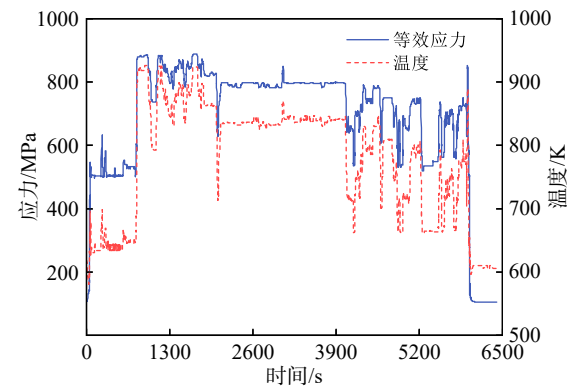


图 10 应力和温度时序

Fig. 10 Stress and temperature time series

式中 $\text{Cov}(F_x, F_y)$ 为温度和应力的协方差; $D(F_x)$ 为温度时序方差, $D(F_y)$ 为应力时序方差。计算得应力和温度时序的 Pearson 系数为 0.902, 两者极强相关。

2.3 考虑应力和温度的多轴雨流计数

载荷时序反映了结构在真实服役工况下受到的负载和环境信息, 但由于其随机交变性, 不能直接用于疲劳寿命评估, 需基于计数方法对载荷时序进行计数统计^[20]。雨流计数法是目前公认的单轴变幅载荷的最佳计数方法^[21], 常被用来处理应力时序, 进行疲劳分析。为满足工程需要, 单轴雨流计数法扩展到了多轴。多轴雨流计数法对损伤参量中的主要影响参数进行雨流计数, 同时将其其他载荷作为辅助通道以考虑其影响^[22]。

应力作为裂纹扩展的主导因素, 温度影响材料裂纹扩展速率。为实现应力计数并匹配相应温度数据, 将应力和温度视为多轴载荷, 采用多轴雨流计数和重构法处理应力温度时序。应力作为主要通道进行雨流计数, 温度作为辅助通道进行跟踪, 得到每个应力计数循环对应的温度。

采用专业疲劳载荷数据处理与分析软件 TECWARE 的多轴雨流计数模块对温度和应力时序进行计数。为剔除小损伤或者无损伤小循环并简化载荷谱, 经计算验证, 在计数过程中剔除了小于应力时序极差的 12% 的无效循环。

将叶片前缘气膜孔危险位置应力温度时序的计数结果通过多轴雨流重构模块进行时序重构。重构过程提取了载荷循环的幅值和均值, 并通过坐标系转换将重构结果与原始数据的时空特性相关联, 保留原始载荷加载顺序。图 11 为重构后的危险位置应力和温度序列。与原载荷时序相关性一致, 重构的温度和应力同相位变化。

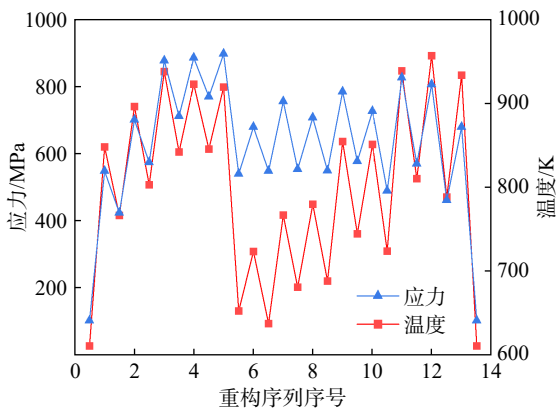


图 11 应力温度重构序列

Fig. 11 Stress-temperature reconstruction sequence

因不涉及热机耦合疲劳研究, 为简化计算, 用应力峰值对应的温度作为该循环的温度。基于重构的载荷时序可以得到如表 3 所示的应力循环和温度, 即为载荷/环境谱。

表 3 载荷/环境谱

Table 3 Load/environment spectrum

循环编号	应力/MPa		温度/K (峰值)
	峰值	谷值	
1	678.97	548.12	723.46
2	706.69	553.31	779.52
3	754.07	548.97	766.82
4	725.73	576.69	850.60
5	783.8	539.45	854.08
6	804.86	568.87	956.36
7	825.38	488.58	938.17
8	678.04	461.4	933.21
9	547.19	423.85	847.65
10	699.72	573.2	895.66
11	875.94	710.71	937.32
12	884.61	768.78	922.30
13	896.46	102.92	919.12

3 涡轮叶片寿命预测

3.1 涡轮叶片裂纹萌生寿命计算

采用基于细节疲劳额定值法的半经验方法计算涡轮叶片裂纹萌生寿命。其中, 幂函数 $S-N$ 方程和 Goodman 等寿命模型公式如下^[15]:

$$\lg N_0 = 15.64 - 4.21 \lg (S_{\max} - 268.41) \quad (8)$$

$$S_{\max} = \frac{\sigma_{\max} - \sigma_{\min}}{1 - 1.1 \sigma_{\min} / \sigma_b} \quad (9)$$

式中 N_0 为裂纹萌生寿命(循环周次); $S_{\max}$ 为等效应力(MPa)。 $\sigma_{\max}$ 为循环峰值(MPa); $\sigma_{\min}$ 为循环谷值(MPa); σ_b 为拉伸极限, 与温度相关。

根据 Miner 线性损伤累积理论, 单次服役飞行任务谱的损伤为

$$D = \sum_{i=1}^M \frac{1}{N_{0,i}} \quad (10)$$

式中 D 为单次服役总损伤; M 为一次载荷谱的循环数, 为 13; $N_{0,i}$ 为第 i 级循环应力作用下材料能够承受的循环寿命(循环周次)。

当累积损伤达到 1 时认为材料失效, 故 $1/D$ 即为所求裂纹萌生寿命。由于 DZ125 的拉伸极限参数有限, 不宜根据温度进行差值计算, 且在 973 K 以下变化范围幅度小, 因此以该温度下的拉伸极限值 1 220 MPa 进行裂纹萌生寿命计算。编写 MATLAB 代码进行计算, 求得裂纹萌生寿命为 7 538 循环。

计算得到将载荷基于转速 0-max-0 简化的仅考虑主循环(即表 3 中循环 13)的裂纹萌生寿命为 8 411 循环, 较载荷/环境谱加载增加了 11.58%。

3.2 涡轮叶片裂纹扩展寿命预测

3.2.1 叶片材料裂纹扩展速率

针对实际服役过程中叶片的工作环境温度变化范围广, 裂纹扩展速率变化的问题, 文献 [23] 依据 ASTM-E647 标准对材料为定向凝固镍基高温合金 DZ125 的紧凑拉伸(compact tension)试样进行高温裂纹扩展试验, 并利用 Paris 公式拟合裂纹扩展参数与温度的关系式。材料裂纹扩展速率参数拟合公式见表 4。

表 4 裂纹扩展速率参数拟合公式

Table 4 Fitting formula of crack growth rate parameters

参数	拟合公式
C	$7.0678 \times 10^{-9} \exp(-1680/T)$
m	$3.4953 + 1.2468 \times 293/T$

根据 Paris 公式和拟合参数公式可知, 裂纹扩展速率随温度升高而增大。为简化计算, 将各应力循环峰值温度的裂纹扩展速率作为该循环的扩展速率。HPT 叶片各应力循环对应的裂纹扩展速率参数如图 12 所示。

3.2.2 裂纹扩展寿命预测物理模型

采用 ANSYS 有限元软件联合损伤容限分析软件 Franc3D 对 HPT 叶片进行谱载荷下裂纹扩展仿真模拟, 仿真分析流程如图 13 所示。

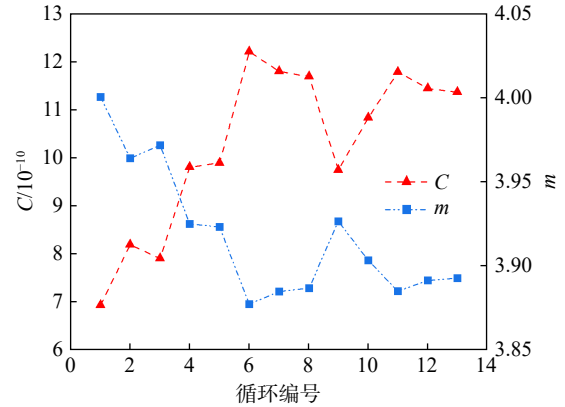


图 12 裂纹扩展速率参数

Fig. 12 Crack propagation rate parameters

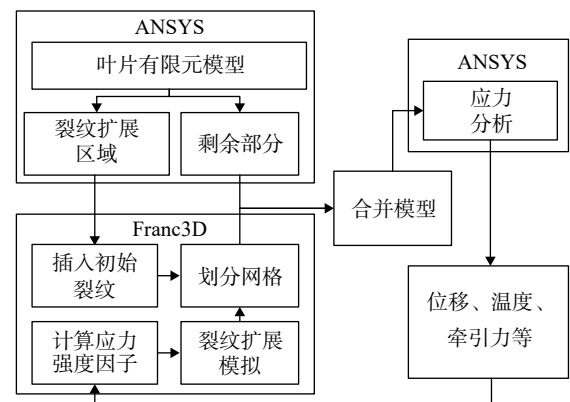


图 13 裂纹扩展仿真流程图

Fig. 13 Crack propagation simulation flowchart

主要步骤为: 在 ANSYS 中计算叶片多场耦合有限元结果模型, 导入 Franc3D 中将有限元模型划分为局部模型(裂纹扩展区域)和剩余模型; 在局部模型部分插入初始裂纹并划分网格; 合并局部和剩余模型调用 ANSYS 求解器进行静态裂纹分析; 在 Franc3D 里计算应力强度因子并扩展裂纹, 再次划分网格, 重复求解。

3.2.3 涡轮叶片疲劳裂纹扩展

图 14 所示为 HPT 叶片前缘气膜孔裂纹引入区域以及裂纹形貌示意图。根据损伤容限理论, 插入工程可检裂纹长度为 0.05 mm^[24], 插入裂纹的形貌为 1/4 圆形的角裂纹, 裂纹沿水平方向。

在 HPT 叶片气膜孔处, 对模型重新划分网格并进行静态结构分析, 通过 M 积分计算应力强度因子(stress intensity factor, SIF)。裂纹前缘应力强度因子如图 15 所示。I 型应力强度因子占主导地位, 认为裂纹为张开型。

在 Franc3D 中采用以下设置进行裂纹扩展分析: 将裂纹扩展类型设定为亚临界扩展, 基于最

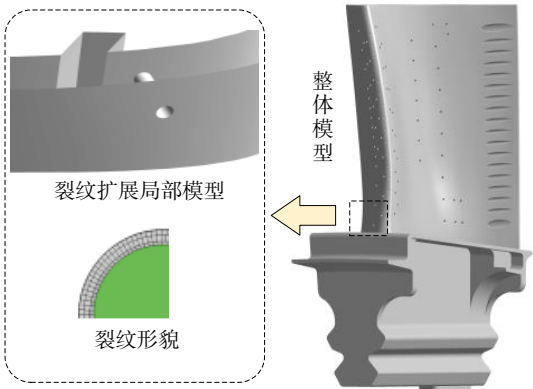


图 14 前缘扩展模型示意图

Fig. 14 Leading edge expansion model schematic

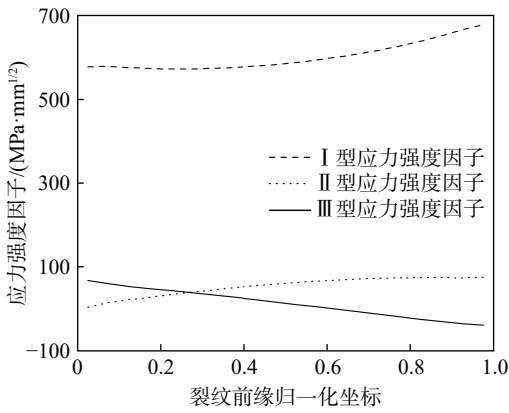


图 15 裂纹前缘应力强度因子

Fig. 15 Stress intensity factor at the crack tip

大张应力准则构建裂纹扩展预测模型。在载荷模块中,分别输入文中第 2.3 节建立的载荷循环,并耦合对应循环下的峰值温度对应的 Paris 裂纹扩展模型,对参数 C 和 m 进行赋值,建立裂纹扩展速率与温度场之间的关系。完成上述参数配置后,迭代计算模拟裂纹扩展。基于 Miner 线性法则,将各载荷循环计算得的裂纹扩展寿命相加即可算得裂纹扩展寿命。

图 16 为裂纹前缘随扩展步的变化趋势。裂纹沿着气膜孔向前扩展,裂纹逐渐穿透气膜孔,并继续向左侧延伸。当 HPT 叶片裂纹前缘跨过内部冷气柱后,裂纹前缘应力强度因子超过材料断裂韧度,计算终止,叶片断裂失效。

裂纹从初始长度为 0.05 mm 扩展至裂纹前缘 SIF 达到断裂韧性发生失稳断裂时,裂纹长度为 2.57 mm,历经 9 988 次飞行循环。裂纹扩展寿命曲线如图 17 所示。图中绘出了该航空发动机维修手册规定的 HPT 叶片损伤分区示意图,所研究气膜孔裂纹处于叶片 C 区。

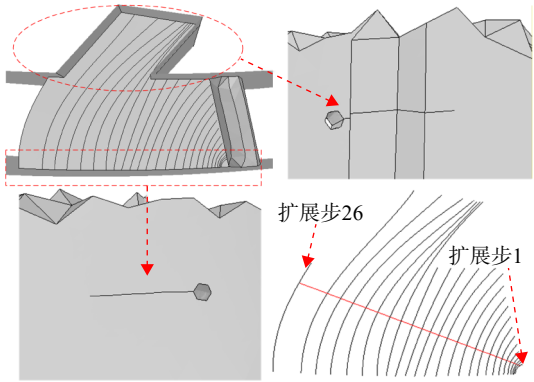


图 16 裂纹前缘扩展形貌

Fig. 16 Morphology of crack tip propagation

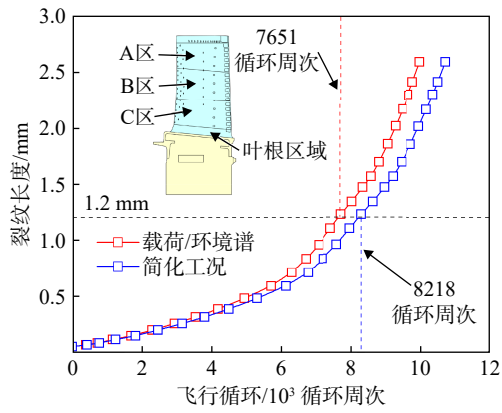


图 17 裂纹扩展寿命曲线

Fig. 17 Crack propagation life curves

HPT 叶片前缘裂纹型损伤极限长度规定如表 5 所示。裂纹从可检极限扩展到 C 区轴向裂纹规定的损伤大小 1.2 mm 的循环数为 7 651 次。同理,计算得仅考虑主循环的简化工况下裂纹扩展循环数为 8 218 次,裂纹扩展寿命增加 7.41%。

表 5 维修手册裂纹型损伤极限长度规定

Table 5 Damage limit for crack-type in repair manual

损伤区域		损伤容许极限长度/mm
叶片前缘	A 区	2
	B、C 区轴向	1.2
	B 区径向	1.5
	C 区径向	0.7

3.3 载荷/环境谱适用性分析

如图 18 所示,计算得载荷/环境谱加载下基于细节疲劳额定值法的裂纹萌生半经验方法裂纹萌生寿命为 7 538 循环;基于损伤容限分析的物理模型方法算得裂纹扩展寿命为 7 651 循环;总服役寿命为 15 189 循环。与型号 CFM56-7B26 发动机外场统计涡轮叶片平均寿命为 14 062 循环^[2]

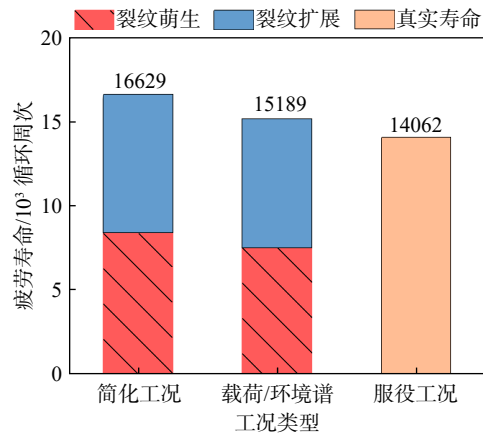


图 18 疲劳寿命计算结果

Fig. 18 Fatigue life calculation results

接近, 相对误差约为 8%。

同理, 计算得简化主循环工况加载下裂纹萌生寿命为 8 411 循环, 裂纹扩展寿命为 8 218 循环, 总寿命为 16 629 循环, 较平均服役寿命偏差约为 18.25%, 不利于指导工程实际。

载荷/环境谱相较主循环简化工况加载考虑了次循环对涡轮叶片的损伤。次循环在裂纹萌生和裂纹扩展损伤方面均有不同程度的贡献。因此, 对于热端部件低周疲劳寿命计算, 高温、高应力比的次循环应该被考虑在内。在实际工程中, 高温的氧化作用以及高应力比载荷对裂纹闭合效应的削弱作用等均会导致疲劳寿命降低。

综合对比表明, 基于载荷/环境谱的半经验-物理混合模型寿命预测方法可作为评估叶片寿命的一种工程方法。

4 结 论

针对 HPT 叶片服役寿命评估问题, 基于 QAR 数据和仿真及代理模型编制服役载荷/环境谱, 结合耐久性分析和损伤容限理论, 预测了 HPT 叶片的服役疲劳寿命。具体结论如下:

1) 叶片前缘根部气膜孔处是疲劳危险位置, 该位置温度和应力变化范围广, 变化趋势基本一致, Person 相关系数达 0.902。

2) 考虑应力和温度编制载荷/环境谱的方法可行。简化的主循环工况载荷计算的服役寿命误差高于载荷/环境谱加载下的疲劳寿命误差。

3) 基于载荷/环境谱的涡轮叶片半经验-物理混合模型寿命评估结果与外场平均使用寿命接近。研究结果可为 HPT 叶片制定检查间隔和维修方案提供数据支撑。

参考文献:

- [1] 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 random environment[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(8): 1677-1683. (in Chinese)
- [2] 袁锴, 左洪福, 孙见忠. 基于统计方法的高压涡轮转子叶片寿命分析[J]. 飞机设计, 2015, 35(2): 31-36.
YUAN Kai, ZUO Hongfu, SUN Jianzhong. Life analysis process for high pressure turbine rotor blades based on statistical approach[J]. Aircraft Design, 2015, 35(2): 31-36. (in Chinese)
- [3] XIAO Wang, CHEN Yifan, ZHANG Huisheng, et al. Remaining useful life prediction method for high temperature blades of gas turbines based on 3D reconstruction and machine learning techniques[J]. Applied Sciences, 2023, 13(19): 11079.
- [4] 叶育明, 文阳阳, 吴福仙, 等. 一种考虑变温度场影响的低周疲劳寿命预测方法[J]. 航空动力学报, 2025, 40(1): 20230123.
YE Yuming, WEN Yangyang, WU Fuxian, et al. Method for predicting low cycle fatigue life at various temperatures[J]. Journal of Aerospace Power, 2025, 40(1): 20230123. (in Chinese)
- [5] LIU He, YANG Xiaoguang, LI Shaolin, et al. A numerical approach to simulate 3D crack propagation in turbine blades[J]. International Journal of Mechanical Sciences, 2020, 171: 105408.
- [6] 段红燕, 王小宏, 张涪榕, 等. 基于热力耦合计算的涡轮叶片疲劳蠕变寿命预测[J]. 兰州理工大学学报, 2017, 43(4): 59-65.
DUAN Hongyan, WANG Xiaohong, ZHANG Huanrong, et al. Prediction of fatigue/creep life of turbine blade based on thermal-mechanical coupling calculation[J]. Journal of Lanzhou University of Technology, 2017, 43(4): 59-65. (in Chinese)
- [7] LI Fei, WEN Zhixun, LUO Lei, et al. Fatigue fracture mechanism and life prediction of nickel-based single crystal superalloy with film cooling holes considering initial manufacturing damage[J]. International Journal of Fatigue, 2025, 197: 108902.
- [8] SALEHNASAB B, POURSAEIDI E. Mechanism and modeling of fatigue crack initiation and propagation in the directionally solidified CM186 LC blade of a gas turbine engine[J]. Engineering Fracture Mechanics, 2020, 225: 106842.
- [9] 吴云伍, 刘一雄, 王相平. 基于 3SE 模型的 IC10 合金涡轮叶片热机械疲劳寿命预测[J]. 热能动力工程, 2024, 39(12): 205-212.
WU Yunwu, LIU Yixiong, WANG Xiangping. Prediction of thermo-mechanical fatigue life of IC10 alloy turbine blades based on 3SE model[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2024, 39(12): 205-212. (in Chinese)
- [10] ZHU Hongxin, DAI Shun, ZHANG Xiaoyi, et al. An online fatigue damage evaluation method for gas turbine hot components[J]. Energies, 2023, 16(19): 6785.
- [11] LI Daohang, SHANG Deguang, XUE Long, et al. Real-time damage evaluation method for multiaxial thermo-mechanical fatigue under variable amplitude loading[J]. Engineering Fracture Mechanics, 2020, 229: 106948.
- [12] 曹惠玲, 张昊. 基于 QAR 数据的高压涡轮叶片疲劳-蠕变寿命预测[J]. 机械强度, 2023, 45(1): 218-227.
CAO Huiling, ZHANG Hao. Fatigue-creep life prediction for high pressure turbine blade based on QAR data[J]. Journal of Mechanical Strength, 2023, 45(1): 218-227. (in Chinese)

- [13] 金新灿, 黄巾懿. 基于实测载荷谱的高速列车轮轴剩余寿命分析[J]. *北京交通大学学报*, 2020, 44(1): 64-69, 76.
JIN Xincan, HUANG Jinyi. Study on residual life of high-speed train axle based on measured load spectrum[J]. *Journal of Beijing Jiaotong University*, 2020, 44(1): 64-69, 76. (in Chinese)
- [14] POURHEIDAR A, PATRIARCA L, BERETTA S, et al. Investigation of fatigue crack growth in full-scale railway axles subjected to service load spectra: experiments and predictive models[J]. *Metals*, 2021, 11(9): 1427.
- [15] 胡靖宇. 基于非线性累积损伤模型的涡轮叶片寿命预测分析[D]. 沈阳: 沈阳航空航天大学, 2022.
HU Jingyu. Prediction and analysis of turbine blade life based on nonlinear cumulative damage model[D]. Shenyang: Shenyang Aerospace University, 2022. (in Chinese)
- [16] 王彬文, 陈先民, 苏运来, 等. 中国航空工业疲劳与结构完整性研究进展与展望[J]. *航空学报*, 2021, 42(5): 524651.
WANG Binwen, CHEN Xianmin, SU Yunlai, et al. Research progress and prospect of fatigue and structural integrity for aeronautical industry in China[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2021, 42(5): 524651. (in Chinese)
- [17] 汪晗. HPT 叶尖间隙的热固耦合分析及对 EGTM 的影响研究[D]. 天津: 中国民航大学, 2019.
WANG Han. Thermal-structure coupled analysis of HPT tip clearance and its effect on EGTM[D]. Tianjin: Civil Aviation University of China, 2019. (in Chinese)
- [18] LI Shifeng, YANG Baocheng, YE Wenming. Influence of spatial characteristic parameters of film cooling holes on the strength of turbine blade[J]. *Journal of Physics: Conference Series*, 2023, 2569(1): 012034.
- [19] 李春华, 孙见忠, 陆纪龙. 面向运维的 HPT 叶片寿命数字孪生建模方法[J]. *航空学报*, 2024, 45(21): 629385.
LI Chunhua, SUN Jianzhong, LU Jilong. Maintenance-oriented approach for HPT blade life digital twin modeling[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2024, 45(21): 629385. (in Chinese)
- [20] 薛海, 杜文, 尹怀彦, 等. 基于聚类分析和支持向量机的非等间隔应力谱编制方法[J]. *工程力学*, 2023, 40(11): 236-243.
XUE Hai, DU Wen, YIN Huaiyan, et al. Unequal interval stress spectrum compilation method based on cluster analysis and support vector machine[J]. *Engineering Mechanics*, 2023, 40(11): 236-243. (in Chinese)
- [21] BENASCIUTTI D, SHERRATT F, CRISTOFORI A. Recent developments in frequency domain multi-axial fatigue analysis[J]. *International Journal of Fatigue*, 2016, 91: 397-413.
- [22] 张世越, 吴昊. 基于顺序雨流法和临界平面法的多轴变幅低周疲劳寿命评价[J]. *力学季刊*, 2020, 41(3): 465-476.
ZHANG Shiyue, WU Hao. Life evaluation of multiaxial variable amplitude low-cycle fatigue based on sequential rainflow method and critical plane method[J]. *Chinese Quarterly of Mechanics*, 2020, 41(3): 465-476. (in Chinese)
- [23] 施伟, 杨晓光, 杨迪迪, 等. 定向凝固镍基高温合金 DZ125 疲劳裂纹扩展速率研究[J]. *机械工程学报*, 2019, 55(13): 45-52.
SHI Yi, YANG Xiaoguang, YANG Didi, et al. The study on the fatigue crack growth of nickel based directional solidification superalloys DZ125[J]. *Journal of Mechanical Engineering*, 2019, 55(13): 45-52. (in Chinese)
- [24] 赵少汴. 损伤容限设计方法和设计数据[J]. *机械设计*, 2000, 17(5): 4-7, 48.
ZHAO Shaobian. Design methods and design data for damage tolerance[J]. *Machine Design*, 2000, 17(5): 4-7, 48. (in Chinese)

(编辑: 陈 越)