

高压涡轮瞬态叶尖径向运行间隙计算分析*

Calculation and Analysis for Transient Blade-Tip Radial Running Clearance of HPT

北京航空航天大学能源与动力工程学院 费成巍 白广忱 范觉超

[摘要] 为了改善现代航空发动机整体性能和可靠性,将热分析和结构分析耦合起来,以航空发动机从地面启动到巡航这一过程为研究对象,对涡轮转子进行瞬态叶尖径向运行间隙计算分析。在计算中考虑了材料、温度和离心载荷的非线性,以及惯性力和温度的复杂的边界条件,分别对叶片、轮盘和机匣的变形进行计算和分析,进而得出涡轮叶尖径向运行间隙的变化规律以及与试验相符合的计算结果。该计算分析方法为涡轮叶尖径向运行间隙的概率分析和优化设计奠定了基础。

关键词: 航空发动机 高压涡轮 瞬态 叶尖径向运行间隙 机匣

[ABSTRACT] In order to improve the performance and the probability of the aeroengine, coupling of thermal analysis and structural analysis, taking the process of aeroengine from the ground to cruise as research object, the tip radial running clearance of turbine rotor is analyzed and calculated. In the calculation, the thermal-structure coupled displacements of the casing, disc and blade are analyzed taking into account the non-linear of the material, temperature and centrifugal loads, and the complex boundary conditions of the transient inertia force and the transient temperature, and then it is obtained to the change regularity of blade-tip radial running clearance with time and the reasonable calculation result. The analysis and calculation methodology in this paper is basic of probability analysis and reliability optimization design for turbine tip radial clearance.

Keywords: Aeroengine High press turbine (HPT) Transient Blade-tip radial running clearance Casing

涡轮叶尖径向运行间隙严重影响了航空发动机的性能和耗油率,并进一步影响全寿命费用^[1]。在飞机一个起落中,发动机部件(特别是涡轮)的径向位移受到温度、应力和振动的影响,会使叶尖径向运行间隙出现无

规则变化。若在设计时涡轮叶尖和机匣之间预留的径向间隙过大,会降低发动机性能和增加耗油率,若过小会使叶片与机匣都发生摩擦和碰撞^[2]。为此,寻找涡轮叶尖径向间隙设计最优值一直是发动机设计师们努力的方向。影响叶尖径向间隙变化的主要因素是转子与机匣的径向伸长量^[3]。目前,国内外常采用数值模拟分析方法,利用有限元软件对叶尖径向间隙的变化规律进行分析,计算了发动机工作中温度场和应力分布,确定了构件的径向位移量^[2-6]。为涡轮叶尖间隙的概率分析、间隙优化设计以及主动控制奠定了基础。

然而,国内外的相关研究中对涡轮转子的温度场施加的边界条件少,对离心力的分析过于简单,没有进行完整的间隙计算。因此,本文充分考虑材料、温度和转速的非线性变化的影响,以及考虑复杂的惯性力和温度场边界条件,尝试对涡轮转子叶尖运行间隙进行瞬态计算和分析。

1 叶尖径向运行间隙计算方法

涡轮叶尖径向间隙的计算方法如下:对机匣、叶片和涡轮盘进行单独建模,并分别计算出它们在温度和离心力载荷下的径向变形,再根据下式给出的叶尖间隙随时间的变化函数进行计算^[5]。

$$\delta(t) = \delta + u_s(t) - u_d(t) - u_b(t), \quad (1)$$

式中, $\delta(t)$ 表示运行中 t 时刻的叶尖间隙, δ 代表初始时的叶尖间隙设计值; $u_s(t)$ 、 $u_d(t)$ 、 $u_b(t)$ 分别表示 T 时刻的涡轮机匣、叶片和轮盘的径向位移。

在数值模拟时,将整个飞行历程简化为若干个时间点,对每个时间点上的 $u_s(t)$ 、 $u_d(t)$ 和 $u_b(t)$ 分别进行计算,并在坐标图上绘制成曲线,可得叶尖间隙 $\delta(t)$ 随时间的变化量。

2 涡轮部件的换热条件

2.1 涡轮盘的换热

涡轮盘在无热源的轴对称稳定温度场内,温度函数 $T=T(r,z)$ 应该满足^[7]:

$$\frac{\partial^2 T}{\partial r^2} + \frac{1}{r} \cdot \frac{\partial T}{\partial r} + \frac{\partial^2 T}{\partial z^2} = 0. \quad (2)$$

* 基金项目:国家自然科学基金项目(51175017)资助。

本文确定涡轮盘温度场时,用到第一、三两类边界条件,详见文献^[7]。而文献^[8]给出了冷却空气对涡轮盘侧面放热系数公式。

$$\bar{G} = \frac{G}{\rho n D^3}, \quad (3)$$

式中, G 为空气每秒流量 (kg/s); ρ 为冷却空气密度 (kg/m³); n 为轮盘转速 (r/s); D 为轮盘最大直径 (m)。

当 $\bar{G} \geq 0.0004$ 时,可采用下式计算放热系数 α :

$$\alpha = \frac{Nu \lambda_c}{r}, \quad (4)$$

$$Nu = 0.45 \beta Re^{0.80}, \quad (5)$$

$$Re = \frac{V_0 r}{\nu} = \frac{\omega r^2}{\nu}, \quad (6)$$

$$\beta = 0.1313(1 + \varepsilon^2)^{0.30} (0.08547 \frac{V_a}{V_0} + 0.3131 \varepsilon)^{0.20}, \quad (7)$$

$$\varepsilon = \sqrt{0.0262 + 0.4399 \left(\frac{V_a}{V_0}\right)^2 - 0.009362 \frac{V_a}{V_0}}, \quad (8)$$

式中, Nu 为努塞尔数; λ_c 为冷却空气的导热系数; Re 为雷诺数; ω 为轮盘旋转角速度; r 为计算半径,即计算区域的平均半径; ν 为冷却空气的动粘性系数; V_a 为有轴向吹风冷却时,冷却空气的轴向速度; V_0 为计算半径处的圆周速度。

当 $\bar{G} < 0.0004$ 时,其换热准则关系式为:

$$Nu = 0.01805 Re^{0.80}. \quad (9)$$

2.2 涡轮叶片的换热

航空发动机涡轮叶片的换热环境是比较复杂的,换热系数常根据 KAII 公式^[9]求得:

$$Nu_{c,2} = 0.206 Re_{c,2}^{0.80} S^{-0.58}, \quad (10)$$

式中, c 代表以叶片弦长 c 为特征尺寸; 下角注 2 代表以叶栅出口气流平均相对速度 ω_2 为特征速度; S 为考虑叶片几何参数影响的一个相似准则。

燃气与叶片表面间局部换热系数分 3 种情况,详见文献^[9]。

2.3 涡轮机匣的换热

机匣的换热主要有 2 种情况,一种是机匣内壁与燃气的换热,气体在管内受迫流动时,考虑湍流条件及 L/D 值后^[10],计算公式为:

$$\begin{cases} Nu_{d,f} = 0.027 Re_{d,f}^{0.80} Pr_f^{1/3} \left(\frac{\mu_f}{\mu_w}\right)^{0.14} \varepsilon_l \\ \varepsilon_l = 1 + \frac{2d}{L} \end{cases}. \quad (11)$$

另一种是机匣外壁与冷却气的热交换。在湍流的情况下,环道及缝道的平均换热系数为:

$$Nu = 0.018 Re^{0.80}. \quad (12)$$

环管内横向流动情况下换热可分为自然对流或强迫对流,用下述关系式来估算换热系数。

$$\text{自然对流: } h = 0.27 \left(\frac{\Delta T}{D}\right)^{1/4}. \quad (13)$$

强迫对流:

$$Nu = \begin{cases} 0.0664 Re^{0.50} Pr_f^{1/3}, Re \leq 3.2 \times 10^5, \text{层流} \\ 0.037 (Re^{0.80} - 15500) Pr_f^{1/3}, Re > 3.2 \times 10^5, \text{湍流} \end{cases}. \quad (14)$$

以上式中, μ_w 由壁面温度 T_w 确定,其他参数由流体平均温度 T_f 确定, ΔT 为零件表面与横向流动气体的平均温差。

3 计算结果与分析

叶尖径向运行间隙设计的实质是转子和静子之间各构件的动态装配设计,叶尖径向运行间隙瞬态分析基本思想为:首先,根据文献^[11]选取某型航空发动机的典型飞行剖面参数,截取从地面静止到巡航这一段作为计算范围。取 12 个样本点作为计算点,绘制的计算载荷谱如图 1 所示,各计算样本点的相关参数如表 1 所示;其次,考虑热载荷和离心载荷作

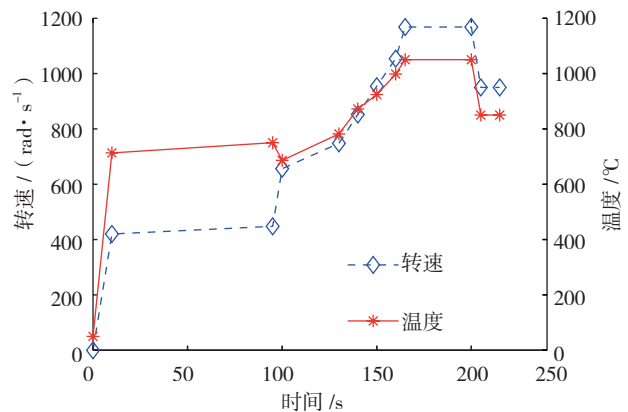


图1 某型航空发动机典型飞行剖面 and 载荷谱示意图
Fig.1 Flight profile and load spectrum of aeroengine

表1 样本点数据

时间/s	0	10	95	100	130	140	150	160	165	200	205	215
转速 / (rad·s ⁻¹)	1100	863	863	816	882	995	1134	1198	1198	1198	1156	1156
燃气温度 / °C	283	450	450	630	720	780	927	984	1200	1200	970	970

表2 不同温度下GH4133导热系数和线膨胀系数($T=20^{\circ}\text{C}$, 比例E-5)

$T/^{\circ}\text{C}$	100	200	300	400	500	600	700	800	900
$\lambda/(\text{W}\cdot\text{m}^{-1}\cdot^{\circ}\text{C}^{-1})$	10.5	14.2	17.2	18.8	20.5	22.6	24.3	26.0	27.6
$\alpha_p/(10^{-5}^{\circ}\text{C})$	1.16	1.23	1.24	1.33	1.38	1.44	1.51	1.57	1.65

用,结合有限元软件对发动机高压涡轮热端部件(涡轮盘、叶片和机匣)分别进行有限元建模,并进行热分析和结构分析,得到各个部件的径向位移随时间变化规律;最后,计算出在典型载荷下叶尖径向间隙的变化规律。

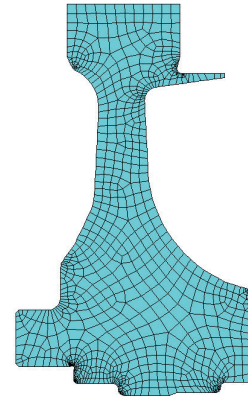
3.1 涡轮盘温度场及径向位移的计算

本研究选取的航空发动机一级高压涡轮盘,轮缘装有工作叶片,前端与涡轮轴以圆柱表面定心,用径向销钉联接。轮盘材料为GH4133。工作时前后均有冷却空气对轮盘侧面进行冷却。认为涡轮盘的几何形状是轴对称体,考虑离心载荷以及热载荷,可认为涡轮盘仅承受轴对称的外载荷。该涡轮盘前部与涡轮轴相连,涡轮轴前端支撑在向心推力轴承上,以消除其轴向刚体位移,因此涡轮盘的约束情况也是轴对称的。首先简化了榫槽、销钉孔等结构,建立了涡轮盘的轴对称几何模型,如图2(a)所示。根据对该发动机冷却系统的分析,并结合发动机试验实测温度对轮盘外缘A1、轮盘前侧与封严圈环结合处A2、轮盘中心A3处等可以确定温度的边界作为第一类边界条件处理;涡轮盘前、后侧面边界B1、B2、B3均作为热交换的第三类边界,由式(4)~式(8)计算各换热边界的放热系数。该涡轮盘材料不同温度下的导热系数和线性膨胀系数如表2所示。

通过热分析得到涡轮盘温度场分布如图2(b)所示,沿径向温度梯度最大的地方是轮盘外缘区域,其他区域温度梯度较小。之后,将计算得到的涡轮盘温度场作为温度载荷加入到结构分析模型中进行涡轮盘位移量的计算。对涡轮盘模型加上全局转速以模拟涡轮盘在运行时的旋转,在盘缘加上均布载荷以模拟叶片转动产生的离心力进行计算,计算结果如图2(c)所示。可见,盘的径向位移量在销钉固定处是最小的,盘缘处最大。将盘缘中部的位移量作为计算叶尖间隙的 $u_d(t)$,可得 $u_d(t)$ 随时间变化位移曲线,如图3所示。

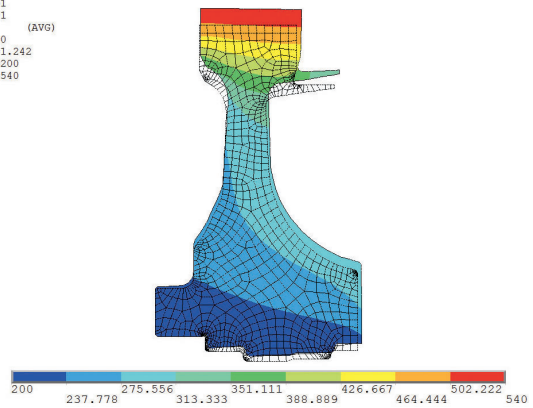
3.2 叶片温度场及径向位移的计算

对叶片模型进行冷却孔以及榫头简化,进行有限元计算,其模型如图4(a)所示。其中叶片材料牌号为K417。在计算中考虑了涡轮叶片本身质量产生的离心载荷以及由于叶片温度分布不均匀而引起的热载荷和燃气对叶片的对流换热,计算所需的随温度变化的导热系数和膨胀系数如表3所示。通过热分析得到 $t=200\text{s}$ 时叶片温度场分布如图4(b)所示。由于直接受高温



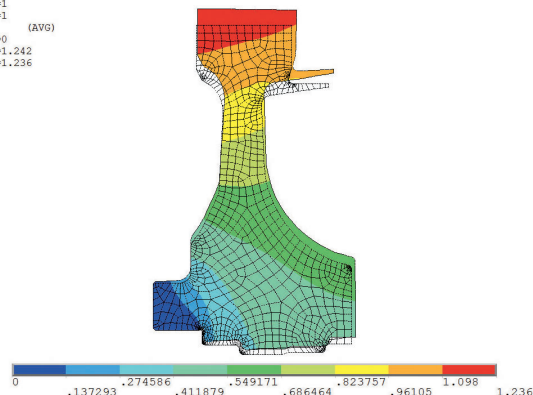
(a) 涡轮盘有限元模型

NODAL SOLUTION
STEP=1
SUB =1
TIME=1
TEMP (AVG)
RSYS=0
DMX =1.242
SMN =200
SMX =540



(b) $t=200\text{s}$ 时涡轮盘温度分布云图

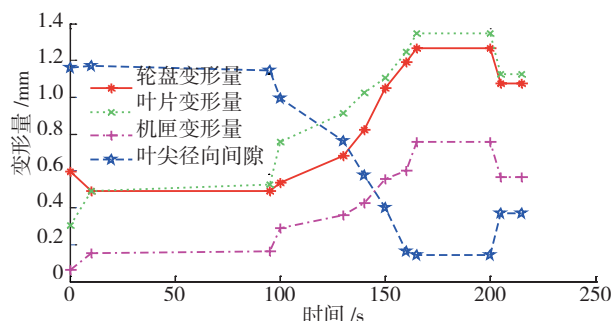
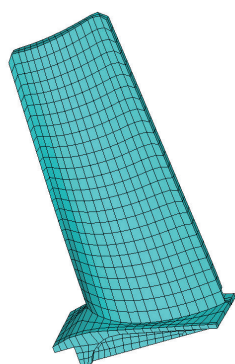
NODAL SOLUTION
STEP=1
SUB =1
TIME=1
UY (AVG)
RSYS=0
DMX =1.242
SMX =1.236



(c) $t=200\text{s}$ 时涡轮盘径向位移分布云图

图2 涡轮盘结构冷却及计算结果

Fig.2 Cooling and calculation results of turbine disc

图3 载荷谱下 $u_d(t)$ 、 $u_b(t)$ 、 $u_s(t)$ 及叶尖间隙变化曲线Fig.3 Change curve of $u_d(t)$ 、 $u_b(t)$ 、 $u_s(t)$ and blade clearance under load spectrum

(a) 涡轮叶片的有限元模型

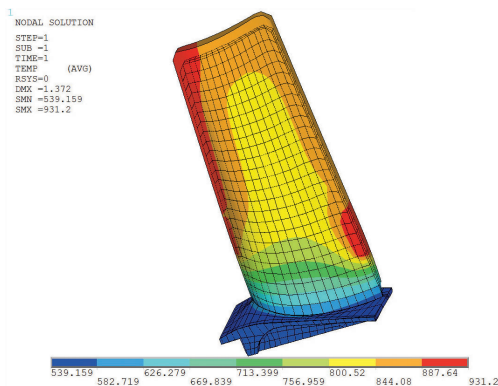
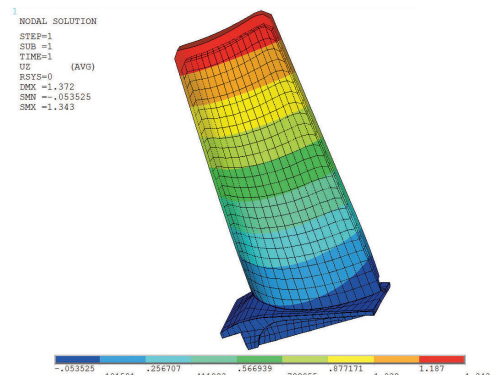
(b) $t=200s$ 时涡轮叶片温度分布云图(c) $t=200s$ 时涡轮叶片径向位移分布云图

图4 涡轮叶片模型及计算结果

Fig.3 Model and calculation results of turbine blade

燃气冲击,叶片的温度在叶片前缘最高,在叶片底部靠近榫头部分最低。沿径向温度梯度变化最大的地方是叶片底部,其次是叶盆和叶背附近,其他区域温度梯度较小。之后,将计算得到的叶片温度场作为温度载荷加入到结构分析模型中进行叶片位移量的计算,对叶片模型加全局转速进行计算,结果如图4(c)所示。根据载荷谱计算 $u_b(t)$ 随时间变化曲线如图3所示。

3.3 机匣温度场及径向位移的计算

机匣结构中的高压涡轮衬环是一个敏感元件,膨胀和收缩带动高压涡轮衬环膨胀和收缩,从而改变叶尖间隙,故仅对内层的涡轮衬环进行分析即可。该机匣的材料牌号是GH30,密度为 $8.4t/m^3$,衬环可简化为圆筒结构,有限元模型如图5(a)所示。按照文献[12]中所介绍的方法,将机匣衬环的下表面分为4段,采用式(16)分别计算出每段的对流换热计算,所涉及到的材料为GH30,导热系数和线膨胀系数如表4所示,计算结果如图5(b)和图5(c)所示。 $u_s(t)$ 随时间变化曲线如图3所示。

3.4 叶尖径向运行间隙的计算

通过上面的计算,已经得到 $u_s(t)$ 、 $u_d(t)$ 和 $u_b(t)$ 随时间的变化规律,如图3(红、绿和粉色曲线)所示。假设装配完毕的静态叶尖径向运行间隙 $\delta=2mm$,可根据式(1)和 $u_s(t)$ 、 $u_d(t)$ 和 $u_b(t)$ 随时间的变化规律求得叶尖径向运行间隙随时间的变化情况,如图3(蓝色曲线)所示。由图3中的叶尖径向运行间隙变化规律可以看出:叶尖径向运行间隙的最小值在160~200s之间,即起飞爬升阶段,其值大约为0.18mm,没有发生碰磨现象;而其最大值为1.18mm,发生在启动阶段。这既符合设计要求,也符合实际情况。

由图3也可以看出:温度和转速的升高,使得轮盘和叶片所承受的热应力和离心力随之增加,转子的直径也随之增大,同时机匣直径也随着燃气温度提高而增大。在“发动机启动—慢车—一起飞爬升”这一阶段中,叶尖径向间隙呈减小趋势,在加速爬升时叶尖间隙达到了最小,在由起飞进入巡航状态时,叶尖间隙又有所增加。因此,叶尖间隙的危险点可以认为是在起飞爬升阶段,即燃气温度最高,转速最大的时候发生。

4 结论

(1) 本文融合了热分析和结构分析,拟合了随时间变化温度场和离心载荷的复杂温度边界条件对涡轮叶尖径向运行间隙的影响,考虑了材料的非线性,对某型航空发动机工作过程下高压涡轮转子的瞬态叶尖径向运行间隙进行了计算分析,得出合理的结果。

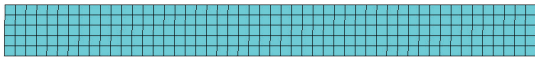
(2) 在计算过程中考虑更多冷气对温度载荷的影

表3 不同温度下K417导热系数和线膨胀系数($T=20^{\circ}\text{C}$, 比例E-5)

$T/^{\circ}\text{C}$	100	200	300	400	500	600	700	800
$\lambda / (\text{W} \cdot \text{m}^{-1} \cdot ^{\circ}\text{C}^{-1})$	12.2	14.3	17.2	18.9	21.6	23.9	26.2	27.8
$\alpha_p / (10^{-5} / ^{\circ}\text{C})$	1.16	1.23	1.24	1.35	1.33	1.44	1.51	1.57

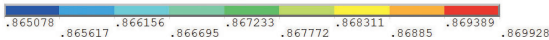
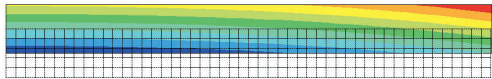
表4 不同温度下GH30导热系数线膨胀系数(参考温度 20°C , 比例E-5)

$T/^{\circ}\text{C}$	100	200	300	400	500	600	700	800	900
$\lambda / (\text{W} \cdot \text{m}^{-1} \cdot ^{\circ}\text{C}^{-1})$	14.6	16.6	18.0	19.4	20.8	22.4	23.8	25.0	26.6
$\alpha_p / (10^{-5} / ^{\circ}\text{C})$	1.28	1.35	1.43	1.5	1.55	1.61	1.7	1.75	1.8



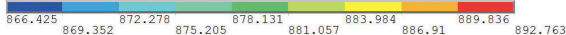
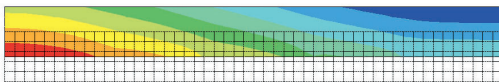
(a) 涡轮机匣有限元模型

1 NODAL SOLUTION
STEP=1
SUB =1
TIME=1
UX (AVG)
RSYS=0
DMX =.87053
SMN =.865078
SMX =.869928



(b) $t=200\text{s}$ 时涡轮机匣温度分布云图

1 NODAL SOLUTION
STEP=1
SUB =1
TIME=1
TEMP (AVG)
RSYS=0
DMX =.87053
SMN =866.425
SMX =892.763



(c) $t=200\text{s}$ 时涡轮机匣径向位移分布云图

图5 机匣结构及其计算结果

Fig.5 Turbine case structure and its calculation results

响,更全面地考虑了热载荷和离心载荷对涡轮叶尖径向运行间隙的影响,并分别对轮盘、叶片和机匣的瞬态变形做了详细的计算和分析,得出了涡轮叶尖径向运行间隙的变化规律;又结合实例验证了计算和分析的有效性,为对涡轮叶尖径向运行间隙下一步进行更有效的概率分析和可靠性优化设计奠定了基础。

(3)影响涡轮叶尖径向运行间隙的因素很多,本文只较全面考虑了温度和转速的影响,其实发动机振动也对叶尖间隙有重要影响。因此,下一步工作应该进一步考虑多个因素,特别是振动,对叶尖径向运行间隙的影响。

参考文献

[1] Lattime S, Steinetz B. Turbine engine clearance control systems: current practices and future directions. AIAA 2002-3790.
 [2] 漆文凯, 陈伟. 某型航空发动机高压涡轮叶尖间隙数值分析. 南京航空航天大学学报, 2003, 35 (1): 63-67.
 [3] 张晓波, 杨瑞, 李其汉. 航空发动机涡轮径向间隙设计方法研究. 航空发动机, 2004, 30(2): 14-18.
 [4] Pilidis P, Maccallum N R L. Models for predicting tip clearance changes in gas turbines. NASA 83-29258, 1983.
 [5] 牛东生, 陈伟, 漆文凯. 涡轮叶尖间隙计算实现方法与结果分析. 燃气涡轮试验与研究, 2004, 17(4): 31-34.
 [6] 岂兴明, 朴英, 祝剑虹, 等. 某型航空发动机高压涡轮叶顶间隙三维数值分析. 航空动力学报, 2008, 23(5): 904-908.
 [7] 郑祺选. 军用发动机工作参数直接计算涡轮-8 发动机 I 级涡轮盘温度场. 北京: 北京航空航天大学, 1990.
 [8] 李朝阳, 张艳春. 燃机涡轮盘三维瞬态温度及应力场计算分析. 动力工程, 2006, 26(2): 211-214.
 [9] 葛永乐, 吕建成. 涡轮机高温零件温度场专题文集 (三). 北京: 国防工业出版社, 1982.
 [10] 曹玉璋. 传热学. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2001.
 [11] 张文健. 军用发动机可靠性研究文献汇编. 北京: 中国人民解放军空军装备部, 2002.
 [12] Hakan E. Design sensitivity analysis of structures based upon the singular value decomposition. Comput Methods Appl Mech Engrg, 2002, 191(5): 3459-3476.

(责编 夏宛)