

文章编号: 1000-8055(2006)02-0290-07

离散孔切向进气气膜冷却 效率的实验

马国锋, 张靖周, 杨卫华

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016)

摘要: 采用红外热像仪对具有不同孔径和排列方式的离散孔切向进气的气膜冷却结构的绝热壁温进行了测试, 获得了气膜冷却效率随吹风比和无量纲流向距离变化的经验关联式。研究表明, 在本文研究的参数范围内, 离散孔切向进气气膜冷却的冷却效率随吹风比和气膜孔直径的增大而上升; 在气膜孔板开孔率和吹风比相同时, 由排型引起的冷却效率差异不是很大。

关键词: 航空、航天推进系统; 气膜冷却; 冷却效率; 实验研究

中图分类号: V 231.1

文献标识码: A

Experimental Investigation on Film Cooling Effectiveness of Tangential Discrete Holes Configuration

MA Guo-feng, ZHANG Jing-zhou, YANG Wei-hua

(College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 210016, China)

Abstract: The film cooling effectiveness of the tangential discrete holes film cooling configuration with different hole diameters and arrangement was experimentally investigated using infrared camera. The empirical correlations of cooling effectiveness to blowing ratio and non-dimensional flow-wise distance (X/S) were obtained, which agreed well with the experimental results. The results show that, for the present investigation conditions, the film cooling effectiveness will be increased with the increase of blowing ratios and the diameter of film hole; with the same blowing ratios and porosity of holes, the hole arrangement has little effect on cooling effectiveness.

Key words: aerospace propulsion system; film cooling; cooling effectiveness; experimental investigation

航空发动机热端部件长期工作在恶劣的环境下, 承受高热负荷, 合理的冷却措施对提高发动机火焰筒和涡轮叶片的寿命有着至关重要的作用。气膜冷却是一种高效可靠的冷却方式^[1], 按照冷

却气的入射角度, 气膜冷却可分为切向进气和带有一定入射角度进气两种方式。到目前为止, 国内外对这两种形式的气膜冷却特性进行了广泛而深入的研究, 但研究内容多集中在有一定入射角度

收稿日期: 2005-05-13; 修订日期: 2005-10-11

作者简介: 马国锋(1980-), 男, 黑龙江齐齐哈尔人, 南京航空航天大学能源与动力学院硕士生, 主要从事传热传质的研究

的多斜孔或狭缝气膜冷却的流动换热特性上^[2~10],而对具有与主流方向一致进气的离散孔气膜冷却特性未见相关报道,本文对此进行了实验研究。

1 实验件及实验系统

1.1 实验件

气膜孔板厚度为3 mm, 高为10 mm, 加工出不同几何结构的气膜冷却孔。气膜冷却孔的布置包括单排、双排和三排, 双排孔包括顺排和叉排两

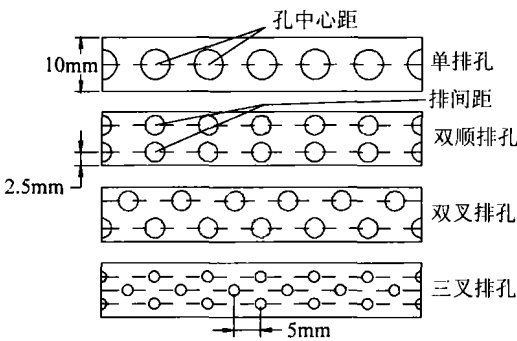


图1 实验件示意图

Fig 1 Schematic of orifice

种方式, 三排孔只有叉排一种形式。每一排孔相邻的展向间距保持定值, 对同一排型, 相邻排距也为定值。具体几何尺寸见表1和图1所示。

表1 气膜冷却实验件几何结构

Table 1 The geometry parameters of the orifice

气膜孔排型	孔径 d/mm	展向间距 y/mm	垂直间距 z/mm	开孔率 ϵ
单排	3.0	10	—	0.067
	5.0	10	—	0.19
双排	7.0	10	—	0.36
	2.0	10	5	0.060
	3.6	10	5	0.19
三排	1.8	10	2.5	0.072
	3.0	10	2.5	0.20

1.2 实验系统

实验系统安排了两股气流, 一股是主气流, 另一股是二次气流。空气由气源(压气机)进入空气总管道, 经过一个控制流量的阀门后分成两股气流, 其中一股进入主气流管道, 由孔板流量计测定

其流量后进入到电加热器, 通过电加热器的加热, 使主气流的温度升高到实验所需温度, 然后进入稳压箱中, 在稳压箱的出口处设有一层致密的金属滤网, 从稳压箱出来的平稳气流进入到实验段; 另外一股流经二次流管道成为二次气流, 由位于二次流管道上的LBZ 系列浮子流量计5 (精度: 1~2.5级) 测量出其体积流量, 然后流入实验段(图2所示)。

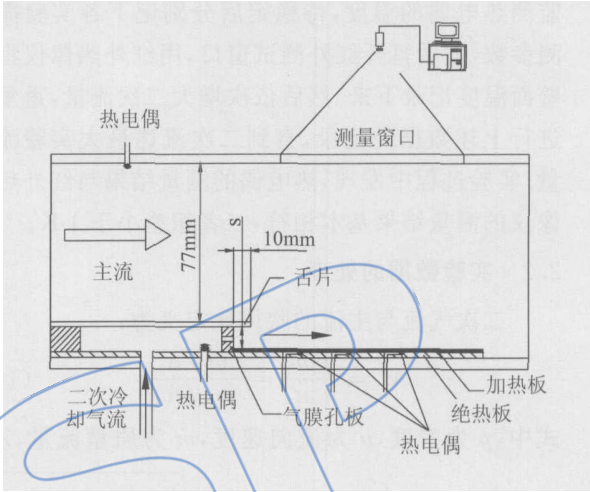


图2 气膜冷却实验系统示意图

Fig 2 Experimental setup

实验段中, 主流通道高度77 mm, 主流温度 T_{∞} 的测量是在主流进入到实验前20 mm 处布置一个热电偶来测量; 二次流温度 T_2 的测量是在气膜孔前缘布置一对热电偶来测量。舌片的安装位置见图2, 舌片的边缘距冷却气出口10 mm, 定义舌片与实验板的垂直距离为 s , 在整个实验过程中保持 $s=10\text{ mm}$ 不变。在实验板与实验段外壳之间安放厚5 mm 的胶木板, 以起到绝热作用。

在实验段外壳上开了一个红外测量窗口, 实验中该窗口是关闭的, 当实验板处于热平衡时, 打开窗口, 用红外热像仪来测量壁面的温度, 测量精度为0.1 K。为了校验红外热像仪的测量温度和监测壁面是否达到稳态, 需要用热电偶来测量壁温, 具体方法为: 在加热片背面贴上0.1 mm 厚的云母片, 在云母片上沿轴向粘上三排热电偶, 每排均布3个热电偶。

实验中, 主流流量范围0.27~0.50 kg/s, 速度14~27 m/s; 二次流流量范围0.0033~0.0012, 速度7~50 m/s。在每一次的单独的实验中, 主流流量保持不变, 改变吹风比是通过调节二次流量实现的。主流温度范围331~342 K, 冷却气温度范围300~305 K。

2 实验过程及数据处理

2.1 实验过程

安装好实验件, 检查系统的安全性和气密性, 安装调试好红外热像仪。打开主气流阀门, 启动压气机供气。随后接通可控硅电源冷却水, 启动可控硅电源, 调节电流和电压使主流温度达到实验值, 打开并调节二次流阀门使其流量至最小实验值, 监测热电偶的温度, 待稳定后分别记下各实验需测参数, 随后打开红外测试窗口, 用红外热像仪将壁面温度记录下来。然后依次增大二次流量, 重复进行上述数据的记录, 直到二次流达最大实验流量。实验过程中发现, 热电偶的测量结果与红外热像仪的测量结果基本相符, 二者相差小于1 K。

2.2 实验数据的处理

二次气流与主流的吹风比定义为:

$$M = \frac{\rho_2 u_2}{\rho_\infty u_\infty} = \frac{m_2 / A_2}{m_\infty / A_\infty} \quad (1)$$

式中, ρ 为密度, u 为流向速度, m 为质量流量, A

为通道横截面积。下标 ∞ 和2分别表征主流和二次流参数。在本实验中, $A_\infty / A_2 = 7.7$, A_2 为舌片和实验板构成的二次流通道的截面积, 通道高度为10 mm。实际流出面积 $A_2 = \epsilon A_s$, ϵ 为开孔率, 各实验件的开孔率见表1所示。于是公式(1)可以表示为:

$$M = \frac{m_\infty / A_2}{m_2 / A_\infty} = \frac{7.7 m_2}{\epsilon m_\infty} \quad (2)$$

展向平均冷却效率的计算式为:

$$\eta = \frac{T_\infty - \bar{T}_{aw}}{T_\infty - T_2} \quad (3)$$

式中: $\bar{T}_{aw}$ 为实验平板绝热壁面展向平均温度, 由红外热像仪测得, 主流和二次流进口温度均由温度探针测量。

本文的坐标零点($x = 0$)设置在气膜孔出流孔处, 而不是以舌片尾缘为坐标零点。

2.3 实验误差分析

根据误差传递理论, 冷却效率的绝对误差 $\Delta\eta$ 为:

$$\Delta\eta = \sqrt{\left(\frac{\partial \eta}{\partial T_\infty}\right)^2 \Delta T_\infty^2 + \left(\frac{\partial \eta}{\partial T_2}\right)^2 \Delta T_2^2 + \left(\frac{\partial \eta}{\partial \bar{T}_{aw}}\right)^2 \Delta \bar{T}_{aw}^2} \quad (4)$$

式中, ΔT_∞ , ΔT_2 和 $\Delta \bar{T}_{aw}$ 分别为 T_∞ , T_2 和 $\bar{T}_{aw}$ 的绝对误差值。 T_∞ 与 T_2 为气流温度, 并且采用多个热电偶测量, 所以误差取为仪器误差, 铜康铜热电偶的测量相对误差是0.4%, 那么 T_∞ 和 T_2 绝对误差分别为: $\Delta T_\infty = 0.004 T_\infty$, 和 $\Delta T_2 = 0.004 T_2$; 由于散热的作用, $\Delta \bar{T}_{aw}$ 会较大一些, 由于本文的实验温度较低, 于是估算散热误差为1 K, 红外热像仪的仪器误差是0.1 K, 那么 $\Delta \bar{T}_{aw} = 1.1$ K, 公式(4)的偏倒数项和误差项按照全部实验的最大值计算, 这样算下来的最大绝对误差为:

$$\Delta\eta_{\max} = \pm 2.1\% \quad (5)$$

3 实验结果及分析

3.1 吹风比对冷却效率的影响

图3~图5分别示出了不同几何结构下吹风比对冷却效率的影响规律。可以明显看出, 冷却效率在气膜冷却的初始位置较大, 随着 x/s 的增大, 冷却效率逐渐减小, 当 $x/s > 12$ 时, 冷却效率随 x/s 的变化趋缓; 冷却效率随吹风比的增大而增大, 且这一变化规律不随气膜孔结构的不同而变化。冷却气体从气膜孔流出后, 流经舌片与壁面形成的通道, 将壁面与主流气体分隔开来, 形成一层气膜, 气膜在流动过程中由于与主流之间的掺混

作用, 会被主流加热而使温度提高, 并且随着气流向下游流动, 气膜会由于热量的累积导致其温度越来越高; 冷却气膜在流动过程中要克服主流的阻碍作用, 是一个逆压力梯度的流动过程, 致使

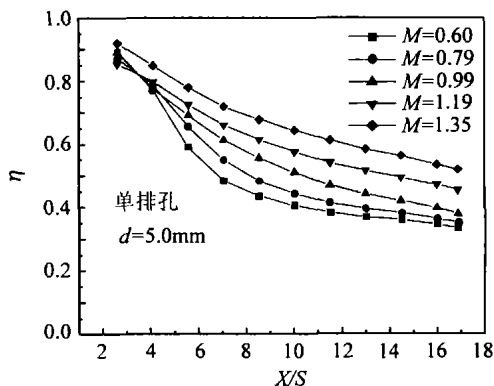


图3 单排 $d = 5.0$ mm 冷却效率随吹风比的变化

Fig 3 Film cooling effectiveness distributions for single row at film hole diameter $d = 5.0$ mm

冷却气流流动过程中动量不断减小, 这样将主流传递的热量带走的能力将减弱。上述原因造成实验壁面温度沿流动方向是逐渐变大的, 冷却效率相应沿程降低。当吹风比增加时, 冷却气流速度增

大, 这样当气流到达相同 x/s 处, 吹风比的增加将导致主流加热气膜的时间缩短, 气膜的温度会相应降低, 并且冷却气速度增大会提高带走主流热量的能力。因此, 随着吹风比的增大, 冷却效率是逐渐提高的。

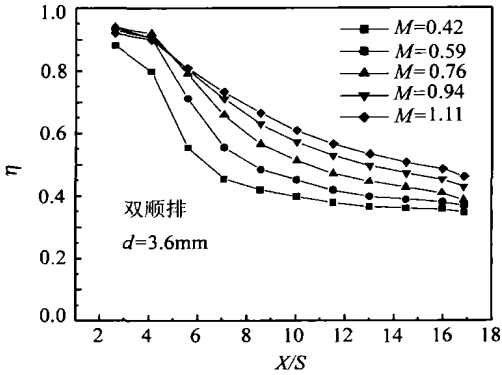


图4 双顺排 $d=3.6\text{ mm}$ 冷却效率随吹风比的变化

Fig 4 Film cooling effectiveness distributions for double-A aligned rows at film hole diameter $d=3.6\text{ mm}$

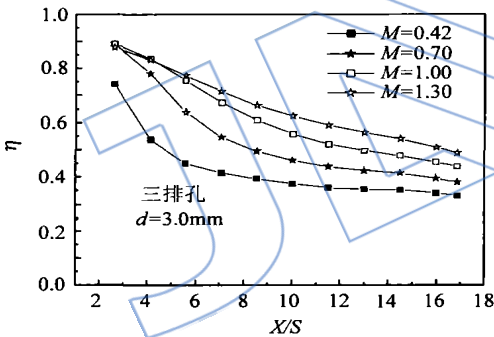


图5 三排 $d=3.0\text{ mm}$ 冷却效率随吹风比的变化

Fig 5 Film cooling effectiveness distributions for three rows at film hole diameter $d=3.0\text{ mm}$

3.2 排型对冷却效率的影响

图6~图8比较了在吹风比 M 不变, 开孔率几乎相同的情况下, 不同排型的气膜孔的冷却效率。可以明显看出, 在上述条件下, 在相同的 x/s 处, 单排孔略低于其它3种排型, 总体上4种排型的冷却效率在相同的 x/s 处相差不大。这主要是由于在相同的开孔率下, 单排孔的气流的展向速度分布的均匀性较多排孔略差一些, 气膜的覆盖面积略小, 冷却效率略低。由于开孔率和吹风比几乎是相同的, 所以冷却气流流量是相同的, 这样受

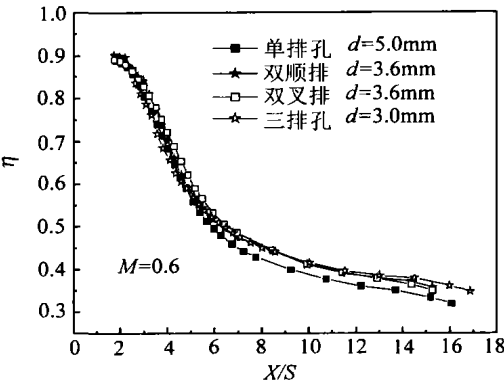


图6 $M=0.6$ 时, 排型对冷却效率的影响

Fig 6 The effects of hole arrangement on cooling effectiveness at $M=0.6$

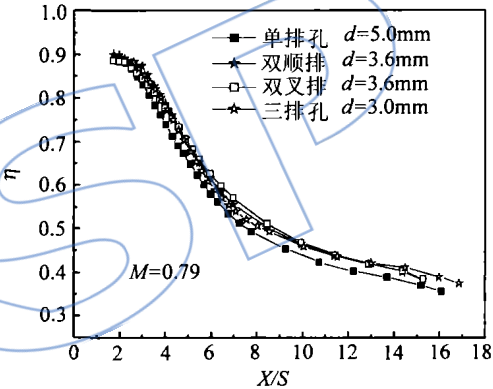


图7 $M=0.79$ 时, 排型对冷却效率的影响

Fig 7 The effects of hole arrangement on cooling effectiveness at $M=0.79$

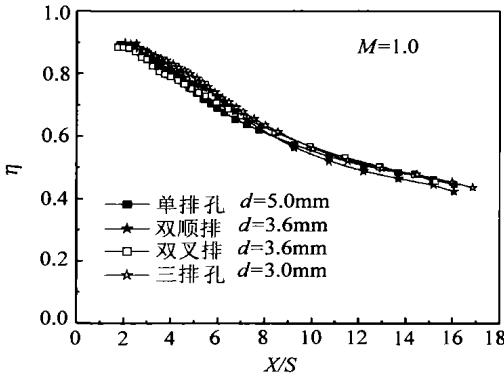


图8 $M=1.0$ 时, 排型对冷却效率的影响

Fig 8 The effects of hole arrangement on cooling effectiveness at $M=1.0$

主流的掺混加热的影响程度也很接近, 所以冷却

效率相差不大。

3.3 孔径对冷却效率的影响

图9~图12示出了在吹风比基本相同的情况下,孔径对冷却效率的影响规律。可以看出,在相同吹风比和相同的 X/S 下,冷却效率随孔径的增大而增大。原因主要是:在吹风比一定的前提下,气膜孔径的增大,在保证孔中心距不变的前提下,冷却气流的展向速度分布的均匀性会提高,因而冷却气膜的覆盖面积会增大;并且随着孔径的

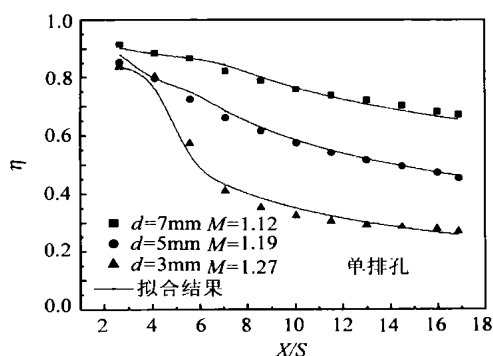


图9 单排孔冷却效率随孔径的变化

Fig. 9 The effects of hole diameter on cooling effectiveness for single row

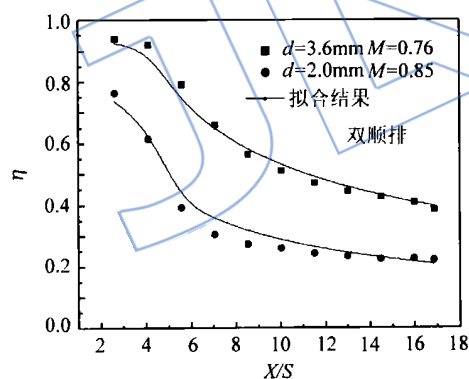


图10 双顺排孔冷却效率随孔径的变化

Fig. 10 The effects of hole diameter on cooling effectiveness for double-aligned row s

增大,冷却气的流量会增大,这样在到达相同 X/S 处,主流向冷却气传递的热量几乎是不变的,流量增大,则冷却气膜的温度会降低。其于上述原因,在吹风比相同时,冷却效率随着孔径的增大而增大。

3.4 经验关联式

本文采用最小二乘法对实验结果分段进行了拟合,全部实验件冷却效率的拟合结果见表2所

示。由于篇幅的限制,本文只给出了部分拟合结果与实验结果的比较如图9~图12所示。由图可

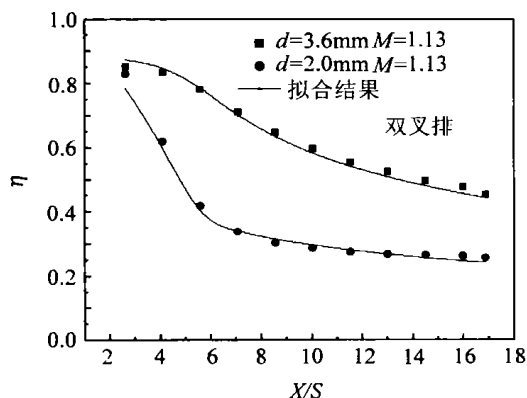


图11 双叉排孔冷却效率随孔径的变化

Fig. 11 The effects of hole diameter on cooling effectiveness for double-staggered row s

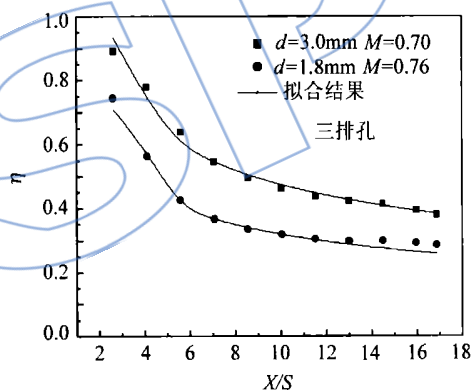


图12 三排孔冷却效率随孔径的变化

Fig. 12 The effects of hole diameter on cooling effectiveness for three row s

以明显看出,拟合结果与实验结果吻合的较好。

4 结 论

(1) 吹风比和气膜孔径对气膜冷却效率均有很大的影响,在相同 X/S 下,冷却效率随吹风比和气膜孔径的增加而增大。

(2) 冷却效率在气膜冷却的初始位置较大,随着 X/S 的增大,冷却效率逐渐减小,当 $X/S > 12$ 时,冷却效率随 X/S 的变化趋缓,最后不随 X/S 的增大而改变。

(3) 在开孔率和吹风比相同时,由排型引起的冷却效率的差异并不是很大。

(4) 采用最小二乘法对实验结果分段进行了拟合,获得了反映气膜冷却效率随吹风比和无量纲流向距离变化的经验关联式。

表2 气膜冷却效率实验关联式汇
Table 2 Correlations for cooling effectiveness

排 型	孔 径	关 联 式	备 注	
单 排	d= 7 mm	$\eta_f=1.48(X/\delta)^{-0.297}M^{0.2}$	$X/\delta \geq 4.5$	$0.4 \leq M \leq 1.2$
		$\eta_f=0.95(X/\delta)^{-0.054}$	$X/\delta < 4.5$	$0.4 \leq M \leq 1.2$
	d= 5 mm	$\eta_f=1.5(X/\delta)^{-0.45}M^{0.534}$	$X/\delta \geq 4.5$	$0.5 \leq M \leq 1.5$
		$\eta_f=1.12(X/\delta)^{-0.25}$	$X/\delta < 4.5$	$0.5 \leq M \leq 1.2$
		$\eta_f=0.92(X/\delta)^{-0.16}M^{0.456}$	$X/\delta < 4.5$	$1.2 \leq M \leq 1.5$
	d= 3 mm	$\eta_f=1.23(X/\delta)^{-0.59}M^{0.42}$	$X/\delta \geq 4.5$	$0.7 \leq M \leq 1.5$
		$\eta_f=1.17(X/\delta)^{-0.31}M^{0.225}$	$X/\delta < 4.5$	$0.7 \leq M \leq 1.15$
		$\eta_f=0.9(X/\delta)^{-0.076}$	$X/\delta < 4.5$	$1.15 < M \leq 1.5$
双排	d= 3.6 mm	$\eta_f=2.09(X/\delta)^{-0.56}M^{0.29}$	$X/\delta \geq 4.5$	$0.4 \leq M \leq 1.2$
		$\eta_f=1.27(X/\delta)^{-0.15}M^{0.275}$	$X/\delta < 4.5$	$0.4 \leq M \leq 0.6$
		$\eta_f=0.98(X/\delta)^{-0.06}$	$X/\delta < 4.5$	$0.6 < M \leq 1.2$
	d= 2 mm	$\eta_f=1.29(X/\delta)^{-0.616}M^{0.53}$	$X/\delta \geq 4.5$	$0.8 \leq M \leq 1.8$
		$\eta_f=1.03(X/\delta)^{-0.29}M^{0.35}$	$X/\delta < 4.5$	$0.8 \leq M \leq 1.4$
		$\eta_f=0.887(X/\delta)^{-0.083}$	$X/\delta < 4.5$	$1.4 < M \leq 1.8$
	d= 3.6 mm	$\eta_f=1.88(X/\delta)^{-0.525}M^{0.31}$	$X/\delta \geq 4.5$	$0.3 \leq M \leq 1.2$
		$\eta_f=1.12(X/\delta)^{-0.17}M^{0.092}$	$X/\delta < 4.5$	$0.3 \leq M \leq 0.6$
		$\eta_f=0.915(X/\delta)^{-0.048}$	$X/\delta < 4.5$	$0.6 < M \leq 1.2$
叉排	d= 2 mm	$\eta_f=0.672(X/\delta)^{-0.386}M^{0.55}$	$X/\delta \geq 4.5$	$0.9 \leq M \leq 2.0$
		$\eta_f=1.14(X/\delta)^{-0.46}M^{0.15}$	$X/\delta < 4.5$	$0.9 \leq M \leq 2.0$
	d= 3.0 mm	$\eta_f=1.39(X/\delta)^{-0.4}M^{0.436}$	$X/\delta \geq 4.5$	$0.34 \leq M \leq 1.4$
		$\eta_f=1.85(X/\delta)^{-0.51}M^{0.54}$	$X/\delta < 4.5$	$0.4 \leq M \leq 0.8$
		$\eta_f=1.006(X/\delta)^{0.13}$	$X/\delta < 4.5$	$0.4 \leq M \leq 1.4$
	d= 1.8 mm	$\eta_f=0.883(X/\delta)^{-0.4}M^{0.356}$	$X/\delta \geq 4.5$	$0.7 \leq M \leq 1.6$
		$\eta_f=1.19(X/\delta)^{-0.46}M^{0.26}$	$X/\delta < 4.5$	$0.7 \leq M \leq 1.6$

参考文献

[1] 葛绍岩,徐靖中.气膜冷却[M].北京:科学出版社,1995

[2] Sturgess G J. Application of Film Cooling Theory to the Cooling of Aircraft Gas turbine Chambers[J]. *Journal of the Royal Aeronautical Society*, 1967, 71: 430~434

[3] Rastogi A K, Whitlaw J H. The Effectiveness of Three-Dimensional Film-Cooling slots— I: Measurements [J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 1973, 16: 1665~1681.

[4] Sturgess G J. Account of Film Turbulence for Predicting Film Cooling Effectiveness in Gas Turbine Combustors[J]. *ASME Journal of Engineering for Power*, 1980, 102: 524~534

[5] Sturgess G J. Design of Combustor Cooling Slots for High Film Effectiveness: Part I—Film General Development[J]. *ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 1986, 108: 354~360

[6] Sturgess G J. Design of Combustor Cooling Slots for High Film Effectiveness: Part II—Film Initial Region[J]. *ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 1986, 108: 361~369

[7] Hyung Hee Cho, Jin Ki Ham. Influence of Injection Type and Feed Arrangement on Flow and Heat Transfer in an Injection Slot[J]. *ASME Journal of Turbomachinery*, 2002, 124: 132~141.

[8] Nasir S, Ekkad S V, Acharya S. Effect of Compound Angle Injection on Flat Surface Film Cooling with Large Streamwise Injection Angle[J]. *Experimental Thermal and Fluid Science*, 2001, 25: 23~29

[9] Yuen C H N, Martinez-Botas R F. Film Cooling Characteristics of a Single round Hole at Various Streamwise Angles in a Cross Flow: Part I—Heat Transfer Coefficients [J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2003,

46: 237~249

[10] 张小英, 王先炜 比较研究多种气膜冷却模型的冷却效果

[J]. 航空动力学报, 2002, 17(4): 475~479

Zhang Xiaoying, Wang Xianwei Study on Cooling

Effectiveness of Various Film Coolings [J]. Journal of

Aerospace Power, 2002, 17(4): 475~479

“尖兵之翼—2006年中国无人机大会”征文通知

我国无人机产业经过十多年的发展已初具规模,但在技术水平、重点型号的功能与用途等方面与美、俄、以色列等国仍有很大差距。为使政府及使用部门进一步摸清我国无人机产、学、研现状,使产、学、研单位了解政府关于无人机发展的政策以及使用部门对无人机发展的需求;引导民间资金投向无人机市场;进行深层次的无人机技术、学术和信息交流;推动无人机技术的自主创新,整合产业资源,拓展无人机市场,构建无人机产业体系,经征求有关方面和专家意见,中国航空学会拟于2006年9月中旬在北京主办“尖兵之翼—2006中国无人机大会”。大会由中国航空学会无人机及微型飞行器专业委员会、江苏省航空航天学会承办,西北工业大学无人机研究所、南京航空航天大学无人机研究院、北京航空航天大学无人机研究所、北京高博特广告有限公司协办。

本次大会是集政策解读、学术研讨、信息交流、产品展示、投资引导于一体的,侧重民用方向的综合性会议。会期3天,包括高层论坛、学术交流、产品(技术)展示、投资引导等主要内容。预计规模260人。

大会现在开始征文,现将有关事项通知如下:

1 征文范围及内容

- (1) 我国无人机行业的产业政策及管理方式探讨;
- (2) 国内外无人机的发展现状和趋势;
- (3) 国内外无人机研发中的新技术和新方法(无人机系统总体技术、平台总体综合设计技术、动力装置技术、飞行管理、控制与导航技术、测控与数据链技术、武器化技术;等等);
- (4) 无人机的飞行管理指挥及空域管理;
- (5) 微型无人机技术;
- (6) 无人机未来面临的主要任务、关键技术及发展建议;
- (7) 民用无人机相关技术及应用前景。

2 征文要求

- (1) 未在公开刊物或同级学术交流会上发表过;
- (2) 全文以4000字为限(含图表);
- (3) 论文内容: ①题目; ②中文摘要: 300字以内; ③关键词: 3~6个; ④正文; ⑤参考文献; ⑥作者简介: 姓名、性别、出生年月、专业、单位、通讯地址、邮编、电话、电子邮箱;
- (4) 投稿论文需附单位保密审查证明,文责自负;
- (5) 应征论文无论录用与否均不退稿,请作者自留底稿,敬请谅解;
- (6) 论文以电子邮件发来,稿件请注明邮件主题为“无人机大会征文”。

3 征文截止日期: 2006年7月31日

4 征文寄送地址及联系人

地址: 西安市西北工业大学365所 邮编: 710072 收件人: 王蓓
联系电话: 029- 88491824 029- 88549362
电子信箱: maxiaoping@nwpu.edu.cn

5 会议情况咨询联系人及联系方式

孙柏原: 010- 88587506转811 Email: 369@gobetter.com.cn
赵霜红: 010- 84924389 Email: zhaosh@csaa.org.cn

6 其他事项: 有关大会情况请随时关注中国航空学会网站(www.csaa.org.cn)。

中国航空学会 2006年4月10日