

文章编号:1000-6893(2004)06-0551-05

## 吹风比对气膜冷却效率影响的实验研究

韩振兴<sup>1</sup>, 未永洁<sup>2</sup>, 刘 石<sup>1</sup>

(1. 中国科学院 工程热物理研究所, 北京 100080)

(2. 三菱重工业株式会社 高砂研究所, 日本)

### Experimental Research on Film Cooling Effectivenesses at Different Blowing Ratios

HAN Zhen-xing<sup>1</sup>, Kiyoshi Suenaga<sup>2</sup>, LIU Shi<sup>1</sup>

(1. The Institute of Engineering Thermophysics CAS, Beijing 100080, China)

(2. Takasago Research and Development Center, MITSUBISHI Heavy Industries LTD, Japan)

**摘要:**以叶片作为研究对象,在主流风速为 40m/s,弦长雷诺数为 74400 条件下,应用红外成像技术作为测温手段,研究了不同吹风比对叶片吸力侧和压力侧的气膜冷却效率分布的影响。吸力侧实验在 3 个吹风比分别为 0.5, 1.0 和 1.5 条件下进行。压力侧实验在 4 个吹风比下进行,分别为 0.5, 0.75, 1.0 和 1.7。从实验结果来看,在压力侧吹风比 1.0 条件下的冷却效果最好;对于吸力侧吹风比 0.5 条件下的冷却效率为最佳。

**关键词:**气膜冷却;冷却效率;红外成像;压力面;吸力面

**中图分类号:** V231.3 **文献标识码:** A

**Abstract:** The film cooling effectiveness distributions on one test blade are studied and the infrared thermography is adopted to measure the temperatures on the surface of the blade. The mainstream velocity is kept to be 40m/s, and the Reynolds number based on the chord length of the blade is 74400. The experiments are done on the suction side at three different blowing ratios, 0.5, 1.0 and 1.5; and those on the pressure side at four different blowing ratios, 0.5, 0.75, 1.0 and 1.7. According to the experiment results, the effectiveness of film cooling at blowing ratio 1.0 is the best, while the optimal on the pressure side is at blowing ratio 0.5.

**Key words:** film cooling; cooling effectiveness; infrared thermography; pressure side; suction side

提高燃气轮机效率和比推力的最为有效的措施就是提高透平入口温度,但这要受涡轮叶片材料耐热性能的限制,必须采取冷却措施对涡轮叶片加以保护,特别是叶片的前缘附近区域,以使其免受高温腐蚀或损伤。目前对涡轮叶片实施防热保护的一个重要措施就是采用气膜冷却技术。优化冷却孔的形状以及运行参数是气膜冷却实验研究的主要目的。

气膜冷却效率是衡量不同形状冷却孔的冷却性能的重要参数。定义如下

$$\eta = \frac{T_m - T_f}{T_m - T_a}$$

式中:  $\eta$  为气膜冷却效率;  $T_m$  为主流气体温度;  $T_f$  为绝热壁温;  $T_a$  为冷却射流注入温度。

本文中采用红外成像技术测量叶片表面温度,克服了热电偶测温技术只能单点测温和液晶测温技术标定过程繁琐的缺点。

考虑到叶栅通道的曲率效应的存在对流动造成的影响不能被观测到,本文实验在涡轮叶栅上

进行,实验结果更具针对性。对于曲面上的气膜冷却实验和数值模拟研究有相关文献报道。Ito<sup>[1]</sup>等人首先利用传质类比的方法在曲面上研究了不同的吹风比对冷却性能的影响,实验结果显示凸面上的冷却效率要高于平板和凹面上的冷却效率。Schwarz<sup>[2]</sup>等人研究了不同曲率面对冷却性能的影响,吹风比在 0.3 至 2.7 之间变化。他们认为交叉流中的压力梯度在凸面上使得冷却气膜贴向实验表面,凹面上的压力梯度分布使得冷却气膜容易脱离实验表面。Goldstein 等人<sup>[3]</sup>同样应用传质类比方法研究了不同射流注入角度和吹风比下的凹面和凸面下的冷却效率分布。Berhe<sup>[4]</sup>等人应用修正的  $k-\epsilon$  模型中的湍流黏度和普朗特数之间的代数关系研究了不同曲率对冷却效率的影响,吹风比分别为 0.5, 1.0 和 1.5,计算结果发现射流吹离现象除与吹风比有关外,还依赖于边界层的截面分布特性及边界层厚度和射流孔径的比值。Lin<sup>[5]</sup>等人应用低雷诺数的湍流模型也做了类似研究。

### 1 实验装置及测量系统

实验中主要研究不同的主流和射流吹风比条

收稿日期:2003-11-04; 修订日期:2004-03-18

基金项目:国家 863 计划重点基金项目(2002AA503010)

件对冷却效率的影响。吹风比的定义如下

$$M = \frac{\rho_f V_f}{\rho_m V_m}$$

式中:  $\rho_f$  和  $V_f$  分别为射流的密度和注入速度;  $\rho_m$  和  $V_m$  分别为主流的密度和来流速度。

实验装置如图 1 所示,主流气体由风机直接从大气抽取,经整流筛和湍流发生器后进入叶栅通道。实验中主流湍流度为 0.5%。主流速度为 40m/s,基于叶片弦长的雷诺数为  $7.4 \times 10^5$ 。射流由空气压缩机提供,通过空气加热器改变其注入温度,通过管路阀门控制其流速实现不同的吹风比条件。

实验叶栅采用 5 叶片 4 通道的形式,中间叶片为实验研究对象,由低热导率的胶木材料制作,叶片表面喷涂黑漆,热辐射系数为 0.98。叶片表面温度可以直接作为绝热壁温,用于气膜冷却效率计算,结构如图 2 所示。叶高为 300mm,叶片弦长 290.1mm。在叶片的压力侧和吸力侧各开有一排冷却孔,孔径为 1.6mm,数量为 9 个,压力侧孔间距为 9mm,与切平面夹角为  $55.5^\circ$ ,吸力侧孔间距为 10mm,与切平面夹角为  $36.5^\circ$ 。另外 4 个叶片由金属材料制作。实验分别在叶片的压力侧和吸力侧进行,相机分别从两个不同位

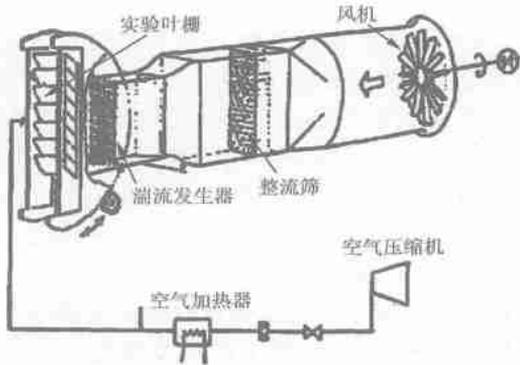


图 1 实验装置简图

Fig. 1 Experiment device

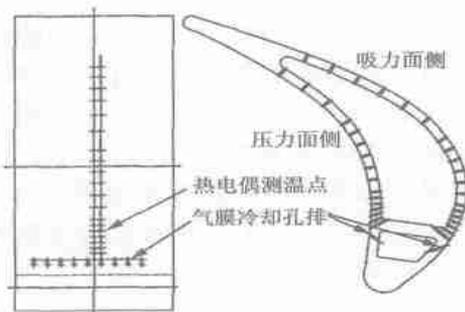


图 2 实验叶片结构示意图

Fig. 2 Structure of the test blade

置得到叶片表面温度分布信息。沿冷却孔的下游布置多个热电偶用于检验红外测温结果的可靠性。实验中每个工况下采集 100 帧图像,对它们进行平均以消除气膜冷却过程中不稳定因素的影响。

## 2 实验结果与分析

(1) 叶片型面压力分布 在主流速度为 40m/s,湍流为 0.5% 的实验条件下,实验叶片沿吸力面和压力面的静态压力分布如图 3 所示。吸力面侧布置 13 个测点,压力面侧有 12 个。图中  $P_s$  为叶片表面静压,  $P_t$  为叶栅出口总压,  $X$  为距叶片前缘滞止点的贴体长度,  $X_s$  为由叶片前缘到尾缘的贴体长度。

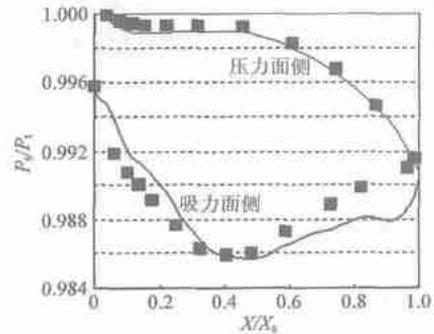


图 3 叶片表面静压分布图

Fig. 3 Static pressure distribution on blade surface

下面分别对吸力面侧和压力面侧的实验结果进行分析。给定的冷却效率分布图中横坐标为冷却孔排圆点所在位置,纵坐标为叶片贴体长度;圆心位于第 5 孔和第 6 孔中间。

(2) 吸力侧冷却效率分布 吸力面侧实验分别在 3 个吹风比下进行,分别为 0.5, 1.0 和 1.5。图 4~图 6 分别给出了沿叶片表面长度方向的冷却效率分布。在吹风比为 0.5 条件下,冷却孔之间相互干扰很小,保持了平面单孔的冷却特点。Schwarz<sup>[2]</sup>等人认为在低吹风比条件下,弯曲流动中主流沿曲率方向的压力梯度弱化了冷却射流垂直方向动量分量的影响,使其容易贴附在叶片表面,阻止了主流空气和叶片表面的直接接触,沿孔下游形成较好的冷却效果。但是由于其动量低的特点使得射流和主流之间以及不同冷却孔之间的相互作用很弱,孔间区域的冷却效果较差。随着吹风比的增大,射流的动量逐渐增加,同时在射流出口形成的旋向相反的涡对强度逐渐增大<sup>[6]</sup>,使得射流和主流之间的相互作用增强,连续分布的气膜开始形成,横向气膜冷却效率分布开始变得

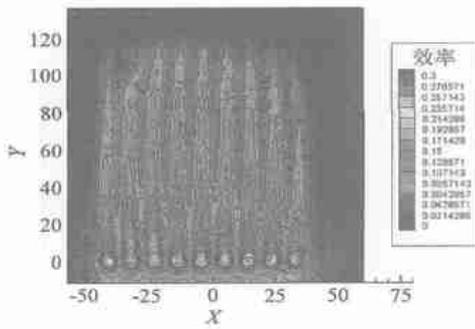


图 4 吹风比 0.5 下的冷却效率分布

Fig. 4 Cooling effectiveness distribution at blowing ratio 0.5

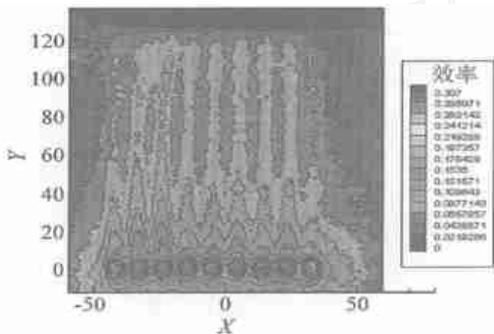


图 5 吹风比 1.0 下的冷却效率分布

Fig. 5 Cooling effectiveness distribution at blowing ratio 1.0

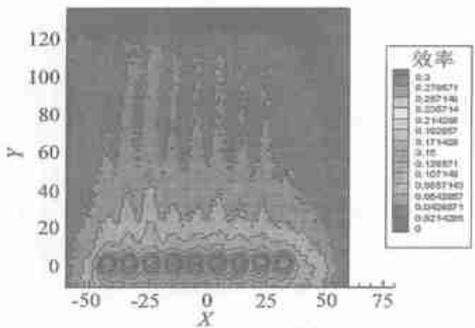


图 6 吹风比 1.5 下的冷却效率分布

Fig. 6 Cooling effectiveness distribution at blowing ratio 1.5

均匀,孔间区域的冷却作用得到加强。在吹风比增加到 1.5 时,射流垂直方向的动量分量使得冷却射流可能会穿透主流边界层,加之前面提及的涡对主流形成的较强的卷吸作用,使得射流流动脱离壁面,射流和主流之间发生很强的掺混作用,横向冷却效率几乎均匀分布,孔间区域和冷却孔下游的冷却效果基本相同,并且掺混作用在冷却孔下游很短的一段距离内完成。从  $Ma = 1.5$  条件下的冷却效率分布中可以明显的看到这一点。

图 7 中给出了在冷却孔排下游  $L/D = 10$  位置处,不同吹风比条件下的横向冷却效率分布对比曲线。从图中可以看出在吹风比 0.5 条件下冷却孔轴线下游具有冷却效率最大值,但是沿横向

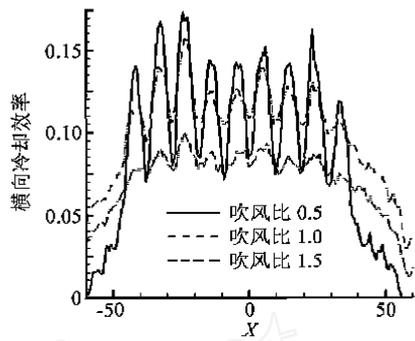


图 7 冷却孔下游  $L/D = 10$  位置处不同吹风比条件下横向冷却效率分布对比

Fig. 7 Comparison of the transversal cooling effectiveness distributions in the downstream of the cooling hole at different blowing ratios

冷却效率的变化幅度比较大,与孔的轴线方向冷却效果相比,孔间区域的冷却效果较差。在吹风比 1.0 条件下,虽然冷却孔下游的冷却效率比 0.5 吹风比下的要小,但是由于射流和主流之间相互作用的增强,孔间区域的冷却效率获得了较大提高,改善了孔间区域的冷却效果。在吹风比 1.5 条件下可以明显看出,横向冷却效率分布的均匀性很强,但由于其较大的动量比,使得射流不易贴附在叶片表面,从而降低了冷却效率的数值,综合三个吹风比条件下的冷却效率分布来看,吹风比 1.0 下的冷却效果最好。

为了进一步对 3 个吹风比下的冷却效率进行研究,对孔排中间的 7 个孔的冷却效率分布进行了平均,位于两侧的两个孔考虑到边缘效应被剔除在外。图 8 中给出的是平均冷却孔的轴线方向的冷却效率分布的对比。在经历了一个冷却效率的快速下降之后,吹风比 0.5 条件下的冷却效率最高,随着吹风比的逐渐增大,冷却效率逐渐降低。在图 9 中给出的是在 3 个不同的吹风比条件

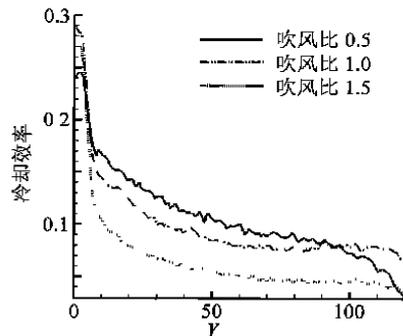


图 8 平均冷却孔中线冷却效率分布对比

Fig. 8 Comparison of the average cooling effectivenesses along the centerline of the cooling hole at different blowing ratios

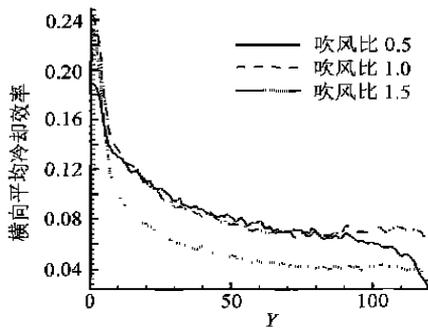


图 9 平均冷却孔的横向平均冷却效率在不同吹风比条件下的对比

Fig. 9 Comparison of the average transversal cooling effectivenesses of the average cooling hole

下横向平均冷却效率分布的对比曲线。如果单从平均冷却效率的数值来看,吹风比 1.0 和 0.5 条件下冷却效果基本相同,并且明显优于吹风比 1.5 条件下的结果。对吹风比 0.5 和 1.0 条件下的冷却效果的甄别要结合图 6 来进行判断。

(3) 压力侧冷却效率分布

压力侧实验分别在 4 个不同吹风比条件下进行,分别为 0.5, 0.75, 1.0 和 1.7。图 10 ~ 图 13 是压力面侧 4 个不同吹风比条件下的冷却效率分布图。纵坐标为叶片贴体长度。由于叶片压力侧本身曲率的限制,使得冷却孔轴线和切平面的夹

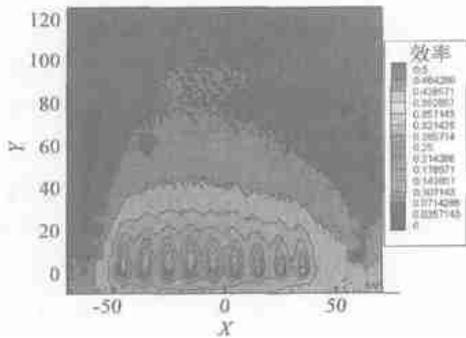


图 10 压力面侧吹风比 0.5 条件下的冷却效率分布

Fig. 10 Distributions of cooling effectivenesses on the pressure side at blowing ratio 0.5

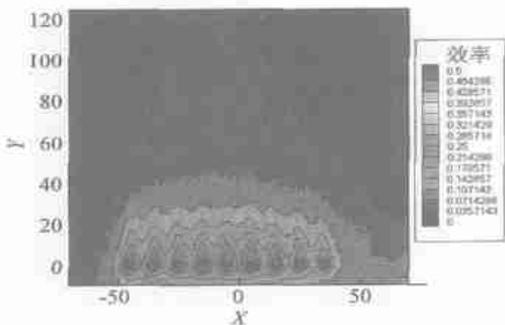


图 11 压力面侧吹风比 0.75 条件下的冷却效率分布

Fig. 11 Distributions of cooling effectivenesses on the pressure side at blowing ratio 0.75

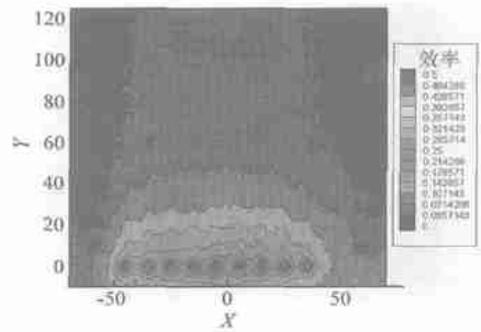


图 12 压力面侧吹风比 1.0 条件下的冷却效率分布

Fig. 12 Distributions of cooling effectivenesses on the pressure side at blowing ratio 1.0

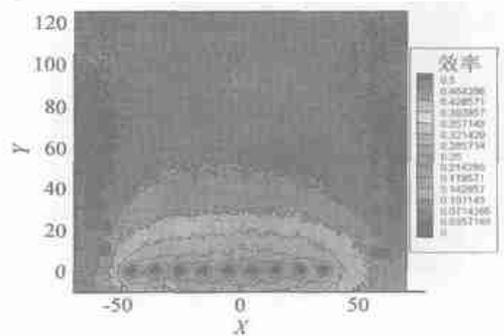


图 13 压力面侧吹风比 1.7 条件下的冷却效率分布

Fig. 13 Distributions of cooling effectivenesses on the pressure side at blowing ratio 1.7

角比较大,实验中夹角达到 55.5°。这使得射流气体在冷却孔出口处不易贴附在叶片表面,对叶片表面的冷却作用更多是射流气体和主流气体之间的混合作用所致。在吹风比 0.5 和 0.75 条件下,冷却气膜在冷却孔下游的很小一段距离内形成,横向冷却效率呈现二维分布。在吹风比 1.0 和 1.7 条件下,由于射流气体和主流之间强烈的混合作用,二维分布区域基本消失,冷却孔出口下游冷却效率分布可以认为是一维的,即只与叶片长度方向有关系。从分布图也可以看出,吹风比越大,射流冷却所能影响到的区域也越大。

图 14 给出的是在冷却孔下游  $L/D = 10$  位置处,不同吹风比条件下横向冷却效率分布的对比曲线,从图中可以看出,吹风比 0.5 条件下的冷却效率是最高的,与冷却孔轴线下游位置相比,孔间冷却效果稍差。随着吹风比的增大,冷却效率逐渐下降。在吹风比大于 1.0 之后,冷却效率分布沿横向呈现良好的均匀性,分布曲线基本相同。吹风比对冷却效率的影响不大。

像吸力侧一样,对冷却孔排中间的 7 孔的冷却效率分布进行平均得到平均冷却孔下游的冷却效率分布。图 15 给出的是平均冷却孔轴线下游的冷却效率分布。从图中依然可以看出在吹风

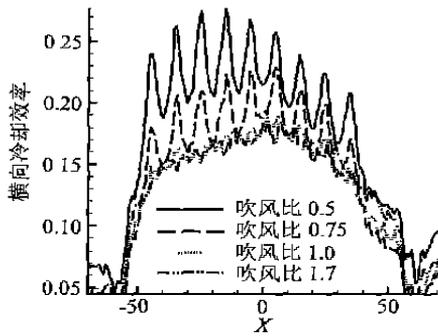


图14 冷却孔下游 $10L/D$ 位置处不同吹风比条件下横向冷却效率分布对比

Fig. 14 Comparison of the transversal cooling effectivenesses at  $10L/D$  downstream

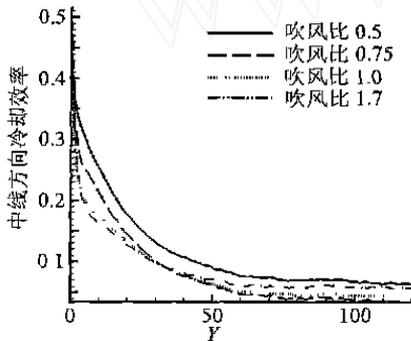


图15 平均冷却孔不同吹风比条件下中线方向冷却效率分布对比  
Fig. 15 Computations of the distributions of the cooling effectivenesses of the average hole along the central line at different blowing ratios

比0.5条件下的冷却效率为最高,和吸力侧平均单孔的轴线下游冷却效率分布相同。吹风比大于1.0后由于主要是射流和主流的混合作用影响冷却效率,所以变化不大。图16给出的是平均单孔的横向平均冷却效率沿叶片长度方向的分布曲线对比。由于吹风比0.5条件下冷却效率沿横向分布均为最高,所以其平均单孔的横向冷却效率也为最高。考虑到在较大吹风比条件下的冷却效率分布的一维性特点,所以横向平均冷却效率与轴

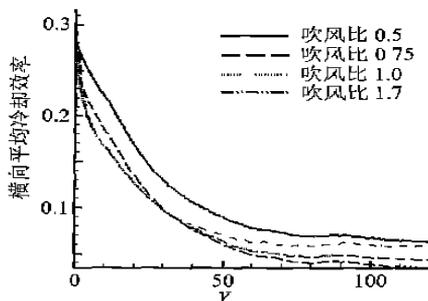


图16 平均冷却孔横向平均冷却效率分布在不同吹风比条件下的对比

Fig. 16 Comparison of the distributions of the transversal average cooling effectivenesses of the cooling hole at different blowing ratios

线下游冷却效率分布相比变化不大。

### 3 结论

(1) 红外成像技术作为一种可靠的温度测量手段,可以用以获取整个温度场的信息,克服了热电偶测温布测点少以及液晶重复标定的缺点。

(2) 在实验叶片的吸力侧,低吹风比条件下,孔排中的冷却孔保持单孔冷却特点,孔间区域冷却效果较差。高吹风比条件下,在较高的射流动量垂直分量和较强的旋向相反的涡对的作用下,射流和主流之间发生了较强的混合作用。综合来看,在吹风比1.0条件下的冷却效果最佳。

(3) 在实验叶片的压力侧,叶片表面曲率的存在以及较大的射流与切向夹角使得射流和主流间的混合成为影响冷却效率分布的主导因素。在吹风比0.5条件下冷却效果最好。吹风比高于1.0后,冷却效率分布变化不大。

### 参考文献

- [1] Ito S, Goldstein R J, Eckert E R G. Film cooling of a gas turbine blade[J]. ASMEJ of Engineering for Power, 1978,100: 476 - 481.
- [2] Schwarz S G, Goldstein R J, Eckert E R G. The influence of curvature on film cooling performance[J]. ASMEJ of Turbomachinery, 1991,113: 472 - 478.
- [3] Goldstein R J, Stone L D. Row-of-holes film cooling of curved walls at low injection angles[J]. ASMEJ of Turbomachinery, 1997,119:574 - 579.
- [4] Berhe M K, Pantankar S V. Curvature effects on discrete hole film cooling parameters using curved-plate models[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1999, 121:781 - 791.
- [5] Lin Y L, Shih T L P. Computations of discrete hole film cooling over flat and convex surfaces[R]. ASME Paper, No. 98 - GT - 436, 1998.
- [6] Berhe M K, Pantankar S V. Investigation of discrete-hole film cooling parameters using curved plate models[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1999,121:792 - 803.
- [7] 葛绍岩,刘登瀛,徐靖中,等.气膜冷却[M].北京:科学出版社,1985.  
(Ge S Y, Liu D Y, Xu J Z, et al. Film Cooling [M]. Beijing: Science Press, 1985.)

作者简介:



韩振兴(1973 - ) 男,河北阜城人,讲师,博士生,主要从事温度测量及气膜冷却方面的研究。电子邮件:hanzhxcn@eyou.com。

(责任编辑:刘振国)