

# 热辐射对气膜冷却叶片冷却性能影响

王天壹, 宣益民  
(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

**摘 要:** 针对一种带有气膜冷却结构的涡轮一级导向叶片进行气-固-热耦合数值模拟,通过比较考虑/不考虑热辐射的温比和综合冷却效率,分析了多种辐射因素对叶片表面温度和冷却性能的影响。结果表明:入口黑体辐射温度在 1200~1900 K 之间,叶片表面发射率在 0.3~0.7 之间时,考虑热辐射作用均会使叶片表面温度明显上升。入口黑体辐射温度 1600 K,叶片表面发射率为 0.5 时,叶片压力面温度整体上升约 100 K,叶片表面最高温度点(1350 K)温度上升约 50 K;气体辐射对叶片吸力面和尾缘区域造成 5%左右的温升;考虑辐射作用使得叶片综合冷却效率下降,叶片前缘和压力面尽管布置密集的气膜孔仍然难以满足冷却需求,综合冷却效率下降至 0.3 以下。

**关 键 词:** 热辐射; 涡轮叶片; 气膜冷却; 耦合传热模拟; 温度分布; 冷却效率

**中图分类号:** V231.1      **文献标志码:** A

## Effect of thermal radiation on the heat transfer performance of a film cooling vane

WANG Tianyi, XUAN Yimin  
(School of Energy and Power Engineering,  
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

**Abstract:** For a film-cooled first stage turbine vane, gas-solid-thermal coupled simulation was used to analyze the effect of radiation factors on the temperature distribution and cooling efficiency by comparing the temperature ratio and cooling efficiency with consideration/without consideration of the radiation heat flux over the vane. It showed that when the inlet blackbody temperature changed from 1200 K to 1900 K and the emissivity of vane surface changed from 0.3 to 0.7, the vane surface temperature increased obviously while considering the effect of radiation factors. When the inlet blackbody temperature was 1600 K and the surface emissivity of the blade was 0.5, the temperature rise of the pressure surface was about 100 K, and the maximum temperature (1350 K) of the blade surface increased about 50 K. The gas radiation caused about 5% temperature rise on the surface of suction side and trailing edge. The cooling efficiency decreased while considering the thermal radiation, the vane leading edge and pressure surface were not able to meet the cooling requirements even though the gas film holes were close together, the overall cooling efficiency reduced to 0.3 or less.

**Key words:** thermal radiation; turbine vane; film cooling;  
coupled heat-transfer simulation; temperature distribution;  
cooling efficiency

**收稿日期:** 2017-03-05  
**作者简介:** 王天壹(1992—),男,博士生,主要从事发动机热防护和传热研究。

**引用格式:** 王天壹,宣益民. 热辐射对气膜冷却叶片冷却性能影响[J]. 航空动力学报,2018,33(8):1801-1810. WANG Tianyi, XUAN Yimin. Effect of thermal radiation on the heat transfer performance of a film cooling vane[J]. Journal of Aerospace Power,2018,33(8):1801-1810.

符号表

|       |      |            |        |
|-------|------|------------|--------|
| $c$   | 叶片弦长 | $q$        | 热流密度   |
| $E$   | 内能   | $s$        | 光程长度   |
| $Nu$  | 努塞尔数 | $\alpha$   | 余气系数   |
| $p$   | 压力   | $\beta$    | 叶片安装角  |
| $S$   | 源项   | $\epsilon$ | 湍流耗散率  |
| $T$   | 温度   | $\varphi$  | 综合冷却效率 |
| $I_t$ | 湍流度  | $\mu_t$    | 湍流黏度   |
| $a$   | 吸收系数 | $\rho$     | 密度     |
| $d$   | 厚度   | $\Omega$   | 立体角    |
| $l$   | 特征长度 | $\xi$      | 无量纲温比  |

下标

|     |      |     |      |
|-----|------|-----|------|
| $c$ | 冷却气体 | $m$ | 金属板  |
| $e$ | 端壁   | $v$ | 导向叶片 |
| $g$ | 高温燃气 |     |      |

涡轮风扇发动机作为主流军用战斗机和大型客机的动力装置,提高其动力性能和循环效率是研究人员不懈追求的目标。涡轮进口温度是影响发动机循环效率的关键性因素,随着发动机技术的革新,涡轮进口温度将进一步提高,下一代航空发动机的涡轮进口温度甚至将达到 2 200~2 400 K<sup>[1]</sup>。在如此高的温度条件下,热辐射作为高温条件下的重要传热方式,将在整个传热体系中扮演非常重要的角色。涡轮一级导向叶片位于燃烧室出口,处于整个发动机热流密度最高的部位,受到热辐射的作用尤为显著。在这种情况下,明确热辐射对导向叶片的作用机制,确定辐射作用对叶片表面温度分布的影响对于叶片冷却结构的设计和工作稳定性的提高都具有非常重大的意义。

航空发动机涡轮中热辐射的作用,在上世纪七八十年代就已经受到关注<sup>[2-3]</sup>。但是由于热辐射本身传播机理的限制,整个传热体系必须达到很高的温度水平热辐射才能在其中占据较大的比重,故而要实现涡轮热辐射的实验研究需要严苛的条件和高昂的代价。这也导致了在涡轮辐射效应的研究上缺乏可供参考的实验数据,只有少数实验平台能够达到对涡轮热辐射效应进行研究的水平并进行了初步研究<sup>[4-10]</sup>。文献<sup>[11-12]</sup>对相同的全气膜覆盖冷却平板进行对比实验,分别选取冷热流体温度为 293 K/750 K 和 770 K/2 100 K 的两组实验条件,控制其他条件保持一致,发现前者的冷却效率比后者高 9%左右,作者认为辐射是导致冷却效率下降的部分原因。印度燃气轮机研究院的 Vasudev<sup>[13]</sup>利用其团队搭建的航空发动机燃烧室和涡轮实验台,对燃气辐射对导向叶

片冷却效率的影响进行研究,结果表明:当进口气流压力为 1.58 MPa,温度为 1 230 K 时的叶片冷却效率比压力为 0.98 MPa,温度为 805 K 时的下降 2%~4%;而当进口气流压力为 1.68 MPa,温度为 1 300 K 时的叶片冷却效率比压力为 0.98 MPa,温度为 805 K 时下降 2%~5%。

在热辐射实验研究较为困难的情况下,采用数值计算方法对叶片所受热辐射进行研究成为目前的主流手段。贺志宏等<sup>[14]</sup>采用离散坐标法,计算了高温燃气对发动机机匣、轮毂和叶片的入射辐射热流密度,结果表明当进口燃气总温增加 29.9%时,入射辐射热流密度增加 188%~212%。Mazzotta 等<sup>[15]</sup>采用二维叶片模型,对不同气体组成的热流进行数值计算,结果表明在 1 700 K 时,高温气体的辐射热流占据总热流的 3%~5%。张丽芬等<sup>[16]</sup>采用 P-1 模型,对气冷涡轮叶片进行数值模拟,结果表明在入口温度为 1 600 K 时,辐射对叶片表面温度影响不可忽略。王利平等<sup>[17]</sup>对敷设不同厚度的热障涂层的叶片进行数值模拟,结果表明由于辐射模型的加入使得热障涂层的隔热作用更加显著。韩志双等<sup>[18]</sup>对带有内部冷却结构的 Mark-II 叶栅通道的数值模拟表明,当入口温度为 1 600 K 时,考虑与不考虑热辐射所对应的叶片在前缘、吸力面及尾缘区域两者温差分别达 180、130 K 及 90 K。Yin 等<sup>[19]</sup>利用耦合计算方法,对影响一级静叶辐射的因素进行分析,结果表明考虑辐射后叶片表面的温度明显升高,而且进口辐射对辐射热流和叶片温度分布的影响最大。Mick 等<sup>[20]</sup>采用实验和数值方法对一种内部对流冷却叶片进行研究,对气体辐

射的影响进行分析,发现在 1273 K 时计入气体辐射时,计算结果更加接近实验值,叶片表面温度上升 6.0%。这些研究考虑的冷却方式较为简单,以内部冷却为主。高温高压条件下叶片表面热表面往往覆盖有冷却气膜,而热辐射作用对气膜冷却叶片传热性能的影响,目前仍缺乏研究。

本文采用耦合计算方法,在高温高压条件下,针对一种具有端壁和完整冷却结构的发动机一级导向叶片,进行数值模拟。综合考虑多种可能对气膜冷却叶片所受辐射产生影响的因素,如涡轮入口辐射,燃气辐射,端壁辐射和叶片发射率等,通过比较不同条件下叶片表面温度分布的差异,得到热辐射对气膜冷却叶片表面温度分布和叶片工作可靠性的具体影响。并对考虑辐射前后叶片的冷却性能的变化进行了分析。希望本文得到的结果能为叶片热防护结构设计和涡轮热辐射研究提供参考。

# 1 研究对象和计算方法

## 1.1 确定研究对象

从作用的对象划分,可以将叶片表面所受热辐射分为 5 种,如图 1。涡轮一级导向叶片位于燃烧室出口,①为静叶片受到来自燃烧室出口的辐射作用;②和③为来自两侧端壁和相邻静叶表面的辐射;④为来自旋转叶片的辐射作用;⑤为来自静叶片与叶栅周围燃气中的吸收性气体的辐射作用。在导向叶片热辐射的研究过程中,这些辐射作用需要综合考虑。

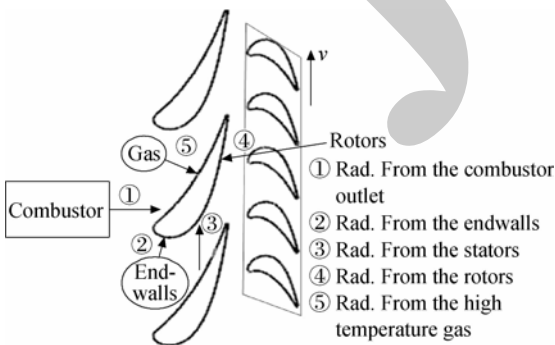


图 1 导向叶片所受热辐射示意图

Fig. 1 Thermal radiation to the vane

由于整个辐射区域包括燃烧室,涡轮一级导向叶栅和旋转叶栅,实现整个区域的数值模拟需要庞大的计算量,在具体的数值计算中,需要根据涉及问题的复杂程度对辐射因素进行较低限度的近似处理。辐射热流①由燃烧室燃烧过程中碳黑

颗粒的发光辐射和气体及燃烧室壁面的非发光辐射共同构成,在研究叶片所受辐射时可以将其近似等效为涡轮进口处的黑体辐射;辐射热流④主要由旋转叶片发射和反射辐射形成,由于叶片的旋转导致这一热流呈现周期性,但是旋转叶片在工作状态下转速可达到 10 000 r/min 以上,在较长的时间尺度下可以认为辐射热流④为定值,进而用导向叶片出口处的黑体辐射表示。经过以上处理,在本文的实际计算中,①和④特定温度的黑体壁面辐射表征,②和③为漫灰表面产生的辐射,⑤为介质辐射。

## 1.2 确定计算方法

导向叶片处于高温高压环境中,采用热-流-固耦合模拟可以综合考虑流动和传热因素,从而提高数值模拟的可靠性。整个计算模型包括固体域和流体域,高温燃气和冷却空气在流体域中进行着复杂的流动和掺混过程,对于这样的流动过程,其运动规律仍然满足 Navier-Stokes 方程,本文采用雷诺时均法 (RANS) 对控制方程进行简化,对湍流黏度  $\mu_t$  应用 Realizable  $k-\epsilon$  [21] 模型进行处理以使控制方程封闭。Realizable  $k-\epsilon$  模型通过建立湍流脉动动能  $k$  和耗散率  $\epsilon$  的控制方程确定  $\mu_t$ , 方程为

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho k u_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k + G_b - \rho \epsilon - Y_m + S_k \quad (1)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \epsilon) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho \epsilon u_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\epsilon} \right) \frac{\partial \epsilon}{\partial x_j} \right] + \rho C_1 S_\epsilon - \rho C_2 \frac{\epsilon^2}{k + \sqrt{\nu \epsilon}} + C_{1\epsilon} \frac{\epsilon}{k} C_{3\epsilon} G_b + S_\epsilon \quad (2)$$

$$\mu_t = \rho C_\mu \frac{k^2}{\epsilon} \quad (3)$$

其中  $G_k$  和  $G_b$  为产生项,  $Y_m$  为可压缩气体的扩张耗散项,  $C_1$ 、 $S$  和  $C_\mu$  是时均值的函数,  $C_{1\epsilon}$ 、 $C_2$ 、 $\sigma_k$  和  $\sigma_\epsilon$  为常数,  $S_k$  和  $S_\epsilon$  为源项。

与标准  $k-\epsilon$  模型相比,Realizable  $k-\epsilon$  模型的特点在于  $C_\mu$  不再是常数,而是与时均应变率联系起来,使得 Realizable  $k-\epsilon$  模型在处理流动分离和复杂的二次流时具有更好的表现。文献[17]通过对一种带有蛇形通道的气膜冷却叶片采用不同的湍流模型的计算结果与实验进行对比,发现采用 Realizable  $k-\epsilon$  模型得到的冷却效率与实验结果符合较好。在近壁区域流动的处理上,由于叶片表面流动过程复杂,本文采用非平衡壁面函数以改善其流动和传热的计算结果。

在辐射传递过程中,认为构成导向叶片和端壁的金属材料为不透明体,因而实际的辐射过程发生在壁面之间和气体区域,而在金属内部没有辐射传递。对于气体工质,控制体的能量方程可以表示为

$$\frac{\partial \rho}{\partial t}(\rho E) + \nabla \cdot [\mathbf{v}(\rho E + p)] =$$

$$\nabla \cdot [k_{\text{eff}} \nabla T - \sum_j h_j \mathbf{J}_j + (\overline{\boldsymbol{\tau}} \cdot \mathbf{v})] + S_h \quad (4)$$

其中  $\mathbf{v}$  为速度矢量,  $E$  为内能,  $p$  为静压,  $k_{\text{eff}}$  为气体有效导热率,  $h_j$  和  $\overline{j}_j$  分别为气体  $j$  的焓值和组分扩散项,  $\overline{\boldsymbol{\tau}}$  为应力张量。  $S_h$  表示根据实际情况附加的源项。本文重点考虑系统中的热辐射,将辐射热流作为源项附加到能量方程(1)的  $S_h$  中,方程为

$$S_{h,\text{rad}} = \int_0^\infty \int_{4\pi} [I_\eta(\mathbf{r}, \mathbf{s}) - I_{\eta,b}(\mathbf{r})] d\Omega d\eta \quad (5)$$

其中  $S_{h,\text{rad}}$  表示源项中的辐射部分,  $\eta$  为波长,  $I$  为辐射强度,  $\Omega$  为方向角,  $\mathbf{r}$  为位置向量,  $\mathbf{s}$  为方向向量。

由燃烧室进入涡轮的高温燃气中含有一定比例的水蒸气和二氧化碳,热辐射在此类吸收性介质中的空间传递方程为

$$\begin{aligned} \nabla \cdot I_\eta(\mathbf{r}, \mathbf{s}) \mathbf{s} + (a_\eta + \sigma_{s,\eta}) I_\eta(\mathbf{r}, \mathbf{s}) = \\ a_\eta I_{\eta,b}(\mathbf{r}) + \frac{\sigma_{s,\eta}}{4\pi} \int_0^{4\pi} I_\eta(\mathbf{r}, \mathbf{s}') \Phi(\eta, \mathbf{s}, \mathbf{s}') d\Omega' \end{aligned} \quad (6)$$

其中  $a$  为吸收系数,  $\sigma_s$  为散射系数,  $\sigma$  为斯忒藩-玻耳兹曼常数,  $\Phi$  为相位函数,  $\mathbf{s}'$  为散射方向向量,  $\Omega'$  为计算散射时的空间立体角。

本文采用离散坐标法(DOM)<sup>[22]</sup>对辐射传递方程(6)进行求解。离散坐标法的基本原理是以控制体为划分对象,将控制体的  $4\pi$  空间通过划分方向角的方式进行分割,在每个方向角  $i$  上进行辐射传递方程的求解,方程为

$$\frac{dI_\eta^i}{ds_i} (a_\eta + \sigma_{s,\eta}) I_\eta^i = a_\eta I_{\eta,b} + \frac{\sigma_{s,\eta}}{4\pi} \sum_{j=1}^{N\Omega} w_j I_{\eta,j} \Phi_{\eta,j} \quad (7)$$

其中  $w_j$  为散射方向向量  $\mathbf{s}'$  的加权值,  $N\Omega$  为划分的方向角总数。

在实际方向角的划分过程中,将空间笛卡尔坐标系的每个卦限的天顶角和方位角分别做  $2 \times 3, 4 \times 4, 6 \times 8$ , 以及  $8 \times 10$  划分,并对计算结果进行比较,最终确定  $4 \times 4$  划分可以满足对于空间角的划分要求,即每个卦限有 16 个立体角,共划分为 128 个空间方位。

水蒸气和二氧化碳的吸收系数随入射辐射波

长剧烈变化,这导致积分求解辐射热流计算量巨大且缺乏有效的光谱数据,本文对这两种吸收性气体采用加权灰气体模型(WSGGM)<sup>[23]</sup>进行处理。WSGG 模型将实际气体等效为多种不同发射率的灰气体的组合,在一定的光程长度  $s$  上,气体的发射率为

$$\epsilon_g = \sum_{j=0}^J a_{\epsilon_g,j}(T) [1 - \exp(-k_j p s)] \quad (8)$$

其中括号内为  $j$  气体的发射率,  $k_j$  为灰气体  $j$  的吸收系数,  $p$  为所有吸收性气体的分压力总和,  $s$  为光程长度。公式中  $a_{\epsilon_g,j}$  为第  $j$  种气体的发射率加权系数,常将其表示为温度的多项式拟合的形式

$$a_{\epsilon_g,i} = \sum_{j=1}^J b_{\epsilon_g,i,j} T^{j-1} \quad (9)$$

式中  $b_{\epsilon_g,i,j}$  和  $k_j$  的取值需满足方程(8),其数值通过实验确定<sup>[24-25]</sup>。

2 几何结构与网格划分

本文采用一种带有复合冷却结构的发动机导向叶片,结构和尺寸如图 2,叶片弦长为 149 mm,安装角为  $60^\circ$ ,叶片栅距为 52.5 mm。其冷却方式为内部对流换热和气膜冷却相结合,并在尾缘冷气出口前设置绕流柱进行强化换热。冷却气体分别从端壁两侧进入叶片内部冷却通道,并经过气膜孔和尾缘冷气出口,在叶片热表面形成冷却气膜,并与热流体相互掺混,最后混合气体由叶栅通道出口排出(如图 3)。在叶片两侧设置有一定厚度的端壁,在端壁的冷侧与冷却气体相接触进行对流换热。通过在计算域的左右两侧设置周期性边界条件,可以近似模拟整个环形叶栅的流场流

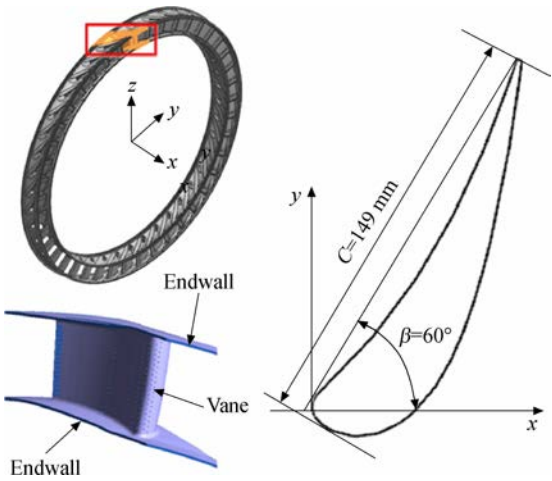


图 2 叶片几何结构和尺寸示意图

Fig. 2 Vane structure and dimension

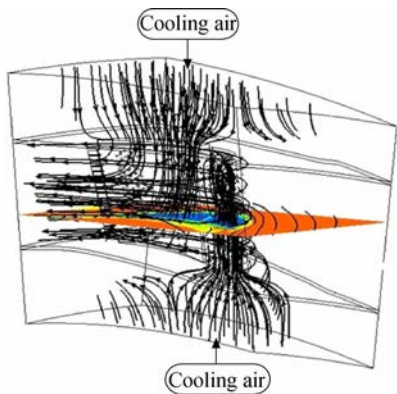


图 3 叶片冷却流场示意图  
Fig. 3 Vane cooling scheme

动和换热情况。

由于该叶形带有较为复杂的冷却结构,故采用非结构化网格划分方法。将模型分为流体域和固体域分别进行网格划分,流体域包括叶片外部的燃气流场,叶片内部和端壁外侧的冷却气体流场。固体域包括叶片,端壁和绕流柱,叶片网格结构如图 4。在叶片内外表面和两侧壁面附近流体域中设置 12 层边界层网格,第一层网格厚度设定 0.02 mm。对一些精细结构,如气膜孔,绕流柱及尾缘冷气出口部位进行更为细密的网格划分,经过网格独立性检验,得到总网格数约为 800 万。

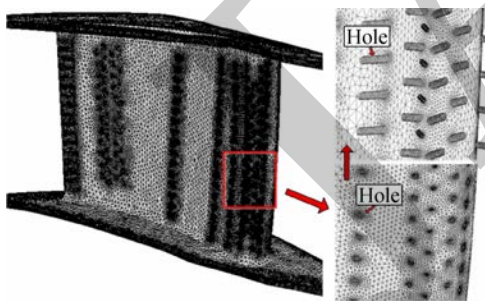


图 4 非结构化网格  
Fig. 4 Unstructured mesh

3 计算条件设定

3.1 材料属性定义

模型中叶片和端壁的材料统一设置为超级合金,密度  $\rho$  为 7 900 kg/m<sup>3</sup>,导热率  $\lambda$  在温度区间 673~1 773 K 之间成分段线性变化, $\lambda$  变化区间为 13.7~36.7 W/(m·K)。本文设置的导向叶栅中的高温燃气构成有两种,一种是航空煤油按化学恰当比燃烧的燃气,另一种是余气系数  $\alpha$  为 2 时燃烧产生的燃气(忽略燃烧室和过渡段的冷却

空气),冷却气体设为高压空气。高温燃气和冷却气体处于高压高速环境中,需要考虑气体的可压缩效应,黏度采用 Sutherland 公式确定。

3.2 边界条件定义

整个叶栅处于对流,导热和辐射换热共存的环境中,由边界条件定义的动力参数,热参数,辐射参数和组分参数等的改变均会对叶片表面温度分布产生影响。本文将与讨论辐射因素有关的边界条件定为 B 类,其余归为 A 类。通过保证 A 类条件不变,改变 B 类条件,可以实现对某一辐射因素进行研究而不引入其他无关变量。B 类条件主要包括进口黑体辐射温度  $T_{b,i}$ ,端壁发射率  $\epsilon_e$ ,叶片表面发射率  $\epsilon_v$ ,余气系数  $\alpha$  和计算辐射的类型。具体定义如表 1 和表 2。

表 1 A 类边界条件  
Table 1 Boundary conditions A

| 边界条件                       | 数值   |
|----------------------------|------|
| 燃气进口总压 $p_g^*/\text{MPa}$  | 1.42 |
| 冷气进口总压 $p_c^*/\text{MPa}$  | 1.60 |
| 燃气进口总温 $T_g^*/\text{K}$    | 1600 |
| 冷气进口总温 $T_c^*/\text{K}$    | 700  |
| 燃气进口湍流度 $I_{tug}/\%$       | 10   |
| 冷气进口湍流度 $I_{tuc}/\%$       | 5    |
| 出口黑体辐射温度 $T_{bo}/\text{K}$ | 1200 |

表 2 B 类边界条件  
Table 2 Boundary conditions B

| 算例编号 | $T_{bi}/\text{K}$ | $\alpha$ | $\epsilon_e$ | $\epsilon_v$ | 辐射类型  |
|------|-------------------|----------|--------------|--------------|-------|
| B1   |                   | 1        |              |              | 无辐射   |
| B2   |                   | 2        |              |              | 无辐射   |
| 1    | 1200              | 1        | 1            | 0.5          | 壁面/气体 |
| 2    | 1600              | 1        | 1            | 0.5          | 壁面/气体 |
| 3    | 1900              | 1        | 1            | 0.5          | 壁面/气体 |
| 4    | 1600              | 1        | 1            | 0.5          | 壁面    |
| 5    | 1600              | 2        | 1            | 0.5          | 壁面    |
| 6    | 1600              | 2        | 1            | 0.5          | 壁面/气体 |
| 7    | 1600              | 1        | 0.1          | 0.5          | 壁面/气体 |
| 8    | 1600              | 1        | 0.5          | 0.5          | 壁面/气体 |
| 9    | 1600              | 1        | 1            | 0.3          | 壁面/气体 |
| 10   | 1600              | 1        | 1            | 0.7          | 壁面/气体 |

3.3 收敛标准定义

本文判断计算结果收敛主要依据三个条件：①计算过程的残差稳定在  $10^{-4}$  以下；②叶片表面温度不随迭代过程变化，认为传热计算收敛；③冷热进口流量之和与出口流量基本相同，认为流动计算收敛。

4 计算结果与分析

4.1 叶片表面压力分布

图 5 分别为编号为算例 B1、算例 1、算例 5、算例 10 的叶片表面压力分布云图(横纵坐标代表无量纲的弦长  $c'$  和叶高  $h'$ )。改变入口黑体辐射温度，余气系数和辐射类型等因素时，叶片外表面压力分布变化很小，在叶片表面温度和热流分布特性分析过程中可以近似忽略流动状态改变的影响。

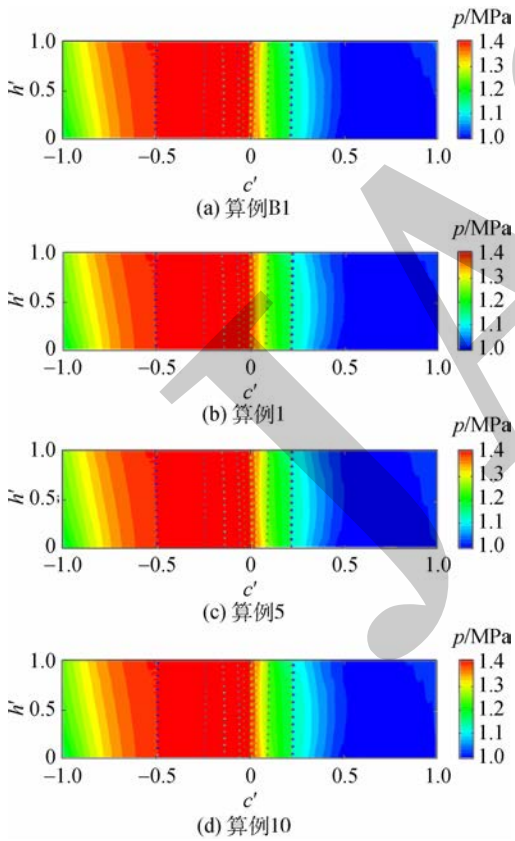


图 5 叶片表面压力分布

Fig. 5 Pressure distribution on vane surfaces

4.2 叶片表面温度分布

通过比较考虑辐射作用和不考虑辐射作用时叶片表面(热侧)的温度差异，可以得到热辐射对叶片表面温度的影响。

图 6 表示算例 B1 和算例 B2 的叶片热侧表

面的温度分布，不计算辐射时，叶片的冷却效果较好，在叶片前缘和压力面区域温度整体处于 1150 K 以下，气膜孔附近和尾缘扰流柱区域叶片表面温度较低，在叶片前缘靠近吸力面一侧由于气膜冷气量较少，温度达到整个叶片温度的最大值，最高温度为 1350 K。此温度下低于常见的镍基合金叶片的正常工作允许温度。

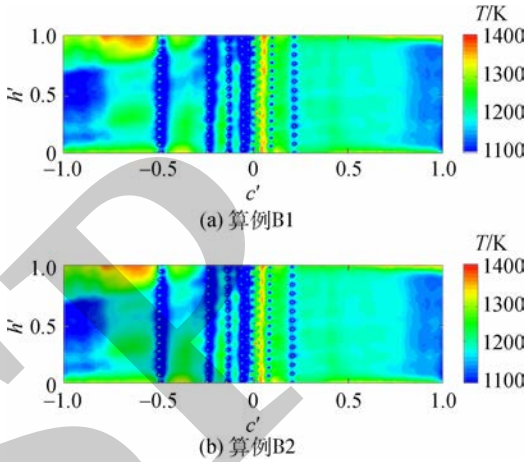


图 6 无辐射叶片表面温度分布

Fig. 6 Temperature distribution on vane surfaces

加入辐射模型后叶片表面温度发生变化，为定量评价在不同条件下热辐射对叶片温度分布的影响，定义温度比  $\xi$

$$\xi = \frac{T_{\text{rad}}}{T_0} \tag{10}$$

其中  $T_{\text{rad}}$  表示考虑热辐射时的金属表面温度， $T_0$  表示不考虑热辐射时金属表面温度。

比较不同条件下的叶片表面的温度，可以确定考虑热辐射作用后叶片具体的温度变化，进而得到热辐射作用对叶片工作热稳定性的影响。比较  $\xi$  值，可以确定热辐射作用在叶片的整个换热体系中的相对作用。

4.2.1 入口辐射作用

选取算例 1、算例 2、算例 3，改变入口黑体辐射温度，可以对入口辐射进行分析。叶片表面温度分布如图 7。

入口辐射为 1200 K 时，加入辐射模型后叶片表面温度整体上升约 50 K，此时入口辐射温度较低，但热辐射仍对叶片温度产生显著影响；入口辐射温度为 1600 K 时，叶片压力面温度整体上升约 100 K，由于辐射模型的加入使得压力面局部温度达到 1400 K，接近镍基合金材料的耐受极限；为覆盖燃烧室出口可能的黑体辐射温度范围，算例

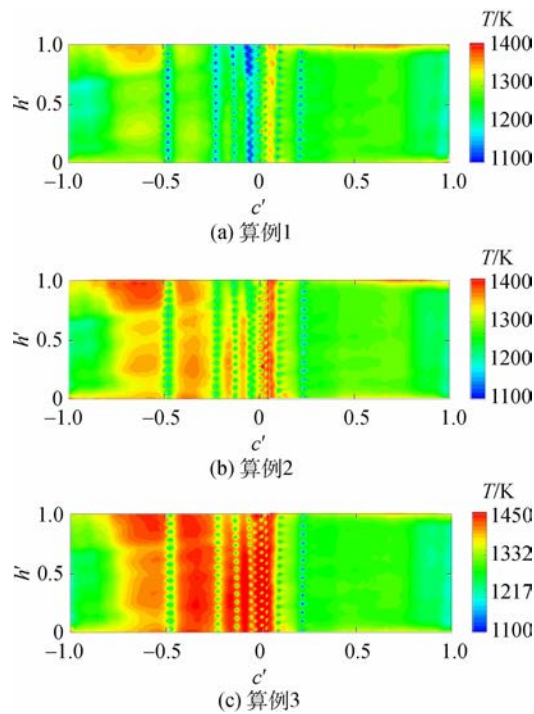


图 7 不同入口辐射温度下叶片表面温度分布  
Fig. 7 Temperature distribution on vane surfaces of different inlet radiation temperature

3 设置黑体辐射温度为 1 900 K,此时叶片压力面温度达到 1 450 K.而且随着进口辐射温度的提高,叶片的高温区域逐渐向压力面方向偏移。

不同进口辐射条件下的叶片表面  $\xi$  值分布如图 8. 改变入口辐射温度对叶片前缘和压力面温度影响最大,特别是在气膜孔出口附近温度差异最为明显。造成此温度差异的原因一方面是入口辐射对叶片前缘作用最明显,辐射热流较大;另一方面是此处气膜孔排布紧密,可以有效阻隔高温燃气对叶片的对流换热,但是由于冷却气体对热辐射不具有吸收性,不能阻隔辐射传递,导致辐射热流占据总热流的比例较高,因而  $\xi$  值较大。

4. 2. 2 气体辐射作用

燃气中对热辐射具有较强的吸收作用的气体主要为水蒸气和二氧化碳,而且其自身也会发射辐射热流,具体的吸收或发射取决于气体和周围环境温度的比值。本文选用航空煤油按化学恰当比和余气系数为 2 两种方式燃烧得到的燃气组分,比较在考虑气体辐射作用和不考虑气体辐射作用时叶片表面温度和  $\xi$  值的变化。

由图 9,考虑气体辐射后,叶片表面温度上升约 30 K,最高温度达到 1 400 K,可知在此状态下气体向叶片表面净辐射能量。余气系数为 1 较余气系数为 2 温度提高更大。由图 10 可知,在叶片

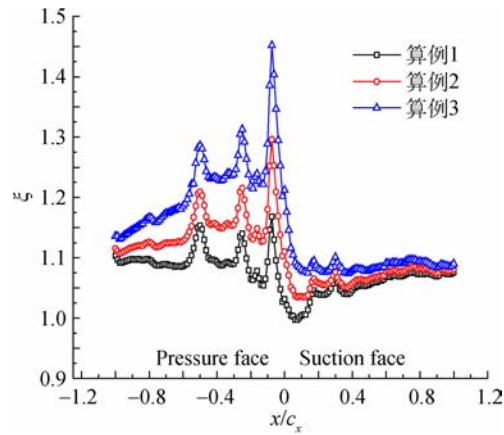


图 8 不同入口辐射温度下叶片表面弦向  $\xi$  值分布  
Fig. 8  $\xi$  distribution on vane surfaces along the axial chord of different inlet radiation temperature

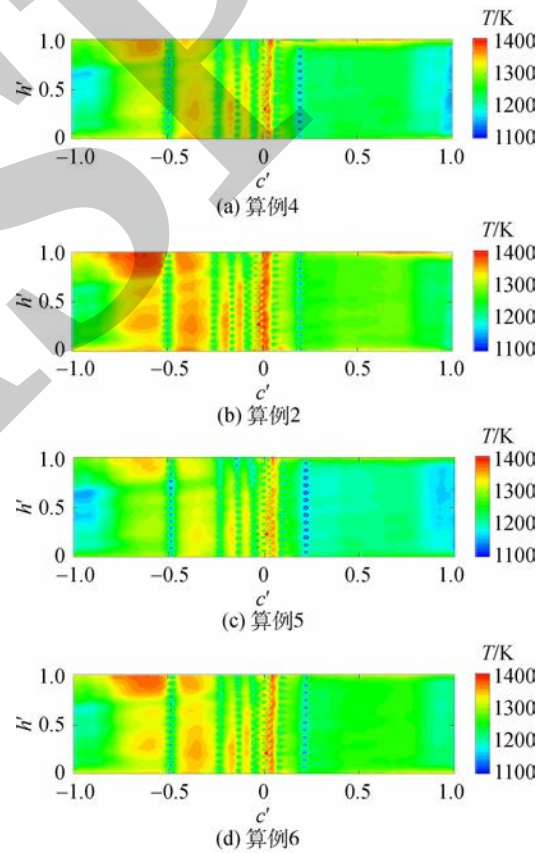


图 9 不同气体辐射下叶片表面温度分布  
Fig. 9 Temperature distribution on vane surfaces of different gas radiation

压力面靠近尾缘和吸力面区域  $\xi$  值差异达到 0. 05,由燃气所产生的辐射对这些区域作用更为显著,而在叶片前缘和压力面  $\xi$  值较大的区域燃气辐射作用影响较小。

4. 2. 3 壁面辐射作用

叶片表面所受来自壁面的辐射主要由相邻叶

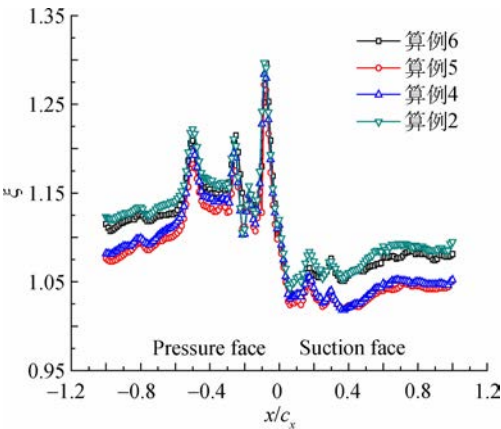


图 10 不同气体辐射下叶片表面弦向  $\xi$  值分布  
Fig. 10  $\xi$  distribution on vane surfaces along the axial chord of different gas radiation

片和两侧的端壁构成。相邻导向叶片由于冷却效果较好,温度较低,其发射辐射热流较小;本文端壁未采用气膜覆盖,表面温度处于较高的水平,由端壁发射和反射的辐射热流是叶片受到热辐射可能来源之一,通过改变端壁表面发射率可以控制端壁辐射热流的静吸收或释放,进而得到不同端壁辐射热流下的叶片表面温度分布,选取算例 7、算例 8、算例 2,叶片表面  $\xi$  值分布如图 11。

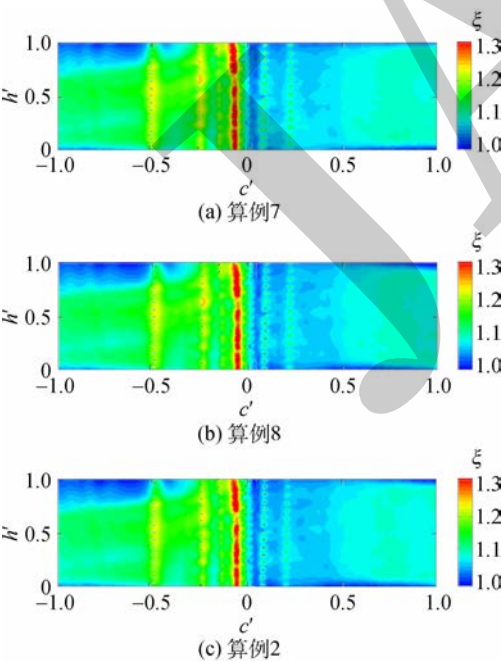


图 11 叶片表面  $\xi$  值分布

Fig. 11  $\xi$  distribution on vane surfaces

由图 11 可知,改变端壁表面发射率对叶片表面  $\xi$  值的分布影响较小,随着端壁表面发射率的升高,叶片表面局部区域  $\xi$  值略有降低,由此可见尽管端壁表面温度较高,但是由于端壁冷侧换热

的存在,在整个辐射系统中,其对系统热辐射的吸收作用对叶片温度的影响甚至高于端壁表面对叶片的热辐射所导致的升温。

4. 2. 4 叶片表面发射率的影响

对于一般的镍基合金材料,其表面发射率大部分在 0.3~0.8 之间。本文选取叶片表面发射率分别为 0.3、0.5、0.7 的算例进行计算,由图 12 可知,入口黑体温度为 1 600 K 时,在整个发射率区间内,叶片表面在考虑热辐射作用后温度均明显上升。当叶片表面发射率为 0.7 时,叶片表面温度甚至超过 1 400 K。

图 13 表示叶片表面弦向  $\xi$  值分布,叶片表面发射率为 0.3 时,叶片压力面的  $\xi$  值在 1.05 以上;叶片表面发射率为 0.5 时,叶片压力面  $\xi$  值上升至 1.1 以上;叶片表面发射率为 0.7 时,叶片压力面  $\xi$  值进一步升高,达到 1.15 以上。在整个发射率区间内,考虑热辐射作用带来明显的温度差异。金属叶片表面发射率随温度水平的提高而增大,这也使得高温时热辐射对叶片温度影响更大。

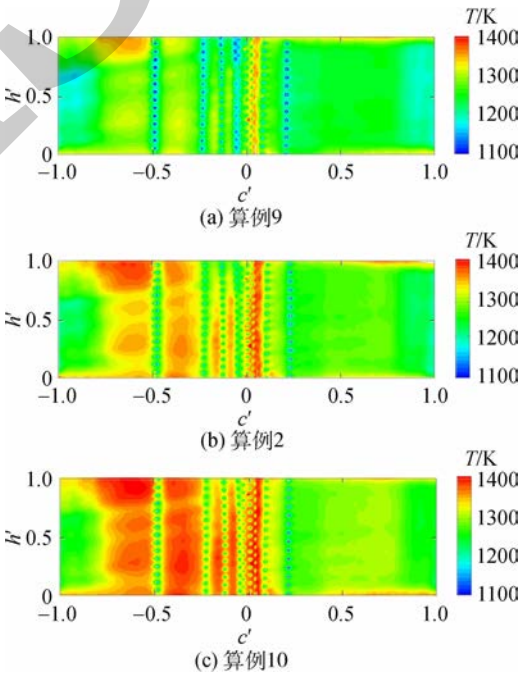


图 12 不同发射率下叶片表面温度分布

Fig. 12 Temperature distribution on vane surfaces of different emissivity

4. 3 热辐射对叶片冷却性能的影响

在同样的冷却条件下,可以通过比较考虑辐射前后叶片冷却效率的变化,确定辐射热流对叶片冷却性能的具体影响,叶片的综合冷却效率可表示为

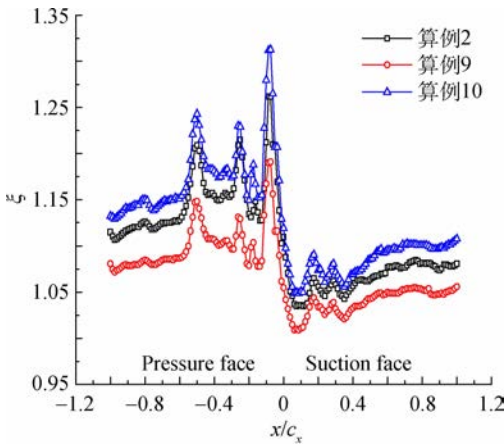


图 13 不同发射率下叶片表面弦向  $\xi$  值分布  
Fig. 13  $\xi$  distribution on vane surfaces along the axial chord of different emissivity

$$\varphi = \frac{T_g - T_m}{T_g - T_c} \quad (11)$$

其中  $T_g$  为高温燃气温度,  $T_m$  为金属叶片外表面温度,  $T_c$  为冷却气体的进口温度。

从传热角度分析,在稳定状态下,对于气膜冷却叶片,由于叶片厚度较小,由热侧高温燃气经过金属叶片向冷侧传递的热流可以近似视为定值。不计辐射时,综合冷却效率可以表示为

$$\varphi = \frac{T_g - T_m}{T_g - T_c} = \frac{\frac{l_g}{Nu_g \lambda_g}}{\frac{l_g}{Nu_g \lambda_g} + \frac{d_m}{\lambda_m} + \frac{l_c}{Nu_c \lambda_c}} \quad (12)$$

其中  $l_g$ 、 $l_c$  分别为高低温气体区域对应的特征长度,  $Nu_g$  为包含冷却气膜时高温流场区域对应的努塞尔数,  $Nu_c$  为低温气体对应的努塞尔数,  $\lambda_g$ 、 $\lambda_c$ 、 $\lambda_m$  分别为高低温气体和金属板的导热率,  $d_m$  为金属板厚度。当热端存在辐射热流  $q_{rad}$  时,冷却气膜对热辐射不具有吸收作用,  $\varphi$  调整为

$$\varphi = \frac{\frac{l_g}{Nu_g \lambda_g}}{\frac{l_g}{Nu_g \lambda_g} + \frac{d_m}{\lambda_m} + \frac{l_c}{Nu_c \lambda_c} + \frac{q_{rad}}{q_{tot} - q_{rad}} \left( \frac{d_m}{\lambda_m} + \frac{l_c}{Nu_c \lambda_c} \right)} \quad (13)$$

其中  $q_{tot}$  表示总热流密度。由于辐射热流的引入,该式不再表示实际的热端热阻与总热阻的比值,由该式可知引入辐射热流将导致  $\varphi$  值减小,而且辐射热流在总热流中占据比例越大,  $\varphi$  的值就会越小。

基于文中第 4.2 节讨论,可知入口辐射和气体辐射是对叶片传热特性影响最大的因素。本文选取算例 B1、算例 2 和算例 4 就热辐射对  $\varphi$  值的影响进行讨论,得到叶片表面弦向综合冷却效率分布

曲线,如图 14。不考虑辐射作用时,该叶片的冷却效果较好,综合冷却效率在 0.5 左右,冷气出口附近区域可以达到 0.6;引入辐射作用后,一方面由于总热流增加,叶片整体综合冷却效率下降。另一方面辐射热流对叶片前缘和压力面作用最大,尽管在这些区域设置了很密集的气膜孔,其综合冷却效率在 0.3 以下。可见考虑热辐射作用后,本文采取的单纯气膜冷却的冷却效果较差,已经难以满足叶片的冷却需求,当进口燃气和黑体辐射温度进一步提高时,需要针对辐射作用采取必要的防护措施。

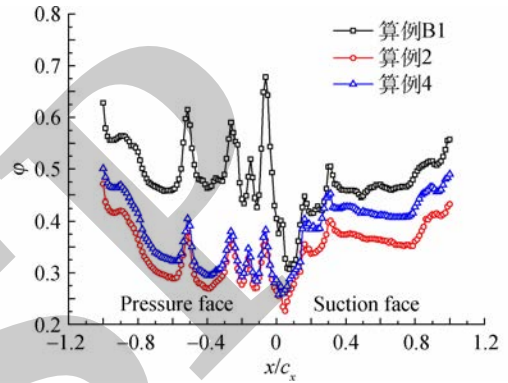


图 14 叶片表面综合冷却效率分布  
Fig. 14 Cooling efficiency distribution on vane surfaces

## 5 总 结

本文对一种带有气膜冷却的发动机一级导向叶片进行热-流-固耦合模拟,通过讨论考虑/不考虑热辐射的无量纲温比  $\xi$  和冷却效率,分析了多种辐射因素对叶片传热特性和冷却性能的影响。结果表明:

入口黑体辐射温度在 1200~1900 K 之间,叶片表面发射率在 0.3~0.7 之间时,考虑热辐射作用的叶片表面温度明显高于不考虑热辐射时的叶片表面温度。入口黑体辐射温度为 1600 K,叶片表面发射率为 0.5 时,与无热辐射作用情况相比,叶片压力面温度上升约 100 K,而叶片表面的最高温度(不考虑辐射时约 1350 K)上升至 1400 K;气体辐射对叶片吸力面和尾缘区域影响较大,考虑气体辐射较不考虑气体辐射  $\xi$  值上升 5% 左右;端壁表面发射率的变化对叶片表面温度分布影响很小,增大端壁表面发射率,叶片表面局部区域  $\xi$  值略有降低。

在进口燃气温度 1600 K 时,不考虑热辐射条件下得到叶片综合冷却效率大部分在 0.5 以上,达到了较为理想的冷却效果;考虑辐射作用后叶片综合冷却效率下降,叶片前缘和压力面辐射热

流密度很大, 尽管布置密集的气膜孔, 综合冷却效率仍然下降至 0.3 以下。考虑热辐射作用后, 本文所采用的气膜冷却结构在叶片前缘和压力面部位已经难以满足叶片的冷却需求。在叶片冷却性能评估中需要对叶片工作环境中的热辐射效应进行详细的分析。

## 参考文献:

- [1] 李爱兰, 曾燮榕, 曹腊梅, 等. 航空发动机高温材料的研究现状[J]. 材料导报, 2003, 17(2): 26-28.  
LI Ailan, ZENG Xierong, CAO Lamei, et al. Current status of research on high temperature materials for advanced aircraft engines[J]. Material Review, 2003, 17(2): 26-28. (in Chinese)
- [2] COLLADAY R S, STEPKA F S. Similarity constraints in testing of cooled engine parts[R]. NASA TND-7707, 1974.
- [3] LEFEBVRE A H. Flame radiation in gas turbine combustion chambers[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 1984, 27(9): 1493-1510.
- [4] VASUDEV S, PRAKASH B S, KAUSHAL M. High pressure high temperature static test facility for turbine blade cooling research[R]. AIAA-2000-2213, 2000.
- [5] ALVIN M A, PETTIT F, MEIER G, et al. Materials and component development for advanced turbine systems[R]. ASME Paper GT2009-59106, 2009.
- [6] STRAUB D L, SIDWELL T G, CASLETON K H, et al. High temperature film cooling test facility and preliminary test results[R]. ASME Paper GT2012-69767, 2012.
- [7] 尹洪, 王文萍, 任静, 等. 燃烧室出口辐射对气膜冷却传热影响研究[J]. 工程热物理学报, 2012, 33(2): 214-217.  
YIN Hong, WANG Wenping, REN Jing, et al. Research on the effect of combustor outlet radiation on the film cooling heat transfer[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2012, 33(2): 214-217. (in Chinese)
- [8] HYLTON L D, MIHELIC M S, TURNER E R, et al. Analytical and experimental evaluation of the heat transfer distribution over the surfaces of turbine vanes[R]. NASA CR 168015, 1983.
- [9] LAWSON S A, STRAUB D L, BEER S, et al. Direct measurements of overall effectiveness and heat flux on a film cooled test article at high temperatures and pressures[R]. ASME Paper GT2013-94685, 2013.
- [10] GREINER N J, POLANKA M D, RUTLEDGE J L, et al. Effect of variable properties and radiation on convective heat transfer measurements at engine conditions[R]. ASME Paper GT2014-25701, 2014.
- [11] ANDREWS G E, GUPTA M L, MKPADI M C. Full coverage discrete hole film cooling; cooling effectiveness[J]. International Journal of Turbo and Jet Engines, 1983, 2(3): 199-212.
- [12] ANDREWS G E, ASERE A A, GUPTA M L, et al. Full coverage discrete hole film cooling; the influence of hole size[J]. International Journal of Turbo and Jet Engines, 1985, 2(3): 213-226.
- [13] VASUDEV S A. Effects of gas radiation in scaled cooling effectiveness tests of turbine vanes[R]. AIAA-2006-5272, 2006.
- [14] 贺志宏, 谈和平, 刘林华, 等. 发动机叶片流道内辐射换热的数值计算[J]. 推进技术, 2001, 22(1): 65-68.  
HE Zhihong, TAN Heping, LIU Linhua, et al. Numerical computation on blade channel radiation in engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2001, 22(1): 65-68. (in Chinese)
- [15] MAZZOTTA D W, CHYU M K, ALVIN M A. Airfoil heat transfer characteristics in syngas and hydrogen turbines[R]. ASME Paper GT2007-28296, 2007.
- [16] 张丽芬, 刘振侠, 廉筱纯, 等. 气冷涡轮叶片三维换热问题计算[J]. 航空动力学报, 2007, 22(8): 1268-1272.  
ZHANG Lifen, LIU Zhenxia, LIAN Xiaochun, et al. Numerical study of 3D heat transfer for turbine blade with air cooling[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(8): 1268-1272. (in Chinese)
- [17] 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)
- [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. The study of heat radiation characteristics for a high pressure gas turbine[J]. Mechanical Engineer, 2010(4): 74-76. (in Chinese)
- [19] YIN Hong, LI Mingfei, CHI Zhongran, et al. Effect of radiative heat transfer factor on the temperature distribution of a first stage vane[R]. ASME Paper GT2014-25711, 2014.
- [20] MICK Y, WÖRZ B, FINDEISEN E, et al. Study on relevant effects concerning heat transfer of a convection cooled gas turbine blade under realistic engine temperature conditions[R]. ASME Paper GT2013-94186, 2013.
- [21] SHIH T H, LIOU W W, SHABBAR A, et al. A new  $k-\epsilon$  eddy viscosity model for high Reynolds number turbulent flows; model development and validation[R]. NASA-TM-106721, 1994.
- [22] RAITHYBY G D, CHUI E H. A finite-volume method for predicting a radiant heat transfer in enclosures with participating media[J]. Journal of Heat Transfer, 1990, 112(2): 415-423.
- [23] SMITH T F, SHEN Z F. Evaluation of coefficients for the weighted sum of gray gases model[J]. Journal of Heat Transfer, 1981, 104(4): 602-608.
- [24] DENISON M K, WEBB B W, DENISON M K. A spectral line-based weighted sum of gray gases model for arbitrary RTE solvers[J]. Journal of Heat Transfer, 1994, 115(4): 1004-1012.
- [25] COPPALLE A, VERVISCH P. The total emissivities of high-temperature flames [J]. Combustion and Flame, 1983, 49(1/2/3): 101-108.