

基于疲劳-蠕变载荷等效转换的涡轮盘 载荷谱编制及寿命预测^{*}

肖 阳, 徐可君, 秦海勤, 贾明明

(海军航空大学 青岛校区 航空机械工程与指挥系, 山东 青岛 266041)

摘 要: 针对雨流计数法在峰谷值提取时进行等值压缩, 忽略保载时间的问题进行了改进, 提出了一种基于损伤曲线的疲劳-蠕变载荷等效转换方法。利用非线性疲劳损伤累积函数和损伤等效原则, 建立了不同应力水平、不同保载时间下疲劳-蠕变载荷与疲劳载荷之间的等效换算模型。利用涡轮盘材料试验数据, 计算了不同循环加载条件下的等效换算比, 得到了其随保载时间的变化规律。利用改进的雨流计数法, 编制了航空发动机高压涡轮盘载荷谱, 并将其与寿命-时间分数预测法相结合, 得到了涡轮盘剩余寿命。结果表明, 改进的雨流计数法综合考虑了疲劳-蠕变耦合损伤对涡轮盘寿命造成的影响, 相比于传统雨流计数法, 寿命预测误差降低了15.02%, 验证了该方法的有效性。

关键词: 雨流计数法; 等值压缩; 保载时间; 等效转换; 载荷谱; 寿命预测

中图分类号: V232.3 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2020) 10-2316-09

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 190247

Load Spectrum Compiling and Life Prediction for Turbine Disc Based on Equivalent Transformation of Fatigue-Creep Load

XIAO Yang, XU Ke-jun, QIN Hai-qin, JIA Ming-ming

(Department of Aviation Mechanical Engineering and Management in Qingdao Branch, Naval Aviation University,
Qingdao 266041, China)

Abstract: Aiming at the problem of ignoring the holding time when the rainflow counting method extracts the peak and valley values by equivalent compression, a fatigue-creep load equivalent transformation method was proposed based on damage curves. By nonlinear fatigue damage accumulation function and damage equivalence principle, the equivalent transformation model of fatigue-creep load and fatigue load under different stress levels and holding time was built. Using the data of turbine disc material test, the equivalent transformation ratio under different cycle load conditions was calculated, and the law of its variation with holding time was obtained. Based on the improved rainflow counting method, the load spectrum of the high-pressure turbine disc for an aero-engine was compiled, and combined with the life-time fraction prediction method, the residual life of the turbine disc was obtained. The results show that the influence of fatigue-creep coupling damage on turbine disc life is considered comprehensively by the improved rainflow counting method, and the life prediction error is down by 15.02%

^{*} 收稿日期: 2019-04-24; 修订日期: 2019-06-20。

基金项目: 国家自然科学基金 (51605487); 国家自然科学基金青年基金 (61803071)。

作者简介: 肖 阳, 博士生, 研究领域为航空发动机状态监控与故障诊断。E-mail: 876834124@qq.com

通讯作者: 徐可君, 博士, 教授, 研究领域为航空发动机寿命可靠性。E-mail: xukejunxuran@126.com

引用格式: 肖 阳, 徐可君, 秦海勤, 等. 基于疲劳-蠕变载荷等效转换的涡轮盘载荷谱编制及寿命预测[J]. 推进技术, 2020, 41(10): 2316-2324. (XIAO Yang, XU Ke-jun, QIN Hai-qin, et al. Load Spectrum Compiling and Life Prediction for Turbine Disc Based on Equivalent Transformation of Fatigue-Creep Load [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(10): 2316-2324.)

compared with the traditional rainflow counting method, which verifies the validity of the proposed method.

Key words: Rainflow counting method; Equivalent compression; Holding time; Equivalent transformation; Load spectrum; Life prediction

1 引言

载荷谱贯穿于发动机设计、试验及定寿的全过程,准确的载荷谱对于提高发动机寿命评定的可靠性,保障发动机使用安全至关重要^[1]。飞参数据详细记录了发动机的工作使用状态,基于该数据的发动机载荷谱编制已成为发动机整机及各零部件寿命监控的基础^[2-3]。

目前,随机载荷的统计方法有很多,例如雨流计数法、程均计数法和过渡矩阵计数法等^[4]。其中,雨流计数法是基于材料疲劳损伤与应力、应变之间的关系提出的一种双参数计数方法^[5],其计数过程简单,误差较小^[6-8],基于该方法得到的寿命估算结果与试验结果之间有较好的相关性^[9],被广泛应用于机械工程、振动系统及功率半导体等领域的载荷数据统计分析^[10-12]。

对于航空发动机涡轮盘而言,其主要故障模式为由载荷幅值、均值及循环次数产生的低周疲劳损伤^[13],故障机理为材料在循环加载下的塑性变形累积,可通过材料的应力-应变迟滞回线进行表征。由于雨流计数法的计数规则与应力-应变迟滞回线相一致,许多学者利用雨流计数法进行了航空发动机载荷谱编制。

邢广鹏^[14]将雨流、穿级、峰值和程均四种计数法进行了对比,发现基于雨流计数法预测的航空发动机实测载荷谱的疲劳寿命更接近于试验结果。王永旗等^[15]应用雨流计数法统计分析了两个用户飞行参数,获得了发动机使用载荷谱,在此基础上分析了两个用户发动机疲劳损伤差异。徐可君等^[16]综合运用雨流计数法、Goodman曲线和线性累积损伤方法,得到了航空发动机涡轮部件的飞行任务换算率,并成功应用于航空发动机寿命控制和管理。付娜^[17]利用雨流计数法统计了CFM56发动机转速循环,并将其应用于发动机涡轮盘及叶片寿命预测,结果精度较高。周楠^[18]在对不同飞行剖面分析的基础上,利用雨流计数法编制了某航空发动机冷端盘标准载荷谱,能够较好地表征发动机冷端盘的实际使用特性。雷晓波^[19]针对雨流计数法判别准则不统一的问题,建立了“三线法”判别规则,将其应用于某发动机载荷循环提取,提高了编谱精度。

尽管上述文献采用成熟的雨流计数法对航空发动机飞行载荷进行了统计分析,与其它计数法相比得到的载荷谱与发动机实际飞行工况比较吻合。但仍存在一个共性问题即在雨流计数过程中,对带保载时间的恒幅载荷做等值压缩处理^[20],忽略了保载时间对航空发动机部件造成的损伤。尤其是对于高温条件下长时间承受疲劳-蠕变耦合载荷影响的热端部件,保载时间的存在会加剧部件的损伤,降低产品的使用寿命。

本文基于损伤曲线法,提出了一种疲劳-蠕变载荷与疲劳载荷的等效转换方法。对传统雨流计数法在峰谷值提取过程中进行等值压缩,忽略保载时间的问题进行了改进,并将其应用于航空发动机高压涡轮盘载荷谱编制及寿命预测。

2 雨流计数法的改进及涡轮盘应力分析

2.1 损伤曲线法

基于损伤曲线法的非线性疲劳损伤累积理论认为^[21],等幅载荷下, n 个载荷循环对构件造成的损伤为

$$D = \left(\frac{n}{N} \right)^a \quad (1)$$

式中 N 为当前载荷水平下的疲劳寿命, a 为大于1的损伤指数。载荷越低, a 的值越大,载荷越高, a 的值越接近于1。

该模型认为材料的损伤过程是非线性的,每级载荷产生的损伤值按线性累积的方法叠加,且临界损伤值为1,弥补了Miner准则未考虑加载顺序效应对材料损伤造成的影响^[22]。

基于损伤曲线法的非线性累积疲劳损伤与载荷循环比关系如图1所示。图中, OL 表示线性疲劳累积损伤过程, OAL 表示等幅载荷 σ_1 作用下的损伤过程, OBL 表示等幅载荷 σ_2 作用下的损伤过程,交点 L 表示临界损伤点。其中, $\sigma_1 > \sigma_2$ 。

试件在应力水平 σ_1 作用下经过 n_1 次循环后产生的损伤值 D_1 为

$$D_1 = \left(\frac{n_1}{N_1} \right)^{a_1} \quad (2)$$

若试件继续在应力水平 σ_2 作用下经过 n_2 次循环后发生破坏,则

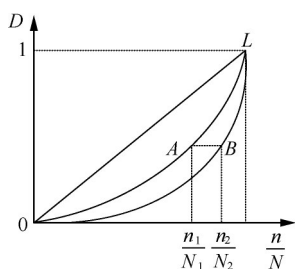


Fig. 1 Fatigue damage and cycle ratio

$$\left(\frac{n_1}{N_1}\right)^{a_1} + \left(\frac{n_2}{N_2}\right)^{a_2} = 1 \quad (3)$$

根据损伤模型的定义及材料损伤与应力的关系可知,当 $\sigma \rightarrow 0$ 时, $a \rightarrow \infty$,当 $\sigma \rightarrow \sigma_s$ 时, $a \rightarrow 1$ 。参考文献[22],本文给出了 a 的近似估算公式,即

$$a = 1 + \left(\log_m \frac{\sigma}{\sigma_s}\right)^k, 0 < m < 1 \quad (4)$$

式中 m, k 反映了 a 相对 σ 变化的快慢程度, σ_s 为材料的屈服强度。

将式(4)代入式(3),得到试件在两级应力水平加载下发生破坏时的累积损伤为

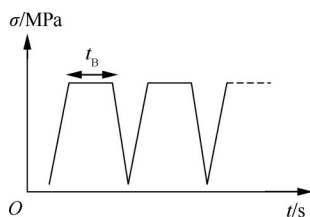
$$\left(\frac{n_1}{N_1}\right)^{1 + \left(\log_m \frac{\sigma_1}{\sigma_s}\right)^k} + \left(\frac{n_2}{N_2}\right)^{1 + \left(\log_m \frac{\sigma_2}{\sigma_s}\right)^k} = 1 \quad (5)$$

式中参数 m, k 可通过两级应力水平加载下的疲劳试验获得。

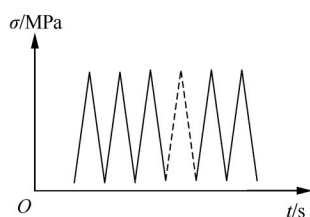
2.2 疲劳-蠕变载荷等效转换方法

设 t_B 为保载时间, $t_B \neq 0$ 时,试件的疲劳-蠕变循环寿命为 $N_f^{t_B}$, $t_B = 0$ 时试件的疲劳循环寿命为 N_f^0 ,两种循环所施加的载荷峰谷值相同。如图2所示。

$t_B = 0$ 时疲劳载荷对试件造成的损伤与 $t_B \neq 0$ 时



(a) Fatigue-creep load



(b) Fatigue load

Fig. 2 Type of load cycle

疲劳-蠕变载荷对试件造成的损伤分别为 D_1 和 D_2 ,则由式(1)得

$$D_1 = \left(\frac{n_1}{N_f^0}\right)^a, D_2 = \left(\frac{n_2}{N_f^{t_B}}\right)^b \quad (6)$$

式中 a, n_1 分别为 $t_B = 0$ 时的损伤指数及载荷循环数; b, n_2 分别为 $t_B \neq 0$ 时的损伤指数及载荷循环数。

根据损伤等效原则,令 $D_1 = D_2$,则

$$\left(\frac{n_1}{N_f^0}\right)^a = \left(\frac{n_2}{N_f^{t_B}}\right)^b \quad (7)$$

即

$$\frac{n_1^a}{n_2^b} = \frac{N_f^{0a}}{N_f^{t_B b}} \quad (8)$$

令 $n_2 = 1$,得到在 $t_B \neq 0$ 时每一载荷循环对试件造成的损伤,等于 $t_B = 0$ 时, $N_f^0/N_f^{t_B^{b/a}}$ 个载荷循环所造成的损伤,如图3所示。

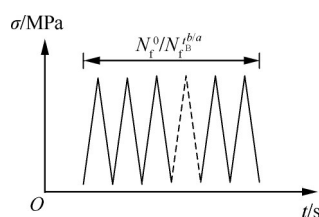


Fig. 3 Equivalent transformation of fatigue-creep load and fatigue load

即带保载时间的疲劳-蠕变载荷与疲劳载荷循环等效换算比(向下取整)为

$$[K] = \frac{N_f^0}{N_f^{t_B^{b/a}}} \quad (9)$$

式中 $N_f^0, N_f^{t_B}$ 通过有无保载时间的低周疲劳试验获得。

2.3 改进后雨流计数流程

相比于传统雨流计数法,改进后的雨流计数法在峰谷值提取前,针对等值点载荷,进行了疲劳-蠕变载荷与疲劳载荷的等效转换。改进后的雨流计数流程如图4所示。

2.4 涡轮盘有限元计算

航空发动机高压涡轮盘圆周分布90个枞树形榫槽,左侧两个凸缘与集气罩一起构成集气腔,右侧含有封严凸缘。为得到高压涡轮盘工作时的温度和应力分布,建立了涡轮盘二维轴对称模型,网格单元为四边形,节点总数为37336,单元总数为13999,如图5所示。

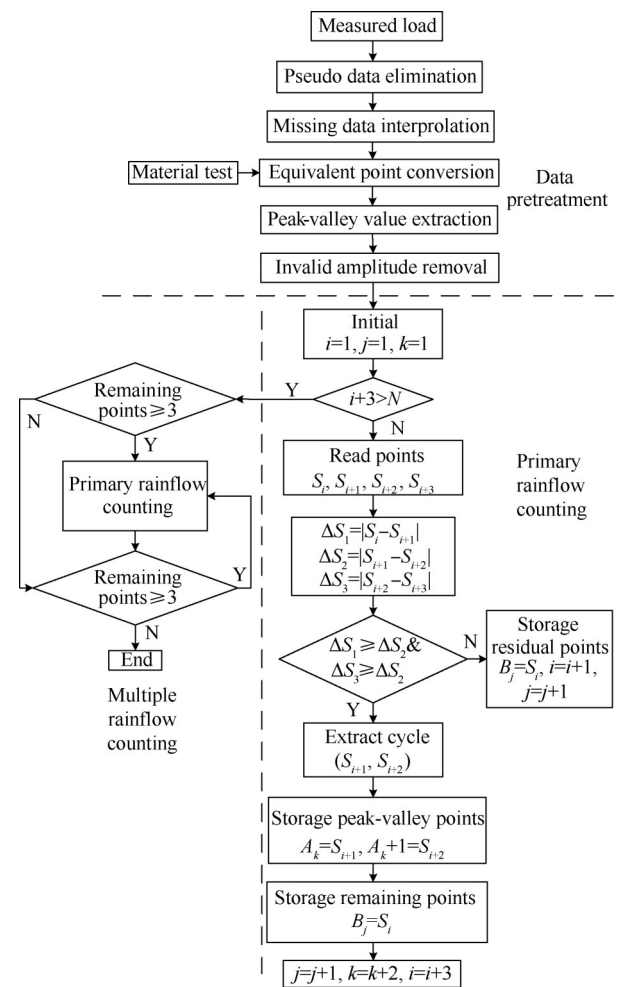


Fig. 4 Flow chart of improved rainflow counting method

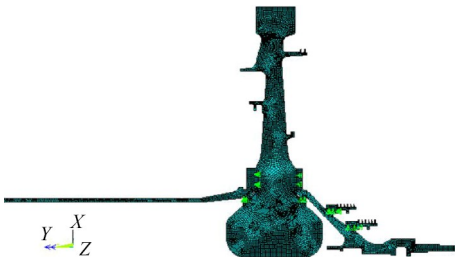


Fig. 5 Axisymmetric finite element model

参考文献[23]中的轮心、轮缘计算公式,通过有限元分析,得到了稳态($n_2 = 13300\text{r/min}$,排温 728°C)及瞬态温差最大时刻涡轮盘温度场分布,如图 6 所示。

将涡轮盘进行适当简化,叶片及锁片产生的离心力均匀分布在轮缘表面。对轮盘施加旋转对称约束,结合有限元分析,得到了稳态($n_2 = 13300\text{r/min}$,排温 728°C)及其瞬态温差最大时刻涡轮盘应力场分布,如图 7 所示。

根据有限元分析结果可知:稳态及瞬态条件下,涡轮盘温度由轮缘向轮心递减,最高温度出现在榫

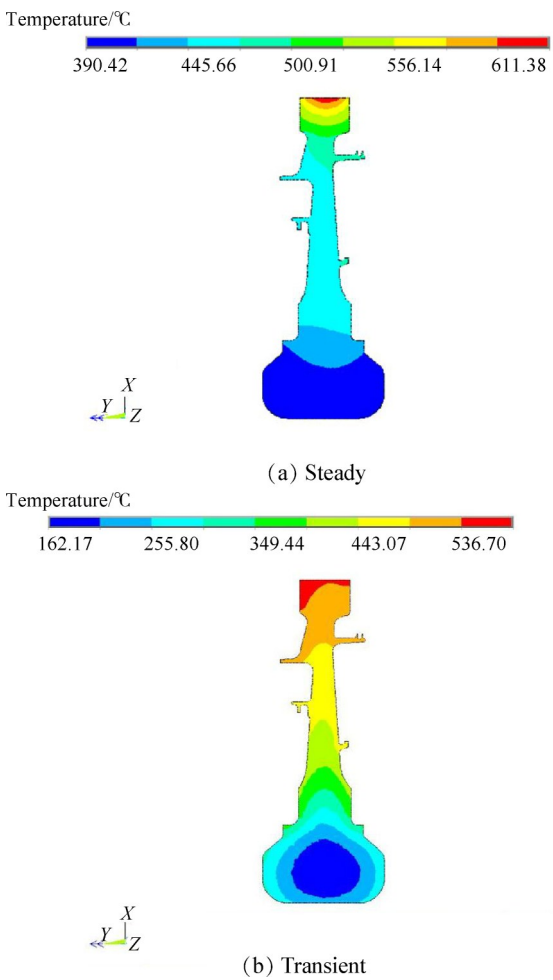


Fig. 6 Temperature field

槽部位;最大径向应力位于涡轮盘后封严篦齿根部过渡圆角附近。同时,根据外场服役的高压涡轮盘使用履历及故障现象发现,限制该涡轮盘服役寿命的关键部位是涡轮盘辐板与后封严篦齿根部的过渡圆角处。因此,选取涡轮盘后封严篦齿根部作为寿命考核点。

通过有限元分析,得到稳态不同转速下涡轮盘后封严篦齿根部径向应力及温度,如表 1 所示。

Table 1 Radial stress and temperature of labyrinth seal

$n_2/\%$	Stress/MPa	Temperature/ $^\circ\text{C}$
100	848	519
85	629	411
70	403	307
60	328	248

拟合得到径向应力及温度表达式

$$S = 4.812 \times 10^{-6} n_2^2 \quad (10)$$

$$T = 2.031 \times 10^{-6} n_2^2 + 0.0109 n_2 + 25 \quad (11)$$

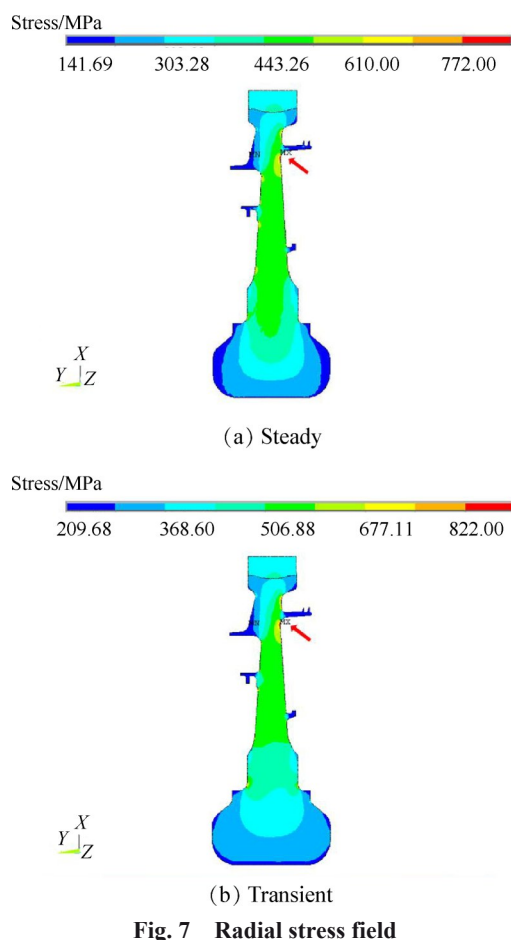


Fig. 7 Radial stress field

2.5 同一参考温度下的应力换算

不同转速下涡轮盘后封严篦齿根部温度也随之变化。为考虑温度对涡轮盘强度的影响,需要将不同温度下的应力换算为同一参考温度下。

由 EGD-3 应力标准可知^[24],温度为 T 时的应力水平对材料引起的疲劳损伤取决于应力 S_T 与温度为 T 时材料的抗拉强度 σ_b^T 之比。因此,温度为 T 时的应力 S_T 对应于温度为 T_0 时的等效应力 $S_{T_0}^T$ 为

$$S_{T_0}^T = S_T \frac{\sigma_b^{T_0}}{\sigma_b^T} \quad (12)$$

基准温度的选取应尽可能接近寿命考核部位的工作温度^[16]。通过有限元计算,可知稳态下转速 100% 时涡轮盘后封严篦齿根部的温度约为 519℃,考虑到实际飞行过程中温度可能会出现波动,为保守起见,将基准温度定为 550℃。

3 载荷谱编制及寿命预测

3.1 疲劳-蠕变载荷循环等效换算比

3.1.1 试验设计

试验材料为粉末高温合金,试件为圆柱光滑棒材,取自高压涡轮盘盘胚。试验过程按照 GB/

T228.1-2010《拉伸试验 室温试验方法》、GB/T228.2-2015《拉伸试验 高温试验方法》及 GB/T15248-2008《金属材料轴向等幅低循环疲劳试验方法》执行。试验发现本文所研究的材料工作部分直径相差 5mm 以内时,尺寸效应对静拉伸和低周疲劳试验结果造成的影响不明显。因此,高低温拉伸试验采用图 8(a) 所示试件,有无保载时间的低周疲劳试验采用图 8(b) 所示试件。

试验设备为电子万能试验机 and 高温疲劳试验机,试件安装如图 9 所示。

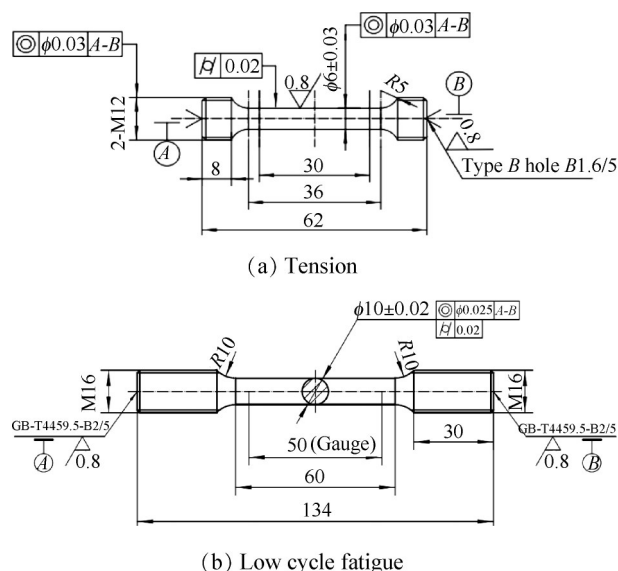


Fig. 8 Dimension of sample (mm)

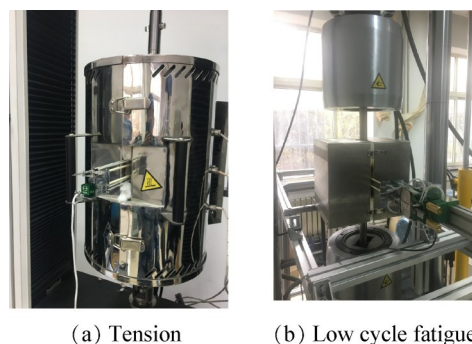


Fig. 9 Diagram of sample installation

3.1.2 试验结果分析

(1) 拉伸试验

进行不同温度下拉伸试验,应变速率为 0.084 min^{-1} ,得到材料在不同温度下的抗拉强度,如图 10 所示。

不同温度下抗拉强度拟合表达式为

$$\sigma_b^T = -3.259 \times 10^{-13} T^{5.153} + 1335 \quad (13)$$

将式(13)代入式(12),得到各温度下应力对应于参考温度下的等效应力为

$$S_{T_0}^r = S_r \frac{-3.259 \times 10^{-13} T_0^{5.153} + 1335}{-3.259 \times 10^{-13} T^{5.153} + 1335} \quad (14)$$

取 $T_0 = 550^\circ\text{C}$ 为参考温度, 利用式(10), (11), (14), 得到涡轮盘后封严篦齿根部 550°C 时不同转速下的等效力, 如图 11 所示。

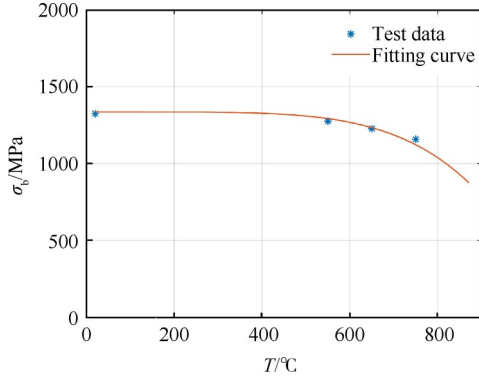


Fig. 10 Ultimate tensile strength at different temperature

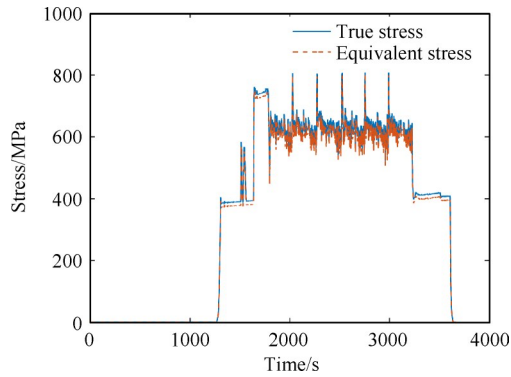


Fig. 11 True stress and equivalent stress

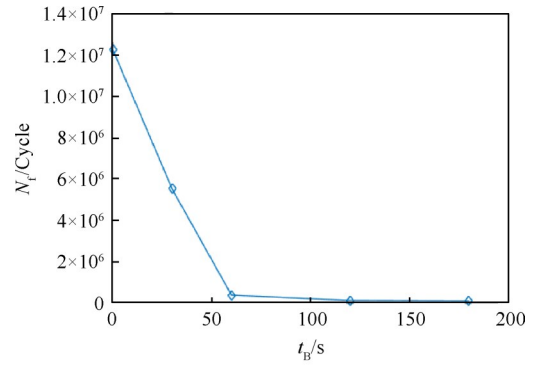
(2) 带保载时间的低周疲劳试验

对实测转速数据进行分析发现, 转速基本保持恒定的剖面分布在 60%~70% 和 80%~90% 两个区间。因此, 本文针对上述两个转速区间下的等值载荷进行换算。分别取上述两个转速区间的平均值作为参考转速, 计算涡轮盘后封严篦齿根部在这两个转速区间下的应力。由式(14)计算得到两个转速区间下等效力分别为 348MPa, 599MPa。

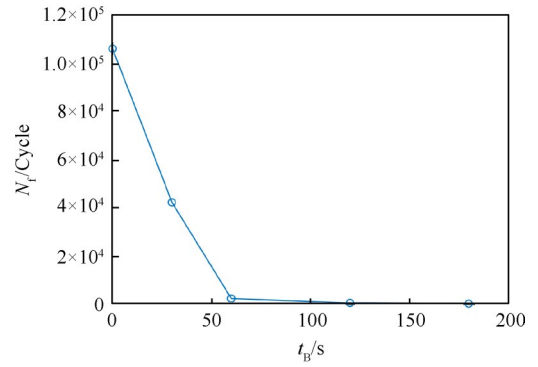
进行 550°C 下带保载时间的低周疲劳试验, 梯形波加载, 应力比 $R=0.01$, 应力幅值分别为 348MPa, 599MPa, 各应力水平下保载时间分别为 30s, 60s, 120s 和 180s。试验结果如图 12 所示。

通过分段拟合, 得到 348MPa, 599MPa 下的 $t_B - N_f$ 曲线, 即

$$N_{f348}^{t_B} = \begin{cases} 895.9t_B^2 - 2.571 \times 10^5 t_B + 1.226 \times 10^7 & 0 \leq t_B \leq 60\text{s} \\ 6.577 \times 10^{10} t_B^{-3.008} + 9.222 \times 10^4 & t_B > 60\text{s} \end{cases} \quad (15)$$



(a) Under 348MPa



(b) Under 599MPa

Fig. 12 Fatigue-creep life under different holding time

$$N_{f599}^{t_B} = \begin{cases} 13.22t_B^2 - 2522t_B + 1.063 \times 10^5 & 0 \leq t_B \leq 60\text{s} \\ 2.007 \times 10^7 t_B^{-2.217} + 256.7 & t_B > 60\text{s} \end{cases} \quad (16)$$

由图 11 可知, 随着保载时间的增加, 疲劳-蠕变寿命先呈指数降低, 当保载时间增加到 120s 左右时, 疲劳-蠕变寿命变化趋于平稳。

(3) 无保载时间的低周疲劳试验

进行 550°C 下的低周疲劳试验, 三角波加载, 应力比 $R=0.01$, 得到材料在不同应力水平下的疲劳寿命, 如图 13 所示。

拟合得到材料的 $S - N_f$ 曲线为

$$N_f = 2.052 \times 10^{29} S^{-8.744} \quad (17)$$

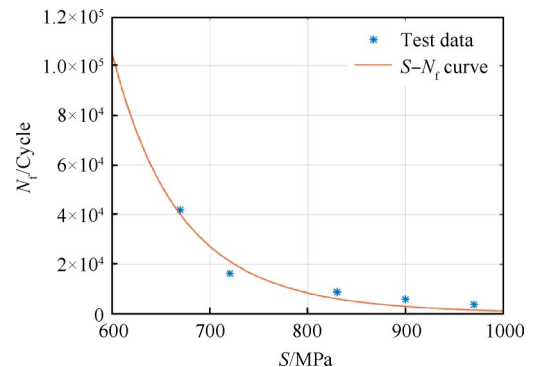


Fig. 13 Low cycle fatigue life under different stress(550°C)

利用式(5),得到 348MPa, 599MPa 两级应力水平加载下,无保载时间低周疲劳的损伤指数分别为 $a_{348} = 2.1132, a_{599} = 1.6167$ 。

带保载时间低周疲劳的损伤指数分别为

$$b_{348} = \frac{1.04t_B + 206.4}{t_B + 84.93}, b_{599} = \frac{1.163t_B + 57.43}{t_B + 39.07}。$$

将式(15)~式(17)及损伤指数代入式(9),得到 348MPa, 599MPa 时,不同保载时间下的疲劳-蠕变载荷与疲劳载荷循环的等效换算比为

$$[K_{348}] = \begin{cases} \frac{2.052 \times 10^{29} \times 348^{-8.744}}{(895.9t_B^2 - 2.517 \times 10^5 t_B + 1.226 \times 10^7)^{\frac{b_{348}}{a_{348}}}} & 0 \leq t_B \leq 60s \\ \frac{2.052 \times 10^{29} \times 348^{-8.744}}{(6.577 \times 10^{10} t_B^{-3.008} + 9.222 \times 10^4)^{\frac{b_{348}}{a_{348}}}} & t_B > 60s \end{cases} \quad (18)$$

$$[K_{599}] = \begin{cases} \frac{2.052 \times 10^{29} \times 599^{-8.744}}{(13.22t_B^2 - 2522t_B + 1.063 \times 10^5)^{\frac{b_{599}}{a_{599}}}} & 0 \leq t_B \leq 60s \\ \frac{2.052 \times 10^{29} \times 599^{-8.744}}{(2.007 \times 10^7 t_B^{-2.217} + 256.7)^{\frac{b_{599}}{a_{599}}}} & t_B > 60s \end{cases} \quad (19)$$

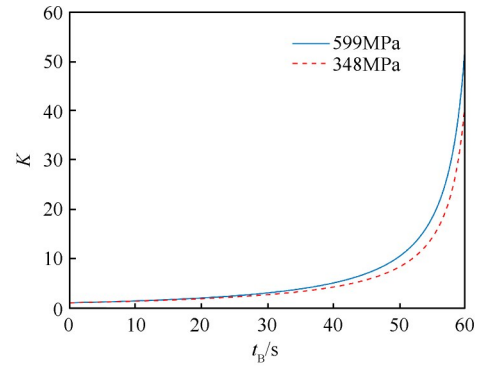
不同保载时间下的等效换算比曲线如图 14 所示。

由图 14 可知:(1)随着保载时间的增加,等效换算比也逐渐增加,当保载时间增加到一定值时,等效换算比达到饱和。(2)当保载时间小于 120s 时,不同应力水平下的等效换算比差异性较小。当保载时间超过 120s,随着保载时间的增加,不同应力水平下的等效换算比差异性增大,且高应力水平下的等效换算比大于低应力水平。

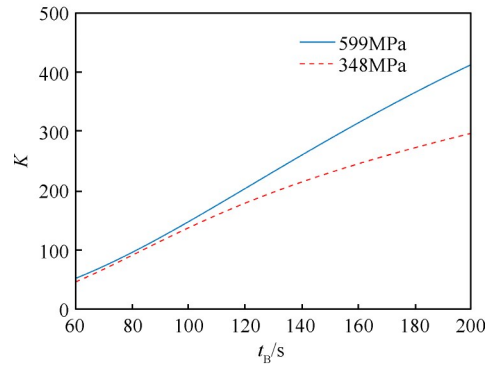
3.2 高压涡轮盘载荷谱编制

选取 240 个起落架次,总飞行时间为 267.33h 的航空发动机实测转速及排温数据,在对其进行应力计算和同一参考温度(550℃)下应力换算的基础上,分别利用传统雨流计数法(Traditional Rainflow Counting Method, TRC)和改进的雨流计数法(Improved Rainflow Counting Method, IRC),统计得到高压涡轮盘载荷循环矩阵,如表 2 所示。

由表 2 可知:采用传统雨流计数法和改进的雨流计数法统计得到的载荷循环总数分别为 353670 和



(a) Holding time less than 60s



(b) Holding time more than 60s

Fig. 14 Conversion ratio under different holding time

390735,二者相差 37065。差异集中于载荷谷值为 0~150MPa,峰值为 250MPa~350MPa 和 550MPa~650MPa 内。由此可见,改进的雨流计数法考虑了实测转速中带保载时间的载荷历程,弥补了传统雨流计数法峰谷值提取过程中等值压缩存在的不足。

3.3 涡轮盘剩余寿命预测

寿命-时间分数预测法由 Taira^[26]首次提出,该方法将高温下材料的损伤定义为疲劳损伤和蠕变损伤的线性累积,其中,疲劳损伤与载荷循环数有关,与作用时间无关,蠕变损伤只与载荷作用时间有关。当材料的总损伤值达到 1 时,发生失效,疲劳损伤与蠕变损伤计算模型为

$$D_f = \sum_{i=1}^n \frac{N_i}{N_{fi}} \quad (20)$$

$$D_c = \sum_{i=1}^n \frac{t_i}{t_{ci}} \quad (21)$$

式中 D_f, D_c 分别为疲劳、蠕变损伤值; n 为应力水平数; N_i 为第 i 级应力水平下循环次数; N_{fi} 为第 i 级应力水平下疲劳寿命; t_i 为第 i 级应力水平下保载时间; t_{ci} 为第 i 级应力水平下蠕变寿命。

设高压涡轮盘总的累积损伤值为 $D, D = D_f + D_c$ 。已飞行时间为 t_0 ,则高压涡轮盘损伤速率为

Table 2 Load cycle matrix of turbine disc (MPa)

Peak value/MPa	0~150		150~250		250~350		350~450		450~550		550~650		650~750		750~850	
Trough value/MPa	TRC	IRC	TRC	IRC	TRC	IRC	TRC	IRC	TRC	IRC	TRC	IRC	TRC	IRC	TRC	IRC
0~150	78	78	1	1	2	28861	0	0	0	0	11	9734	0	0	240	240
150~250	18	18	11370	11370	7660	7439	1250	1109	340	340	450	437	130	130	50	50
250~350	0	0	27920	27920	2326	2308	1278	1233	5350	5350	3560	3527	633	638	128	128
350~450	0	0	0	0	0	0	45732	45617	1503	1543	550	504	181	175	397	372
450~550	0	0	0	0	0	0	0	0	63235	63235	17330	17070	2909	2909	1528	1528
550~650	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	107969	107466	14375	14315	496	420
650~750	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	24540	24540	1289	1289
750~850	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	8841	8841

$$v_D = \frac{D}{t_0} \quad (22)$$

则高压涡轮盘剩余寿命为

$$t_{\text{residual}} = \frac{1 - D}{v_D} \quad (23)$$

由于基于改进的雨流计数法得到的载荷谱中只包含疲劳循环载荷,因此,基于改进的雨流计数法的航空发动机高压涡轮盘剩余寿命预测模型为

$$t_{\text{residual}} = \frac{1 - D_f}{v_D} = \frac{t_0}{\sum_i^n \frac{N_i}{N_{fi}}} - t_0 \quad (24)$$

利用 Goodman 曲线^[26],将表 2 中的非对称载荷循环转换为的脉动循环,然后代入上式,得到基于传统雨流计数和改进雨流计数的航空发动机高压涡轮盘剩余寿命分别为 1242.01h,1061.80h。

发动机高压涡轮盘平均限制使用寿命在 1200h 左右。基于传统雨流计数法和改进雨流计数法得到的航空发动机高压涡轮盘剩余寿命预测误差分别为

$$Error_{tr} = \frac{1509.34 - 1200}{1200} \times 100\% = 25.78\%$$

$$Error_{im} = \frac{1329.13 - 1200}{1200} \times 100\% = 10.76\%$$

由此可见,基于改进的雨流计数法得到的航空发动机高压涡轮盘剩余寿命精度明显高于传统的雨流计数法。

4 结 论

通过本文研究,得到如下结论:

(1)基于改进的雨流计数法得到的载荷循环数比传统雨流计数法多 37065 个,差异集中于载荷谷值为 0~150MPa,峰值为 250~350MPa 和 550~650MPa 内的循环。寿命预测误差较传统雨流计数法降低了

15.02%。同时,由改进的雨流计数法得到的载荷为疲劳载荷,避免了后续试验过程中疲劳-蠕变复合加载的情况,简化了试验流程,降低了试验成本。对于受到疲劳-蠕变耦合作用下的其他部件而言,该编谱方法同样适用。

(2)在载荷谱编制过程中,综合考虑了涡轮盘自身旋转产生的离心应力和温度梯度产生的热应力对编谱精度的影响。利用材料在不同温度下的抗拉强度,将不同温度下应力折算到同一参考温度下,与涡轮盘实际受载历程相吻合。

(3)通过高温条件下有无保载的低周疲劳试验,得到了不同循环加载条件下,疲劳载荷与疲劳-蠕变载荷等效换算比的变化规律。发现等效换算比随着保载时间的延长而增加,当保载时间延长到 120s 左右时,等效换算比趋于饱和。

(4)本文提出的载荷转换方法基于损伤曲线法和损伤等效原则,建立了疲劳载荷与疲劳-蠕变载荷的等效换算比模型,通过有无保载时间的低周疲劳试验数据,对模型中的参数进行优化识别,未考虑蠕变、疲劳损伤机制的显著性差异,从宏观试验数据上看,该简化可以支撑本文研究结果。同时,本文提出的载荷转换方法同样适用于温度较低及疲劳极限下加载的情况,此时保载时间对材料造成的损伤可忽略不计,疲劳载荷与疲劳-蠕变载荷等效换算比趋近于 1。

致 谢:感谢国家自然科学基金、国家自然科学基金青年基金的资助。

参考文献

- [1] 马双员,张永峰.航空发动机载荷谱综述[J].现代机械,2011,(5):15-17.

- [2] 宋迎东, 高德平. 发动机航线类综合载荷谱研究[J]. 推进技术, 2000, 21(4): 54-55. (SONG Ying-dong, GAO De-ping. Turbine Engine Composite Route Flight Loading Spectrum Derivation [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2000, 21(4): 54-55.)
- [3] 宋迎东. 教练机发动机设计载荷谱推导方法[J]. 推进技术, 1997, 18(6): 64-65. (SONG Ying-dong. A Method of the Design Loading Spectrum Derivation for Trainer Engine [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 1997, 18(6): 64-65.)
- [4] 赵 盛. 某涡轴发动机加速任务试车谱编制及验证[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2016.
- [5] 孙 丽, 刘永臣. 雨流计数法及在车辆疲劳损伤分析中的应用综述[J]. 装备制造技术, 2012, (12): 75-77.
- [6] Mainka K, Thoben M, Schilling O. Lifetime Calculation for Power Modules, Application and Theory of Models and Counting Method [C]. UK: *Proceeding of the 14th European Conference on Power Electronics and Applications in Birmingham*, 2011.
- [7] GopiReddy L R, Tolbert L M, Ozpineci B, et al. Rain-Flow Algorithm-Based Life-Time Estimation of Power Semiconductors in Utility Applications on Industry Applications [J]. *IEEE Transactions on Industry Applications*, 2015, 51(4): 3368-3375.
- [8] Musallam M, Johnson C M, Yin C, et al. Real-Time Life Consumption Power Modules Prognosis Using on-Line Rainflow Algorithm in Metro Applications [C]. Atlanta: 2010 *IEEE Energy Conversion Congress and Exposition*, 2010.
- [9] 张洋洋, 何 丽, 刘 琥, 等. 基于载荷谱的结构疲劳寿命预测技术研究及应用[J]. 导弹与航天运载技术, 2016, (4): 78-81.
- [10] Cui C, Zhang Q H, Luo Y, et al. Fatigue Reliability Evaluation of Deck-to-Rib Welded Joints in OSD Considering Stochastic Traffic Load and Welding: Residual Stress [J]. *International Journal of Fatigue*, 2018, 111: 151-160.
- [11] Capponi L, Cesnik M, Slavic J, et al. Non-Stationarity Index in Vibration Fatigue: Theoretical and Experimental Research [J]. *International Journal of Fatigue*, 2017, 104: 221-230.
- [12] Musallam M, Johnson C M, Yin C, et al. Real-Time Life Expectancy Estimation in Power Modules [C]. UK: *IEEE Electronics System Integration Technology Conference in Greenwich*, 2008.
- [13] 吕志强. 航空发动机轮盘低周疲劳寿命预测方法研究[D]. 成都: 电子科技大学, 2012.
- [14] 邢广鹏. 循环计数法在航空发动机载荷谱统计中的适用性研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2017.
- [15] 王永旗, 徐可君, 夏毅锐. 基于飞行参数的双发飞机发动机疲劳损伤差异分析[J]. 推进技术, 2014, 35(1): 101-106. (WANG Yong-qi, XU Ke-jun, XIA Yi-rui. Fatigue Damage Analysis of Aeroengine in Twin-Engine Aircraft Based on Flight Parameters [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2014, 35(1): 101-106.)
- [16] 徐可君, 叶新农. 航空发动机综合飞行换算率的确定[J]. 推进技术, 2006, 27(1): 24-29. (XU Ke-jun, YE Xin-nong. Study on Assessment Method of Comprehensive Flight Conversion Ratio for Aero-Engine [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2006, 27(1): 24-29.)
- [17] 付 娜. 某航空发动机涡轮盘和叶片强度分析与寿命计算[D]. 西安: 西北工业大学, 2006.
- [18] 周 楠. 航空发动机轮盘标准载荷谱编制方法研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2010.
- [19] 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.
- [20] 董乐义, 罗 俊, 程 礼. 雨流计数法及其在程序中的具体实现[J]. 计算机技术与应用, 2004, 24(3): 38-40.
- [21] Marco S M, Starkey W L. A Concept of Fatigue Damage [J]. *Transactions of the American Society of Mechanical Engineers*, 1954, 76(4): 627-632.
- [22] 田 军, 刘志明, 何 如. 动车铝合金车体焊接接头非线性疲劳累积损伤模型[J]. 铁道学报, 2012, 34(3): 40-43.
- [23] 王永旗. 基于疲劳/蠕变交互作用的某型发动机高压二级涡轮盘损伤分析[D]. 烟台: 海军航空工程学院, 2015.
- [24] EGD-3, 斯贝 MK202 发动机应力标准[S].
- [25] Taira S. Creep Structure [M]. New York: Academic Press, 1962.
- [26] 王铁凡. 航空发动机涡轮盘的寿命预测及可靠性研究[D]. 大连: 大连理工大学, 2017.

(编辑: 朱立影)