

文章编号: 1000-8055(2006)06-0978-06

突片作用下气膜冷却对流传热特性的试验研究

杨卫华, 马国锋, 张靖周

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 为了研究突片对气膜冷却的影响规律, 设计了 3 种不同堵塞比的等边三角形突片, 并对其对气膜冷却特性的影响规律进行了实验研究。研究表明, 与无突片的气膜冷却相比, 突片的存在提高了对流换热系数, 在吹风比 0.5~0.78 时, 堵塞比为 0.1 时气膜冷却对流传热系数最高; 当吹风比为 1.22~1.5 时, 堵塞比为 0.27 时气膜冷却对流传热系数最高。但突片的存在也增大了气流在气膜孔中的流动阻力。

关 键 词: 航空、航天推进系统; 突片; 对流传热; 气膜冷却

中图分类号: V231.1

文献标识码: A

Experimental study on convective heat transfer characteristics of film cooling with tab

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

(College of Energy and Power Engineering,

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

Abstract: In order to study the effect of tab on film cooling, three kinds of test pieces with different geometrical parameters were designed, and the heat transfer characteristics of them were experimentally studied. The results show that the convective heat transfer coefficient of film cooling with tab is better than that without the tab. While the area ratio is 0.1, the convective heat transfer coefficient of film cooling is the best at the blow ratio of 0.5~0.78; while the area ratio is 0.27, the convective heat transfer coefficient gets its maximum value at the blow ratio of 1.22~1.5. However, because of the existence of tabs, the flow friction loss in the film hole will be increased.

Key words: aerospace propulsion system; tab; convective heat transfer; film cooling

气膜冷却广泛应用于航空发动机涡轮叶片和燃烧室火焰筒的冷却当中。在气膜冷却中, 冷却气体由位于冷却壁面上的众多小孔喷出, 在被冷却壁面形成一层低温的气膜层, 从而保护冷却壁面不被烧坏。已往人们对气膜冷却的研究大多集中在对这些小孔的不同结构对流动和传热特性的影响上, 取得了大量有益的结果^[1-3]。但随着涡轮发动机向着高性能、高效率和高可靠性发展, 火焰

筒和涡轮叶片所承受的温度更高, 传统的气膜冷却方法已经不适应现代发动机的要求, 这就迫切需要在传统气膜冷却技术的基础上, 强化气膜冷却的效果, 做到对被冷却部件更为完善的防护。突片(tab)是一种结构简单的涡激励器, 这一概念最初是由 Bradbury 和 Khadem 于 1975 年提出的^[4]。最近, Zaman 等人^[5,6]对突片在射流-横流混合中的作用机制开展了一系列的基础和应用研

收稿日期: 2005-11-15; 修订日期: 2006-02-22

作者简介: 杨卫华(1972-), 男, 河北吴桥人, 南京航空航天大学副教授, 博士, 主要从事先进热交换技术的研究。

究,研究表明,在垂直射流和横流的相互作用中,突片可以将射流的穿透率降低 40 %,其作用效果与突片的结构和位置有关。但利用突片改善气膜冷却效率的探索研究目前开展得甚少。本文就是对不同面积比的突片对气膜冷却特性的影响规律进行了实验研究。

1 实验件及实验系统

1.1 实验件

本实验在厚度为 3 mm 的电工板上加工出倾角为 35°,孔径为 $d=6\text{ mm}$ 的气膜孔,孔间距为 2 d 。突片的几何结构为正三角形结构,边长有 $a=3,4,5\text{ mm}$ 等三种。如果定义突片的面积与气膜孔出口面积之比为气膜孔堵塞比 B ,则三种不同几何尺寸的突片对应三种不同的堵塞比,分别为 $B=0.1,0.27,0.52$ 。实验件的具体结构和几何尺寸见图 1、图 2 所示。

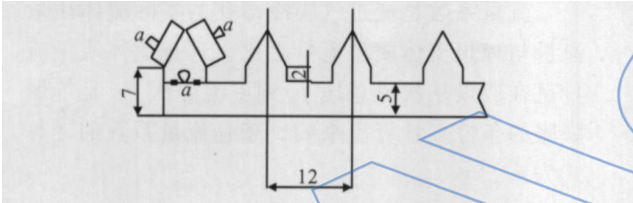


图 1 突片几何结构
Fig. 1 Geometrical dimension of tab

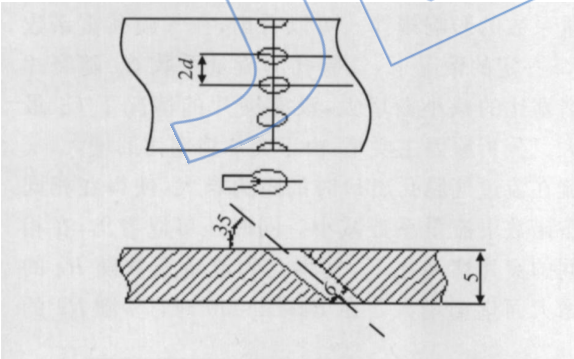


图 2 气膜孔几何结构
Fig. 2 Geometrical dimension of film hole

1.2 实验系统

本实验系统主要包括:气源(空压机,压力 $p=810.6\text{ kPa}$,流量 $G=1.2\text{ kg/s}$)、主气流管道上的孔板流量计 1、电加热器(2 $\times 60\text{ kW}$) 2,二次气流管道 3、稳压箱 4,浮子流量计 5、试验段 6,红外热像仪 7,数据处理器 8 和硅整流电源 9 以及阀门等组成,详见图 3 所示。

试验装置安排了两股气流,一股是主气流,另

一股是二次气流。空气由气源进入空气总管道,由孔板流量计 1 测量气体的总流量,然后空气分成三股,其中两股分别由主气流管道进入电加热器,加热后使主气流升温至实验所需温度,然后通过稳压箱进入实验段;另一股流经二次流管道流入实验段。

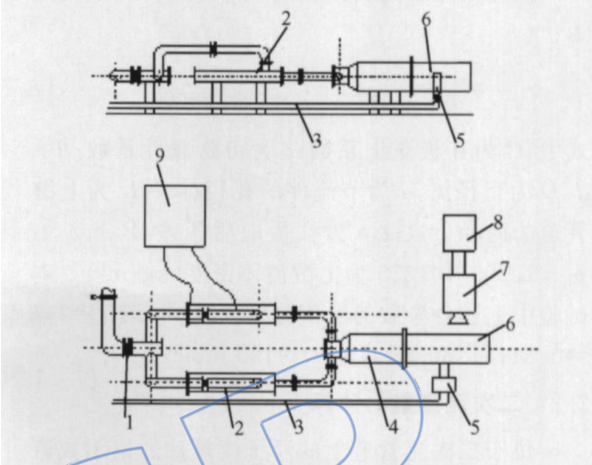


图 3 气膜冷却实验系统示意图
Fig. 3 Schematic of experimental system

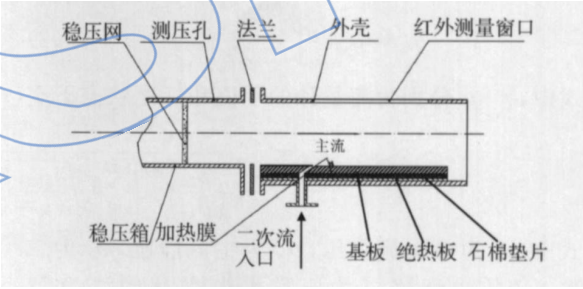


图 4 实验段示意图
Fig. 4 Schematic of experimental section

1.3 实验段

实验段主要包括主流通道和二次流通道,具体主要由以下几部分组成:1)实验段外壳;2)在外壳上的红外测量窗口;3)U 型垫片;4)二次流入口;6)基板;7)绝热板;8)加热片等,详见图 4 所示。

本实验在距气膜孔板上游 10 mm 的位置上,均匀布置 3 个测点用来测量 P_3' ,同样,在距气膜孔板下游 10 mm 的位置上,均匀布置 3 个测点用来测量 P_4 ;用精密压力表直接测量孔板流量计的前后压力 P_1, P_2 。在主流通道上布置一对热电偶来测量主流温度 T_∞ 。

为了全面记录气膜冷却的特性,本实验用红外热像仪来测量加热壁面的温度。为了校验红外热像仪的测量温度和监测加热壁面是否达到稳态,需要用热电偶来测量加热壁温,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。

2 实验数据处理的方法

2.1 主流流量的计算

通过主流管道上孔板流量计的空气质量流量为:

$$m_{\infty} = \frac{C}{\sqrt{1-\beta}} \varepsilon \frac{\pi}{4} d^2 \sqrt{2\Delta p \rho_1} \quad (1)$$

式中, C 为孔板流出系数; ε 为可膨胀性系数; $\beta = d/D$ 为直径比, d 为节流件的孔径 (m), D 为上游管道的内径 (m); Δp 为孔板前后压差 (Pa); $\rho_1 = p_1 \times 1.205/101325$ 为上游流体密度 (kg/m^3)。本试验中上述各参数的取值分别为: $C = 0.6$; $\varepsilon = 1$; $\beta = 0.54$; $d = 80.87 \text{ mm}$; $D = 150 \text{ mm}$ 。

2.2 二次流量的计算

位于二次流管道上的浮子流量计的指示数值为标准状态下的体积流量,因而必须对读数进行修正,修正公式为:

$$q_n = q_s \left(\frac{\rho_s p_n T_s Z_s}{\rho_n p_s T_n Z_n} \right)^{0.5} \quad (2)$$

式中, q_s 、 q_n 分别为流量计的示值和标准状态下空

$$C_d = \frac{m_c}{p_{ic} \left(\frac{p_m}{p_{ic}} \right)^{(k+1)/2k} \sqrt{\frac{2k}{N(k-1)RT_{ic}} \left[\left(\frac{p_{ic}}{p_m} \right)^{(k-1)/k} - 1 \right] \frac{\pi}{4} d^2}} \quad (5)$$

式中, p_{ic} 为二次流总压, p_m 为主流静压, m_c 为二次气流质量流量, d 为气膜孔孔径, T_{ic} 为二次气流的温度, k 为定熵膨胀指数。

2.5 对流换热系数的计算

气膜孔对流换热系数的定义式为:^[1]

$$h = \frac{q}{T_w - t_{aw}} \quad (6)$$

式中, T_w 、 T_{aw} 分别为实验平板温度和绝热壁面的恢复温度,均由红外热像仪测得; $q = UI/A$ 为加热片的热流密度,式中, U 、 I 和 A 分别为加热片的电压、电流和加热面积。

在分析突片对气膜冷却对流换热系数的影响规律时,用一比值 h/h_0 来表示换热系数的变化规律,其中 h_0 表示在没有气膜而只有主流的情况下的对流换热系数,可通过实验直接测得,其计算方法与 h 相同。

3 实验结果及分析

3.1 堵塞比对流量系数的影响

图 5 示出了突片不同堵塞比 B 对气膜孔流

气的实际体积流量; ρ_n 为空气在标准状态下的密度; T_s 、 p_s 和 ρ_s 分别为空气在实验状态下的绝对温度、绝对压力和密度; Z_n 和 Z_s 分别为空气在标准状态和实验条件下的压缩系数,可由流量计说明书查得。将空气的有关热力参数带入上式,则可得实验条件下空气的体积流量为:

$$q_n = 18.6 q_s \left(\frac{T_s Z_s}{p_s} \right)^{0.5} \quad (3)$$

本实验中, $Z_s = 1$ 。

那么二次气流的质量流量为: $m_c = \rho_n q_n$ 。

2.3 吹风比的计算

二次气流与主流的吹风比计算式为:

$$M = \frac{\rho_2 u_2}{\rho_{\infty} u_{\infty}} = \frac{m_2}{A_2} \bigg/ \frac{m_{\infty}}{A_{\infty}} \quad (4)$$

式中, A_2 为气膜孔的总横截面积 (m^2), A_{∞} 为主流的流通面积 (m^2)。

2.4 流量系数的计算

流量系数是流过气膜冷却孔的实际流体质量流量与理想流体质量流量之比。理想流体质量流量是在假设从次流总压 p_{ic} 到主流静压 p_m 是等熵膨胀的条件下计算出来的。于是流量系数的计算式为:^[7]

量系数的影响规律。可以看出,在气膜孔雷诺数 Re 一定的情况下,气膜孔的流量系数 C_d 随突片堵塞比的减小而增大,没有突片的情况下 C_d 最大。分析原因主要是:由于突片堵塞比的增大,气流在流过气膜孔出口时的阻力增大,使得在相同雷诺数下流量系数减小。同时还可以看出,在相同的突片堵塞比下,气膜孔的流量系数随 Re 的增大而逐渐增大。在 $Re < 4000$ 时, C_d 随 Re 的

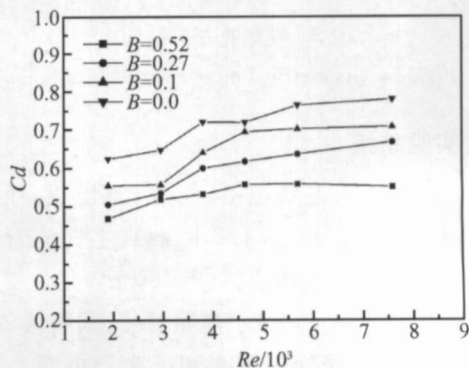


图 5 突片堵塞比对流量系数的影响

Fig. 5 Influence of B for the C_d

增加而增加较快,在 $Re > 4\,000$ 时 C_d 随 Re 的增加而增加的趋势变缓。

3.2 堵塞比对对流传热特性的影响

图 6~图 10 分别示出了在吹风比 M 一定,不同气膜孔堵塞比时对流传热系数沿冷却壁面的分布情况。可以明显看出,有突片作用下气膜冷却的对流传热系数明显要高于无突片作用下气膜孔的对流传热特性。分析原因主要是由于突片的

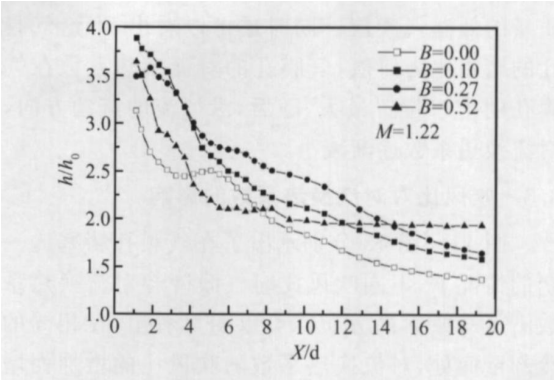


图 8 $M = 1.22$ 堵塞比对对流传热系数的影响

Fig. 8 $M = 1.22$ Influence of B on the convective coefficient

时,气膜冷却的效果最好。分析原因主要是:虽然突片的存在可以打乱二次冷却气流的流态,使得冷却气流在壁面处形成一层较好的低温气膜层,但如果气膜孔堵塞比过大,气流由气膜孔流出时虽然流态被打乱,但其流速随着出口截面积的减小而随之增大,这样也会增大二次冷却气流对主流的穿透作用,从而不能在冷却壁面形成一层高

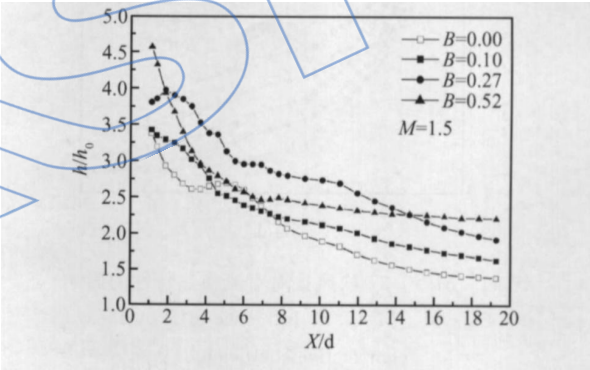


图 9 $M = 1.5$ 堵塞比对对流传热系数的影响

Fig. 9 $M = 1.5$ Influence of B on the convective coefficient

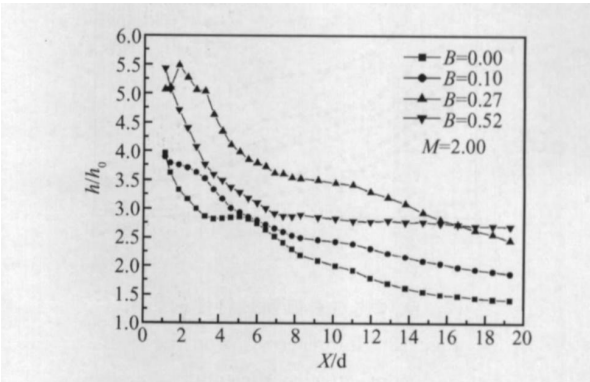


图 10 $M = 2.0$ 堵塞比对对流传热特性的影响

Fig. 10 $M = 2.0$ Influence of B on the convective coefficient

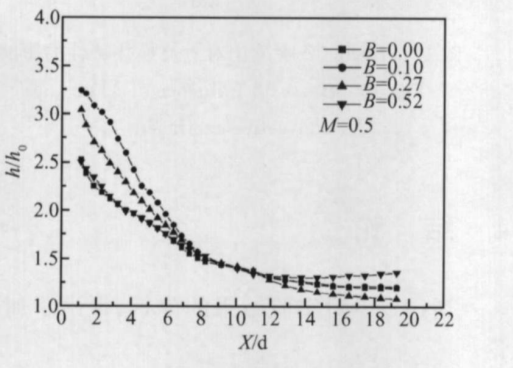


图 6 $M = 0.5$ 堵塞比对对流传热系数的影响

Fig. 6 $M = 0.5$ Influence of B on the convective coefficient

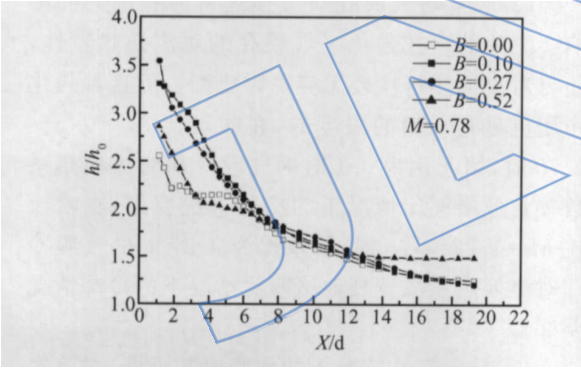


图 7 $M = 0.78$ 堵塞比对对流传热系数的影响

Fig. 7 $M = 0.78$ Influence of B on the convective coefficient

存在,使得冷却气流在气膜孔出口处的流态被打乱,降低了二次冷却气流的流速,使得二次冷却气流在冷却壁面能够形成一层质量较好的低温气膜层,从而能够较好地冷却壁面进行冷却保护。但对流传热特性不是随堵塞比的增加而增大,在低吹风比的情况下 ($M = 0.5, 0.78$),堵塞比为 3 时气膜孔的对流传热系数沿冷却壁面的分布要高于其他情况下的对流传热系数,但在吹风比较大 ($M = 1.22, 1.5$) 时,堵塞比为 4 的气膜孔对流传热系数沿冷却壁面的分布要高于其他情况下对流传热系数的分布。由此可以知道,在吹风比 $M = 0.5 \sim 1.5$ 范围内,突片对气膜孔的堵塞比为 3,4

质量的低温气膜层。同时还可以看出,不论气膜孔的堵塞比为何值,气膜孔的对流换热系数在气膜孔的出口位置最大,随后,沿气流的流动方向,对流换热系数逐渐减小。

3.3 吹风比对对流换热系数的影响

图 11~图 13 分别示出了在气膜孔堵塞比一定的情况下,不同吹风比时气膜冷却对流换热系数沿冷却壁面的分布。可以明显看出,在相同的冷却壁面处,对流换热系数随吹风比的增加而增大,这是由于随着吹风比的增大,二次冷却气流的流量增大,这样冷却气流在冷却壁面能形成更好的低温冷却气膜层,从而增大对流换热效果。同时还可以明显看出,当 $X/d < 7$ 时,对流换热系数随 X/d 的增加而迅速减小,当 $X/d > 10$ 时,对流换热系数随 X/d 的增加而降低的幅度减小,最后趋于不变。

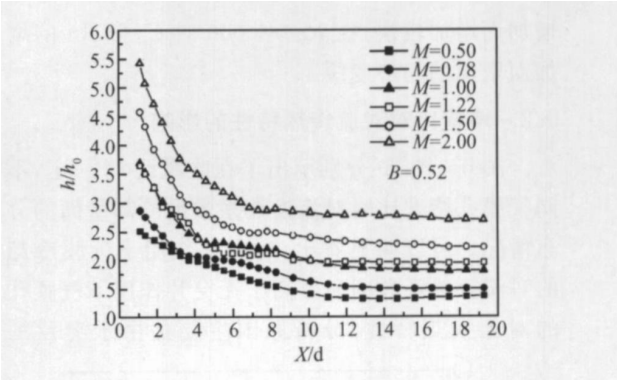


图 13 $B = 0.52$ 吹风比对对流换热特性的影响

Fig. 13 $B = 0.52$ Influence of M on the convective coefficient

4 结 论

通过以上对实验结果的分析,得出了如下结论:

- (1) 突片的存在增加了气膜孔的流阻。在相同二次冷却气流 Re 数下,气膜孔的流量系数随气膜孔堵塞比的增加而减小。
- (2) 突片对气膜孔对流换热特性有很大的影响。突片的存在强化了气膜孔的对流换热特性,使得对流换热特性较无突片时要好。但这种强化作用也是有一定的限度的,在吹风比 $M = 0.5 \sim 0.78$ 时,堵塞比为 0.1 时的气膜冷却对流换热系数较其他堵塞比情况下的冷却情况要好;在吹风比 $M = 1.22 \sim 1.5$ 时,堵塞比为 0.27 时的气膜冷却对流换热系数较其他堵塞比情况下的冷却情况要好。
- (3) 与无突片情况下的气膜冷却相同,对流换热系数随吹风比的增加而增大,同时,在气膜冷却的初始段,对流换热系数随位置的增加而急剧减小,随着距气膜孔的增加,这种减小的趋势逐渐趋缓,最后趋于不变。
- (4) 在气膜孔安装一突片,一方面可以强化对流换热特性,同时又增加了流动阻力,因此,在使用突片时要综合考虑这两方面的综合效应。

参考文献:

[1] 葛绍岩,刘登瀛,徐靖中,等. 气膜冷却[M]. 北京: 科学出版社,1985.

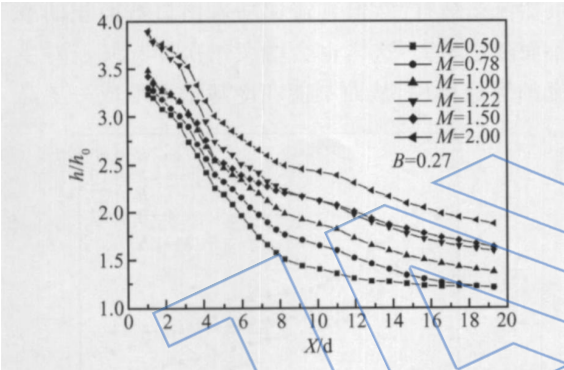


图 11 $M = 0.27$ 吹风比对对流换热特性的影响

Fig. 11 $M = 0.27$ Influence of B on the convective coefficient

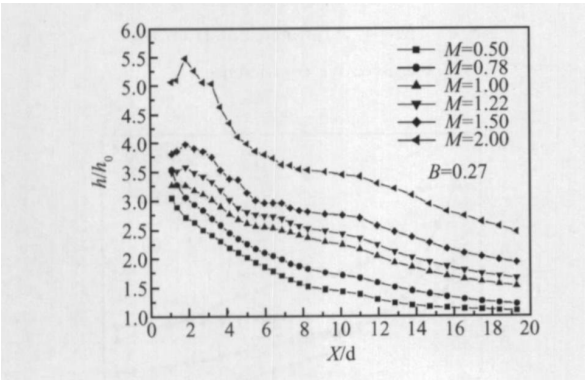


图 12 吹风比对对流换热特性的影响

Fig. 12 Influence of M on the convective coefficient

- [2] Rhee Dong Ho, Lee Youn Seok, Kim Young Bonq, et al. Film cooling and thermal field measurements for staggered rows of rectangular-shaped film cooling holes[M]. ASME, International Gas Turbine Institute, Turbo Expo (Publication) IGTI, 2003, 5: 423-432.
- [3] Ronquanq Jia, Sunden Benqt, Miron Petetre, et al. Numerical and experimental study of the slot film cooling jet with various angles[A]. Proceedings of the ASME Summer Heat Transfer Conference[C], 2003, pp: 845-856.
- [4] Bradbury L J, Khadem A H. The distortion of a jet by tabs [J]. Journal of Fluid Mechnics, 1975, 70(4): 801-813.
- [5] Zaman KB M Q. Reduction of jet penetration in a cross-flow by using tabs[R]. AIAA Paper 98-3276.
- [6] Zaman KB M Q. Effect of oscillating tabs on a jet-in-cross-flow[R]. AIAA Paper 2003-0632.
- [7] Gritsch M, Schulz A, Witting S. Effect of crossflows on the discharge coefficient of film cooling holes with varying angles of inclination and orientation[J]. Journal of Turbomachinery, 2001, 123(4): 781-787.

JAS SP