

热风洞中涡轮叶片温度场红外热像测量方法

黄名海, 臧树升, 葛 冰, 翁史烈

(上海交通大学 机械与动力工程学院, 上海 200240)

摘 要: 提出了在热风洞中利用红外热像来测量涡轮叶片表面温度场的方法. 针对热风洞特有的干扰因素, 即石英玻璃窗口的透射比随着叶片表面温度变化以及燃气中的二氧化碳和水蒸气等组分参与热辐射所带来的干扰, 在取得红外热像后按照燃气工况对温度场测量结果进行综合修正. 考虑到叶片表面曲率的变化, 通过几何上的变换重现了实际叶片表面上的温度场. 结果表明: 在热风洞的叶片温度场的红外热像测量中存在着 110~140 K 的修正量. 高温燃气环境中的红外热像测量结果必须按工况进行修正.

关 键 词: 热风洞实验; 涡轮叶片; 红外热像; 温度场测量; 燃气热辐射

中图分类号: V211.753

文献标志码: A

Method of infrared thermography measurement for temperature field of turbine vane in hot wind tunnel

HUANG Ming-hai, ZANG Shu-sheng, GE Bing, WENG Shi-lie

(School of Mechanical Engineering,

Shanghai Jiao Tong University, Shanghai 200240, China)

Abstract: A method of obtaining the temperature field of the surface of turbine vane in hot wind tunnel utilizing infrared thermography measurement was presented. After the acquirement of infrared thermograms, overall corrections were implemented pertaining to the specific disturbance of hot wind tunnel caused by variations in the transmission rate of quartz glass window with the vane surface temperature, as well as by thermal radiation of gas components such as carbon dioxide and water vapor. A geometrical transformation could help reproducing the temperature field of the vane surface, by taking into consideration the curvature of the vane surface. The results show that corrections as large as 110—140 K exists for infrared thermography measurement of this testing in hot wind tunnel. Under hot gas circumstances, temperature correction based on gas conditions is indispensable.

Key words: hot wind tunnel test; turbine vane; infrared thermography; temperature field measurement; thermal radiation of gas

高温涡轮叶片热风洞实验是研究叶片传热特性的有效手段. 为了使实验与实际保持相同的温比等参数, 热风洞参数已从较低温度发展到相对高温^[1-6]. 其中, 红外热像测量方法能够获取整个温度场并能适应宽广的温度范围而独具优势^[7-8], 已逐步用于涡轮部件的实验研究^[9-16].

为了真实地模拟燃气轮机涡轮的工作环境, 并使热风洞易于实现, 本文采用了燃气热风洞进行实际涡轮叶片的传热特性实验, 并采用红外热像测温技术对涡轮叶片温度场进行了测量.

热风洞中的燃气介质、石英玻璃窗口等因素会给测量带来较大的干扰, 为消除这些干扰, 对高

收稿日期: 2013-09-03

作者简介: 黄名海(1968—), 男, 广东揭阳人, 博士生, 主要从事涡轮叶片传热研究.

通讯作者: 臧树升(1956—), 男, 吉林长春人, 研究员, 博士, 主要从事燃气轮机热力系统及燃气轮机热通道部件性能的研究.

E-mail: sszang@sjtu.edu.cn

温燃气环境红外热像测温的特殊性进行了研究。另外,实际叶片表面是一个复杂的空间曲面,红外热像测量结果只是曲面在其焦平面的成像,为了真实再现叶片温度场还需要进行几何的修正。

1 实验装置及实验工况

实验装置包括热风洞、冷却空气系统、实验段、测量仪表和数据采集系统,如图1。主流为燃烧室排出的 773 K 的高温燃气。冷却空气为压缩空气,其温度由电加热器的闭环控制系统设定,流量由 D07-60B 流量控制器设定。

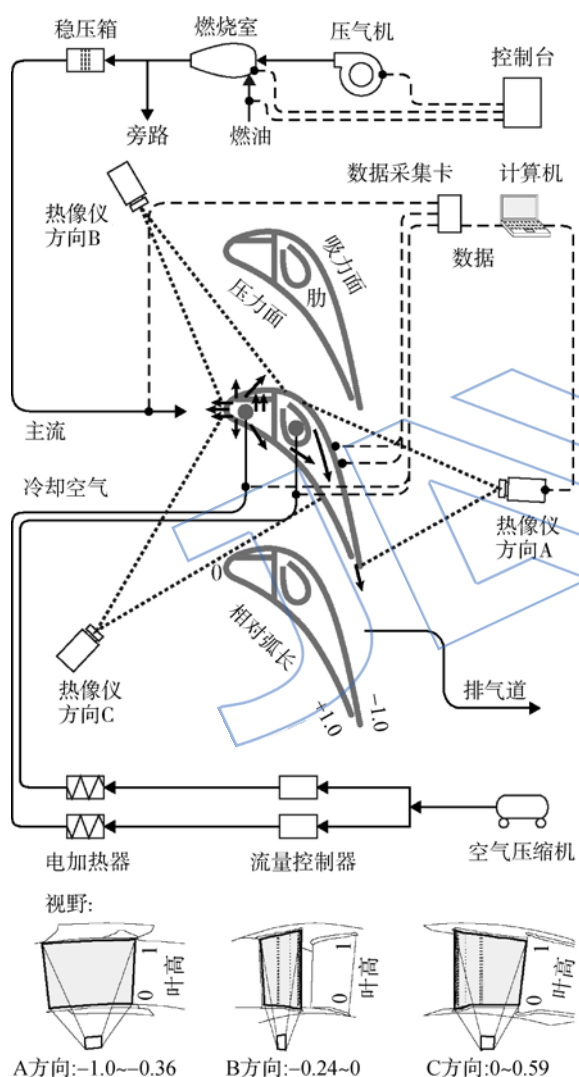


图1 实验系统示意图

Fig. 1 Sketch of experimental system

实验段由5片复合冷却的涡轮进口导向叶片组成扇形的叶栅。冷却空气从叶片根部分两路进入叶片。采用 VarioTHERM head II 短波红外热像仪测量叶片表面温度场。焦平面为 256×256 的 PtSi 探测器阵列,接收波长范围为 $1.8 \sim 5.0 \mu\text{m}$ 。

测量范围为 $248 \sim 1473 \text{ K}$,测量精度为 $\pm 2\%$,温度分辨率为 0.1 K 。镜头的视场角为 14° ,空间分辨率为 1.0 mrad 。为使光路尽量到达叶片表面,在实验段外壳上开设了3个窗口,各窗口的光路方向如图1的A,B,C所示,视野见图1下方。窗口的石英玻璃材料具有较低的羟基含量,可避免在 $2.6 \sim 2.8 \mu\text{m}$ 范围出现强烈的吸收带。在本实验中,叶片表面温度一般在 $473 \sim 773 \text{ K}$ 范围内,根据维恩位移定律,光谱辐射的峰值将出现在 $6.1 \sim 3.5 \mu\text{m}$,因此采用短波红外热像仪($1.8 \sim 5.0 \mu\text{m}$)。

叶片表面总共敷设了12支Ⅱ级精度的K型热电偶,允许误差为 $\pm 0.0075 |T' - 273.15|$, T' 为温度读数(单位为 K)。测点位于 33% 叶高的截面上,以免影响 50% 叶高的红外热像测量。冷却空气温度采用B级精度的 Pt100 热电阻在叶片底部的空气入口处测量,允许误差为 $\pm (0.005 |T' - 273.15| + 0.30)$ 。主流的总温、总压在叶栅上游 0.5 m 处采用Ⅱ级精度的K型热电偶和总压探针测量。

实验工况:叶栅出口雷诺数为 8×10^5 ,出口马赫数为 0.8,主流温度为 773 K,主流流量为 1.6 kg/s ,空气/燃气温度比为 0.45,流量比为 0.08。

2 燃气环境特有的干扰及修正

在通常大气环境下使用红外热像仪,测得的定向辐射强度 I_m 分解为3个部分,如式(1)

$$I_m = \epsilon_o \tau_p I_o + \epsilon_a (1 - \epsilon_o) \tau_p I_a + (1 - \tau_p) I_p \quad (1)$$
 式中 I_o 为待测物体发射辐射强度, I_a 为待测物体反射辐射强度, I_p 为光路上其他物体的辐射强度, ϵ 为黑度, τ_p 为透射比。下标 o 表示待测物体,下标 p 表示光路。叶片表面的温度 T 为 I_o 函数,因此测得的温度如式(2)

$$T = \Phi(I_o) = \Phi \left[\frac{I_m}{\epsilon_o \tau_p} - \frac{(1 - \tau_p) I_p}{\epsilon_o \tau_p} - \frac{(1 - \epsilon_o) \tau_p I_a}{\epsilon_o} \right] \quad (2)$$

但是,在热风洞燃气介质环境下,式(2)中的光路上的透射比 τ_p 要发生变化,同时还要考虑高温燃气的红外辐射强度对红外热像测温产生的影响。

1) 石英玻璃窗口透射比的影响

因为燃气温度最高可达 800 K,实验中必须采用石英玻璃材质的光学窗口。式(2)测温模型中的透射比 τ_p 的大小反映了窗口对红外线的衰减作用。透射比是特定波长范围内穿过窗口的辐射力与入射辐射力之比,它与透射率 τ_k 的关系由式(3)表示

$$\tau_p = \frac{\int_{1.8}^{5.0} E_{\lambda, t} \tau_{\lambda} d\lambda}{\int_{1.8}^{5.0} E_{\lambda, t} d\lambda} \quad (3)$$

式中 $E_{\lambda, t}$ 为光谱辐射力; λ 为波长. 分母为入射的能量; 分子为穿过窗口的能量, 每一波长的 $E_{\lambda, t}$ 以透射率 τ_{λ} 衰减之后穿过窗口.

在较低温度下通常采用 ZnSe 玻璃窗口, 它的透射率 τ_{λ} 可取为常数, 因此 ZnSe 玻璃窗口的透射比等于透射率. 但本实验采用的石英玻璃窗口的 τ_{λ} 是波长的函数, 并且 $E_{\lambda, t}$ 也随温度及波长变化. 图 2 是本文整合的实验相关波长范围和温度范围内的石英玻璃窗口透射率 τ_{λ} 与黑体的 $E_{\lambda, t}$ 对照情况. 因此根据式(3), 在高温情况下 τ_p 不等于材料固有的透射率 τ_{λ} .

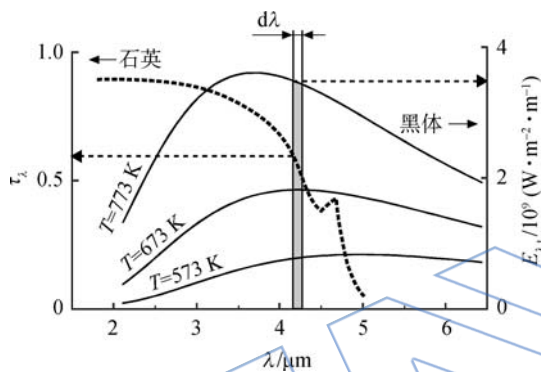


图 2 石英玻璃窗口透射率与黑体光谱辐射力

Fig. 2 Transmissivity of quartz glass window and spectral emissive power of black body

石英玻璃窗口(厚度为 3 mm)的透射比 τ_p 随叶片表面温度的变化如图 3 所示, 这是按照实际光路, 利用标准黑体辐射源实测的结果. 透射比与温度的关系是严格单调的. 本文通过实验考察了石英玻璃窗口的透射比对温度测量的影响, 对于

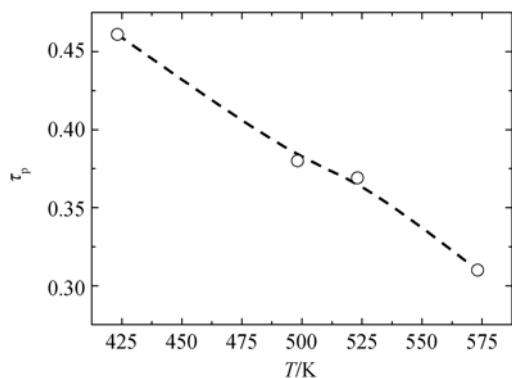


图 3 温度对石英玻璃窗口透射比的影响

Fig. 3 Effect of temperature on transmission rate of quartz glass window

423~573 K 的标准黑体辐射源, 环境条件保持不变, 透射比固定取为 0.38, 红外热像测温的误差最大可达 18.6 K.

2) 高温燃气热辐射的影响

为模拟叶片的真实工作环境并考虑热风洞易于实现, 采用了燃气作为主流的工质. 如前面分析所述, 式(1)适用于空气环境中的红外热像测温, 因为空气的主要成分氧气(O_2)和氮气(N_2)在红外热像测温过程中可以忽略, 这类具有对称双原子结构的气体分子不参与红外线的发射和吸收. 但在燃气环境中, 二氧化碳(CO_2)和水蒸气(H_2O)等组分的辐射强度不仅与物性有关, 还受到气体温度、各组分的分压力、平均射线程长等因素的影响, 从而给测温过程带来显著干扰. 在本实验中, 红外热像与热电偶测量值的差距大致介于 110~140 K 且随工况而变. Nakamata 等^[17]对 673 K 燃气环境中的试件进行红外热像测温时也报道过高达 38% 的不确定度.

3) 燃气环境下红外热像测温的综合修正

由于石英玻璃透射比是随叶片表面温度有所变化, 这将需要每个温度区域都要给定不同的透射比. 但在实际测量中这是难以达到的. 因此, 本文在测量过程中采用了恒定的透射比, 然后将红外热像仪测得的温度与叶片表面热电偶测得温度进行对比修正. 如前面图 3 所示, 透射比随着测量对象温度的变化是单调的, 因此这为上述修正方法提供了基础.

另外, 考虑到燃气组分的质量分数及物性参数都随热风洞的温度、压力发生变化, 因此在实验中必须按燃气工况的变化来对红外热像测温结果进行修正.

图 4 是主流温度为 700 K 工况下的综合温度

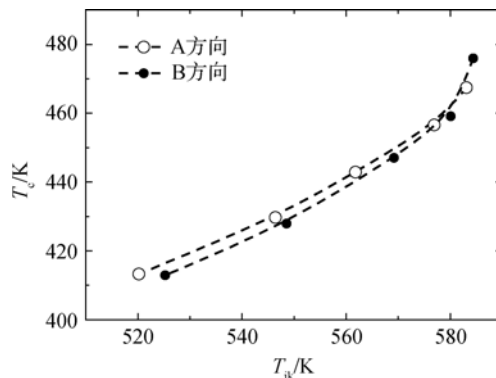


图 4 主流温度为 700 K 工况下的综合温度修正曲线

Fig. 4 Overall temperature correction curve in mainstream temperature of 700 K

修正曲线. 其中包含了燃气热辐射和石英玻璃窗口透射比变化两个因素共同作用下对红外热像测温带来的影响. 图中横坐标为红外热像温度 T_{ir} , 纵坐标为热电偶温度 T_c , 修正量最大可达 122 K.

采用了针对每个 i 工况下叶片表面热电偶与红外热像仪之间的综合修正, 并将两者的对照关系拟合合成 3 次多项式, 如式(4)

$$T'_{c,i} = C_{0,i} + C_{1,i}T_{ir} + C_{2,i}T_{ir}^2 + C_{3,i}T_{ir}^3 \quad (4)$$

式中 $T'_{c,i}$ 为修正之后的温度; 系数 $C_{0,i}, C_{1,i}, C_{2,i}, C_{3,i}$ 是根据 T_{ir} 和 $T'_{c,i}$ 采用最小二乘法拟合得到的.

3 叶片表面温度场的重现

红外热像测温结果是叶片表面温度场的平面成像. 为了重现叶片表面温度场, 需要对测量温度的位置信息进行几何变换, 即由图像的平面直角坐标系转换到叶片表面上的曲线坐标系. 两个坐标 x 与 s 之间由雅可比矩阵相互联系, 如式(5), e 和 b 为两者的基向量

$$\begin{bmatrix} b_1 \\ b_2 \\ b_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\partial x_1}{\partial s_1} & \frac{\partial x_2}{\partial s_1} & \frac{\partial x_3}{\partial s_1} \\ \frac{\partial x_1}{\partial s_2} & \frac{\partial x_2}{\partial s_2} & \frac{\partial x_3}{\partial s_2} \\ \frac{\partial x_1}{\partial s_3} & \frac{\partial x_2}{\partial s_3} & \frac{\partial x_3}{\partial s_3} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} e_1 \\ e_2 \\ e_3 \end{bmatrix} \quad (5)$$

根据温度数据利用软件重现温度场和等温线图(如图 5), 软件能够分辨 1 个像素大小的尺度, 且等温线同时含有温度和位置信息, 有助于准确辨别和描绘局部细节.

几何变换的效果(见图 6)由几何变换前后叶片外弧段综合冷却效率分布情况的对比体现. 对于内部对流冲击冷却与外部气膜共同作用下的叶

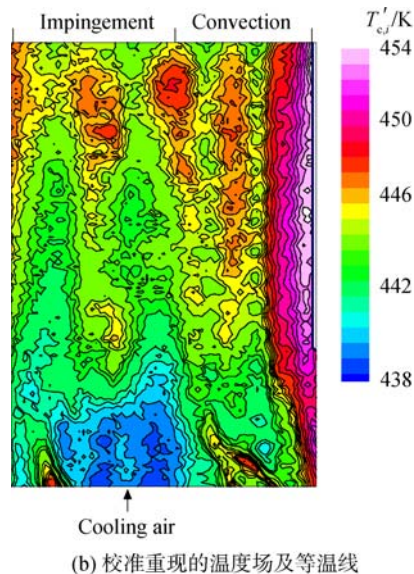
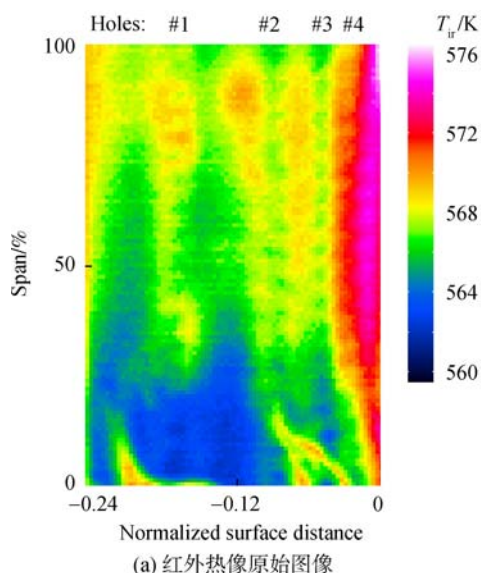


图 5 叶片表面温度场

Fig. 5 Temperature field of vane surface

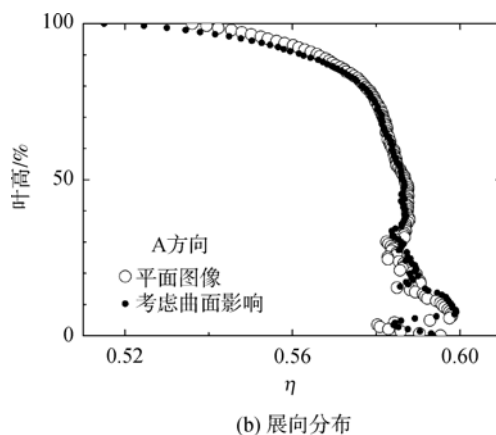
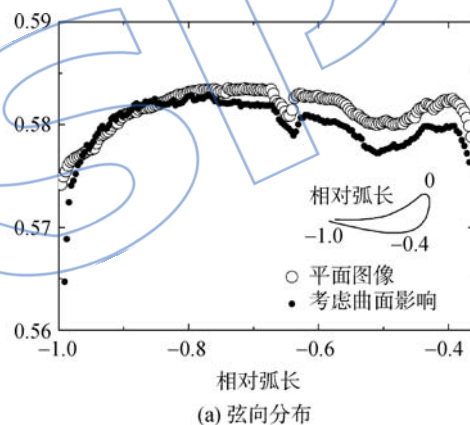


图 6 几何变换的效果

Fig. 6 Effect of geometrical transformation

片, 综合冷却效率 $\eta = (T_\infty - T_w) / (T_\infty - T_a)$ 是衡量冷却性能的一个恰当的指标^[18], 其中 T_∞ 为主流温度, T_w 为壁面温度, 冷却空气的定性温度 T_a 采用入口温度.

弦向分布的对比如图 6(a), 综合冷却效率的

修正量在相对弧长为 -1.0 处可达 0.01 。展向分布的对比如图 6(b),当相对叶高大于 85% 后,修正量逐步增大,在端部可达 0.04 。由于此叶片扭曲程度较小,目前的结果反映的修正量均较小,但如果叶片表面曲率较大并有扭转、弯曲时,这一差距将会明显增大。

4 结 论

高温燃气环境与常温空气介质中的红外热像测温方法有较大差异,一般采用标准黑体辐射源的标定方法不足以应对高温燃气环境中的测量。

红外热像测温在燃气环境中要考虑石英玻璃窗口透射比的变化影响。同时还要考虑燃气中的水蒸气和二氧化碳组分参与热辐射所带来的影响。

石英玻璃窗口透射比的变化与叶片表面温度有关。燃气组分对红外辐射的影响随着燃气温度、各组分的分压力和平均射线程长而变化。因此红外热像测温必须按不同工况分别进行校准。

复杂曲面叶片的红外热像测温结果应通过坐标变换进行温度场的校准重现。

参考文献:

- [1] Boyle R J, Spuckler C M, Lucci B L, et al. Infrared low-temperature turbine vane rough surface heat transfer measurements[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2001, 123(1):168-177.
- [2] Gritsch M, Schulz A, Wittig S. Adiabatic wall effectiveness measurements of film-cooling holes with expanded exits [J]. *Journal of Turbomachinery*, 1998, 120(3):549-556.
- [3] Sundaram N, Thole K A. Bump and trench modifications to film-cooling holes at the vane-endwall junction[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2008, 130(4):041013. 1-041013. 9.
- [4] Dittmar J, Schulz A, Wittig S. Assessment of various film-cooling configurations including shaped and compound angle holes based on large-scale experiments[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2003, 125(1):57-64.
- [5] Ochs M, Schulz A, Bauer H J. Investigation of the influence of trailing edge shock waves on film cooling performance of gas turbine airfoils[R]. ASME Paper GT2007-27482, 2007.
- [6] Simeonides G, Van Lierde P, Van der Stichele S, et al. Infrared thermography in blowdown and intermittent hypersonic facilities[J]. *Journal of Thermophysics*, 1990, 4(2):143-148.
- [7] Schulz A. Infrared thermography as applied to film cooling of gas turbine components[J]. *Measurement Science and Technology*, 2000, 11(7):948-956.
- [8] Astarita T, Cardone G, Carlomagno G M. Infrared thermography: an optical method in heat transfer and fluid flow visualisation[J]. *Optics and Lasers in Engineering*, 2006, 44(3/4):261-281.
- [9] Sargent S R, Hedlund C R, Ligrani P M. An infrared thermography imaging system for convective heat transfer measurements in complex flows[J]. *Measurement Science and Technology*, 1998, 9(12):1974-1981.
- [10] 马龙, 王建华, 吴向宇, 等. 利用红外技术进行层板冷却特性实验研究[J]. *航空动力学报*, 2008, 23(4):657-661. MA Long, WANG Jianhua, WU Xiangyu, et al. Experimental investigation of the cooling performance of lamilloy using infrared thermal imaging technique[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2008, 23(4):657-661. (in Chinese)
- [11] 赵鹏, 刘高文, 朱晓华, 等. 间距对凹坑强化传热和流动阻力的影响[J]. *航空动力学报*, 2009, 24(10):2266-2271. ZHAO Peng, LIU Gaowen, ZHU Xiaohua, et al. Influence of dimple space on heat transfer enhancement and pressure loss in a dimpled rectangular channel[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2009, 24(10):2266-2271. (in Chinese)
- [12] 吕锡嘉, 王建华, 刘庆东, 等. 应用红外热像技术实验研究层板结构冷却特性[J]. *航空动力学报*, 2009, 24(10):2260-2265. LÜ Xijia, WANG Jianhua, LIU Qingdong, et al. Experimental investigation on cooling performance of laminated configuration using infrared thermal imaging technique [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2009, 24(10):2260-2265. (in Chinese)
- [13] ZHANG Chi, SONG Bo, LIN Yuzhen, et al. Measured overall effusion cooling effectiveness over a wide blowing ratio range using infrared imaging[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2010, 25(7):1454-1463.
- [14] 常国强, 常海萍, 王寅会, 等. 曲面红外测温方向性误差分析与修正方法[J]. *航空动力学报*, 2010, 25(2):302-307. CHANG Guoqiang, CHANG Haiping, WANG Yinwei, et al. Research on error analysis and correction of infrared temperature measurement for curved surface[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2010, 25(2):302-307. (in Chinese)
- [15] 杨卫华, 王梅娟, 丁有红, 等. 冲击+同向对流+气膜冷却效果的试验[J]. *航空动力学报*, 2010, 25(4):729-734. YANG Weihua, WANG Meijuan, DING Youhong, et al. Experimental study of cooling effectiveness of impingement/cocurrent convection/film cooling [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2010, 25(4):729-734. (in Chinese)
- [16] Aga V, Abhari R S. Influence of flow structure on compound angled film cooling effectiveness and heat transfer [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2011, 133(3):031029. 1-031029. 12.
- [17] Nakamata C, Mimura F, Matsushita M, et al. Local cooling effectiveness distribution of an integrated impingement and pin fin cooling configuration[R]. ASME Paper GT2007-27020, 2007.
- [18] Sweeney P C, Rhodes J F. An infrared technique for evaluating turbine airfoil cooling designs[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2000, 122(1):170-177.