

# 局部规则涂层对气冷叶片测温影响的数值研究

杨 光<sup>1</sup>, 艾延廷<sup>1</sup>, 徐 毅<sup>2</sup>, 关 鹏<sup>1</sup>, 赵武军<sup>1</sup>

- (1. 沈阳航空航天大学 辽宁省航空推进系统先进测试技术重点实验室, 沈阳 110136;
2. 中国航空发动机集团有限公司 四川燃气涡轮研究院, 四川 江油 621703)

**摘 要:** 为研究微细热电偶测温安装涂层对其测量精度的影响机理,基于气固耦合传热(HT)方法,建立了接近真实气膜冷却叶片的三维模型,选择 SST(shear stress transport)  $\gamma-\theta$  湍流模型,对未喷涂氧化铝涂层与在叶片吸力面前缘、压力面前缘、压力面尾缘处喷涂氧化铝涂层后的气冷叶片表面温度进行数值研究。无涂层工况的数值计算结果与实验结果误差控制在 5% 以下,验证了数值方法的有效性。研究结果表明:涂层对近壁面燃气的流动特性产生显著影响;三种有涂层工况的数值计算结果表明,压力面前缘处比吸力面前缘处温差波幅小,且比压力面尾缘处测温误差降低 35.5%;在压力面及吸力面前缘处,最佳测温区域为涂层中部至下端之间的部位,而在压力面尾缘处,最佳测温区域尽量选择靠近涂层面上端部位。

**关 键 词:** 局部规则涂层; 气冷叶片; 耦合传热; 温度场分布; 测温精度

**中图分类号:** V235.1                      **文献标志码:** A

## Numerical study on influence of local regular coating on temperature measurement of film-cooled vane

YANG Guang<sup>1</sup>, AI Yanting<sup>1</sup>, XU Yi<sup>2</sup>, GUAN Peng<sup>1</sup>, ZHAO Wujun<sup>1</sup>

- (1. Key Laboratory of Advanced Measurement and Test Technology for  
Aircraft Propulsion System, Liaoning Province,  
Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China;
2. Sichuan Gas Turbine Establishment,  
Aero Engine Corporation of China, Jiangyou Sichuan 621703, China)

**Abstract:** In order to study the influence mechanism of temperature measurement coating on measuring accuracy of fine thermocouple, a three-dimensional model for film-cooled vane was established based on conjugated heat transfer (CHT) method. SST (shear stress transport)  $\gamma-\theta$  turbulence model was carried out on the film-cooled vane sprayed with alumina coating on the front edge of suction, front edge of pressure and trailing edge of pressure surface. The error between the numerical results and the experimental results was controlled below 5%, verifying the effectiveness of the numerical method. The results showed that, the coating had a significant effect on the flow characteristics of gas near the wall. However, the numerical results of three coating conditions showed that the temperature difference amplitude at the front edge of pressure was smaller than that at the front edge of suction, and

**收稿日期:**2019-06-13

**基金项目:**国家自然科学基金(11702177); 辽宁省自然科学基金(20180550650)

**作者简介:**杨光(1991—),男,硕士生,主要从事航空发动机热端部件表面温度分布研究。

**引用格式:**杨光,艾延廷,徐毅,等.局部规则涂层对气冷叶片测温影响的数值研究[J].航空动力学报,2019,34(12):2686-2694.  
YANG Guang, AI Yanting, XU Yi, et al. Numerical study on influence of local regular coating on temperature measurement of film-cooled vane[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(12): 2686-2694.

the temperature measurement error was 35.5% lower than that at the trailing edge of pressure. In addition, on the pressure surface and the front edge of suction, the best temperature measurement area was between the middle and the lower end of the coating, while on the trailing edge of the pressure surface, the best temperature measurement area was close to the upper end of the coating.

**Key words:** local regular coating; film-cooling vane; conjugate heat transfer; temperature field distribution; temperature measurement accuracy

航空发动机高压涡轮导向器承受燃烧室出口高温燃气的热载荷,容易产生热应力,引发导向叶片变形、裂纹及烧蚀等常见故障,进而降低发动机使用寿命及安全性<sup>[1-4]</sup>。Han 等<sup>[5]</sup>研究发现,对于航空发动机涡轮叶片,如果叶片温度提高 10 K,叶片预测寿命将会降低 50%。保证气冷涡轮叶片冷却效果的前提是准确获得叶片表面温度,以确定适当的冷却方式及冷气流,否则会严重降低冷却系统的冷却效率<sup>[6]</sup>。因此,提高涡轮叶片表面温度测量精度,进而为叶片冷却设计提供依据,具有十分重要的意义。

目前,国内外航空发动机叶片表面温度测试方法主要有热电偶、红外辐射和示温漆等<sup>[7-9]</sup>。工程中常用的铠装热电偶具有结构简单、量程宽、精度高和便于远距离信号传输的优点,但测点需埋入叶片内,无法直接获得叶片表面温度。中国航发燃气涡轮研究院提出采用微细热电偶进行涡轮叶片表面温度测试的方法,可以有效地解决热电偶埋入引起的测温误差。该方法通过氧化铝涂层将热电偶丝固定在叶片表面,从而获得叶片表面温度。但该方法引入的涂层结构,会对叶片表面局部区域的流动特性和传热特性产生复杂影响,从而导致测量精度降低。在前期,课题组已通过模拟试验对部分工况下微细热电偶测量精度进行了验证,但其在实际涡轮叶片温度测量上的应用还存在大量技术问题有待解决。首先,涂层对实际工作环境下热电偶温度测量效果影响评价方法的研究;其二,涂层安装位置对叶片表面测温精度影响的机理研究;其三,对于结构复杂的气冷叶片,涂层对测量点精度影响规律的建立。通过试验手段研究这些变量对测量精度的影响具有难度大、成本高的缺点,而近年来气固耦合传热(conjugate heat transfer, CHT)方法的发展,使得较多工程问题可以通过数值仿真的方法来解决。该方法具有低成本、精度高、计算结果特征规律显著和计算条件可控等优点<sup>[10]</sup>。CHT 技术的发展使得通过数值手段研究由安装涂层引起的微细热电

偶测温误差成为可能。

基于 CHT 技术,许多学者采用不同的湍流模型对径向内冷叶片或气膜冷却叶片模型进行数值模拟,并验证了 CHT 技术在气膜冷却叶片温度预测方面的有效性。Ni 等<sup>[11]</sup>采用双方程  $k-\omega$  湍流模型对一个具有 648 个气膜孔的气冷叶片进行数值模拟,通过调整边界条件使其数值结果在叶片大部分区域与实验数据相差低于 5 K。部分学者<sup>[12-14]</sup>采用 SST(shear stress transport)  $k-\omega$  湍流模型研究带 TBC(thermal barrier coating)的气冷叶片在前缘滞止区、吸力面激波区以及压力面尾缘区的温降情况,取得了较好的结果。李涛和石慧等<sup>[15-16]</sup>使用 SST 转换模型分别研究了 Mark-Ⅱ 叶片光滑表面及粗糙表面的层流到湍流的转换过程,验证了 SST 转换模型的预测精度。

本文在前人研究的基础之上,基于 CHT 技术,选择带  $\gamma-\theta$  转换的 SST  $\gamma-\theta$  湍流模型,建立在局部位置喷涂规则涂层的复杂气膜冷却叶片模型。通过比较未喷涂氧化铝涂层以及在叶片吸力面前缘、压力面前缘、压力面尾缘喷涂氧化铝涂层后的气冷叶片数值仿真结果,获取涂层喷涂位置对叶片流动特性及温度特性的影响规律,为提高微细热电偶气冷叶片表面测温精度提供参考。

## 1 物理模型和计算方法

### 1.1 物理模型和网格划分

参照熊庆荣等<sup>[8]</sup>在示温漆测温试验中所使用的真实发动机叶片的案例,采用几何建模与非结构化网格技术,建立了气膜冷却叶片三维数学离散网格模型,如图 1 所示。在该三维模型中,设置叶高为 40 mm,弦长为 60 mm,平均壁厚为 1.25 mm,边缘倒角为 1.5 mm。气膜孔位置如图 1 所示,  $P_1 \sim P_3$  孔径均为 0.5 mm,其中  $P_1$ 、 $P_3$  孔径向角为  $30^\circ$ ,  $P_2$  孔径向角为  $45^\circ$ 。  $P_4$  孔径为 1.2 mm,孔弦向角为  $30^\circ$ ,叶片气膜冷却孔总数 34 个。用于固定微细热电偶丝的局部规则涂层的尺

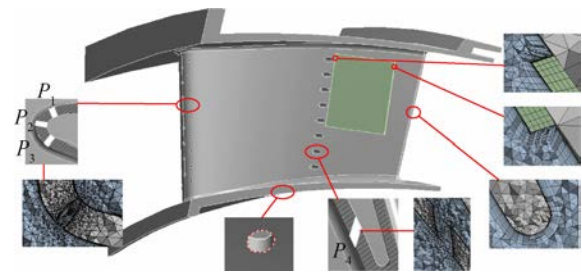


图 1 带涂层气膜冷却叶片模型及网格划分

Fig. 1 Coated film cooling vane model and mesh generation

尺寸为  $20\text{ mm}\times 15\text{ mm}\times 0.3\text{ mm}$ 。

使用 Mesh 工具进行非结构化网格划分。在网格生成过程中,为确保气固耦合界面网格所有节点相对应,采用一体化的网格生成方法,即在同一定义域内生成流体和固体网格,通过定义内交接面令计算机分别识别固体区与流体区。为提高气固耦合界面附近温度梯度的模拟精度,对流体近壁面网格区进行加密处理。壁面附近第一层网格  $y^+$  值为 1 量级,满足 SST  $\gamma$ - $\theta$  湍流模型的近壁面函数要求。经过网格独立性检验,最终确定网格节点总数约 600 万,其中固体域网格约 158 万,流体域网格约 433 万。

1.2 温度测量误差定义

定义工况 u、c1、c2 和 c3 分别代表无涂层、涂层在叶片吸力面前缘、涂层在压力面前缘及涂层在压力面尾缘四种工况。如图 2 所示,为定量描述涂层所在区域叶片表面温度分布情况,选取六条温度特征线,分别为  $L_1$ 、 $L_2$ 、 $L_3$ 、 $Z_1$ 、 $Z_2$ 、 $Z_3$ ,线上分布编号  $P_{11}$  到  $P_{94}$  共 33 个点。 $P_{11}\sim P_{15}$  等距分布于  $L_1$  线, $P_{12}\sim P_{92}$  等距分布于  $Z_1$  线,其余点亦按此方式分布。涂层前端与其前一排气膜孔的距离  $d_1$  为 3.5 mm, $L$  线上任意两点间距  $d_2$  为 3 mm, $Z$  线上任意两点间距  $d_3$  为 2 mm。各工况左上角坐标表示  $L$  线与  $Z$  线的方向。涂层区域宽

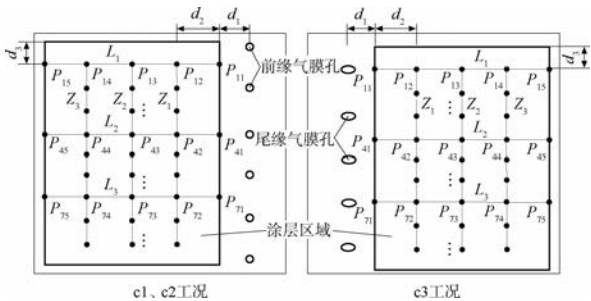


图 2 叶片表面涂层区域温度测点分布

Fig. 2 Distribution of temperature measuring points in coating area of vane surface

度用  $w$  表示, $w$  以涂层前端位置为起始点。

1.3 计算方法

本文采用 ANSYS CFX18.2 作为求解器进行稳态求解。首先假设燃气为理想气体,确定气体状态方程。在流体域,求解连续方程及动量方程;在固体域求解能量方程;在流-固交界面通过在节点间传递壁面温度及热通量实现耦合计算。考虑到带局部规则涂层的气膜冷却叶片模型较为复杂,叶片表面的流体可能包含多种流动状态,而 SST  $\gamma$ - $\theta$  转捩模型中特殊的雷诺数方程和  $\gamma$  方程可以有效地控制转捩点发生的位置和多种流动状态<sup>[15]</sup>。据此,本文选择该湍流模型进行数值计算。

取参考文献[8]中给出的发动机技术状态参数(见表 1)作为计算边界条件。在 CFX 中设置计算域出口压力为 520.2 kPa。边界条件的定义参考表 1 中给定的实际发动机工作状态,根据航空发动机轴功率平衡关系,得到导向器出口边界条件如表 2 所示<sup>[17]</sup>。

| 表 1 发动机技术状态参数                              |        |
|--------------------------------------------|--------|
| Table 1 Engine technical status parameters |        |
| 参数                                         | 数值     |
| 发动机入口平均总温/K                                | 290.29 |
| 尾喷管排气温度/K                                  | 917.33 |
| 发动机入口压力/kPa                                | 95.22  |
| 压气机出口总压/kPa                                | 538.39 |
| 发动机进口总流量/(g/s)                             | 3 520  |
| 燃气质量流量/(g/s)                               | 54.48  |
| 发动机入口马赫数                                   | 0.31   |

| 表 2 气膜冷却叶片模拟工况                                |       |
|-----------------------------------------------|-------|
| Table 2 Nozzle guide vane simulate conditions |       |
| 参数                                            | 数值    |
| 入口总压/kPa                                      | 522.2 |
| 入口平均温度/K                                      | 1 310 |
| 出口质量流量/(g/s)                                  | 148.9 |
| 冷气质量流量/(g/s)                                  | 2.8   |
| 入口冷气总温/K                                      | 491   |

由于其实验结果<sup>[8]</sup>表明入口总温分布并不均匀,本文通过对入口总温进行调整,得到接近实际入口温度的径向分布曲线,如式(1)

$$F(\Lambda) = 1600(0.701 + 0.197 \times \Lambda + 0.615 \times \Lambda^2 - 0.801 \times \Lambda^3)$$

(1)

式中,  $\Delta = (r - r_{in}) / (r_{ex} - r_{in})$ ,  $r_{in}$  和  $r_{ex}$  分别代表叶片所在涡轮导向器的内半径和外半径。韩志双等<sup>[18]</sup>研究发现:涡轮入口温度超过 1 600 K 时需要考虑辐射因素。本文给出的涡轮叶片平均入口温度为 1 310 K, 在计算过程中可忽略辐射作用影响。假设流体工质为理想可压燃气, 叶片材料选取高温合金 DD3, 密度为 8.2 g/cm<sup>3</sup>。高温合金 DD3 的物性参数受温度影响较显著<sup>[19]</sup>, 因此可将其在 CFX 中以温度的插值函数形式给出。通过 CEL(CFX expression language)将材料参数的表达式输入 CFX 中, 以实现变属性材料的传热计算。物性参数包括导热系数  $k$ 、比热容  $c$ 、热膨胀系数  $\alpha$ 、弹性模量  $E$  以及泊松比  $\mu$ , 其关于温度  $T$  的表达式为

$$\begin{cases} k = 6.52 \times 10^{-6} T^2 + 0.01489T + 8.72 \\ c = 4.98 \times 10^{-4} T^2 - 0.28112T + 517.55 \\ \alpha = 3.06 \times 10^{-6} T^2 + 0.00125T + 11.89 \\ E = -5.25 \times 10^{-5} T^2 + 0.00126T + 114.81 \\ \mu = 2.97 \times 10^{-8} T^2 - 1.07656 \times 10^{-5} T + 0.32 \end{cases}$$

(2)

涂层材料选择氧化铝(纯度为 96%), 密度为 3 800 kg/m<sup>3</sup>, 传热系数为 25 W/m · K, 比热容为 880 J/kg · K。此外, 为保证选取温度点的温度即为叶片表面温度, 作如下假设:①忽略微细热电偶丝测量端与涂层材料之间可能存在的空隙;②忽略测量端处的热阻;③将测量端与叶片表面的接触方式默认为点接触;④不考虑涂层表面粗糙度。

边界设置为无滑移壁面, 燃气两侧采用周期性边界条件。叶片固体域与气体域交界面定义热流密度平衡与温度平衡, 交界面网格连接方式选择 GGI(general grid interface)。

## 2 结果与讨论

### 2.1 仿真策略的验证

本文选择熊庆荣等<sup>[8]</sup>采用基于示温漆技术试验测得的高压涡轮气膜冷却叶片表面温度分布数据, 验证所提出的数值计算方法的准确性。对比结果如图 3 所示, 仿真值与实验值在叶片前缘、叶片尾缘处均吻合较好, 最大误差为 5%。表 3 给出了叶片表面温度实验与仿真的对比结果。由于试验中发动机保持在最大状态的峰值时间与示温漆校准标定的峰值时间相同, 认为示温漆等温线判读精度为 ±10 K。因此, 本文采用的数值策略的误差值在可接受范围内。

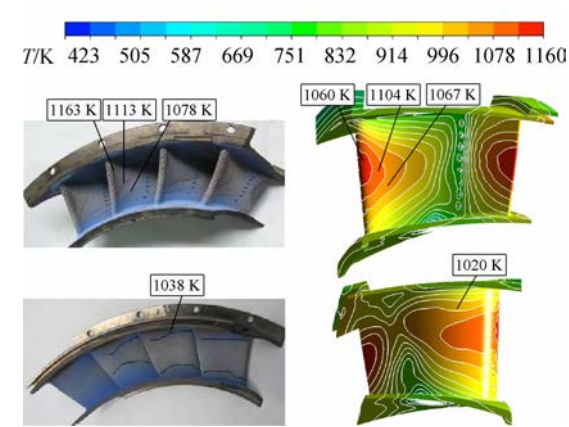


图 3 数值策略的验证

Fig. 3 Validation of numerical strategy

表 3 叶片表面温度实验值与仿真值对比

Table 3 Comparison of experimental and simulated blade surface temperature values

| 验证位置  | 实验值/K | 仿真值/K | 误差/%  |
|-------|-------|-------|-------|
| 压力面 1 | 1163  | 1160  | −2.4  |
| 压力面 2 | 1113  | 1104  | −1.44 |
| 压力面 3 | 1078  | 1067  | −1.1  |
| 吸力面   | 1038  | 1020  | −0.7  |

### 2.2 流动特性分析

图 4 为 u 工况下叶片表面流场静压( $p$ )及速度( $V_u$ )分布云图。如图 4 所示, 外流场压力峰值出现在前缘滞止区域。压力面附近静压降低速度慢于吸力面, 这使得吸力面压降梯度大于压力面。吸力面压力云图显示叶身上半部压力均值高于下半部。这是由于在叶片吸力面后半段, 外流场速度达到峰值, 主流发生强烈膨胀。

由图 5 所示的 c1、c2、c3 三种工况下叶片表面静压分布可知, 涂层对叶片表面流场静压分布会产生显著影响, 同时涂层所处位置不同, 影响程度也有所差异。c2 工况的涂层对叶片表面流场静压分布影响最小; c1 工况下, 涂层远离气膜孔一侧的流场静压所受影响大, 这与 c3 工况现象一致。由于压力面尾缘气膜孔直径大于吸力面气膜孔, 因此 c3 工况涂层前缘流场静压所受影响较 c1 工况更为明显。如图 6 所示, 图中  $V_u - V_v$  指的是工况 u 与 c1、c2、c3 工况中流场中截面速度差。相较于 u 工况, 工况 c1、c2、c3 叶片近壁面涂层喷涂位置附近, 燃气在流动过程中受到涂层的阻碍导致速度急剧降低。在其他区域, 涂层对流动特性的影响可以忽略不计。

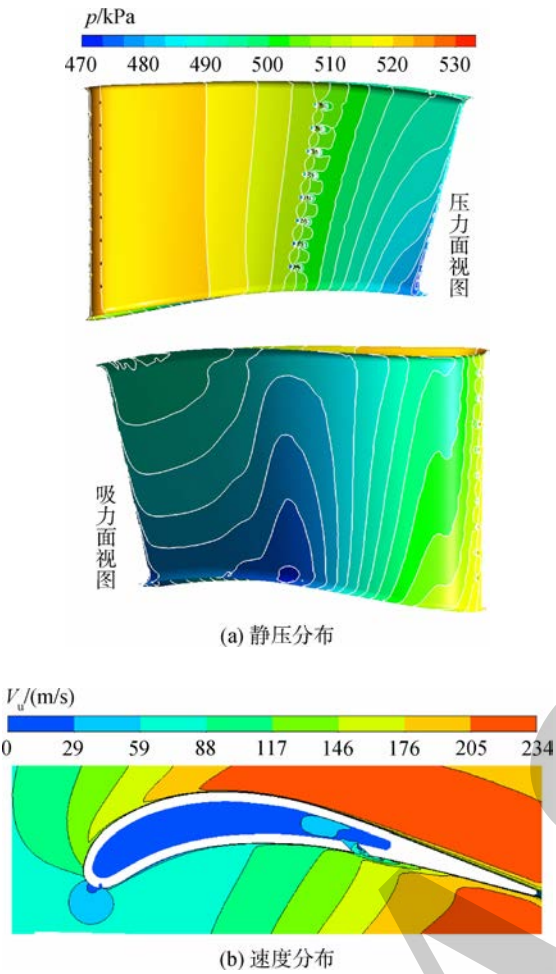


图 4 u 工况下叶片表面流场静压及中截面速度分布  
Fig. 4 Static pressure and velocity distribution on vane surface under u condition

2.3 冷却效率

冷却效率是对气膜冷却叶片冷却效果进行评价的重要指标,气膜冷却效率的不同会直接反映叶片表面温度分布的差别。因此,本小节主要讨论涂层对叶片表面冷却效率的影响。叶片冷却效率  $\eta$  定义为

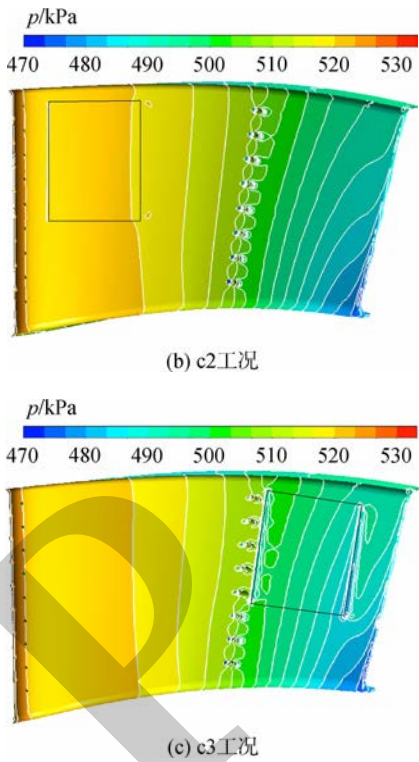
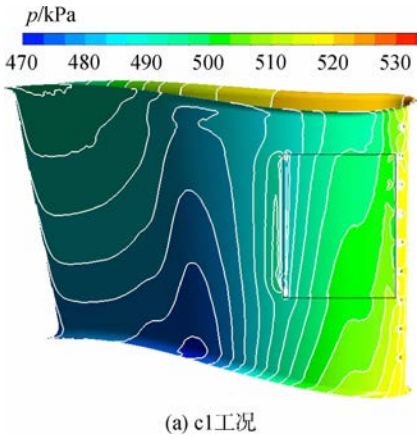


图 5 c1,c2,c3 工况下叶片表面流场静压分布  
Fig. 5 Static pressure on vane surface under c1,c2 and c3 conditions

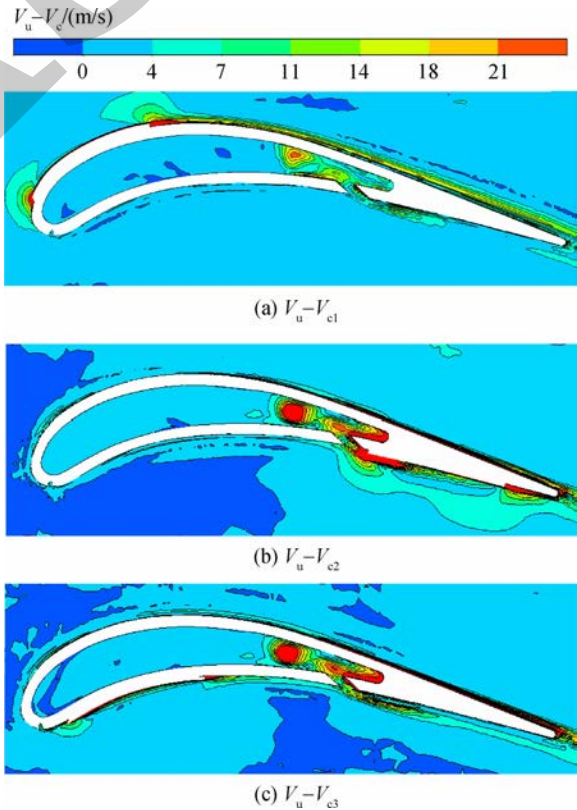


图 6 u 和 c1,c2,c3 工况下流场中截面速度差  
Fig. 6 Cross section velocity difference between u, c1, c2 and c3 conditions

$$\eta = \frac{T_1 - T_a}{T_1 - T_2} \tag{3}$$

式中  $T_a$  为绝热壁面总温,  $T_1$  为燃气平均进口温度,  $T_2$  为冷气温度。由图 7 可见,在压力面前缘,四种工况的冷却效率均接近于 0。与 u 工况相比较, c2 工况涂层对其所在区域附近的冷却效率影响最不显著,但在压力面靠近尾缘气孔由上至下第 4~6 孔范围内,冷却效率明显降低。c1 工况冷却效率受涂层影响十分显著,由于涂层前缘对冷气的阻碍,其冷却气膜的有效覆盖范围无法向后方延伸,仅覆盖至涂层前半部分。但靠近上端壁处冷却效率有所提高,这是由于冷气受阻碍后沿涂层前缘向上端壁附近“积聚”,使得该处冷气密度略有增大。c3 工况冷却效率受涂层影响亦很显著,靠近上端壁第 1 个冷气孔后方冷却效率显著提高。第 2~5 孔范围内,涂层区域冷却效率虽略有降低,但冷却气膜的覆盖范围却扩展至整个涂层及其后方叶片区域,总体冷却效果有所提

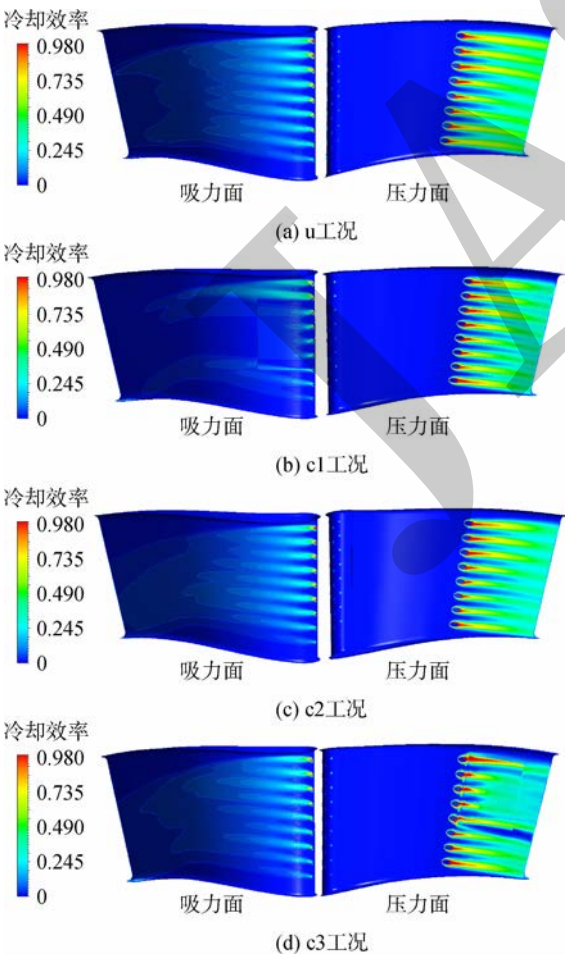


图 7 u 和 c1、c2、c3 工况下叶片冷却效率

升。涂层下方(第 5~6 孔之间)处冷却效率急剧降低,这是由于第 5 孔流出的冷气随主燃气沿涂层前缘向上端壁流动,冷气量急剧减少。

2.4 温度分析

图 8 所示为 u 和 c1、c2、c3 工况下叶片表面的温度分布。从图 8(a)可以看出,叶片表面最高温度出现在前缘及尾缘中心叶高处,靠近上端壁区域平均温度高于下端壁。图 8(b)显示出涂层影响下叶片表面在涂层覆盖区域及其周围的温度分布情况:c1 工况下叶片表面涂层覆盖区域温度显著上升,且在涂层后方,叶片温度出现局部升高;c2 工况下叶片表面涂层覆盖区域温度呈现整体升高趋势;c3 工况下涂层所在区域温度显著降低,尾缘处原有高温区域明显缩小。

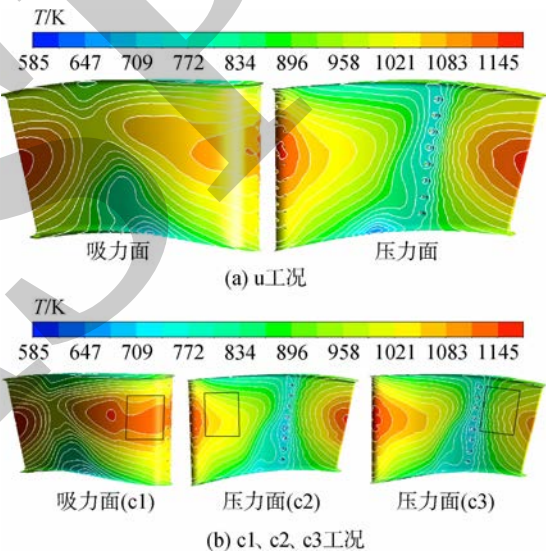


图 8 u 和 c1、c2、c3 工况下叶片表面温度分布  
Fig. 8 Distribution of vane surface temperature under u, c1, c2 and c3 conditions

提取涂层覆盖区域叶片表面的温度特征线及特征线上的温度点,对数据进行处理后得到图 9。横坐标 w 表示温度点在涂层区域的相对位置,纵坐标  $T_{c1}$ 、 $T_{c2}$ 、 $T_{c3}$  分别表示各工况叶片温度值。该图三种工况下涂层区域叶片温度分布及其与 u 工况的温差。比较图 9 中三种工况的 L 线上温度分布,可以发现:c1 工况下叶片温度沿 L 线波动最大。结合速度云图及冷效云图分析发现,燃气在流经涂层前缘及尾缘时受到严重干扰,发生了层流到湍流的转捩过程,附面层内换热规律变得复杂紊乱。冷效云图反映出,大部分冷气受到涂层阻碍而未能形成良好的冷却气膜,且随着燃气沿涂层前缘向涂层上端壁流动,涂层前缘的冷却效

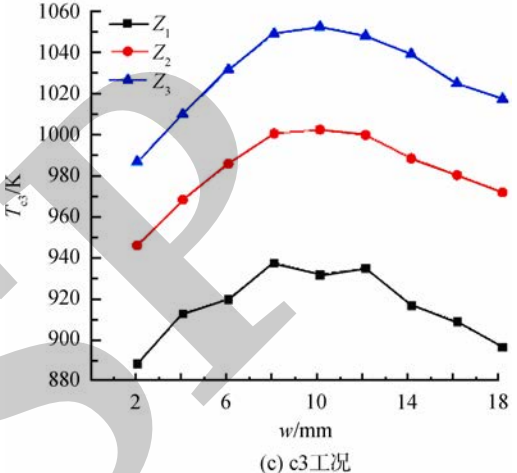
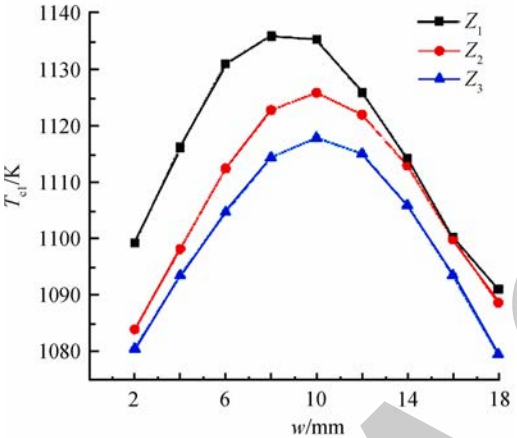
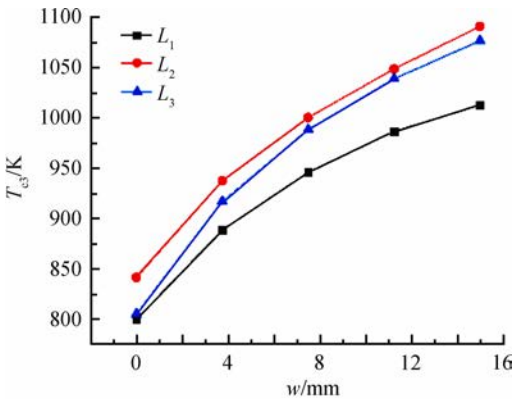
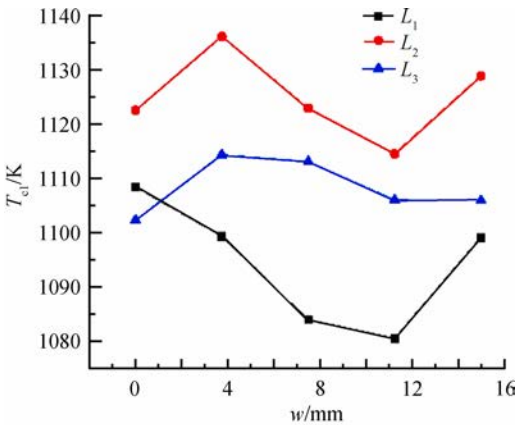


图 9 c1、c2、c3 工况对应温度特征线  $L$  和  $Z$  上温度折线图

Fig. 9 Temperature polyline diagram on temperature characteristic lines  $L$  and  $Z$  under  $c1, c2, c3$  conditions

率显著提高。此外,  $c1$ 、 $c3$  工况的  $L_2$  及  $L_3$  温度分布规律与  $c2$  工况相反。由于  $c1$  工况下, 主燃气直接冲击叶片前缘的位置正处在  $L_2$  附近, 因此  $L_2$  温度较  $L_3$  有所提高。  $c3$  工况下  $L_3$  与气膜孔位置一致, 且从冷却效率云图可以知道, 涂层未能完全阻碍尾缘冷气在涂层表面形成冷却气膜, 所以  $L_3$  处冷却效率较  $L_2$  处高,  $L_2$  温度较  $L_3$  普遍偏高。从图 9 的  $T$  线温度分布可知, 其分布规律与  $u$  工况下叶片温度云图的分布规律相仿。在图 9(a) 中, 涂层下半部分(测点  $P_{52} \sim P_{92}$  区域)  $Z_1$  与  $Z_2$  温度值接近, 这一现象可由图 7(b) 解释:  $c1$  工况相较  $u$  工况温度提高, 但  $Z_1$  线  $P_{52} \sim P_{92}$  区域气膜冷却效率显著高于  $Z_2$  线  $P_{53} \sim P_{93}$  区域, 使得两区域升温程度出现  $Z_1$  高于  $Z_2$  的现象, 反映在图 9(a) 中则是  $Z_1$  与  $Z_2$  温度值在涂层下半部分温度值接近。图 9(c) 中  $Z_1$  温度值出现较大波动, 这充分展示了尾缘气膜孔冷气受涂层前缘影响的剧烈程度。

图 10 横坐标表示温度点在涂层区域的相对

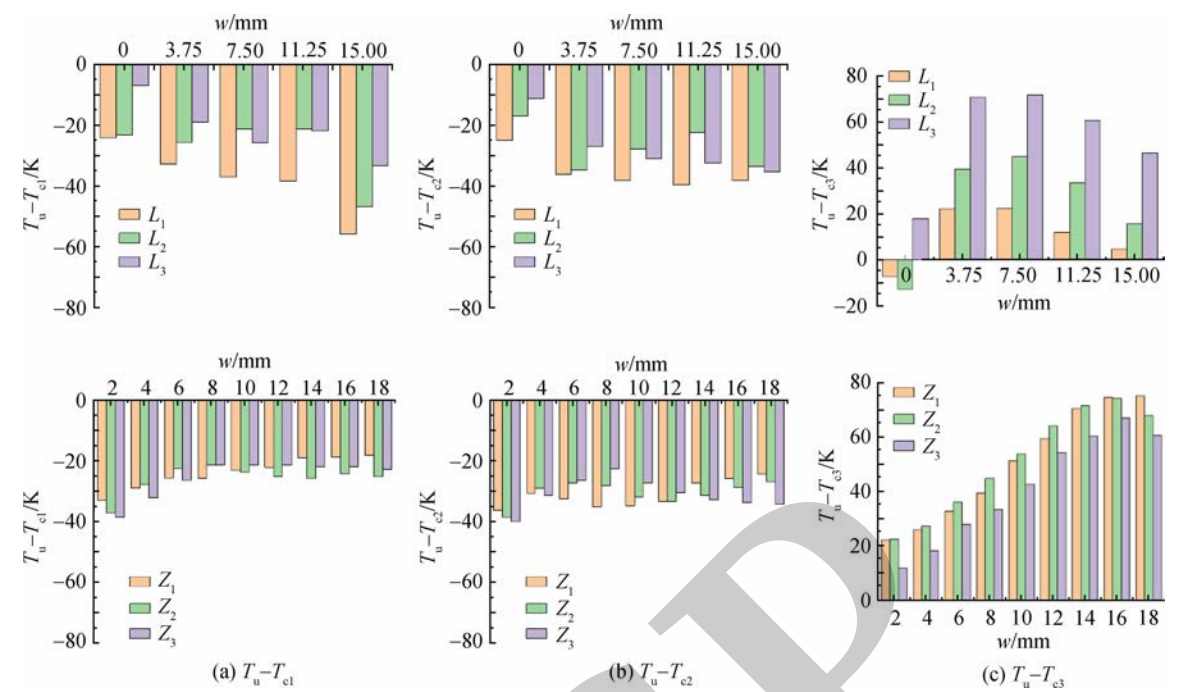


图 10 c1、c2、c3 工况分别与 u 工况对应温度特征线  $L$  和  $Z$  温差直方图

Fig. 10 Temperature difference histogram between u condition to c1, c2, c3 conditions on temperature characteristic lines  $L$  and  $Z$

位置,纵坐标为各工况温度与  $u$  工况温度  $T_u$  之差。通过图 10 所示的三种工况与  $u$  工况的温差直方图可以得到:从  $Z$  线温差值来看,  $c1$ 、 $c2$  工况与  $u$  工况的温差平均值相当,约为  $c3$  工况与  $u$  工况温差平均值的 50%。  $c2$  工况的温差分布较  $c1$ 、 $c3$  更稳定。  $c1$  工况下,  $L$  线温差波动幅度高于  $Z$  线,其中  $L_3$  平均温差最小,较平均温差最高的  $L_1$  降低 51.4%,  $Z_1$  平均温差较  $Z_2$  降低 8%;  $c2$  工况下,  $L_2$  与  $L_3$  平均温差相当,  $L_2$  平均温差较平均温差最高的  $L_1$  降低 23.4%,  $Z$  线的平均温差相当;  $c3$  工况下,  $L_1$  平均温差较  $L_3$  降低 79.7%,  $Z_3$  平均温差最小,较  $Z_2$  降低 18.5%。工程实践中测温位置的选取是根据叶片故障位置来确定,即文中给定的三种工况均为可能的测温位置。通过对各工况之间以及每个工况表面的温差分布的分析,可以为工程实践中涂层测温点的布置提供参考的依据。

3 结 论

本文基于 CHT 方法,建立接近实体气膜冷却叶片的三维模型,比较未喷涂氧化铝涂层以及在叶片表面三个典型位置(吸力面前缘、压力面前缘、压力面尾缘)喷涂氧化铝涂层后的导向叶片数值仿真结果,得到如下结论:

1) SST  $\gamma$ - $\theta$  湍流模型很好地捕捉到层流到湍

流的转捩过程,验证了转换模型在局部喷涂规则涂层叶片表面流动状态模拟方面的有效性。基于该数值方法计算气膜冷却叶片温度场,其误差控制在 5% 以内。

2) 局部规则涂层对燃气在近壁面的流动特性产生的影响不容忽视。三种工况下,涂层前缘及尾缘处压力及速度分布均受到不同程度的影响。

3) 在三种工况中,压力面前缘位置为最佳测温位置。压力面前缘位置测温误差与吸力面前缘位置测温误差相当,但温差分布更稳定。压力面前缘测温误差比压力面尾缘降低 35.5%。

4) 在压力面前缘及吸力面前缘位置,最佳测温区域选择在涂层中部至下端之间部分。而在压力面尾缘位置,最佳测温区域选择在涂层上端部分。

参考文献:

[1] 隋俊友,张锦,刘兴洲. 涡扇发动机涡轮导向器故障分析[J]. 推进技术,2000,21(1):37-39.  
SUI Junyou,ZHANG Jin,LIU Xingzhou. Fault analysis of turbine guide of turbofan engine[J]. Journal of Propulsion Technology,2000,21(1):37-39. (in Chinese)

[2] 徐可君. 涡轮导向叶片故障分析及其对策[J]. 航空工程与维修,1999(1):28-29.  
XU Kejun. Fault analysis of turbine guide vane and its

- countermeasures[J]. Journal of Aviation Engineering and Maintenance, 1999(1): 28-29. (in Chinese)
- [3] 许文锋, 朱惠人, 张丽. 带冷却的涡轮叶片温度场耦合计算工程方法研究[J]. 汽轮机技术, 2008(3): 201-203, 207. XU Wenfeng, ZHU Huiren, ZHANG Li. Study on engineering method of temperature field coupling calculation of cooled turbine blades[J]. Journal of Steam Turbine Technology, 2008(3): 201-203, 207. (in Chinese)
- [4] DUBOUE J M, LIAMIS N, PATE L. Recent advances in aero-thermal turbine design and analysis[R]. AIAA 2000-3355, 2000.
- [5] HAN J C, DUTTA S, EKKAD S. Gas turbine heat transfer and cooling technology[M]. London: Taylor and Francis, 2000.
- [6] 董平, 黄洪雁, 冯国泰. 高压燃气涡轮径向内冷叶片气热耦合的数值分析[J]. 航空动力学报, 2008, 23(2): 201-207. DONG Ping, HUANG Hongyan, FENG Guotai. High pressure gas turbine radial cold blade gas heat coupling numerical analysis[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(2): 201-207. (in Chinese)
- [7] 王文革. 辐射测温技术综述[J]. 宇航计测技术, 2005, 25(4): 20-24. WANG Wenge. Survey of radiation thermometry technology[J]. Journal of Astronautic Metrology and Measurement, 2005, 25(4): 20-24. (in Chinese)
- [8] 熊庆荣, 石小江, 侯敏杰, 等. 基于示温漆的高压涡轮导向叶器表面温度测试[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2014, 27(3): 44-48. XIONG Qingrong, SHI Xiaojang, HOU Minjie, et al. Surface temperature measurement of turbine nozzle based on temperature-sensitive paint[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2014, 27(3): 45-48. (in Chinese)
- [9] LEPICOVSKY J, SMITH F A, ZHANG L J, et al. Thin-film thermocouples for turbine hot-cascade testing[R]. Florence, Italy: International Society for Air Breathing Engines, 1999.
- [10] 胡冰城, 王建华, 徐华昭, 等. 具有热障涂层的导向叶片耦合数值研究[J]. 航空动力学报, 2017, 32(10): 2394-2402. HU Bingcheng, WANG Jianhua, XU Huazhao, et al. Numerical investigation of a thermal barrier coated vane using conjugate heat transfer approach[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(10): 2394-2402. (in Chinese)
- [11] NI R, HUMBER W, FAN G, et al. Comparison of predictions from conjugate heat transfer analysis of a film-cooled turbine vane to experimental data[R]. ASME Paper GT-2013-94716, 2013.
- [12] BOHN D, BECKER V. A conjugate 3-D flow and heat transfer analysis of a thermal barrier cooled turbine guide vane[R]. ASME Paper GT-1998-89, 1998.
- [13] ROSSETTE A, MAZUR Z, DEMEULENAERE A, et al. Unsteady 3-D conjugated heat transfer simulation of a thermal barrier coated gas turbine bucket[R]. ASME Paper GT-2008-50597, 2008.
- [14] 王利平, 张靖周, 姚玉. 敷设热障涂层气冷叶片温度分布数值研究[J]. 航空动力学报, 2012, 27(2): 357-364. WANG Liping, ZHANG Jingzhou, YAO Yu. Numerical investigation on temperature distribution of an air-cooled and thermal barrier coating blade[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(2): 357-364. (in Chinese)
- [15] 李涛, 边昕, 冯宇, 等. 基于 Gama-Theta 转捩模型的气冷涡轮气热耦合研究[J]. 推进技术, 2014, 35(7): 932-940. LI Tao, BIAN Xin, FENG Yu, et al. Conjugate heat transfer simulation of air-cooled turbine based on Gama-Theta transition model[J]. Journal Propulsion Technology, 2014, 35(7): 932-940. (in Chinese)
- [16] 石慧, 李亮, 丰镇平. 污垢沉积影响叶片表面换热的研究[J]. 航空动力学报, 2015, 30(11): 2616-2622. SHI Hui, LI Liang, FENG Zhenping. Research of fouling deposition influence on heat transfer of blade surface[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(11): 2616-2622. (in Chinese)
- [17] 廉筱纯, 吴虎. 《航空发动机原理》[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2005.
- [18] 韩志双, 王振峰. 高压燃气涡轮叶栅热辐射特性研究[J]. 机械工程师, 2010(4): 74-76. HAN Zhishuang, WANG Zhenfeng. High pressure gas turbine cascade thermal radiation characteristics research[J]. Journal of Mechanical Engineer, 2010(4): 74-76. (in Chinese)
- [19] 《中国航空材料手册》编辑委员会. 中国航空材料手册[M]. 北京: 中国标准出版社, 2002: 585-593.

(编辑: 张 雪)