

基于最差件等寿命曲线的桨轴高低周复合疲劳寿命分析

章 胜, 张 勇, 李锦红

(中国航空发动机集团有限公司 湖南动力机械研究所, 湖南 株洲 412002)

摘 要: 以 Goodman 曲线为基础,构造了考虑应力集中系数和疲劳极限强度分散系数影响的最差件等寿命曲线,然后基于最差件等寿命曲线建立了桨轴高低周复合疲劳寿命分析方法,用于预测桨轴的安全寿命,并给出了预测方法的适用范围为低周 $10^3 \sim 10^5$ 次循环。采用此方法对两种载荷下的某型航空发动机桨轴进行了高低周复合疲劳寿命预测,并与试验结果进行了对比。结果表明:基于最差件等寿命曲线的桨轴高低周复合疲劳寿命分析方法成功预测一组安全寿命低于低周 1000 次循环的载荷,且另一组载荷预测结果也与试验结果相吻合,预测方法是可行的。

关 键 词: 桨轴; 高低周复合疲劳; 最差件等寿命曲线; Goodman 曲线; 疲劳缺口系数; 疲劳极限强度分散系数

中图分类号: V232.2

文献标志码: A

HCF/LCF complex fatigue analysis of propeller shaft based on the worst-case equile life curve

ZHANG Sheng, ZHANG Yong, LI Jinhong

(Hunan Aviation Powerplant Research Institute,
Aero Engine Corporation of China, Zhuzhou Hunan 412002, China)

Abstract: Based on Goodman curve, the worst-case equile life curve considering the influence of the stress concentration and the dispersion coefficient of fatigue strength was constructed firstly, and then the worst-case equile life curve was used to establish the high-cycle fatigue/low-cycle fatigue (HCF/LCF) complex fatigue analysis method of the propeller shaft, and this method was used to predict the safety life of propeller shaft, but the applicable range of the prediction method the low-cycle fatigue was between 10^3 and 10^5 cycles. Adopting this method, the HCF/LCF complex fatigue of an aero-engine propeller shaft under two kinds of loads was analyzed, and compared with the experiment. The result shows that it is feasible to predict the HCF/LCF complex fatigue of the propeller shaft using the method based on the worst-case equile life curve; and it can successfully predict a kind of loads safety life lower than 1000 cycles of low-cycle fatigue, and another kind of loads prediction result fits well with the experimental one.

Key words: propeller shaft; the HCF/LCF complex fatigue;

收稿日期:2018-09-09

作者简介:章胜(1989—),男,工程师,硕士,主要从事航空发动机结构强度研究工作。

引用格式:章胜,张勇,李锦红. 基于最差件等寿命曲线的桨轴高低周复合疲劳寿命分析[J]. 航空动力学报,2019,34(4):847-852.
ZHANG Sheng, ZHANG Yong, LI Jinhong. HCF/LCF complex fatigue analysis of propeller shaft based on the worst-case equile life curve[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(4): 847-852.

the worst-case equillife curve; Goodman curve; fatigue notch factor; dispersion coefficient of fatigue strength

桨轴是将涡桨发动机的功率传递给飞机螺旋桨的关键部件,用以将发动机的扭矩传给螺旋桨,并将螺旋桨的拉力、惯性力(含陀螺力矩)、1P 载荷(当螺旋桨拉力轴线方向与飞行方向有夹角时,即螺旋桨旋转面存在入流角时,螺旋桨会产生与转速相同频率的动态弯矩和侧向载荷,称之为 1P 载荷,其中动态弯矩称为 1P 力矩,侧向载荷称为 1P 力)通过轴承传递给减速器机匣。工作时,桨轴承受的主要载荷是轴向力、扭矩、横向力及弯矩等载荷,受力情况比较复杂。

桨轴载荷中 1P 载荷(1P 力和 1P 力矩)最为复杂,目前对桨轴 1P 载荷的分析技术较为成熟^[1-2],且文献[3-4]已通过试验证明了桨轴 1P 载荷测试方法可行,可以为桨轴设计提供较为准确的 1P 载荷。文献[5]结合有限元分析及试验测试,对桨轴所受载荷进行了影响分析,其中离心载荷下的应力不足弯矩应力的 1%,螺旋桨拉力产生的应力约为弯矩应力的 23%,弯矩与扭矩是桨轴的最主要载荷,且弯矩应力比扭矩应力大 20% 左右。这体现了桨轴相对于航空发动机其它主轴的主要区别,即桨轴承受较大的扭矩的同时也承受较大的弯矩,且扭矩以低周载荷的形式体现,弯矩以高周载荷的形式体现,故桨轴的破坏形式为高低周复合疲劳。同时轴类零件疲劳试验技术已得到充分发展,文献[6-11]对风扇轴、拉紧轴、涡轮轴、尾桨轴等多种轴类零件的疲劳试验方法进行了研究介绍,轴类零件定寿试验较为成熟并得到了多方面的认可。

桨轴载荷及桨轴疲劳试验方法都已得到验证,且我国桨轴的疲劳寿命定寿多采用试验方法,即直接对桨轴进行给定循环数的疲劳试验,确定其批准寿命。该方法固然可靠,但试验成本高,所以在设计或改型阶段对发动机桨轴进行疲劳寿命预测是非常必要的。文献[12]采用了四种方法对航空发动机主轴进行了寿命计算,其中,EGD-3 低周方法^[13]、名义应力法^[14]和应力修正系数法^[15]未考虑高周载荷的影响,EGD-3 高低周方法(以剪切应力评定寿命)^[13]在高周载荷上只能考虑振动扭矩,不适用于受较大弯矩载荷的桨轴,因此这四种方法预测桨轴疲劳寿命仍存在不足。

本文首先构造了最差件等寿命曲线,再利用此曲线建立桨轴高低周复合疲劳寿命预测方法,

同时介绍了桨轴高低周复合疲劳试验方法。采用本文方法对某型航空发动机桨轴高低周复合疲劳寿命进行预测,并与试验结果进行对比,预测结果与试验结果吻合较好,验证了本文方法的可行性,为桨轴疲劳设计提供一种参考方法。

1 最差件等寿命曲线

等寿命曲线是指在 S_m-S_a 或 $S_{min}-S_{max}$ 平面上将等寿命点连接起来。常用的等寿命曲线模型有 Gerber 抛物线模型、Goodman 直线模型和 Soderberg 直线模型,但 Soderberg 直线模型太保守。文献[15]给出了部分国产结构钢的等寿命曲线(疲劳极限图)同时做出 Goodman 直线和 Gerber 抛物线,得出 Gerber 抛物线模型偏于危险,Goodman 直线模型比较适合结论。故本文选取 Goodman 直线模型构造最差件等寿命曲线。

任何结构或机械零件都存在应力集中的现象,弹塑性材料所制造的零件会因为塑性的流动性而造成应力重新分配的情况,但是应力集中对零件的静强度几乎没有影响。由于零件的疲劳强度取决于局部位置的应力应变状态,因此应力集中部位会成为结构疲劳的薄弱环节,控制着整个结构的疲劳寿命。

为了研究缺口对疲劳强度的影响,研究学者们提出疲劳缺口系数 K_f 的概念^[14]:

$$K_f = \frac{S_c}{S_n} \tag{1}$$

式中 S_c 为光滑试件的疲劳强度, S_n 为缺口试件的疲劳强度。

同时指出了疲劳缺口系数 K_f 与应力集中系数 K_t 之间的关系:

$$1 \leq K_f \leq K_t \tag{2}$$

文献[16]在介绍疲劳强度的缺口效应时列举了 49 种常用国产机械工程材料缺口试样的理论应力集中系数 K_t 和疲劳缺口系数 K_f ,多数材料在寿命大于 10^6 次循环的疲劳缺口系数 K_f 与理论应力集中系数 K_t 的比值都达到 80% 以上,其中 12Cr2Ni4 等合金的比值 $K_f/K_t \approx 0.99$,即寿命大于 10^6 次循环的疲劳缺口系数 K_f 与应力集中系数 K_t 几乎相等。

文献[17]在构造近似的缺口 S-N 曲线时曾假定,在 $10^3 \sim 10^6$ 次循环之间时 K_f 的值随 $\lg N$

成线性变化,并用于寿命分析,即当 $3 < \lg N < 6$ 时,

$$K_f = K_{f,3} + \frac{(K_{f,6} - K_{f,3})(\lg N - 3)}{3} \quad (3)$$

本文假定疲劳缺口系数 K_f 在寿命小于 10^3 次循环时为 1(基于应力集中对构件静强度几乎没有影响),当寿命大于 10^6 次循环时为常数并等于理论应力集中系数 K_t ,在 $10^3 \sim 10^6$ 次循环之间时 K_f 的值随 $\lg N$ 成线性变化。则 K_f 的估算公式如下:

$$\begin{cases} K_f = 1.0, & \lg N \leq 3 \\ K_f = 1.0 + \frac{(K_t - 1.0)(\lg N - 3)}{3}, & 3 < \lg N < 6 \\ K_f = K_t, & 6 \leq \lg N \end{cases} \quad (4)$$

则考虑应力集中后的 Goodman 直线型等寿命曲线如图 1 所示。

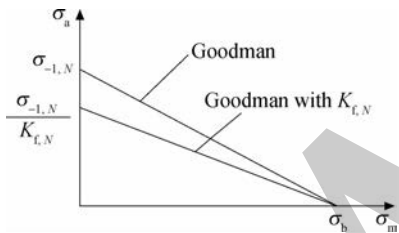


图 1 考虑应力集中的 Goodman 曲线
Fig. 1 Goodman curve considering stress concentration

最差件等寿命曲线除需要考虑构件应力集中的影响外,还需要考虑材料分散性的影响,即构件疲劳极限强度分散系数 K_s 。文献[18]指出,不同使用循环寿命情况下,构件的疲劳极限强度分散系数 K_s 有很大差别,且随着使用循环数的增加 K_s 越大。文献[19]在肯定疲劳极限强度分散系数 K_s 取决于构件的加工工艺、使用循环寿命等因素的前提下,并给出了 10^4 以内的循环寿命数下 K_s 的建议值: $K_s = 1.1$ 。由于得到构件的疲劳极限强度分散系数 K_s 需要大量的时间,文献[8]给出了缺少试验数据条件下 K_s 的估计方法,小于 10^4 次循环寿命下的 K_s 取 1.1,大于 10^5 次循环寿命下的 K_s 取 1.4,在 $10^4 \sim 10^5$ 之间,取 K_s 与循环寿命 N 的对数($\lg N$)成正比,且用于极限强度的 K_s 取 1.1,即

$$\begin{cases} K_s = 1.1, & \lg N \leq 4 \\ K_s = 0.3 \lg N - 0.1, & 4 < \lg N < 5 \\ K_s = 1.4, & 5 \leq \lg N \end{cases} \quad (5)$$

由此,可以建立构件最差件等寿命曲线,见

图 2。

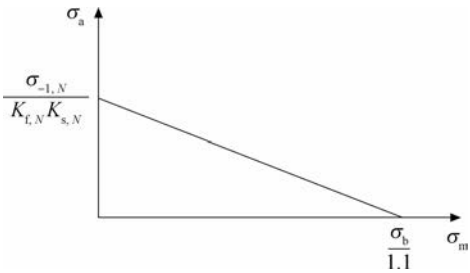


图 2 最差件等寿命曲线
Fig. 2 The worst-case equileife curve

2 高低周复合疲劳寿命分析方法

对于航空发动机桨轴的寿命预测,首先根据桨轴的受载情况和结构特征,选取若干危险截面,通过材料力学的方法对各截面进行名义应力计算,得到低周名义应力 σ_l 和高周名义应力 σ_h 。并利用有限元法计算得到各截面的应力集中系数 K_t 。

其次通过最差件等寿命曲线(循环数为低周循环 N 次)将低周载荷($0 \sim \sigma_l \sim 0$)转换成当量稳态应力 T_1 ,转换结果见式(6)。

$$T_1 = \frac{\sigma_l}{2} \left(1 + \frac{\sigma_b K_{f,N} K_{s,N}}{1.1 \sigma_{-1,N}} \right) \quad (6)$$

再用最差件等寿命曲线(循环数为高周 $\geq 10^6$ 次)将低周载荷叠加高周载荷(平均应力为 T_1 ,应力幅为 σ_h),转换成当量稳态应力 T_2 ,转换方式见图 3,转换结果见式(7)。

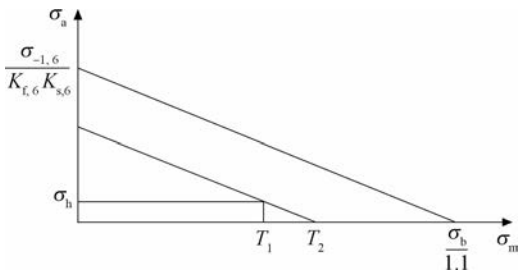


图 3 T_1 的 Goodman 转换示意图
Fig. 3 Goodman conversion diagram for T_1

$$T_2 = T_1 + \sigma_h \left(\frac{\sigma_b K_{f,6} K_{s,6}}{1.1 \sigma_{-1,6}} \right) \quad (7)$$

当 T_2 等于最差件极限强度($\sigma_b/1.1$)时,说明最差件处于满足高周 10^6 次、低周 N 次的临界状态,可认为结构的安全寿命为高周 10^6 次、低周 N 次。并联合式(6)和式(7)可以得出

$$\sigma_{-1,N} = \frac{1}{1.1} \left[\frac{\sigma_b K_{f,N} K_{s,N}}{2 \sigma_h \left(1 - \frac{\sigma_h K_{f,6} K_{s,6}}{\sigma_{-1,6}} \right) - 1} \right] \quad (8)$$

通过迭代对应循环次数 N 使 $\sigma_{-1,N}$ 、 $K_{f,N}$ 、 $K_{s,N}$ 满足式(8)的要求来确定桨轴的安全寿命。鉴于本文方法采用了部分经验公式的结合,建议适用范围为低周 $10^3 \sim 10^5$ 次循环。

3 算例分析

3.1 试验结果

某型涡桨发动机桨轴先后进行了两种不同载荷下的疲劳试验。

桨轴疲劳试验在如图 4 所示的试验器上进行。桨轴所受载荷轴向力、扭矩、横向力和弯矩。试验载荷如图 4 所示: F_1 实现低周轴向力, F_2 、 F_3 实现高周横向力和弯矩,采用正弦函数加载,两者相位相差 90° ,以此实现载荷旋转; F_4 、 F_5 实现扭矩加载, F_4 、 F_5 施加载荷时分别为 $A+B\sin(\omega t)$ 与 $-A-B\sin(\omega t)$, A 实现低周扭矩, $B\sin(\omega t)$ 实现高周扭矩。试验中每一个低周载荷循环 N_{lc} 叠加 1000 个高周载荷循环 N_{hc} 。试验用循环载荷谱见图 5。

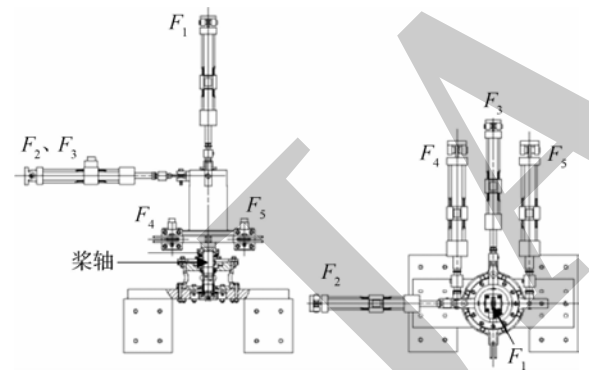


图 4 疲劳试验加载示意图

Fig.4 Fatigue test loading schematic

第一种载荷下在桨轴完成 1860 次低周循环(高周循环 1.86×10^6 次)时,位移监测点与扭矩检测点变化出现异常,其中扭矩变化趋势见图 6。通过对位移监测点及扭矩监测点变化趋势,判定疲劳试验有效次数为低周 1780 次循环(高周循环 1.78×10^6 次)。

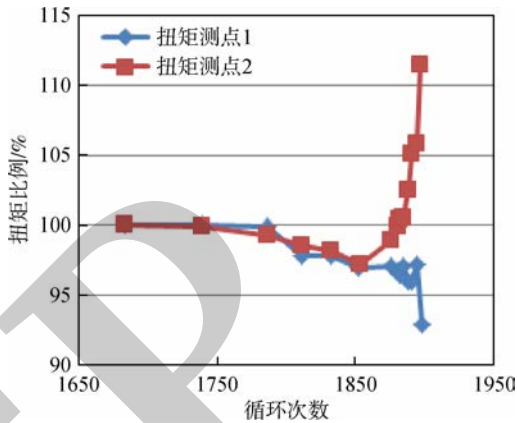


图 6 监测扭矩随循环次数的变化

Fig.6 Change in detecting torque with the number of cycles

通过分解检查,桨轴中部出现肉眼可见一条周向裂纹,裂纹长度约占整个周长的 $2/5$,裂纹两侧金属未见宏观塑性变形,裂纹形状见图 7 和图 8。



图 7 桨轴内圆面周向裂纹示意图

Fig.7 Circumferential crack in the inner surface of the propeller shaft

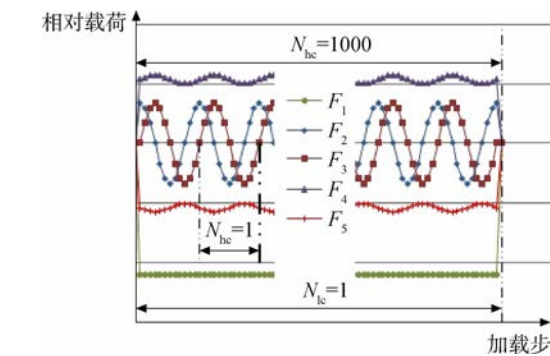


图 5 循环载荷谱示意图

Fig.5 Cyclic load spectrum diagram

对断口进行分析检查。宏观断口分析结果:整个裂纹区端面氧化较重,端面高低不平,可见多个不同时期起始的疲劳扩展区域,单个疲劳区域内断面较平坦,疲劳起始于外圆面,同时可见多个疲劳台阶,疲劳向径向及周向扩展,疲劳扩展区可见疲劳弧线,典型的疲劳断口特征。宏观断口形貌见图 9。微观断口分析结果:疲劳起始源为线源,起始位置可见疲劳台阶,扩展区可见疲劳条带,呈疲劳断裂特征。微观断口分析见图 10 和图 11。



图 8 桨轴内圆面裂纹形貌荧光检查

Fig. 8 Fluorescence inspection of crack morphology in the inner surface of the propeller shaft



图 9 宏观断口形貌

Fig. 9 Macroscopic fracture morphology

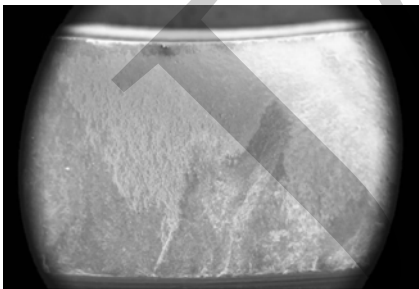


图 10 外圈面疲劳起始台阶

Fig. 10 Fatigue starting step in the outer surface

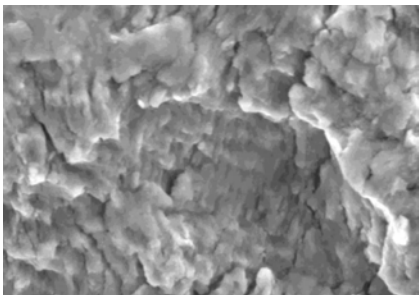


图 11 扩展区疲劳条带

Fig. 11 Fatigue strip of extended area

第二种载荷下桨轴在完成 10 000 次低周循环(10^7 次高周循环)后,经荧光检测,没有发现裂纹。

3.2 计算分析

采用本文方法对两种疲劳试验载荷下的桨轴进行寿命分析,对轴向力、扭矩、横向力、弯矩载荷下的桨轴进行应力分析。其中,低周载荷为轴向力和扭矩,高周载荷为横向力、10%扭矩、弯矩。

第一种疲劳试验载荷下危险位置($K_t = 2.68$)的应力为:低周应力 $\sigma_l = 0.1236\sigma_b$ 、高周应力 $\sigma_h = 0.1234\sigma_b$;第二种疲劳试验载荷下危险位置的应力为:低周应力 $\sigma_l = 0.1526\sigma_b$ 、高周应力 $\sigma_h = 0.1004\sigma_b$ 。

材料在 10^6 次循环下的疲劳极限与极限强度的比值为 $\sigma_{-1.6}/\sigma_b = 0.5187$,通过迭代计算,第一种疲劳试验的载荷下,桨轴的安全寿命低于 1 000 次低周循环。第二种疲劳试验的载荷下桨轴的安全寿命为 12 695 次低周循环。此时对应参数 $K_{f,N} = 1.618$ 、 $K_{s,N} = 1.131$ 、 $K_{f,6} = 2.68$ 、 $K_{s,6} = 1.4$,由公式(8)计算得到 $\sigma_{-1,N} = 0.7355\sigma_b$,实际 12 695 次低周循环下疲劳极限 $\sigma_{-1,N} = 0.7349\sigma_b$,迭代得到的 $\sigma_{-1,N}$ 相对误差为 0.08%。

3.3 对比分析

对两种疲劳试验载荷下的试验结果与计算结果进行对比,对比结果见表 1。

表 1 试验结果与计算结果对比		
Table 1 Comparison of test results with calculation results		
疲劳试验	试验结果	计算结果
第一种	低周 1780 次	低周 <1000 次
	(裂纹破坏)	(安全寿命)
第二种	低周 10000 次	低周 12695 次
	(无裂纹)	(安全寿命)

第一种疲劳试验载荷下桨轴在低周 1780 次时出现裂纹破坏,第二种疲劳试验载荷下桨轴完成 10 000 次低周后经检验无裂纹。假设试验结果偏向于中值结果,考虑第一种试验结果考虑分散性后的安全寿命应低于 1 000 次,故认为计算结果相与试验结果相吻合。第二种试验载荷下计算得到桨轴的安全寿命为低周 12 695 次循环,试验在低周 10 000 次时停止,由于此时经检验仍无裂纹,故认为桨轴试验中值寿命不低于 10 000 次,与计算得到安全寿命为 12 695 次循环不矛盾,故认为计算结果与试验结果相吻合。

4 结 论

1) 本文对比了 Gerber 抛物线模型、Goodman 直线模型和 Soderberg 直线模型, 选择了 Goodman 直线模型构造考虑了结构应力集中和材料分散性后的最差件等寿命曲线;

2) 本文通过最差件等寿命曲线将循环应力等效成当量稳态应力, 从而建立了高低周复合疲劳寿命分析方法, 并给出了适用范围;

3) 某型桨轴进行了两种载荷下的疲劳试验, 试验结果与本文计算得到结果吻合较好, 本文计算方法有一定工程应用价值。

参考文献:

[1] 屈玉池, 白向丽, 张永峰. 空气螺旋桨应力载荷飞行试验研究[J]. 飞行力学, 2006, 24(4): 88-90, 94.
QU Yuchi, BAI Xiangli, ZHANG Yongfeng. Flight test of stress loads for an air propeller[J]. Flight Dynamics, 2006, 24(4): 88-90, 94. (in Chinese)

[2] 屈玉池, 张永峰, 宋卫岗. 螺旋桨 1P 力矩飞行试验研究[J]. 飞行力学, 2007, 25(2): 68-71.
QU Yuchi, ZHANG Yongfeng, SONG Weigang. Flight test investigation of propeller 1P moment[J]. Flight Dynamics, 2007, 25(2): 68-71. (in Chinese)

[3] 张永峰, 张强, 任瑞冬. 螺旋桨 1P 载荷飞行试验桨轴测试研究[J]. 飞行力学, 2011, 29(6): 84-88.
ZHANG Yongfeng, ZHANG Qiang, REN Ruidong. Measuring research of propeller 1P loads at power shaft in flight test[J]. Flight Dynamics, 2011, 29(6): 84-88. (in Chinese)

[4] 张永峰, 张强, 任瑞冬. 某型发动机桨轴 1P 载荷标定结果评估[J]. 现代机械, 2011(1): 73-74.
ZHANG Yongfeng, ZHANG Qiang, REN Ruidong. Evaluation of engine power shaft 1P loads calibration[J]. Modern Machinery, 2011(1): 73-74. (in Chinese)

[5] 张强, 张永峰, 陈钊. 航空发动机桨轴有限元应力分析[J]. 沈阳航空工业学院学报, 2010, 27(1): 8-11.
ZHANG Qiang, ZHANG Yongfeng, CHEN Zhao. Strength analysis of propeller shaft[J]. Journal of Shenyang Institute of Aeronautical Engineering, 2010, 27(1): 8-11. (in Chinese)

[6] 孙万超, 廖连芳, 陈璐璐, 等. 风扇轴高/低周复合疲劳试验方法研究及设计[J]. 航空动力学报, 2017, 32(6): 1349-1358.
SUN Wanchao, LIAO Lianfang, CHEN Lulu, et al. Investigation and design for HCF/LCF complex fatigue experiment method of fan shaft[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(6): 1349-1358. (in Chinese)

[7] 黄爱华, 周军, 乔慧芳. 涡扇发动机拉紧轴疲劳试验[J]. 沈阳工业大学学报, 2017, 39(4): 395-400.
HUANG Aihua, ZHOU Jun, QIAO Huifang. Fatigue test for tension shaft of a turbofan engine[J]. Journal of Shenyang University of Technology, 2017, 39(4): 395-400. (in Chinese)

[8] 王通北, 陈美英. 军用航空发动机主轴疲劳寿命的试验验证[J]. 航空发动机, 2000(3): 42-49, 65.
WANG Tongbei, CHEN Meiyang. Fatigue life test validation of military aero-engine's principle shaft[J]. Aeroengine, 2000(3): 42-49, 65. (in Chinese)

[9] 靳焕章, 刘建, 苟华忠. 某系列发动机涡轮轴技术寿命研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2002, 15(4): 21-24.
JIN Huanzhang, LIU Jian, GOU Huazhong. A study on turbine shaft technical life of an aero engine series[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2002, 15(4): 21-24. (in Chinese)

[10] 陈曼龙. 涡轮轴疲劳试验台系统设计[J]. 机床与液压, 2013, 41(13): 113-115.
CHEN Manlong. Design for fatigue test bench system of turbo-shaft[J]. Machine Tool and Hydraulics, 2013, 41(13): 113-115. (in Chinese)

[11] 李清荣, 喻澔鉴. 直升机尾桨轴疲劳试验技术研究[J]. 直升机技术, 2009(3): 104-107.
LI Qingrong, YU Jianjian. Fatigue test technique research of helicopter tail rotor mast[J]. Helicopter Technique, 2009(3): 104-107. (in Chinese)

[12] 陆山, 陈倩, 陈军. 航空发动机主轴疲劳寿命预测方法[J]. 航空动力学报, 2010, 25(1): 148-151.
LU Shan, CHEN Qian, CHEN Jun. Method of predicted fatigue life of aero-engine's principal shaft[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(1): 148-151. (in Chinese)

[13] R·R 公司. 斯贝 MK202 发动机应力标准(EGD-3)[M]. 丁爱祥, 吴君可, 译. 北京: 国际航空编辑部, 1979.

[14] 姚卫星. 结构疲劳寿命分析[M]. 北京: 国防工业出版社, 2003.

[15] 杨剑秋, 陆山. 中长寿命轮盘应力寿命及可靠性分析方法[J]. 航空动力学报, 2007, 22(6): 991-995.
YANG Jianqiu, LU Shan. Methods for stress based life and its reliability analyses of discs with medium-long and long life[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(6): 991-995. (in Chinese)

[16] 赵少汴. 抗疲劳设计手册[M]. 北京: 机械工业出版社, 2015.

[17] 陈传尧. 疲劳与断裂[M]. 武汉: 华中科技大学出版社, 2002.

[18] 高镇同. 疲劳应用统计学[M]. 北京: 国防工业出版社, 1986.

[19] 吴学亮, 叶新农, 李南. 军用斯贝发动机低循环疲劳寿命控制[J]. 红旗技术, 1997, 70(2): 16-20.

(编辑: 李岩梅)