

文章编号: 1000-8055(2008)04-0623-06

旋转盘应力水平与温度分布的关联分析

付德斌, 丁水汀, 陶 智, 杜发荣, 徐国强, 吴宏伟
(北京航空航天大学 航空发动机气动热力重点实验室, 北京 100083)

摘 要: 基于有限元的热弹性耦合算法, 在等冷气流耗量条件下, 对旋转轮盘内应力水平与其表面温度分布的关联性进行了数值研究. 在转速为 6 000 r/min, 内、外缘温度分别为 600 °C 和 650 °C 条件下, 盘面温度沿半径方向采用不同的 V 形变化时, 得到了盘内等效应力水平随盘面温度分布变化的规律. 计算结果表明: 采用 V 形变化的盘面温度分布可以有效地降低盘内应力水平, 说明了盘内应力水平与盘表面的温度分布存在着较强的关联性, 在保证航空发动机整体气动性能的前提下, 通过控制涡轮盘表面温度分布来有效降低轮盘的应力水平是可行的.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 应力水平; 旋转轮盘; 温度分布

中图分类号: V231.1

文献标识码: A

Analysis of the effects of temperature distribution on stress level in a rotating disk

FU Debin, DING Shuiting, TAO Zhi, DU Farong,
XU Guoqiang, WU Hongwei

(National Key Laboratory on Aeroengines, School of Jet Propulsion,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing, 100083, China)

Abstract: The effects of temperature distribution on stress level in a rotating disk at a fixed flux of cooling air was numerically studied using coupled thermoelastic method based on the finite element technique. The rotating speed is fixed at 6 000 r/min, and the temperatures of inner rim and outer rim are 600 °C and 650 °C, respectively. Detailed information of stress level change with surface temperature distribution of rotating disk was discussed. Numerical results reveal that there exists a strong relation between the surface temperature distribution of rotating disk and stress level inside the rotating disk. The V-shape temperature distribution can significantly reduce the stress level.

Key words: aerospace propulsion system; stress level; rotating disk; temperature distribution

作为发动机中温度高、受力大且几何复杂的盘类零件, 涡轮盘在高温、高转速下工作, 所承受的载荷复杂, 环境严酷, 一旦发生破坏性故障将导致极其严重的后果. 所以对涡轮盘的受力情况、换热条件、强度、寿命和安全性进行深入的研究十分必要.

从目前公开的文献来看, 对涡轮盘应力水平的研究主要集中在两个方面. 一方面是侧重于强度指标的研究, 早期的研究从单纯考虑离心应力的角度提出了涡轮盘等强度设计^[1]概念, 经过多年的工程实践研究, 形成了先根据离心应力水平设计涡轮盘几何, 再根据给定设计温度场进行热

应力计算来校核强度的设计思路^[2],随着数值仿真技术的快速发展,目前对轮盘强度进行校核计算时多采用离心应力和热应力相互耦合的热弹性计算^[325];另一方面是侧重于疲劳寿命指标的研究,在满足强度指标的前提下,由于发动机工作状态的变化而引起离心应力和热应力的周期性变化,进而产生的低周疲劳和热疲劳以及热蠕变^[69]等是研究涡轮盘寿命的重要内容。

在目前对轮盘应力水平的研究中,对热应力的研究主要是集中在强度校核和寿命定性分析方面,由目前发动机涡轮盘实际温度分布产生的热应力对轮盘强度和寿命的影响都是消极的。实际上,由离心应力和热应力的叠加原理^[10]可知,通过主动改变轮盘温度分布,进而使轮盘中热应力和离心应力叠加后的整体应力水平得以降低,从而使热应力对轮盘的强度和寿命产生积极的影响是可行的。这一点在美国 IHPTET 计划的双辐板^[11]涡轮盘设计中得到了验证,其通过涡轮盘内部结构设计的改变,使冷却空气可以对涡轮盘内部进行冷却,有效地改变了目前冷气只能从盘面流过的结构形式,合理地改善了涡轮盘内部的温度分布,有效地降低了轮盘内部的应力水平,切实地提高了轮盘的冷却效果和整体性能。但在目前公开的科技文献中,以控制涡轮盘表面温度分布为手段来降低轮盘内应力水平的方法却尚未发现。

本文正是从这个思路出发,综合考虑到保证发动机的总体气动性能不受影响,通过大量的数值试验,研究了在不改变冷气耗量的前提下,轮盘表面温度分布对轮盘应力水平的影响情况。旨在探索一种新的冷却方案设计思路,即通过调整涡轮盘内温度分布来有效地优化轮盘内应力分布并降低轮盘的应力水平,从而提高涡轮盘的安全性和使用寿命。

1 几何模型和边界条件的简化

由于本文研究的重点是涡轮盘表面的温度分布对轮盘内应力水平的影响情况,所以在保证所研究对象计算精度的基础上,根据研究的需要对计算的几何模型和温度边界条件进行了一定的简化,有效的节省了数值计算所需的空间和时间。

1.1 几何模型的简化

涡轮盘的主体部分是一个轴对称的高速旋转的中心有孔的圆盘,根据研究所针对问题的特点,参照航空某型发动机高压涡轮盘的尺寸,将所研

究涡轮盘简化为下图所示几何模型(见图 1)。

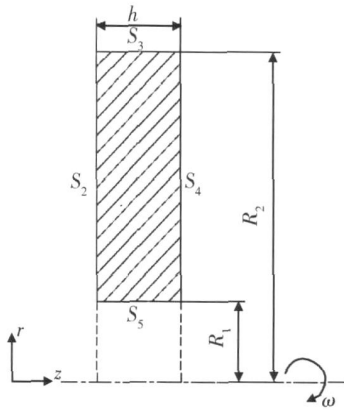


图 1 几何模型示意图

Fig. 1 Sketch of the geometric model

其中,轮盘内径 $R_1 = 0.064\ 3\ \text{m}$; 轮盘外径 $R_2 = 0.259\ 3\ \text{m}$; 轮盘厚度 $h = 0.07\ \text{m}$ 。

1.2 换热边界条件的简化

为有效保证涡轮盘的冷却空气耗量不变,需要建立其与温度分布之间的对应关系。一般说来,冷气在盘腔中的温升是一个设计需要保证的指标,即冷气进口温度不变时,要求冷气出口温度也基本不变。于是,由涡轮盘的实际换热过程(如图 2 所示)可知,对于整个系统而言,冷气耗量与其从轮盘带走的热量 Q_{out} 相对应,冷却气体通过对流从涡轮盘带走的热量

$$Q_{\text{out}} = 2\bar{A}(\bar{t}_w - t_f) \tag{1}$$

式(1)中的 $\bar{A}$ 为轮盘表面的平均对流换热系数, A 为轮盘 S_2, S_4 面的表面积, $\bar{t}_w$ 为 S_2, S_4 面上的面积加权平均温度, t_f 为冷气温度。

显然,式(1)中的 t_f, A 皆为定值,假设 $\bar{A}$ 也为定值,当面积加权平均温度 $\bar{t}_w$ 保持不变时,则冷气带走的热量 Q_{out} 为定值,即轮盘的冷气耗量不变。

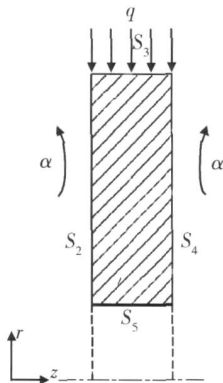


图 2 换热边界示意图

Fig. 2 Sketch of thermal boundary conditions

为了充分体现轮盘表面温度对轮盘内应力水平的影响, 综合考虑到节约计算空间和时间的因素, 文中计算模型的 S_2 , S_4 面上的边界条件采用了第一类边界条件来代替实际工况中的第三类边界条件, 即按照研究需要的温度分布直接给定轮盘表面 S_2 , S_4 上各节点的温度值. 为保证涡轮盘的冷却空气耗量不变, 本文利用 Fortran 编制了计算程序对 S_2 , S_4 面上第一类边界条件给定的温度分布进行了处理, 确保了模拟计算中各种工况下的面积加权平均温度 $\bar{t}_w$ 均为定值, 其具体值见结果分析中各工况条件的列表. 计算模型的 S_3 面的热力学边界条件为第二类边界条件, 其中热流密度 $q=10\text{ kW}$; S_5 面的热力学边界为绝热边界.

2 有限元数值计算

2.1 单元类型及网格化分

计算模型为轴对称结构, 因形状和边界条件比较规则, 故采用四边形映射网格化分单元, 如图 3 所示. 整个模型共生成 4 800 个 8 节点六面体单元, 5 859 个节点.

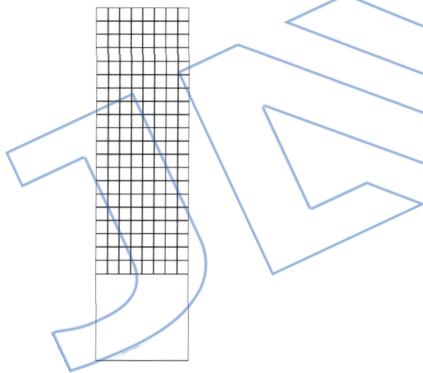


图 3 模型计算网格示意图

Fig. 3 Sketch of the calculated model

2.2 有限元计算材料的物性参数

参照某型发动机涡轮盘的材料, 其物性参数见表 1. 密度: $\rho=8\,240\times10^3\text{ kg/m}^3$.

2.3 有限元计算的边界条件

2.3.1 位移约束条件

根据发动机涡轮盘的实际工作状态, 轮盘的约束为: 整盘采用轴对称模型, 且涡轮盘的前安装边与前轴相联, 前轴是高压压气机与高压涡轮转子之间的结构承力件, 因此在轮盘的前安装边上给轴向(z 方向)的约束.

2.3.2 热力学边界条件

在上文的换热边界条件简化中已介绍.

表 1 计算模型的物性参数

Table 1 Physical properties of material simulated in the model

温度 $t/^\circ\text{C}$	弹性模量 E/GPa	线膨胀系数 $\alpha/(10^{-6}/^\circ\text{C})$	导热系数 $K/(\text{W/m}\cdot^\circ\text{C})$	比热容 $c_p/(\text{kJ/kg}\cdot^\circ\text{C})$
20	203	参考点	13.5	0.435
100	194	13.2	14.75	0.435
200	183	13.3	16.0	0.435
300	172	13.8	17.5	0.435
400	165	14.0	19.0	0.435
500	161	14.6	20.4	0.435
600	155	15.0	21.8	0.435
700	153	15.4	23.3	0.435

2.3.3 载荷

根据发动机的实际工作状态, 涡轮盘所受载荷为惯性载荷(转速), 已知转速为 $6\,000\text{ r/min}$.

2.4 计算方法简介

采用热-弹性耦合算法, 计算了涡轮盘在热-机械载荷耦合作用下的应力场. 在计算时, 先由轮盘表面温度、轮缘热流密度等热力边界条件通过解能量方程计算得到轮盘的温度场, 然后耦合固体结构载荷, 并用热-弹性耦合单元直接计算出该轮盘的应力场. 采用直接耦合场分析方法可进行热-固体弹性联立求解, 利用具有温度和位移自由度的耦合场单元构造分析模型, 然后指定热和结构的边界条件, 在求解阶段, 每次迭代都根据前一次迭代的温度、位移数据计算温度解和固体弹性解. 采用这种联立求解过程, 可把瞬态传热和非线性动力等复杂的热传递问题和结构问题耦合起来.

3 计算结果分析

模拟某型发动机涡轮盘实际工作的工况, 针对等冷气候耗量条件下轮盘表面温度分布通过热应力对高速旋转轮盘应力水平的影响情况, 本文进行了数值模拟计算, 其结果分析如下.

3.1 轮盘表面温度分布对轮盘应力分布的影响

工况: 根据某型航空发动机涡轮盘的实际温度工作条件, 为充分研究等冷气候耗量下, 轮盘表面温度分布对轮盘应力的影响, 本文数值模拟的工况为轮盘外缘的温度一定(外缘温度为 650°C),

且轮盘的面积加权平均温度 $(\sum A_i t_i)/A$ 保持不变时,轮盘表面(S_2, S_4 面)温度分布的各种工况,如表 2 和图 4 所示.文中所指拐点位置皆以其距轮盘内缘的距离表示,其中 $\$R=R_2-R_1$.

表 2 模拟计算的工况

Table 2 Cases of numerical investigation

工况	面积加权	外缘	内缘	温度分布	拐点
	温度/ e	温度/ e	温度/ e	规律	
01	室温	室温	室温		
02	564.6	650	500	A	
03	564.6	650	437	B	
04	564.6	650	600	C	$\$R/2$ 处
05	564.6	650	580	C	$\$R/2$ 处
06	564.6	650	550	C	$\$R/2$ 处

注: A: 温度沿半径增大方向递增(二次);
B: 温度沿半径增大方向递增(线性);
C: 温度沿半径增大方向先线性递减再线性递增.

计算的结果:

图 5 为模拟计算工况 02 时得到的轮盘内等效应力($Von2mises$ 应力)的分布云图,由图可知轮盘的最大应力出现在轮盘的内缘,应力值随半径的增加逐渐减小,到轮盘的外缘处减小为最小值;图 6 为不同工况时轮盘 S_2 面上等效应力沿半径的分布情况,由图 6(a)可知:(1)与发动机实际工况比较接近的工况 02(温度沿半径增大方向二次递增)条件下,轮盘的等效应力水平要比工况 1(轮盘在室温条件下旋转)时大很多,这主要是因为轮盘在具有一定温度梯度的高温场中高速旋转时,其内部的离心应力和热应力互相耦合的结果;(2)等冷耗量条件下,轮盘外缘温度不变时,温度沿半径增大方向二次递增和线性递增时,轮盘内应力大小和分布变化不大;(3)等冷耗量条件下,轮盘外缘温度不变时,温度沿半径方向采用 $/V0$ 形变化即沿半径增大方向先线性递减再线性递增的工况 04 时,轮盘内应力大小和分布变化较大,应力水平尤其是等效应力最大值比工况 02 和 03 的值小很多,同时应力的分布也更趋于均匀,这对提高轮盘的安全性和使用寿命是十分有益的.

由图 6(b)可知等冷耗量条件下,轮盘外缘温度不变时,温度沿半径方向采用 $/V0$ 形变化的工况中,轮盘内缘的温度越高时,轮盘内的应力大小(尤其是等效应力最大值)就越小.但是,在实际航空发动机中,轮盘内缘的温度不可能无限制的

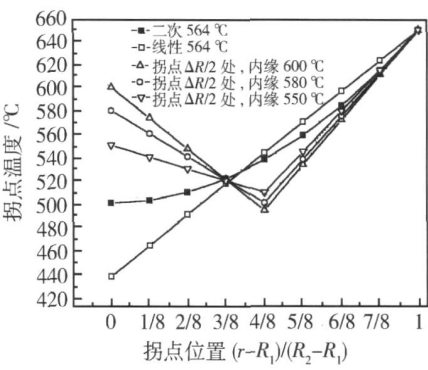


图 4 模拟计算的工况示意图

Fig. 4 Sketch of numerical investigation cases

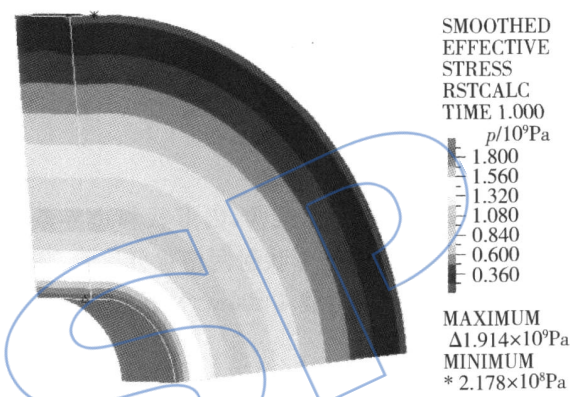


图 5 轮盘内等效应力分布云图

Fig. 5 Cloud plot of Von-mises stress distributions in the disk

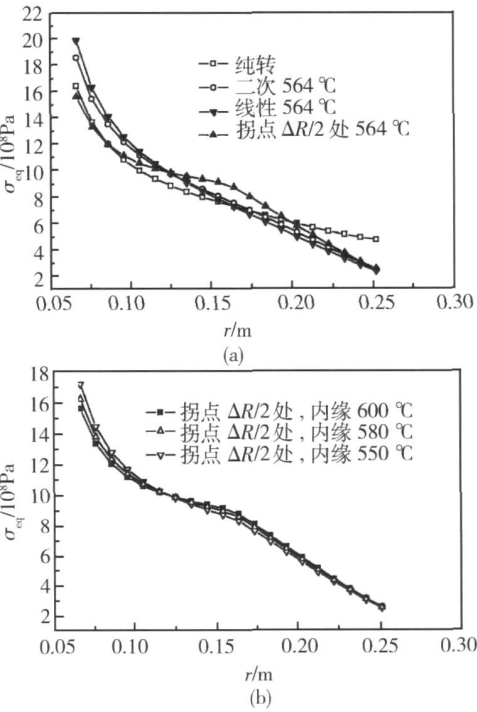


图 6 轮盘内等效应力沿半径分布图

Fig. 6 Plot of Von-mises stress distributions along radius in the disk

高,一般地,发动机涡轮盘的内缘温度都要低于外缘的温度.

3.2 轮盘表面温度分布对轮盘应力大小的影响

因为涡轮盘的安全系数和使用寿命一直是我們极为关注的重要指标,而轮盘内等效应力的最大小特别是其最大值是影响这些指标的重要因素,所以本文的关注点主要为轮盘内等效应力的最大值 $R_{\max}$.

工况:如表 3 和图 7 所示:

表 3 模拟计算的工况

Table 3 Cases of numerical investigation

工况	面积加权 温度/ e	外缘 温度/ e	内缘 温度/ e	温度分布 规律	拐点 位置
07	564. 6	650	600	C	1\$R/ 8 处
08	564. 6	650	600	C	2\$R/ 8 处
09	564. 6	650	600	C	3\$R/ 8 处
04	564. 6	650	600	C	4\$R/ 8 处
10	564. 6	650	600	C	5\$R/ 8 处
11	564. 6	650	600	C	6\$R/ 8 处
12	564. 6	650	600	C	7\$R/ 8 处

注: C: 温度沿半径增大方向先线性递减再线性递增.

等冷气耗量条件下, 轮盘内外缘温度不变时, 温度沿半径方向采用/ V0 形变化的工况中, 轮盘的温度分布随拐点位置变化而变化的情况如图 7 所示, 每一个拐点的位置对应一个唯一的温度值, 且拐点的温度值随着其位置距轮盘内缘距离的增大而逐渐升高.

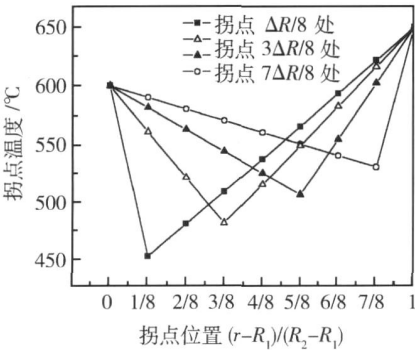


图 7 模拟计算的工况示意图

Fig. 7 Sketch of numerical investigation cases

计算的结果:

(1) 轮盘内等效应力的最大值 $R_{\max}$ 与温度拐点位置的关系如图 8(a)~ (d) 所示, 随着温度拐点位

置轮盘内缘心距离的增大, 轮盘内等效应力的最大值 $R_{\max}$ 逐渐变小, 且变小的趋势越来越平缓;

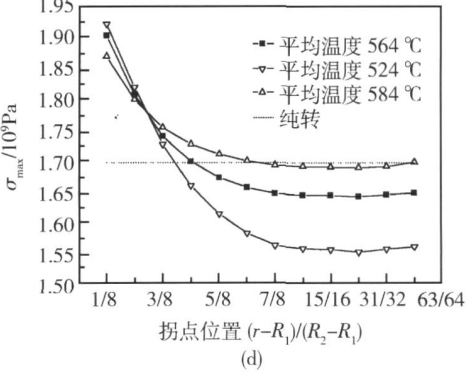
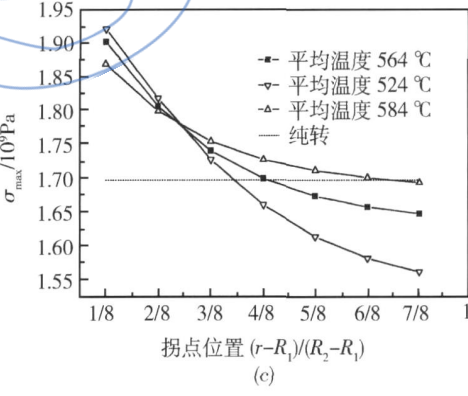
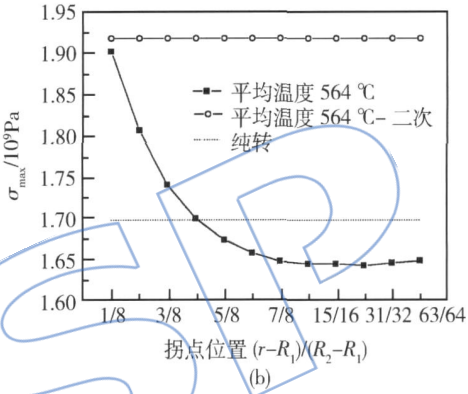
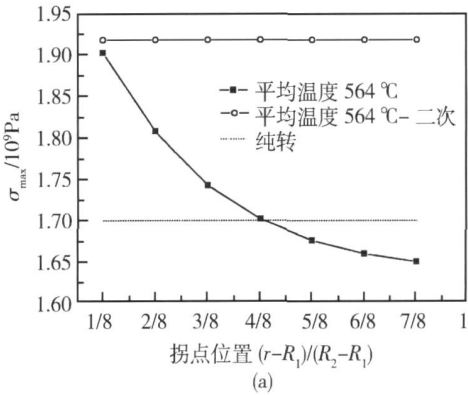


图 8 盘内等效力最大值随温度拐点位置的变化曲线

Fig. 8 Maximum of VonMises stress in the disk versus the position of temperature distribution inflexion

当拐点位置距轮盘内缘距离大于 $7SR/8$ 时, 随着拐点位置距盘心距离的继续增大, 轮盘内等效应力的最大值 R_{max} 几乎没有明显的变化.

(2) 当拐点位置距轮盘内缘距离小于 $3SR/8$ 时, 轮盘面积加权平均温度越低(即冷气耗量越大), 同一温度拐点位置对应的轮盘内等效应力的最大值 R_{max} 就越高; 当拐点位置距轮盘内缘距离大于 $3SR/8$ 时, 轮盘面积加权平均温度越低(即冷气耗量越大), 同一温度拐点位置对应的轮盘内等效应力的最大值 R_{max} 也越低.

4 结 论

(1) 轮盘在具有一定温度梯度的高温场中高速旋转时, 由于其内部离心应力和热应力相互耦合的结果, 轮盘表面的温度分布对轮盘内的应力水平影响较大; 即使在冷气消耗量不变的条件下, 轮盘内的应力水平与轮盘表面温度的分布仍有着较强的关联性.

(2) 等冷气耗量条件下, 轮盘外缘温度不变时, 轮盘表面温度沿半径方向采用/V0形变化即温度沿半径增大方向先线性递减再线性递增的工况下, 轮盘内的应力水平尤其是等效应力最大值比表面温度沿半径增大方向二次递增和线性递增等工况时的值小很多, 同时应力的分布也更趋于均匀, 这对提高轮盘的安全性和使用寿命非常有益.

(3) 等冷气耗量条件下, 轮盘内、外缘温度不变时, 轮盘表面温度沿半径方向采用/V0形变化的工况时, 随着温度拐点位置距盘心距离的增大, 轮盘内等效应力的最大值 R_{max} 逐渐变小, 且变小的趋势越来越平缓; 当拐点位置距盘心距离大于 $7SR/8$ 时, 轮盘内等效应力的最大值 R_{max} 对于温度分布的敏感性几乎等于零.

(4) 由上述分析可知, 在保证航空发动机整体气动性能即不改变涡轮盘冷气耗量的前提下, 通过合理调整涡轮盘表面温度分布来有效地优化

轮盘内应力分布并降低轮盘的应力水平, 从而提高涡轮盘的安全性和使用寿命是可行的.

参考文献:

[1] 沈达宽. 航空发动机强度计算[M]. 北京: 国防工业出版社, 1980.

[2] 航空发动机设计手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2001.

[3] 孟春玲, 饶寿其. 高压涡轮盘的热弹性应力分析[J]. 工程力学, 2000, 17(3): 1332137.

MENG Chunling, RAO Shouqi. The thermal elastic stress analysis of high pressure turbine plate[J]. Engineering Mechanics, 2000, 17(3): 1332137.

[4] 漆文凯, 陈伟, 高德平. 航空发动机涡轮盘热机械载荷耦合响应分析研究[J]. 机械设计与制造, 2004(1): 8991.

QI Wenkai, CHEN Wei, GAO Deping. Analysis of turbine disc response in thermalmechanical loads[J]. Machinery Design and Manufacture, 2004(1): 8991.

[5] Witek L. Failure analysis of turbine disc of an aero engine. [J]. Engineering Failure Analysis, 2006(13): 9217.

[6] 苏清友. 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.

[7] 杨兴宇, 阎晓军, 赵福星, 等. 某型航空发动机涡轮盘低循环疲劳寿命分析[J]. 机械强度, 2004(26): 2292233.

YANG Xingyu, YAN Xiaojun, ZHAO Fuxing, et al. Low cycle fatigue life of an aeroengine gas turbine disk[J]. Journal of Mechanical Strength, 2004(26): 2292233.

[8] Melis M E, Zaretsky E V, August R. Probabilistic analysis of aircraft gas turbine disk life and reliability[R]. AIAA 9210714.

[9] Tong M T, Halliwell I, Ghosn L J. A computer code for gas turbine engine weight and disk life estimation[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2004(4): 262270.

[10] 范钦珊. 轴对称应力分析[M]. 北京: 高等教育出版社, 1985.

[11] 江和甫. 对涡轮盘材料的需求及展望[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2002, 15(4): 126.

JIANG Hefu. Requirements and forecast of turbine disk materials[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2002, 15(4): 126.