

各向异性陶瓷基复合材料涡轮叶片 概率性热分析方法

屠泽灿¹, 毛军逵^{1,2}, 徐 瑞¹, 娄德仓³, 郭 文³, 黄维娜³

- (1. 南京航空航天大学 能源与动力学院 江苏省航空动力系统重点实验室, 南京 210016;
2. 先进航空发动机协同创新中心, 北京 100191;
3. 中国航空发动机集团有限公司 四川燃气涡轮研究院, 成都 610500)

摘 要: 考虑陶瓷基复合材料等纤维增韧复合材料导热系数的各向异性及分散性,建立了基于概率统计的陶瓷基复合材料涡轮叶片热分析方法。研究中以 Mark-Ⅱ 涡轮叶片冷却结构为例,综合利用有限元方法和蒙特卡洛方法,分析了应用陶瓷基复合材料后的温度场均值和波动特性。计算中将导热系数作为随机输入参数,分析了导热系数各向异性及其分散度对叶片前缘滞止点温度、尾缘温度以及高温区域($T>900\text{ K}$)面积的影响。计算中发现在本文的计算工况下,考虑导热系数存在正态波动情况时,叶片前缘滞止点、尾缘温度波动也满足正态分布。前缘滞止点温度在导热系数变异系数为 0.1,导热系数比为 2 时其温度波动最大,相比 1273.1 K 的均温,有 16% 的概率超温 9.13 K。尾缘温度在导热系数变异系数为 0.1,导热系数比为 10 时波动最大,有 16% 的概率超过均值 1152.9 K 达 5.27 K。计算结果表明:导热系数分散度所带来的波动,会导致叶片内部高温关注区域($T>900\text{ K}$)的面积增大,并且高温关注区域相对增加量 ΔS_{hot} 随导热系数变异系数 α 的增加而增加。计算结果表明,高温关注区域相对增加量最大发生在导热系数比为 2,变异系数为 0.1 时,此时 $\Delta S_{\text{hot}}=4.8\%$ 。

关 键 词: 涡轮叶片; 各向异性; 陶瓷基复合材料; 概率性热分析; 蒙特卡洛模拟
中图分类号: V231.3 **文献标志码:** A

Probabilistic thermal analysis of ceramic matrix composite turbine vane with anisotropic thermal conductivity

TU Zecan¹, MAO Junkui^{1,2}, XU Rui¹, LOU Decang³,
GUO Wen³, HUANG Weina³

- (1. Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System,
College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
2. Collaborative Innovation Center for Advanced Aero-Engine, Beijing 100191, China;
3. Sichuan Gas Turbine Establishment,
Aero Engine (Group) Corporation of China, Chengdu 610500, China)

Abstract: Considering the anisotropy and dispersion of thermal conductivity for ceramic matrix composites (CMC), a probabilistic thermal analysis model was established for predicting the temperature field of hot components made of CMC. Taking the cooling configuration

收稿日期:2016-03-02
基金项目:国家重点基础研究发展计划
作者简介:屠泽灿(1992—),男,博士生,主要从事航空发动机传热与传质方面的研究。

引用格式:屠泽灿,毛军逵,徐瑞,等.各向异性陶瓷基复合材料涡轮叶片概率性热分析方法[J].航空动力学报,2017,32(10):2427-2437. TU Zecan, MAO Junkui, XU Rui, et al. Probabilistic thermal analysis of ceramic matrix composite turbine vane with anisotropic thermal conductivity[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(10): 2427-2437.

of Mark II turbine vane as an example, and assuming it was made of anisotropic CMC, the mean value and variation of the blade's temperature field by the finite element method coupled with Monte Carlo simulations was analyzed. In this work, anisotropic thermal conductivities were applied as the random input parameters, the effects of thermal conductivities' dispersion and anisotropy on the temperature field of CMC turbine vane were investigated. Furthermore the temperature fluctuations of leading edge stagnation point and trailing edge were studied, and the hot spot with temperature higher than 900 K ($T > 900$ K) was discussed. The temperatures of leading edge stagnation point and trailing edge were distributed normally, when the thermal conductivity exhibited a normal distribution. The maximum standard deviation of temperature of stagnation point appeared when the variation coefficient of thermal conductivity equaled 0.1, and the thermal conductivity ratio was 2. There was a probability of 16% to exceed the mean value (1273.1 K) by 9.13 K. Regarding the trailing edge, the maximum standard deviation was obtained, when the variation coefficient of thermal conductivity equaled 0.1 and the thermal conductivity ratio remained 10. There was a probability of 16% to exceed the mean value (1152.9 K) by 5.27 K. The results show that the dispersion of thermal conductivity leads to the increase of hot spot, and the relative rate of increment ΔS_{hot} rises with the increase of thermal conductivity's variation coefficient. In this study, the maximum ΔS_{hot} was 4.8%, when the variation coefficient of thermal conductivity was 0.1, and the thermal conductivity ratio remained 2.

Key words: turbine vane; anisotropy; ceramic matrix composites; probabilistic thermal analysis; Monte Carlo simulation

随着航空发动机性能,特别是推质比的逐步提升,涡轮进口燃气温度越来越高。未来第5代战机发动机的推质比将达到15~20左右,涡轮前温度将高达2200~2300 K^[1],这已远远超过目前涡轮材料的耐热极限。因此以陶瓷基复合材料(ceramic matrix composite,简称CMC材料)为代表的耐高温复合材料得到了更多关注,并且逐步迈入工程使用阶段。

CMC材料在陶瓷基体中加入纤维等增强相,使其在耐高温的基础上强度也得到大大提高,同时具有质量轻,寿命长等特点^[2]。然而对于CMC等纤维增韧复合材料,由于其内部非均质的结构特征,使其导热系数表现出明显的各向异性特征。如Mutnuri^[3]实验测试了碳/乙烯基酯复合材料的导热系数,结果表明沿纤维方向的等效导热系数,是垂直纤维方向等效导热系数的2倍左右。另外,当材料内部纤维的体积分数由60%增加到70%时,沿纤维方向的导热系数从1.035 W/(m·K)增加到2.407 W/(m·K),几乎增加了一倍。Tian等^[4]利用 3ω 方法实验研究了碳纤维增韧树脂基复合材料的等效导热系数,结果显示平行截面和厚度方向的等效导热系数分别为6.316 W/(m·K)和0.611 W/(m·K),两个方向

上的等效导热系数比例为10.3。Xu等^[5]同样指出复合材料内部纤维的方向和排布方式对复合材料的导热系数均有较大的影响。

同时CMC等复合材料在制备过程中,由于纤维和基体的结合模式及实际成型过程的差异,使得这些复合材料的物性(如导热系数等)存在一定的分散度。如刘梦西^[6]研究了2.5维C/SiC材料导热系数的分散性,研究中将孔隙率,经纱高度和纬纱高度作为随机输入参数,利用有限元方法计算分析了材料厚度方向导热系数的分散性,结果表明导热系数的分布近似服从于均值为12.339 W/(m·K)、方差为2.695 W/(m·K)的正态分布。冀英杰^[7]针对填充型橡胶复合材料导热系数进行了数值研究,结果表明当填充物体积分数在20%~30%之间,导热系数波动性较大,如体积分数在30%时,导热系数波动由0.51 W/(m·K)变化到0.78 W/(m·K),并且颗粒在复合材料内部的空间分布对材料导热系数的影响较大。宋迎东等^[8]采用Monte Carlo方法研究了纤维形状、纤维排列方式以及纤维体积分数对纤维增强复合材料热膨胀系数分散性的影响,研究结果表明纤维截面形状不同时,纤维排布方式对热膨胀系数分散性的影响不同,并且当纤维体积分

数较大时,热膨胀系数的分散性逐渐减弱。

CMC 材料导热系数的各向异性及分散性必然会对叶片温度场的预估产生影响,而对于现有航空发动机涡轮叶片而言,工作温度超过安全使用温度 $10\text{ }^{\circ}\text{C}$ 就可能带来叶片烧蚀,超过 $50\text{ }^{\circ}\text{C}$ 则可能使材料力学性能降低 $40\%\sim 50\%$,叶片将出现裂纹甚至断裂等严重后果^[9]。因此在对 CMC 涡轮叶片进行热分析时,应用传统基于定值的热分析方法所得到的温度场,无法反映出温度的波动特性,将会导致较大的误差。

针对这种物性参数或边界条件等存在不确定性的情况,目前被较多采用的是基于概率统计的分析方法,该方法在发动机空气系统、转子结构可靠性及总体性能等领域已经得到广泛的应用。如 David 等^[10]针对涡扇发动机二次空气系统建立了一维数值模型,并对其性能开展了概率分析,研究中主要考虑了部件加工工艺和发动机工况中存在的不确定性,最终得出了空气系统性能参数的变异性与输入参数的变异性之间的关系,结果表明两者之间近似呈现为线性关系。费成巍等^[11]考虑多种随机变量,融合了有限元和响应面方法,在确定性分析的基础上对高压涡轮叶尖径向运行间隙开展了概率设计,得到了各部件径向变形的概率分布特征及不同稳态叶尖间隙下的失效概率和可靠度。唐海龙等^[12]提出在发动机总体性能的研究中,不仅要考虑设计工况下各部件效率的不确定性,还要将各部件流量的不确定性计算在内,研究中建立了基于蒙特卡洛概率设计方法的非确定性涡轴发动机数学模型,用以量化发动机各部件性能的不确定性对发动机总体性能的影响。结果表明,各部件性能按正态分布进行不确定性变化时对发动机性能有明显影响,与发动机确定性模型所计算的性能 100% 达标相比,输出功率的达标概率为 49.32% ,耗油率的达标概率为 50.83% 。

在航空发动机涡轮叶片等高温部件的热分析中,概率统计分析方法也逐步获得重视。D'Ammaro 等^[13]研究了平板气膜冷却中主流进口压力的不确定性对气膜冷却效果的影响,研究中采用了基于格点抽样的蒙特卡洛方法进行概率统计分析,结果表明,进口压力 20% 的波动将会导致气膜有效度 100% 的变化,进而导致叶片寿命减小 5 倍。Ethan 和 Dave^[14]在获得二次空气系统气流温度、质量流量等参数变异特性的基础上,将流动参数及换热系数等作为边界条件开展

了涡轮内部构件温度场的概率统计分析,研究结果表明二次空气系统的质量流量、换热系数和气流温度的变异性对内部构件的温度场均有影响,其中气流温度变异性的影响最为显著。文献^[15-17]中也研究了主流湍流度、进口压力、温度及几何参数的不确定性对叶片温度的影响。

在文献^[15-17]中,针对涡轮叶片温度场开展概率统计分析时,大多是将几何参数或者边界条件作为随机输入参数,而针对复合材料物性参数各向异性及分散性对涡轮叶片温度场分布影响的研究较少。

相比涡轮叶片温度场计算中尚未涉及物性的各向异性及分散性,国外的学者们已经在涡轮叶片力学性能预估中,考虑材料物性分散性带来的影响了。如 Thomas 等^[18]指出涡轮叶片等高温部件的可靠性设计中,不仅仅要考虑机械载荷和热载荷的变异性,还要关注材料物性参数变异特性。他们针对单晶叶片利用蒙特卡洛模拟方法研究了单晶方向性、施加载荷位置和材料蠕变特性的变异性对单晶叶片寿命的影响。Pappu 等^[19]针对 SiC/SiC 材料的涡轮叶片开展了概率分析,研究中根据实验测试结果,将材料的弹性模量和比例界限设为服从威布尔分布,将泊松比和热膨胀系数设为服从正态分布。研究结果表明,弹性模量对叶片环向应力变异性的影响最大。

因此面对 CMC 等复合材料未来在航空发动机高温部件,特别是在涡轮叶片中广泛应用的趋势,本文就叶片热分析中,如何考虑复合材料的各向异性导热系数及其分散性,以及其对叶片温度场的影响开展详细研究。将综合应用有限元分析和蒙特卡洛方法,以 Mark-II 叶片为例,研究基于概率统计的陶瓷基涡轮叶片热分析方法,分析各向异性导热系数及其分散性对涡轮叶片温度场的影响规律。

1 概率性热分析方法及计算模型

1.1 概率性热分析流程

本文采用随机有限元方法计算各向异性导热系数波动对叶片温度场的影响。随机有限元方法是蒙特卡洛方法和有限元方法的一种结合。蒙特卡洛方法是目前采用较多的概率统计分析方法之一,基本思想是将需要求解的问题同一个概率模型联系起来,通过计算机产生随机数,经过多次重复计算,得到所求参数的统计特征值^[20-22]。将其与有限元方法结合可以有效处理热分析中涉及到

的相关参数的随机性,从而对温度场等信息进行比较准确、合理的预估。

本文应用随机有限元方法,对 CMC 材料涡轮叶片进行热分析的流程如图 1 中所示。首先引入随机输入参数即导热系数的概率分布函数,利用直接抽样随机生成导热系数的样本点,开展 CFD 计算获得叶片的温度场,然后多次生成导热系数样本,并对叶片的温度场重复计算,为了逼近实际情况,模拟中样本数量 N 取 10 000 次,最后对结果进行统计分析,获得叶片高温点的温度波动及高温区域的变化。

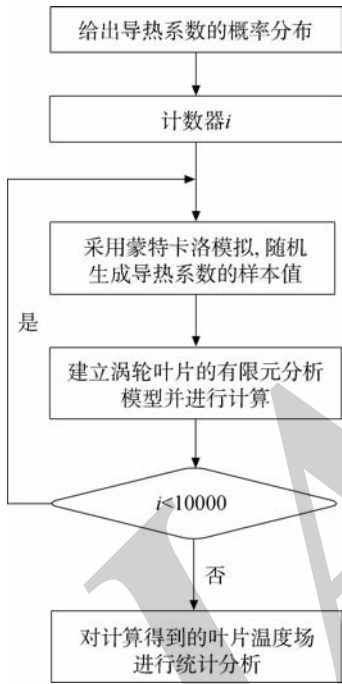


图 1 蒙特卡洛模拟计算程序流程

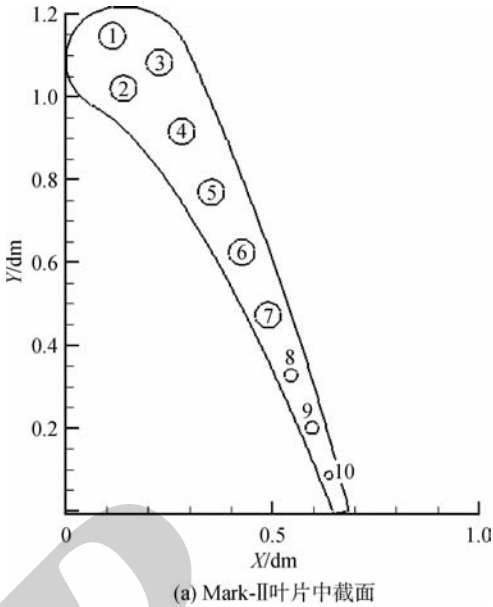
Fig. 1 Procedure of Monte-Carlo simulation

1.2 CFD 计算模型及精度验证

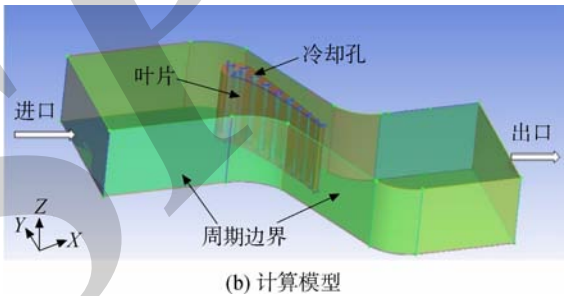
本文选取 Mark-II 型燃气涡轮叶片为研究对象,Mark-II 叶片的具体数据参见文献[23]。建立如图 2 中所示的 Mark-II 叶片计算模型,其中计算坐标系的 X 方向为主流进气方向, Y 方向为叶栅通道周期方向, Z 方向为沿叶片高度方向,图 2(a)中数字代表冷却通道编号。

网格划分由 ICEM 软件完成,如图 3 所示,在叶片壁面附近的流体边界层内采用加密网格,保证第 1 层网格的 $y^+ < 2$ 。经过网格无关性验证,最终采用数量为 140 万的网格。

采用 Fluent 软件进行叶片温度场计算,考虑到 $k-\omega$ shear stress transport (SST) 湍流模型在



(a) Mark-II 叶片中截面



(b) 计算模型

图 2 Mark-II 叶片及计算模型

Fig. 2 Computational model of Mark-II

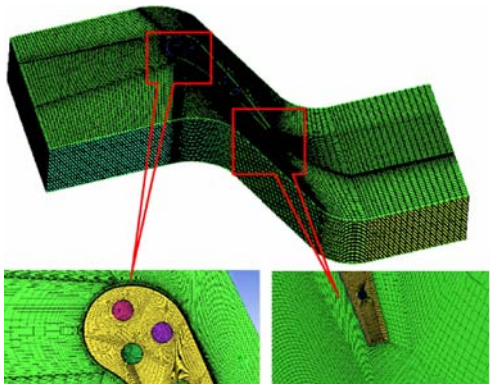


图 3 计算域网格

Fig. 3 Computational mesh

边界层内部使用 Standard $k-\omega$ 模型,在边界层边缘和自由剪切层采用 $k-\epsilon$ 模型,有效结合了 $k-\omega$ 模型的近壁特性和 $k-\epsilon$ 模型对自由流计算的优点,使得 $k-\omega$ SST 湍流模型在顺/逆压力梯度流动和换热的计算中具有较高的精度^[24],因此本文计算中选用了 $k-\omega$ SST 湍流模型。

燃气进出口边界条件如表 1 中所示,冷却孔

的边界条件参照文献[23]中 Mark-II 叶片的 5411 号试验工况,如表 2 中所示。需要说明的是,为了更贴近发动机真实工作参数,本文计算中设定的燃气进口温度要远高于文献[23]中的试验参数。

表 1 燃气进出口边界条件

Table 1 Boundary condition of mainstream	
参数	数值
燃气进口总压/Pa	337 097
燃气进口总温/K	1800
燃气进口湍流强度/%	6.5
燃气出口静压/Pa	175 719

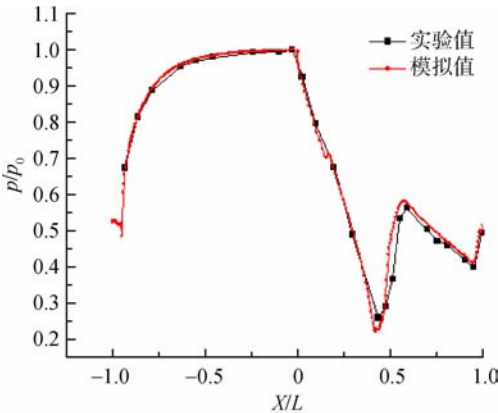
表 2 冷气进口边界条件

Table 2 Boundary condition of coolant		
冷却通道编号	进口温度/K	进口流量/(kg/s)
1	336.39	0.0246
2	326.27	0.0237
3	332.68	0.0238
4	338.86	0.0247
5	318.95	0.0233
6	315.58	0.0228
7	326.26	0.0238
8	359.83	0.00775
9	360.89	0.00511
10	414.85	0.00334

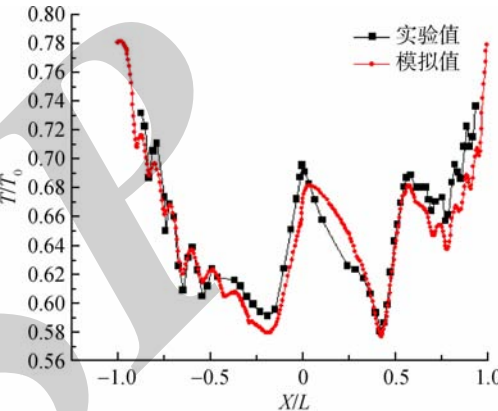
为了验证 CFD 计算模型和方法的可靠性,本文首先选取 Mark-II 叶片的 5411 号工况进行计算,并与文献[23]中对应工况的实验结果进行对比。图 4(a)和图 4(b)分别对比了数值模拟和实验测量的叶高 1/2 处叶片表面压力和温度分布,由图中可以看出数值计算结果和实验数据吻合较好,充分表明了数值计算结果的可靠性。

1.3 随机输入量和输出量

本文中随机输入参数为 CMC 材料叶片的导热系数。由于计算中导热系数为各向异性,定义 X、Y、Z 方向的等效导热系数分别为 κ_X 、 κ_Y 、 κ_Z ,在本文计算中 Y 方向导热系数大于 X 和 Z 方向,且 X 和 Z 方向导热系数相同。为了表征导热系数各向异性的程度,定义 Y 方向和其他方向的导热系数比 r 为



(a) 叶片中部表面静压分布



(b) 叶展中部表面温度分布

图 4 CFD 计算与实验结果对比
Fig. 4 Comparison between numerical date and experimental data

$$r = \frac{\kappa_Y}{\kappa_X} = \frac{\kappa_Y}{\kappa_Z} \tag{1}$$

同时假设 X、Y 和 Z 方向的导热系数均服从正态分布 $\kappa_i \sim N(\kappa, \sigma_{\kappa}^2)$,其中 κ 为导热系数分布的均值, σ_{κ} 为导热系数分布的标准差。为了描述导热系数的波动性,定义变异系数 α 为

$$\alpha = \frac{\sigma_{\kappa}}{\kappa} \tag{2}$$

根据文献[25]给出的 CMC 材料的导热系数范围为 1~45 W/(m·K),给定 X 和 Z 方向的导热系数为 1 W/(m·K),通过改变导热系数比 r 即改变 Y 方向导热系数来研究各向异性程度变化对叶片温度场的影响,同时选取不同的导热系数变异系数 α 来研究导热系数波动对叶片温度场的影响。为了更好地分析导热系数波动带来的影响,本文计算工况中分为导热系数定值和导热系数波动两类工况,其中 Case A 的导热系数为定值,Case B 的导热系数存在波动,具体工况如表 3 中所示。

表 3 导热系数及变异系数工况表

Table 3 Operating conditions of thermal conductivity and variation coefficient

工况	参数	取值范围
Case A	X、Z 方向导热系数 $\kappa_X、\kappa_Z$	1
	导热系数比 r	2,10,50
	X、Z 方向导热系数 $\kappa_X、\kappa_Z$	1
Case B	导热系数比 r	2,10,50
	变异系数 α	0.01,0.1

考虑到叶片前缘滞止点和尾缘是涡轮叶片最容易超温的位置,将叶片前缘滞止点(对应图2(a)中点坐标为(0,1.089,0),单位:dm)及尾缘点(对应图 2(a)中点坐标为(0.685,0,0),单位:dm)的温度作为输出量重点关注。定义温度分布的均值 $\bar{T}$ 和标准差 σ 分别为

$$\bar{T} = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N T_i \tag{3}$$

$$\sigma = \sqrt{\frac{1}{N} \sum_{i=1}^N (T_i - \bar{T})^2} \tag{4}$$

式(3)和式(4)中 N 为蒙特卡洛模拟样本数量, T_i 为每一次计算得到的温度值。同时为了量化分析导热系数波动给叶片温度分布带来的影响,定义叶片高温关注区域(温度可能超过 900 K 的区域,即在蒙特卡洛模拟中温度至少超过 900 K 一次的区域)的面积相对增量 ΔS_{hot} 为

$$\Delta S_{\text{hot}} = \frac{S_{\text{sh}} - S_{\text{h}}}{S} \tag{5}$$

式中 S_{sh} 为导热系数在波动情况下高温关注区域的面积, S_{h} 为在给定导热系数情况下的高温关注区域的面积, S 为整个叶片面积。

2 结果分析

2.1 Case A 典型工况叶片中截面温度场分析

图 5 给出了导热系数为定值,且导热系数比 r 分别为 2,10 和 50 时,叶片中截面的温度(T)分布云图。从图中可以看出,随着导热系数各向异性程度的增加,叶片中截面温度分布规律出现了明显改变,无论是最高温度出现的位置还是温度较高区域覆盖的范围均发生了改变。在 r 为 2 时,温度较高的区域主要分布在叶片前缘、吸力面部分区域及尾缘。随着 r 增加,即 Y 方向导热系数增大, Y 方向上的温度逐渐变得均匀,同时增强了叶片吸力面与内部低温区域的热量传递,因此

吸力面温度较高区域的面积也随之减少,当 r 为 50 时,温度较高的区域主要分布在叶片前缘靠近压力面一侧及尾缘区域。对于在导热系数较小的 X 方向上,温度梯度随导热系数比 r 增加而升高。

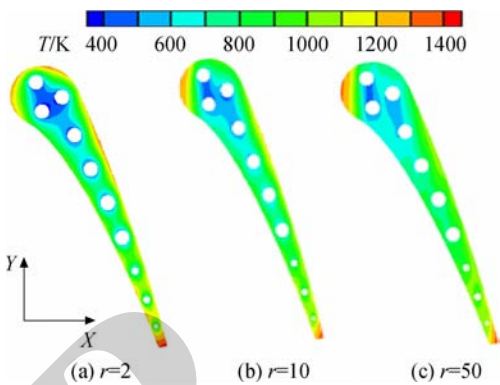


图 5 r 不同时叶片中截面温度分布云图

Fig. 5 Temperature contours on middle section with different r

2.2 各向异性导热系数波动对叶片前缘滞止点温度的影响

图 6 给出了 Case B 中,导热系数变异系数 α 分别为 0.01 和 0.1 时,3 种导热系数比对应的前缘滞止点温度概率密度正态拟合图,图中 X 坐标为温度值,每个长方形面积为前缘点温度落在该区域的概率大小。图中同时给出了温度波动的正态分布函数,如导热系数比 $r=2$ 时,变异系数 α 为 0.01 和 0.1 对应的正态分布函数分别为 $T \sim N(1273.1, 0.9161^2)$ 和 $T \sim N(1273.1, 9.1309^2)$ 。

由图中可以得到 $r=2$ 时, α 为 0.01 和 0.1 对应的叶片前缘点温度均值 $\bar{T}_{\text{le}}$ 均为 1273.1 K, $r=10$ 时, α 为 0.01 和 0.1 对应的 $\bar{T}_{\text{le}}$ 分别为 1302.1 K 和 1301.9 K, $r=50$ 时, α 为 0.01 和 0.1 对应的 $\bar{T}_{\text{le}}$ 分别为 1310 K 和 1309.8 K,可以看出变异系数 α 对叶片前缘滞止点温度均值的影响不大。

而前缘滞止点温度波动的标准差 σ_{le} 在不同工况下差异较大,在高变异系数时, σ_{le} 普遍较大。如 $r=50$ 时, α 为 0.01 对应的 σ_{le} 为 0.5796 K,而 α 为 0.1 对应的 σ_{le} 为 5.8410 K。

从图 6 中可以发现,当变异系数 $\alpha=0.1$,导热系数比 $r=2$ 时, σ_{le} 最大,为 9.13 K。根据正态分布特征,可以得出此时叶片前缘点温度均值为 1273.1 K,波动超出均值 9.13 K 的概率接近 16%,超出均值 18.26 K 的概率为 2.3%。

图 7 中给出了叶片前缘滞止点温度波动标准差 σ_{le} 随导热系数变异系数 α 的变化规律,图中 $\alpha=$

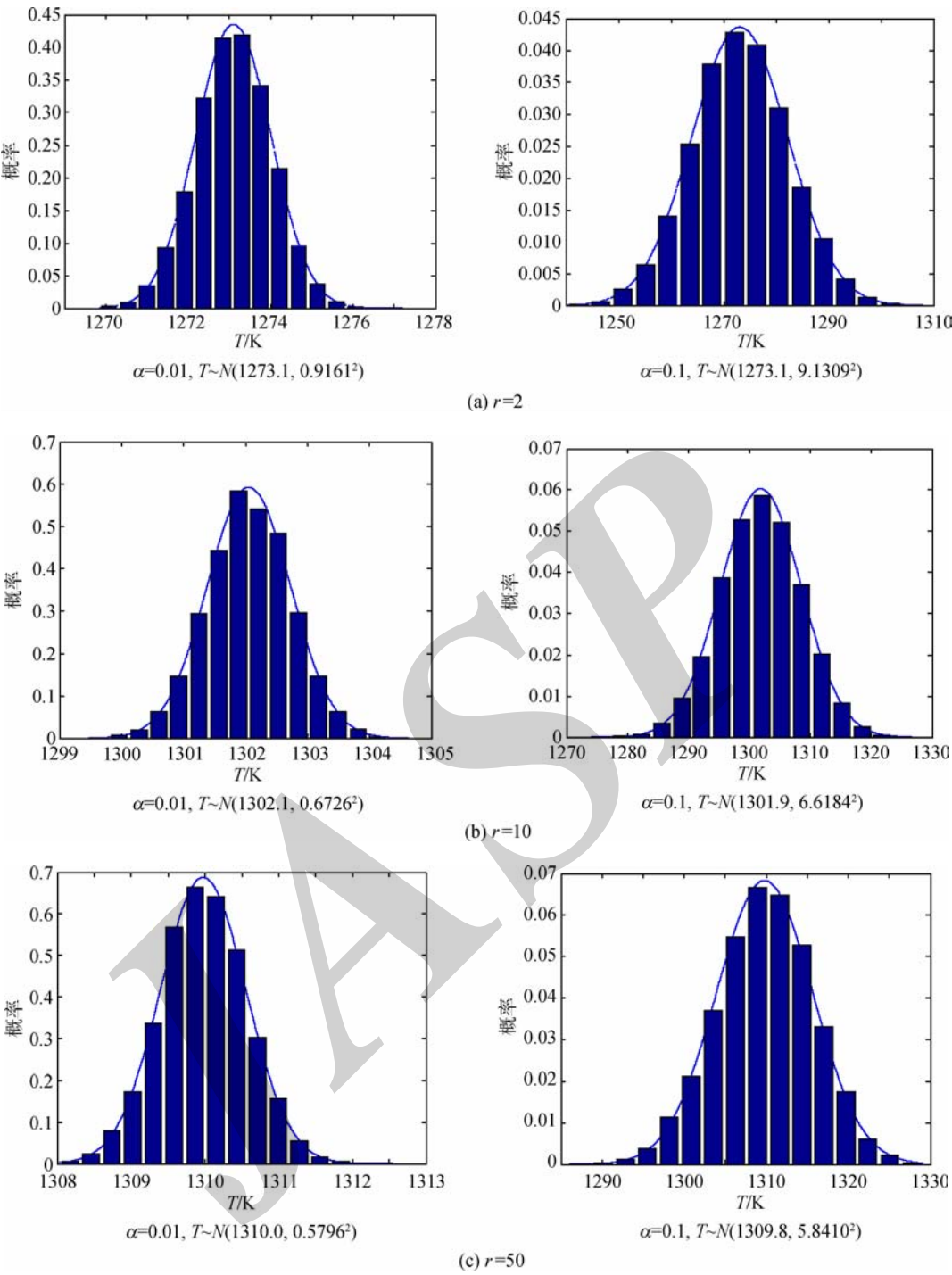


图 6 叶片前缘点温度的概率密度正态拟合图

Fig. 6 Probability density distribution of temperature on leading edge stagnation point

0 为 Case A,其导热系数为定值,此时前缘滞止点温度不发生波动, σ_{le} 为 0。图中数据表明, σ_{le} 随 α 的增大而增大。同时可以发现,当变异系数 α 相同时,导热系数比 r 较大的工况对应的 σ_{le} 较小,即在导热系数绝对数值较大时,即使存在较大的变异系数,导热系数因波动引起的温度变化也不会太大;而当导热系数较小时,需要严格控制导热系数波动范围,较小的变异系数也会引起较大的

温度波动。

2.3 各向异性导热系数波动对叶片尾缘温度的影响

图 8 给出了 Case B 中,导热系数变异系数 α 分别为 0.01 和 0.1 时,3 种导热系数比对应的尾缘温度概率密度正态拟合图。从图中可以看出,变异系数 α 对叶片尾缘温度平均值 T_{te} 的影响不大,如 $r=2$ 时, α 为 0.01 和 0.1 对应的 T_{te} 分别为

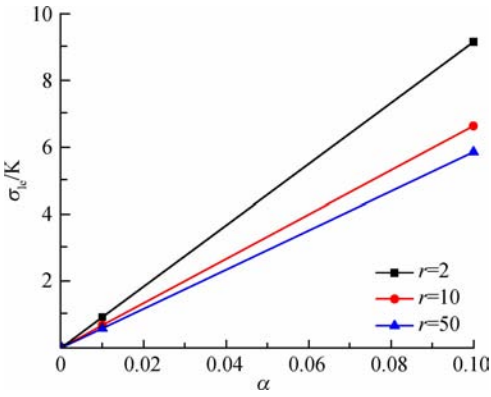


图 7 叶片前缘点温度分布标准差

Fig. 7 Standard deviation of temperature distribution on leading edge stagnation point

1128.4 K 和 1129 K。而尾缘温度波动的标准差 σ_{te} 在高变异系数时普遍较大,如 $r=50$ 时, α 为 0.01 和 0.1 对应的 σ_{te} 分别为 0.3077 K 和 3.1219 K。

同时对比图 6 和图 8 中的结果,可以发现尾缘温度波动标准差小于前缘滞止点温度波动标准差,如 $r=2, \alpha=0.1$ 时, σ_{le} 和 σ_{te} 分别为 9.13 K 和 4.27 K。

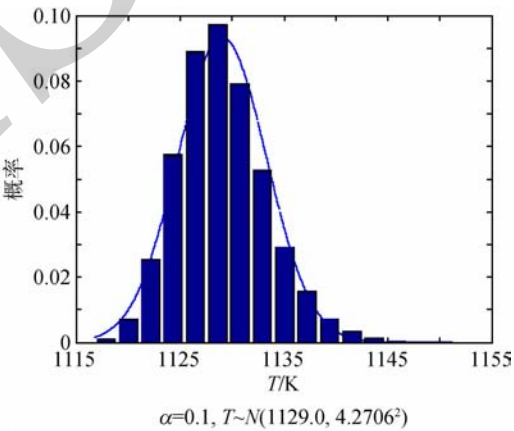
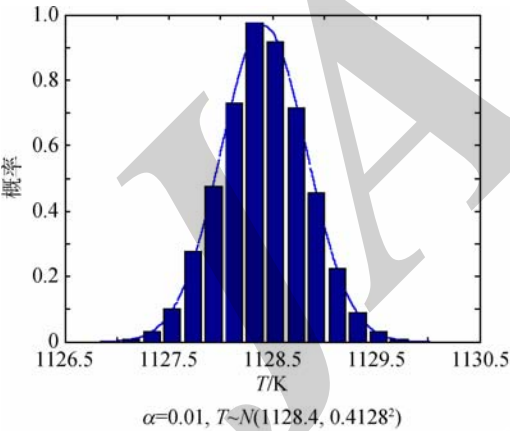
对于叶片尾缘点,温度波动标准差在变异系

数 α 为 0.1,导热系数比 r 为 10 时最大,为 5.27 K。根据正态分布特征,可以得出此时叶片尾缘点温度波动超出均值 5.27 K 的概率接近 16%,超出均值 10.54 K 的概率为 2.3%。

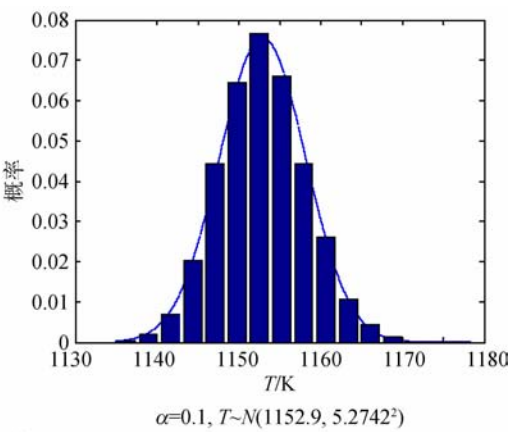
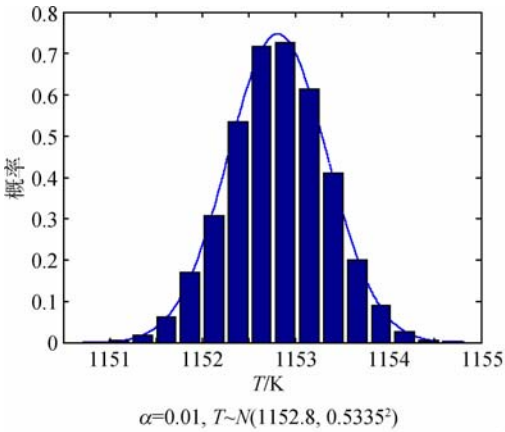
图 9 给出了叶片尾缘点温度波动标准差 σ_{te} 随导热系数变异系数 α 的变化关系,其中变异系数 $\alpha=0$ 为 Case A,表示导热系数为定值,此时 σ_{te} 为 0。从图中可以看出, σ_{te} 随 α 的增大而增大。与前缘点不同的是,当变异系数 α 相同时,导热系数比 $r=10$ 时对应的 σ_{te} 最大。

2.4 各向异性导热系数波动对叶片高温区域的影响

为了进一步量化分析导热系数波动给叶片温度场分布带来的影响,图 10 给出了叶片高温关注区域面积增量图,图中的曲线包括 Case A 和 Case B 两种工况下的计算结果,一条曲线是 Case A 即导热系数定值时,叶片内部温度为 900 K 的分界线;另一条曲线是 Case B 即导热系数波动时,温度至少一次超过 900 K 区域与从未超过 900 K 区域的分界线。因此两条曲线之间的区域即导热系数为定值时温度没有超过 900 K,而在导热



(a) $r=2$



(b) $r=10$

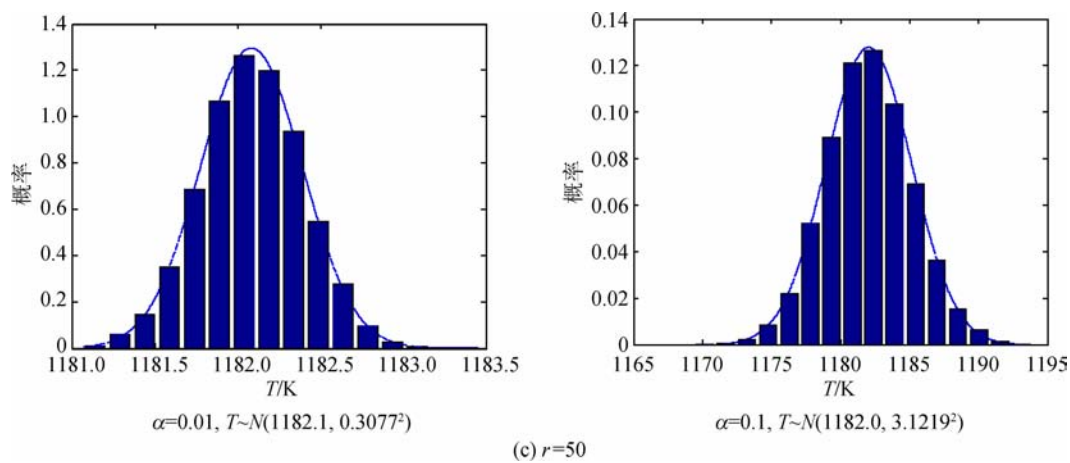


图 8 叶片尾缘点温度概率密度正态拟合图

Fig. 8 Probability density distribution of temperature on trailing edge

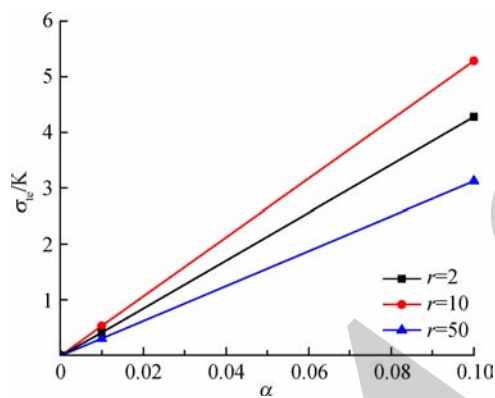


图 9 叶片尾缘点温度分布标准差

Fig. 9 Standard deviation of temperature distribution on trailing edge

系数波动时温度有可能超过 900 K 的区域,将其定义为高温敏感区域,其面积与叶片面积的比值即为高温关注区域面积相对增量 ΔS_{hot} ,如图 10 (b)中的深色标注区域所示。

图 10 中结果显示,导热系数变异系数 $\alpha = 0.01$ 时,导热系数比 $r = 2, 10, 50$ 对应的高温关注区域面积相对增量 ΔS_{hot} 分别为 0.18%、0.41%、0.1%; $\alpha = 0.1$ 时, $r = 2, 10, 50$ 对应的 ΔS_{hot} 分别为 4.8%、4.3%、2.2%。

当导热系数比 r 为 2 时,叶片高温敏感区域分布在叶片四周。随着 r 增大,即导热系数各向异性程度增加,叶片压力面、吸力面靠近前缘以及叶片尾缘冷却孔附近的高温敏感区域逐渐消失。同时在同一工况下,叶片不同位置的温度对导热系数波动的敏感程度也不相同,如图 10(b)中深色标注区域所示,叶片吸力面靠近头部位置的高温关注区域面积增量明显要比其他位置的大。

图 11 给出了叶片高温关注区域面积相对增

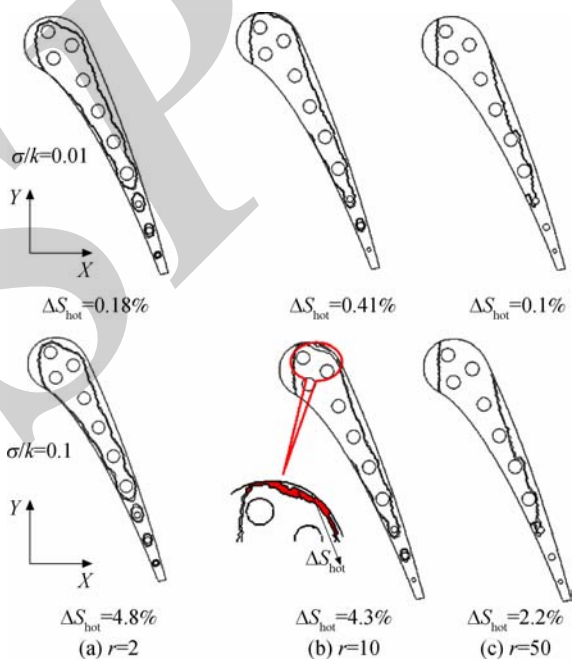


图 10 叶片高温关注区域面积增量

Fig. 10 Increment of concerned area with high temperature

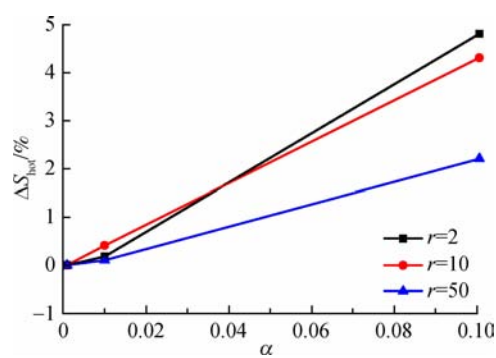


图 11 叶片高温关注区域面积相对增量 ΔS_{hot} 随 α 的变化曲线

Fig. 11 Relationship between relative rate of increment of concerned area with high temperature ΔS_{hot} and α

量 ΔS_{hot} 随导热系数变异系数 α 的变化关系图。从图中可以看出, ΔS_{hot} 随着 α 的增加而增加, 且导热系数比 r 不同时, ΔS_{hot} 随 α 增加的速率不同。 $\alpha=0.1$ 和 $r=2$ 时, 叶片高温区域面积相对增加量 ΔS_{hot} 最大, 为 4.8%。

3 结 论

本文考虑了 CMC 材料导热系数的各向异性及分散性, 建立了基于概率统计的陶瓷基复合材料涡轮叶片热分析方法。研究中以 Mark-II 涡轮叶片冷却结构为例, 综合利用有限元方法和蒙特卡洛方法, 分析了应用陶瓷基复合材料后的温度场均值和波动特性, 获得了各向异性导热系数及其波动对 CMC 材料涡轮叶片温度场的影响规律。

研究结果表明:

1) 导热系数波动对叶片前缘点、尾缘点温度均值影响微弱。在导热系数正态波动情况下, 叶片前缘滞止点、尾缘温度波动也满足正态分布。

2) 在导热系数绝对数值较大时, 即使存在较大的变异系数, 导热系数因波动引起的叶片温度变化也不会太大; 而当导热系数较小时, 需要严格控制导热系数波动范围, 较小的变异系数也会引起较大的叶片温度波动。

3) 叶片前缘滞止点、尾缘温度波动标准差随导热系数变异系数的增加而增加。在本文计算工况下, 前缘滞止点温度在变异系数 $\alpha=0.1$, 导热系数比 $r=2$ 时波动最大, 温度分布满足 $T \sim N(1273.1, 9.1309^2)$, 尾缘点温度在变异系数 $\alpha=0.1$, 导热系数比 $r=10$ 时波动最大, 温度分布满足 $T \sim N(1152.9, 5.2742^2)$ 。根据正态分布概率特征, 前缘点温度有 16% 的概率超出均值 9.13 K、尾缘点温度有 16% 的概率超出其均值 5.27 K。

4) 导热系数波动会导致叶片内部可能出现高温 ($T > 900$ K) 的区域增大, 高温关注区域面积相对增量 ΔS_{hot} 随导热系数变异系数 α 的增加而增加。在本文计算工况下, 高温关注区域面积相对增量的最大值在导热系数比 $r=2$, 变异系数 $\alpha=0.1$ 出现, 此时 $\Delta S_{\text{hot}}=4.8\%$ 。

参考文献:

[1] 方昌德. 航空发动机的发展研究[M]. 北京: 航空工业出版社, 2009.

[2] National Physical Laboratory (Great Britain). The properties of fibre composites; proceedings of a conference held at the National Physical Laboratory, 4 November, 1971[M].

London: IPC Science and Technology Press, 1972.

[3] MUTNURI B. Thermal conductivity characterization of composite materials[D]. Morgantown: West Virginia University, 2006.

[4] TIAN T, KEVIN D C. Anisotropic thermal conductivity measurement of carbon-fiber/epoxy composite materials[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2012, 55(23/24): 6530-6537.

[5] XU Y B, YAGI K. Automatic FEM model generation for evaluating thermal conductivity of composite with random materials arrangement[J]. Computational Materials Science, 2004, 30(3/4): 242-250.

[6] 刘梦西. 含孔隙的陶瓷基复合材料力学性能和分散性研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2014.

LIU Mengxi. Research on mechanical performance and the dispersion of ceramic composites with porosity[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014. (in Chinese)

[7] 冀英杰. 填充型橡胶复合材料导热性能实验研究及数值模拟[D]. 山东 青岛: 青岛科技大学, 2013.

JI Yingjie. Experimental study and numerical simulation of the thermal conductivity of filled rubber composite[D]. Qingdao Shandong: Qingdao University of Science and Technology, 2013. (in Chinese)

[8] 宋迎东, 孙志刚, 高希光, 等. 纤维增强复合材料有效性能分散性[J]. 航空动力学报, 2005, 20(2): 230-235.

SONG Yingdong, SUN Zhigang, GAO Xiguang, et al. Research on discrepancy of fiber reinforced composite effective performance[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(2): 230-235. (in Chinese)

[9] HAN J, DUTTA S, EKKAD S V. Gas turbine heat transfer and cooling technology[M]. New York: Taylor and Francis, 2000.

[10] DAVID C, ETHAN S. Probabilistic analysis of a turbofan secondary flow system[R]. ASME Paper GT2004-53197, 2004.

[11] 费成巍, 白广忱, 赵合阳, 等. 高压涡轮叶尖径向运行间隙概率设计[J]. 北京航空航天大学学报, 2013, 39(3): 305-309.

FEI Chengwei, BAI Guangchen, ZHAO Heyang, et al. Probabilistic design for blade-tip radial running clearance of HPT[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2013, 39(3): 305-309. (in Chinese)

[12] 唐海龙, 张坤, 郭昆, 等. 部件性能非确定性对涡轴发动机性能影响量化方法研究[J]. 推进技术, 2015, 36(8): 1143-1150.

TANG Hailong, ZHANG Kun, GUO Kun, et al. Quantification method of effect of uncertainty on component performance for turbo-shaft engine performance[J]. Journal of Propulsion Technology, 2015, 36(8): 1143-1150. (in Chinese)

[13] D'AMMARO A, MONTOMOLI F. Uncertainty quantification and film cooling[J]. Computers and Fluids, 2011, 71

(71):320-326.

[14] ETHAN S,DAVE C. Probabilistic thermal analysis of gas turbine internal hardware [R]. ASME Paper GT2006-90881,2006.

[15] MONTOMOLI F,D'AMMARO A,UCHIDA S. Uncertainty quantification and conjugate heat transfer;a stochastic analysis[J]. Journal of Turbomachinery,2013,135(3):320-326.

[16] 宋英杰,聂俊,郭振东,等. 高温叶片换热性能不确定性量化[J]. 工程热物理学报,2015,36(8):1666-1671.

SONG Yingjie,NIE Jun,GUO Zhendong,et al. Uncertainty quantification of heat transfer performance of high temperature blade[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2015,36(8):1666-1671. (in Chinese)

[17] BUNKER R S. The effects of manufacturing tolerances on gas turbine cooling[J]. Journal of Turbomachinery,2009, 131(4):041018. 1-041018. 11.

[18] THOMAS W,MATTHIAS V,HARTMUT S,et al. Probabilistic finite-element analysis on turbine blades [R]. ASME Paper GT2009-59877,2009.

[19] PAPPU L,MURTHY N,Nemeth N N,et al. Probabilistic analysis of a SiC/SiC ceramic matrix composite turbine vane[R]. NASA/TM-2004-213331,2004.

[20] 蒋向华,杨晓光,王延荣. 一种结构可靠性的数值计算方法[J]. 航空动力学报,2005,20(5):778-782.

JIANG Xianghua,YANG Xiaoguang,WANG Yanrong. Numerical approach for structure reliability evaluation[J]. Journal of Aerospace Power,2005,20(5):778-782. (in Chinese)

[21] 高阳,白广忱,张瑛莉. 涡轮盘低循环疲劳寿命的概率分析[J]. 航空动力学报,2009,24(4):804-809.

GAO Yang,BAI Guangchen,ZHANG Yingli. Probability analysis for the low cycle fatigue life of a turbine disk[J]. Journal of Aerospace Power,2009,24(4):804-809. (in Chinese)

[22] 陈亮. 基于有限元方法的结构可靠性设计[D]. 南京:东南大学,2006.

CHEN Liang. Structure reliability design based on finite element method[D]. Nanjing:Southeast University,2006. (in Chinese)

[23] HYLTON L D,MUKGEC M S,TYRBER E R,et al. Analytical and experimental evaluation of the heat transfer distribution over the surface of turbine vanes[R]. NASA-CR-168015,1983.

[24] 董平. 航空发动机气冷涡轮叶片的气热耦合数值模拟研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学,2009.

DONG Ping. Research on conjugate heat transfer simulation of aero turbine engine air-cooled vane[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology,2009. (in Chinese)

[25] 李伟. PIP 工艺制备 Cf /SiC 复合材料孔隙结构及其传热传质特性研究[D]. 长沙:国防科技大学,2008.

LI Wei. Porous characteristics and their influences on mass and heat transfer of Cf/SiC composites fabricated via the PIP process[D]. Changsha:National University of Defense Technology,2008. (in Chinese)

(编辑:叶 青)