

## 基于安全寿命法的高压涡轮盘低循环 疲劳寿命试验

刘 闯, 陈国栋, 刘大成

(中国航空工业集团公司 沈阳发动机设计研究所, 沈阳 110015)

**摘 要:** 基于英军标 Defence Standard 00971 对盘类零件的安全性要求, 采用安全寿命法对某型发动机高压涡轮盘的低循环疲劳寿命试验进行了研究. 通过有限元法对发动机工作条件下的高压涡轮盘进行了应力分析, 考虑了温度场对应力分布的影响, 按照 Defence Standard 00971 的要求确定了高压涡轮盘的关键部位及其标准循环, 制定了高压涡轮盘低循环疲劳寿命试验方案, 给出了基于试验结果确定高压涡轮盘安全寿命的方法. 分析表明: 中心孔和螺栓孔的应力系数分别为 1.0 和 1.017, 均在合理范围内; 提高高压涡轮盘转速同时截短涡轮叶片的试验方法能有效模拟热应力对寿命的影响, 对高压涡轮盘低循环疲劳寿命试验具有重要指导意义.

**关 键 词:** 定寿; 安全寿命; 温度场; 有限元法; 低循环疲劳寿命; 高压涡轮盘

**中图分类号:** V232.2

**文献标志码:** A

### Low cycle fatigue life test of high pressure turbine disk based on safe life procedure

LIU Chuang, CHEN Guo-dong, LIU Da-cheng

(Shenyang Engine Design and Research Institute,

Aviation Industry Corporation of China, Shenyang 110015, China)

**Abstract:** The low cycle fatigue life test of high pressure turbine disk of an engine was studied by using safe life procedure based on Britain military standard Defence Standard 00971 safety requirements for disks. The finite element method was used for analyzing the stress field of high pressure turbine disk of engine under working conditions, and the effect of temperature field on stress distribution was considered. The critical position and reference cycle of high pressure turbine disk were determined according to Defence Standard 00971; then the test plan of low cycle fatigue life of high pressure turbine disk was formed, and the safe life assessment method of high pressure turbine disk based on test results was determined finally. The analysis shows that the stress factors of hub and bolt-hole are 1.0 and 1.017 respectively, which are within a reasonable scale; the test method of increasing rotation speed and cutting turbine blade simultaneously can simulate the effect of thermal stress on life effectively, giving important guidelines for low cycle fatigue life test of high pressure turbine disk.

**Key words:** life assessment; safe life; temperature field; finite element method;  
low cycle fatigue life; high pressure turbine disk

高压涡轮盘(以下简称轮盘)工作环境非常恶劣,在工作中受热载荷和机械载荷共同作用,成为限制发动机寿命的关键件之一.其失效往往会对发动机造成灾难性影响<sup>[1-3]</sup>,而低循环疲劳破坏是其主要失效形式<sup>[4]</sup>,因此确定其低循环疲劳寿命具有重要的工程价值.联邦航空管理局(FAA)的咨询通告 AC33.70-1<sup>[5]</sup>和欧洲航空安全局(EASA)发布的发动机合格规范(CS\_E515)中均对发动机关键件寿命管理进行了说明<sup>[6]</sup>.CS\_E515中指出:“建立和保持对载荷、材料性能、环境影响和工作条件的组合,包括对这些参数有影响的零件的作用,有足够的了解或可以预测,通过已证明正确的分析、试验或使用经验,使每个发动机关键件,在危险性发动机影响可能发生前,达到批准的使用寿命时,从使用中撤回”.国内发动机寿命管理主要是使用几个翻修期后退役的方法,退役时的轮盘仍有大量的剩余寿命,造成了很大的浪费<sup>[7]</sup>.欧美发动机主要采用各级轮盘分别定寿的方法,对于安全寿命达不到总寿命要求的轮盘,可以在翻修时换掉,很大程度上提高了经济性.针对轮盘等关键件定寿,有安全寿命(裂纹萌生寿命)法、2/3 功能失效寿命法、数据库法、损伤容限定寿和因故退役法等方法<sup>[8-9]</sup>.国外发动机轮盘寿命大都是通过安全寿命法获得<sup>[10]</sup>.

与常用的按照高应力区确定关键部位的方法不同,本文按照英军标的标准确定了轮盘的关键部位和标准循环,运用安全寿命法对某型发动机轮盘低循环疲劳寿命试验(以下简称试验)进行研究,建立了试验方案,并给出了安全寿命的确定方法.

## 1 安全寿命法

### 1.1 方法简介

在目前条件下,确定盘类零件的安全寿命,实际上只有一种方法,国外称其为安全寿命法.安全寿命指裂纹萌生寿命,只要萌生一条裂纹,就定义为疲劳破坏.安全寿命法基于两个主要假定:

1) 轮盘在投入使用时无缺陷,零件只要萌生一条裂纹,就定义为疲劳破坏.

2) 轮盘的低循环疲劳寿命符合对数正态密度函数分布.

萌生裂纹的尺寸是用现有的无损探伤检验手段可以检测的工程裂纹.在英军标 Defence Standard 00971(Def Stan 00971)<sup>[11]</sup>中给出的尺

寸是一条长为 0.76 mm 的表面线裂纹.在 FAA 的咨询通告 AC33.70-2<sup>[12]</sup>中指出,萌生一条可检测的裂纹定义为 0.76 mm(长)×0.38 mm(深)的裂纹.从实用的观点看,英军标的规定比较好.在关键件的试验过程中,裂纹深度难以准确测定,裂纹长度和深度也极少可能同时达到规定标准.

在安全寿命法中,定寿是基于不同特征,例如轮盘中心孔、螺栓孔、轮缘等,针对不同部位给出各自的安全寿命.试验批准的安全寿命,单位是标准循环.通常用户不习惯用标准循环作为关键件的使用寿命单位,比如军方习惯用飞行小时作为使用寿命单位.飞行小时的计算公式为

飞行小时 = 标准循环寿命 / 换算率  $\beta$  (1)  
式中换算率  $\beta$  定义为每飞行小时消耗的标准循环数<sup>[13]</sup>.不同的关键部位有各自的飞行剖面,因此有不同的换算率.要在标准循环基础上结合换算率才能确定用户所需的使用寿命.因此,有必要对不同关键部位给出各自的标准循环.

按照 Def Stan 00971 的要求,关键部位应符合以下两个条件:

1) 失效可能产生非包容高能碎片,危及飞机或乘客安全.

2) 可能发生低循环疲劳破坏的高应力区.

标准循环是指“是用作寿命计算基准的应力循环,通常标准循环将包含发动机正常工作中遇到的最严重的应力-温度组合<sup>[11]</sup>”.按此要求可确定有限元法应力分析中所采用的工况.

安全寿命法是基于具有代表性的零件在试验器上得到的试验结果确定安全寿命,在试验器上对轮盘在发动机状态下的工作状况进行模拟.试验要求零件的应力、应力梯度和温度的组合至少要像发动机条件一样苛刻.为减少试验时间及成本,Def Stan 00970-11 部<sup>[14]</sup>中指出:可在关键部位进行受限制的超应力试验,应力系数对于镍基合金应避免大于 1.14,对钢和钛合金应避免大于 1.3,对于所有材料应尽量避免小于 1.0.

安全寿命的计算公式为

$$F_r = \frac{N\alpha^{5.28}}{Y} \quad (2)$$

式中  $N$  为试验器条件下裂纹萌生循环数, $\alpha$  为应力系数, $Y$  为寿命散度系数<sup>[15]</sup>.

### 1.2 定寿流程

使用安全寿命法为轮盘定寿的流程如图 1 所示.

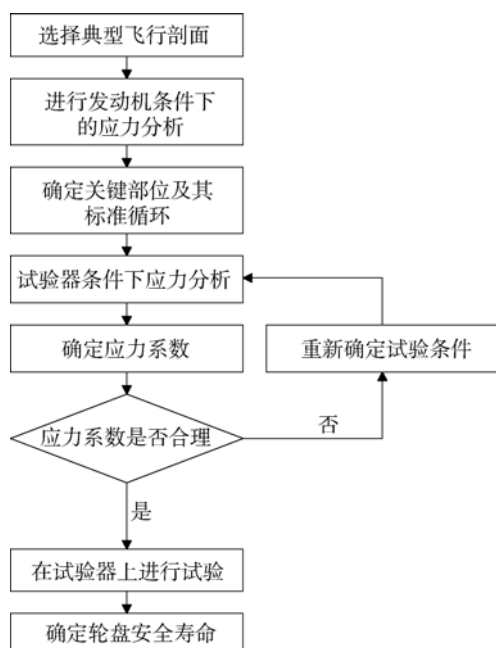


图1 安全寿命法轮盘定寿流程图

Fig. 1 Life assessment flowchart of turbine disk based on safe life procedure

## 2 轮盘低循环疲劳寿命分析

### 2.1 发动机条件下轮盘应力分析

按照适航性法规对应力分析的要求：“应力分析技术必须能确定限制寿命部位的实际真实最小和最大应力-应变。计算应根据实际应力-应变曲线考虑非线性弹性材料性能。可以接受的另外方法是，申请人确保用于分析每个零件的应力分析技术，与用于分析确定零件寿命的疲劳试验的应力分析技术一致。如果应力分析技术以线弹性性能为基础，则申请人应该确保疲劳试验结果代表发动机工作条件<sup>[5]</sup>”。根据此要求，在进行发动机条件下轮盘应力分析和试验器条件下轮盘应力分析时均采用线弹性分析技术。

有限元法分析的计算模型包含轮盘和高压涡轮轴，盘轴整体计算。轮盘的材料为 GH698，高压涡轮轴的材料为 1Cr11Ni2W2MoV。采用线弹性有限元法计算轮盘在发动机条件下的应力和变形，使用的软件为 ANSYS 11.0，使用单元类型为六面体单元。建立了扇区(1/6)有限元模型，螺栓孔和中心孔局部网格进行了加密，如图2所示。有限元模型中只包含榫槽底部以内的部分，榫槽底部以外的部分定义为轮缘凸块，如图3所示。

涡轮叶片及轮缘凸块共产生离心力3179875 N，

以均布载荷的形式施加在轮缘上，载荷为 147.7 MPa。轮盘转速为 17 626 r/min。轮缘温度为 407.5℃，轮心温度为 322.5℃；高压涡轮轴的温度为均温，温度与轮心相同；按照斯贝 MK202 发动机应力标准(EGD-3)的假设轮盘温度沿径向按 4 次方分布<sup>[16]</sup>；轮盘温度场如图4所示。轮盘扇区两侧面施加循环对称约束；高压涡轮轴的前端面限制轴向位移为零；盘轴连接部位位移协调。

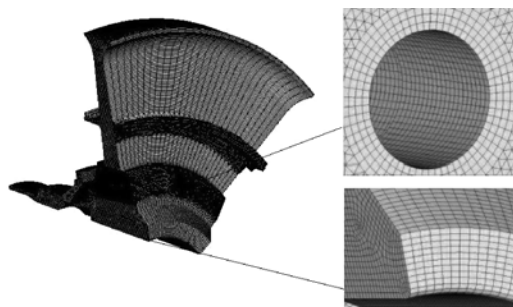


图2 轮盘扇区有限元模型

Fig. 2 Finite element model of turbine disk sector

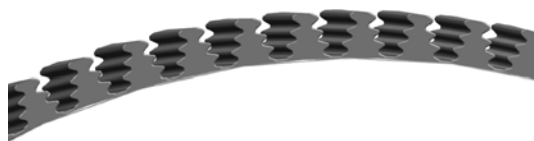


图3 轮缘凸块示意图

Fig. 3 Schematic diagram of disk flange

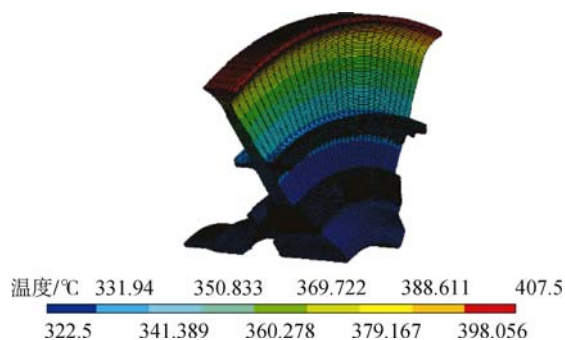


图4 轮盘温度场

Fig. 4 Temperature field of turbine disk

分别计算了轮盘的径向应力、周向应力和轴向应力分量，再由各应力分量计算当量应力，当量应力计算公式为

$$\sigma_e = \sqrt{\sigma_r^2 + \sigma_\theta^2 + \sigma_z^2 - \sigma_r\sigma_\theta - \sigma_r\sigma_z - \sigma_\theta\sigma_z} \quad (3)$$

式中  $\sigma_r$ 、 $\sigma_\theta$  和  $\sigma_z$  分别为轮盘径向应力、周向应力和轴向应力。高应力区最大应力见表1。轮盘当量

应力分布如图 5 所示,中心孔、螺栓孔当量应力分布如图 6 和图 7 所示。

表 1 高应力区最大应力(单位:MPa)  
Table 1 Maximum stress of high stress domains  
(unit:MPa)

| 应力类型 | 中心孔    | 螺栓孔    | 平衡螺栓孔 |
|------|--------|--------|-------|
| 径向应力 | 6.4    | 24.7   | 62.1  |
| 周向应力 | 558    | 1005.5 | 643.8 |
| 轴向应力 | -121.8 | 62.7   | 84.5  |
| 当量应力 | 626    | 964    | 571   |

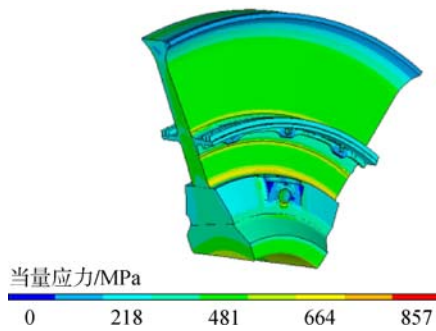


图 5 轮盘当量应力分布

Fig. 5 Equivalent stress distribution of turbine disk

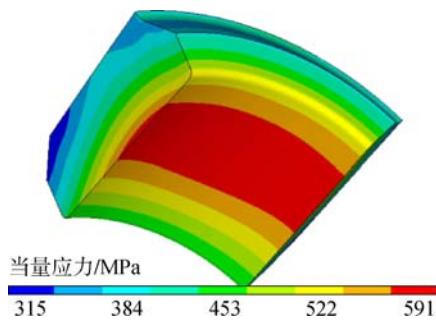


图 6 中心孔当量应力分布

Fig. 6 Equivalent stress distribution at hub

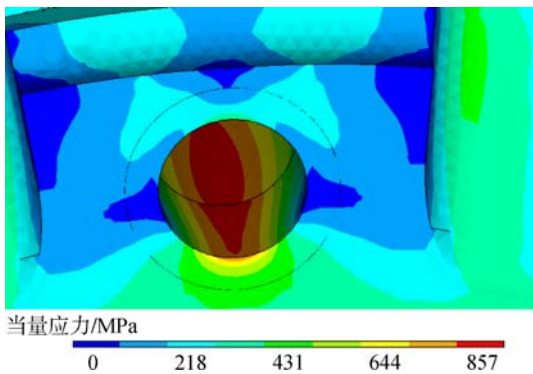


图 7 螺栓孔当量应力分布

Fig. 7 Equivalent stress distribution at bolt-hole

## 2.2 确定关键部位及其标准循环

中心孔应力水平较高,达到 626 MPa,且应力梯度较小.起源于中心孔的裂纹容易快速扩展导致轮盘失效,产生非包容高能碎片,造成危险性发动机影响,严重危及航空安全.因此将中心孔选为关键部位。

螺栓孔最高应力位于 6 点钟位置,达到 964 MPa.裂纹萌生后向内扩展可能导致轮盘破裂,因此将螺栓孔也选为关键部位。

平衡螺栓孔的应力水平相对于中心孔和螺栓孔较低,且应力集中较为严重,即使萌生裂纹也不易扩展.因此不将其选为关键部位。

斯贝 MK202 发动机应力标准中指出:“关键部位的应力飞行剖面中最大的循环称为主循环.在大多数飞行剖面中经常出现的主循环,应该定为标准循环.标准循环对应的载荷称为标准循环载荷,包括标准循环温度<sup>[16]</sup>”。按此标准确定了中心孔和螺栓孔的标准循环,详见表 2。

表 2 关键部位的标准循环

Table 2 Reference cycle of critical positions

| 位置  | 标准循环载荷/MPa | 标准循环温度/℃ |
|-----|------------|----------|
| 中心孔 | 0~626~0    | 322.5    |
| 螺栓孔 | 0~964~0    | 324.5    |

## 2.3 试验器条件下轮盘应力分析

在试验器条件下,温度难以与应力同步循环变化,因此国外的试验普遍在均匀温度场下进行,试验温度等于关键部位的标准循环温度.因为温度不循环,所以也不允许有温度梯度,否则热应力对低循环疲劳寿命的影响难以估计.在本试验中选定试验温度为 322.5℃,全盘施加均匀温度场。

在发动机工作状态,热应力的作用引起中心孔和螺栓孔应力水平提高,因此在本试验中采用提升转速的方法来对热应力的影响进行补偿.同时为了防止转子转速的提高导致轮缘榫槽位置发生破坏,采用了截短部分涡轮叶片降低轮缘载荷的方法以保证榫槽安全.在本试验中,为保证试验状态下轮盘关键部位应力水平不低于发动机状态,将试验上限转速选为 19400 r/min,下限转速选为 970 r/min(上限转速的 5%),由于应力与转速的平方成正比,由此造成的应力误差是 0.25%,可以忽略不计.将涡轮叶片沿叶高方向截

短 1/2, 此时涡轮叶片及轮缘凸块产生的离心力为 2767848.6 N, 以均布载荷的形式施加到轮缘上, 载荷为 128.6 MPa. 原涡轮叶片与截短后的涡轮叶片对比如图 8 所示.



图 8 原涡轮叶片与截短后的涡轮叶片对比  
Fig. 8 Comparison of original turbine blade and cutted turbine blade

按照试验状态的温度和转速条件, 进行了试验器条件下轮盘应力分析. 应力分析方法及有限元网格均与发动机状态应力分析相同. 分析得出中心孔当量应力为 626 MPa, 螺栓孔当量应力为

980 MPa.

## 2.4 应力系数与强度校核

应力系数也称超应力试验系数, 其计算公式为

$$\alpha = \sigma_t / \sigma_0 \quad (4)$$

式中  $\sigma_t$  为试验状态下的应力幅值,  $\sigma_0$  为标准循环状态下应力幅值. 由式(4)可获得关键部位的应力系数, 详见表 3.

表 3 关键部位应力系数

Table 3 Stress factor of critical positions

| 位置  | $\sigma_0$ /MPa | $\sigma_t$ /MPa | $\alpha$ |
|-----|-----------------|-----------------|----------|
| 中心孔 | 626             | 626             | 1.0      |
| 螺栓孔 | 964             | 980             | 1.017    |

由表 3 可知, 中心孔与螺栓孔应力系数均在合理范围内, 且非常接近.

为保证试验安全, 按照斯贝 MK202 发动机应力标准对试验方案进行了强度校核, 详见表 4. 表中的  $\sigma_1$  表示 0.1% 屈服强度设计许用值与 0.1% 屈服强度之比,  $\sigma_2$  表示极限强度设计许用值与极限强度之比.

表 4 试验方案强度校核

Table 4 Strength check of test plan

| 应力类型     | 应力值/MPa | 0.1%屈服强度设计许用值/MPa | $\sigma_1$ /% | 极限强度设计许用值/MPa | $\sigma_2$ /% |
|----------|---------|-------------------|---------------|---------------|---------------|
| 最大径向应力   | 459     | 502               | 75            | 678           | 60            |
| 平均周向应力   | 423     | 502               | 75            | 678           | 60            |
| 内径处的周向应力 | 544     | 636               | 95            |               |               |
| 辐板周向应力   | 452     | 569               | 85            |               |               |

按照斯贝 MK202 发动机应力标准要求, 应力值各特征参量应低于设计许用值(0.1%屈服强度及极限强度的一定比例). 从表 4 中可以看出, 应力值各特征参量均在设计许可范围内. 试验器状态下轮缘载荷为 128.6 MPa, 明显低于发动机状态下的 147.7 MPa, 榫槽部位偏于安全.

## 2.5 确定轮盘安全寿命

试验在立式旋转试验器上进行, 试验件安装在试验器上如图 9 所示. 立式旋转试验器由动力电控系统、齿轮箱、阻尼器、真空装甲室、试验转子吊装系统、真空系统、液压开盖系统、冷却系统、电加热装置、测试系统等部分组成.

在试验过程中, 使用振动传感器对试验件状

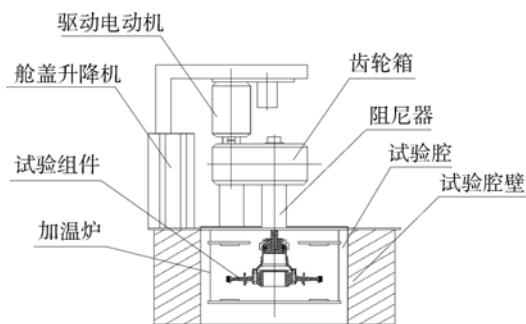


图 9 试验件安装示意图

Fig. 9 Schematic diagram of test specimen installation

态进行检测, 经验表明通过振动的变化可有效对轮盘裂纹进行监测<sup>[17]</sup>. 每间隔 1000 次循环使用孔探仪对轮盘进行无损探伤检查. 当检查到轮盘出

现长裂纹或轮盘失效时,停止试验.参照英军标要求<sup>[11]</sup>,用所得的试验器循环数除以1.5即可获得试验器条件下裂纹萌生循环数  $N$ .

试验结束后,将裂纹萌生循环数  $N$  带入公式(2)即可获得批准的安全寿命  $F_r$ ,寿命散度系数  $Y$  与试验子样数有关,详见表5<sup>[18]</sup>.

表5 寿命散度系数与试验子样数的关系

Table 5 Relationship between life scatter factor and sample number

| 试验结果<br>的数量 | 寿命散度系数 $Y$ |       |      |
|-------------|------------|-------|------|
|             | 对数平均寿命     | 最小寿命  | 最大寿命 |
| 1           | 4.0        | 4.0   | 4.0  |
| 2           | 3.46       | 3.07  | 4.0  |
| 3           | 3.25       | 2.71  | 4.0  |
| 4           | 3.13       | 2.505 | 4.0  |
| 5           | 3.05       | 2.365 | 4.0  |
| 10          | 2.86       | 2.02  | 4.0  |

### 3 结 论

1) 使用安全寿命法确定轮盘低循环疲劳寿命具有实用性强、操作简单等优点,可广泛应用于轮盘定寿.

2) 使用提高轮盘转速同时截短涡轮叶片的方法对受热应力影响较大的轮盘定寿是一种非常有效的方法.计算表明:此方法既能有效模拟热应力对轮盘的影响,又能确保轮缘部位安全.

3) 通过安全寿命法获得的轮盘低循环疲劳寿命偏于保守,可结合裂纹检测等方法延长轮盘的使用寿命.

### 参考文献:

- [1] 宋兆泓,熊昌炳,郑少华.航空燃气涡轮发动机强度设计[M].北京:北京航空学院出版社,1988.
- [2] 石亮,魏大盛,王延荣.考虑应力梯度的轮盘疲劳寿命预测[J].航空动力学报,2013,28(6):1236-1242.  
SHI Liang, WEI Dasheng, WANG Yanrong. Fatigue life prediction of turbine disk based on stress gradient[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(6): 1236-1242. (in Chinese)
- [3] Corran R S J, Williams S J. Lifing methods and safety criteria in aero gas turbines[J]. Engine Failure Analysis, 2007, 14(3): 518-528.
- [4] 刘翔,朱旭程.航空发动机涡轮盘低循环疲劳寿命研究[J].海军航空工程学院学报,2008,23(5):527-530.  
LIU Xiang, ZHU Xucheng. Research on turbine disk LCF life of jet engine[J]. Journal of Naval Aeronautical and Astronautical University, 2008, 23(5): 527-530. (in Chinese)
- [5] Federal Aviation Administration. Advisory circular 33. 70-1: Guidance material for aircraft engine life-limited part requirement[R]. Washington DC: US Department of Transportation, 2009.
- [6] European Aviation Safety Agency. Certification specification for engine CS\_E[S]. Koeln: European Aviation Safety Agency, 2010.
- [7] 甘晓华,李伟.现役航空发动机使用寿命确定和控制方法[J].航空工程进展,2010,1(2):103-106.  
GAN Xiaohua, LI Wei. A summary of military aero-engine life determination methods[J]. Advance in Aeronautical Science and Engineering, 2010, 1(2): 103-106. (in Chinese)
- [8] 徐可君,江龙平.军用航空发动机可靠性和寿命管理[J].中国工程科学,2003,5(1):82-88.  
XU Kejun, JIANG Longping. Reliability and life management on aeroengine used in army[J]. Engineering Science, 2003, 5(1): 82-88. (in Chinese)
- [9] 陈国栋,邢雷,赵明.国外航空发动机关键件定寿和延寿方法分析[J].航空发动机,2013,39(5):60-65.  
CHEN Guodong, XING Lei, ZHAO Ming. Analysis of life deciding and life extending for aero-engine critical parts[J]. Aeroengine, 2013, 39(5): 60-65. (in Chinese)
- [10] Boyd-Lee A D, Harrison G F, Henderson M B. Evaluation of standard life assessment procedures and life extension methodologies for fracture-critical components[J]. International Journal of Fatigue, 2001, 23(suppl. 1): 11-19.
- [11] UK Ministry of Defence. DEF STAN 00-971 General specification for aircraft gas turbine engines[S]. London: UK Ministry of Defense, 1987.
- [12] Federal Aviation Administration. Advisory circular 33. 70-2: Damage tolerance of hole features in high energy turbine engine rotors [R]. Washington DC: US Department of Transportation, 2009.
- [13] 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 Kejun, YE Xinnong. Study on assessment method of comprehensive flight conversion ratio for aero-engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2006, 27(1): 24-29. (in Chinese)
- [14] UK Ministry of Defence. DEF STAN 00-970: Part 11 design and airworthiness requirements for service aircraft [S]. London: UK Ministry of Defence, 2006.
- [15] 王大伟,王伟,冯振宇.民用航空发动机限寿件适航符合性方法[J].科技导报,2013,31(13):49-53.  
WANG Dawei, WANG Wei, FENG Zhenyu. Airworthiness compliance of life-limited part of civil aircraft engine[J]. Science and Technology Review, 2013, 31(13): 49-53. (in Chinese)
- [16] 罗尔斯-罗伊斯公司. EGD-3 斯贝 MK202 发动机应力标准[S].丁爱祥,吴君,译.北京:《国际航空》编辑部,1979.
- [17] 黄庆东,龚梦贤.振动监测在轮盘低循环疲劳试验中的应用[J].燃气涡轮试验与研究,1998,11(4):15-18.
- [18] US Department of Defense. MIL-HDBK-1783B Engine structural integrity program[S]. Washington DC: US Department of Defense, 2002.