

DOI:10.16356/j.1005-2615.2016.03.004

突片形状对气膜冷却效率的影响

常艳¹ 杨卫华² 张靖周²

(1. 中国航空动力机械研究所, 株洲, 412002;

2. 南京航空航天大学能源与动力学院, 南京, 210016)

摘要:气膜冷却广泛应用于航空发动机热端部件的热防护, 为了提高气膜冷却效果, 设计了 3 种突片型式, 采用实验的方法对其冷却效果进行了对比研究, 结果表明: 突片的存在强化了气膜冷却效率, 使得气膜冷却效率远高于无突片的气膜冷却效率。吹风比对不同突片作用有所不同, 存在一最佳吹风比, 但该值随着突片的型式变化。突片的堵塞比对气膜冷却效率有很大的影响, 3 种突片作用下的气膜冷却效率均随堵塞比的增加而增大。梯形突片的冷却效率明显优于三角形突片和椭圆突片。但突片亦增大了气膜孔的流动阻力, 降低了流量系数。

关键词: 涡轮叶片; 气膜冷却; 突片; 冷却效率

中图分类号: V231

文献标志码: A

文章编号: 1005-2615(2016)03-0317-009

Effects of Tab Shapes on Film Cooling Effectiveness

Chang Yan¹, Yang Weihua², Zhang Jingzhou²

(1. China Aviation Powerplant Research Institute, Zhuzhou, 412002, China;

2. College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

Abstract: The film cooling is widely used in the thermal protection of aircraft engine. To improve the effectiveness of film cooling, three kinds of tabs are designed, and experimental results of film cooling effectiveness show that tabs on the film holes can effectively strengthen the film cooling efficiency, which makes the film cooling effectiveness much higher than that without tabs. The effects of blowing ratios on film cooling is different for different tabs, and there exists an optimal blowing ratio which is different for different tabs. The blockage ratio of tabs has a great influence on film cooling effectiveness. The three kinds of tabs keep the same film cooling characteristics that the film cooling effectiveness increases with the increase of the blockage ratio. Trapezoidal triangle tab is obviously better than the other two kinds of tabs. However, the discharge coefficient of the film hole is largely decreased by the tab.

Key words: turbine blade; film cooling; tab; film cooling effectiveness

气膜冷却是一种高效的冷却方法, 广泛应用于航空发动机涡轮叶片和燃烧室火焰筒的冷却^[1-2]。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,

从而保护壁面不被烧坏。已往人们对气膜冷却的研究大多集中在这些小孔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^[3-8]。但随着涡轮发动机向着高性能、高效率和高可靠性发

基金项目: 国家自然科学基金(51276088)资助项目。

收稿日期: 2015-11-18; 修订日期: 2016-04-21

通信作者: 杨卫华, 男, 教授, 博士生导师, E-mail: yangwh@nuaa.edu.cn。

引用格式: 常艳, 杨卫华, 张靖周. 突片形状对气膜冷却效率的影响[J]. 南京航空航天大学学报, 2016, 48(3): 317-325.
Chang Yan, Yang Weihua, Zhang Jingzhou. Effects of tab shapes on film cooling effectiveness[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2016, 48(3): 317-325.

展,火焰筒和涡轮叶片承受的温度更高,传统的气膜冷却方法已经不适应现代发动机的要求,这就迫切需要寻找更有效的冷却方式对热端部件进行有效的热防护。突片是一种结构简单的涡激励器,这一概念最初由 Bradbury 和 Khadem 提出,随后 Zaman 等^[9-10]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究,研究结果表明,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。张靖周等^[11-12]采用数值方法对三角形突片的气膜冷却特性进行了分析,得到了在气膜孔出口安装三角形突片的流动特征以及对气膜冷却特性影响的规律。杨卫华等^[13-16]对三角形突片、梯形突片和椭圆突片的气膜冷却特性分别进行了实验研究,分析了堵塞比、吹风比等参数对气膜冷却特性的影响。但在研究过程中发现,吹风比和突片的堵塞比对气膜冷却效率的影响规律随着突片形状的不同而有较大差异,因此,本文在上述研究的基础上,对 3 种形状的突片(三角形突片、椭圆突片和梯型突片)对气膜冷却效率的影响进行综合分析比较,获得突片形状对气膜冷却特征的影响规律,在此基础上得到最佳的突片结构形式,为应用突片强化气膜冷却提供有益的途径。

1 实验系统及实验件

1.1 实验系统

实验系统如图 1 所示,主要包括:气源(空压机,压力 $p=0.8$ MPa,流量 $G=1.2$ kg/s)、主气流管道上的孔板流量计 1,电加热器 2(2×60 kW),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。

实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 3 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。

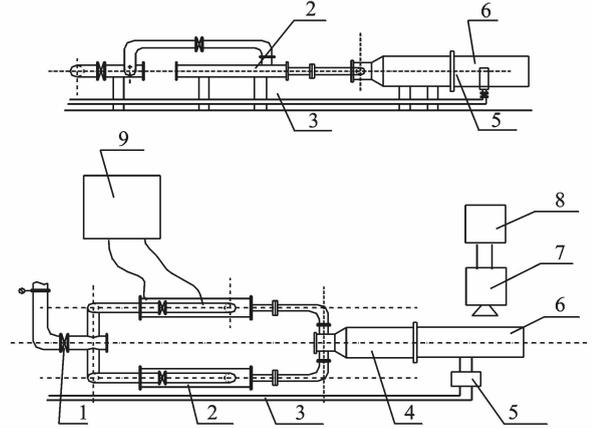


图 1 实验系统示意图

Fig. 1 Experimental setup

1.2 实验段和实验件设计

实验段为一长 383 mm,宽 90 mm,高 200 mm 的矩型区域,如图 2 所示。主要由以下几部分组成:(1)实验段外壳;(2)U 型垫片;(3)二次流入口;(4)基板;(5)绝热板;(6)加热片。为了方便测量冷却壁面的温度,在实验段外壳开一红外测量窗口。在实验段入口前 20 mm 处布置一热电偶测量主流温度 T_{∞} ,在气膜孔入口前 20 mm 处布置一热电偶测量二次气流温度 T_2 。

1.3 实验件

实验基板由胶木板加工而成(如图 2 所示),其尺寸为:长 245 mm,宽 200 mm,厚 5 mm。在基板上加工出 9 个直径均为 $d=6$ mm 的圆柱孔,孔间

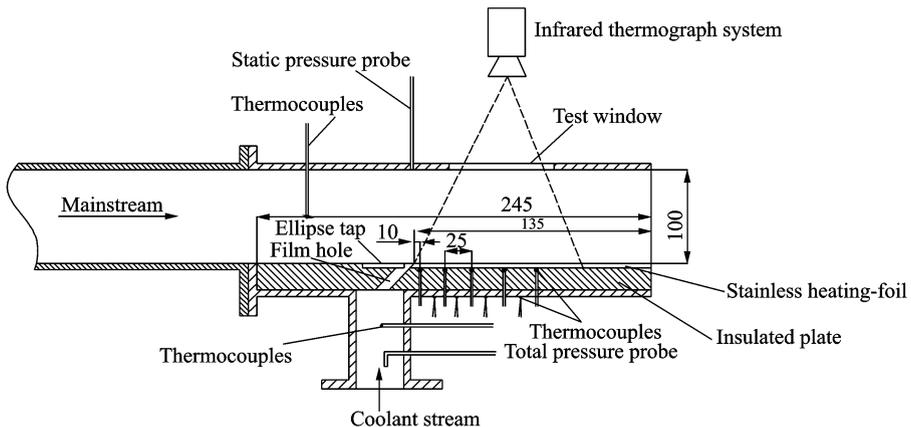


图 2 实验段二维平面示意图

Fig. 2 Schematic of test section

距为 $2d$,孔中心线与基板平面成 35° 夹角。实验基板背面垫有一层厚度为 3 mm 的石棉垫,起绝热作用。在基板上粘贴了厚度为 0.015 mm 的康铜加热膜,加热膜尺寸 $135\text{ mm} \times 97\text{ mm}$ 。在加热膜的下方埋有 3 个热电偶,用来对红外热像仪的测量结果进行校正,采用最小二乘法对红外热像仪所测温度 T_i 和铜镍铜热电偶所测的温度 T_c 进行拟合,得

到两者之间的关系式为: $T_c = -13.6 + 1.46T_i - 0.00528T_i^2$ 。

突片用厚度为 0.1 mm 的不锈钢片加工而成,分为正三角形、梯型和椭圆形 3 种几何形状,具体几何尺寸见表 1。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 。实验件具体结构如图 3 所示。

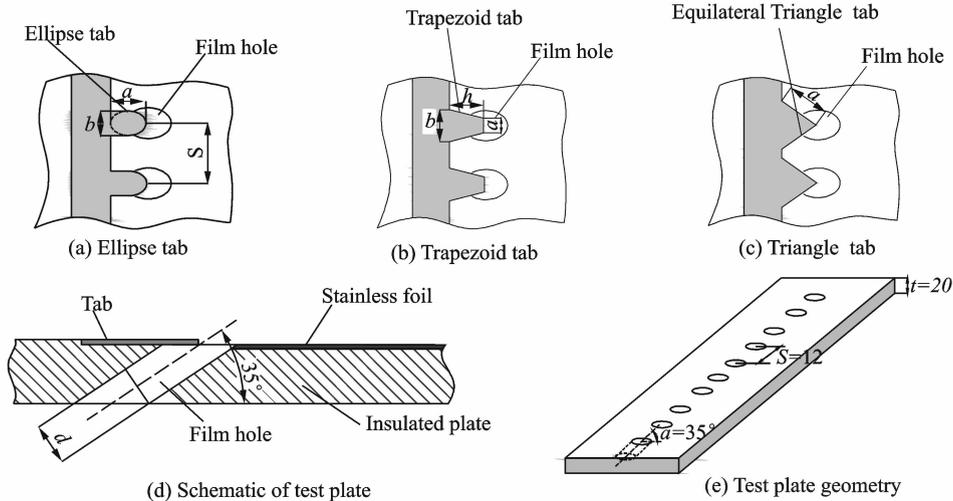


图 3 气膜孔与 3 种突片结构

Fig. 3 Film hole and three kinds of tab configurations

表 1 实验件几何结构及堵塞比
Tab. 1 Geometric dimension of tabs

突片形状	几何尺寸/mm			堵塞比 B
	边长 a			
正三角形	3			0.107
	4			0.214
	5			0.387
梯形	下底 a	上底 b	高 h	
	3	2.2	1.5	
	4	3.0	1.5	
椭圆	短轴 a		长轴 b	
	3		3.32	
	4		4.46	
	5		5.52	0.387

2 数据处理

气膜冷却吹风比为

$$M = \frac{\rho_2 u_2}{\rho_\infty u_\infty} \quad (1)$$

式中: ρ 为密度, u 为流向速度, 下标 ∞ 和 2 分别表征主流和二次流参数。

气膜冷却效率

$$\eta = (T_\infty - \bar{T}_{aw}) / (T_\infty - T_2) \quad (2)$$

式中: T_∞ 为 mainstream 温度, \bar{T}_{aw} 为实验平板绝热壁面展向平均温度, 即胶木板表面的加热膜温度。由于实验中采用了绝热措施, 所以 \bar{T}_{aw} 近似等于壁面的温

度, \bar{T}_{aw} 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。

气膜孔的流量系数为实际条件流过孔的质量流量与理想条件下流过孔的质量流量之比

$$C_d = \frac{m_2}{m_i} \quad (3)$$

$$m_i = \sqrt{2\rho_2(p_2 - p_\infty)} \frac{\pi}{4} d^2$$

式中: m_2 为实际通过气膜孔的质量流量, m_i 为在同样压差下的理论质量流量, p_2 为二次流总压, p_∞ 为主流静压, d 为气膜孔直径。

实验过程中 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为 0.4%, 那么 T_∞ 和 T_2 绝对误差分别为 $\Delta T_\infty = 0.004T_\infty$, $\Delta T_2 = 0.004T_2$; 由于本文的实验温度较低, 加之采取了绝热措施, 于是估算散热误差为 1 K; 红外热像仪的仪器误差为 0.1 K, 根据误差传递公式最后得到绝热冷却效率和流量系数的误差分别为 $\pm 4.2\%$ 和 $\pm 8.21\%$ 。

3 实验结果及分析

3.1 不同突片绝热壁温

图 4 给出了不同结构突片气膜冷却壁温分布。

可以看出,突片结构对冷却壁面的温度分布有较大的影响。在相同吹风比和堵塞比下,梯形突片冷却壁面的温度水平最低,椭圆形突片次之,三角形突片最高。但这3种突片的气膜冷却壁温均远小于无突片时的冷却壁面温度。这说明,在气膜孔出口加装突片能有效改善冷却壁面的温度分布,降低壁面温度,提高冷却效果。

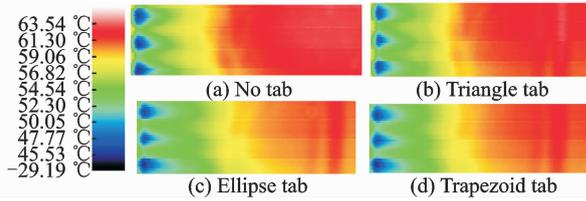


图4 绝热壁温分布

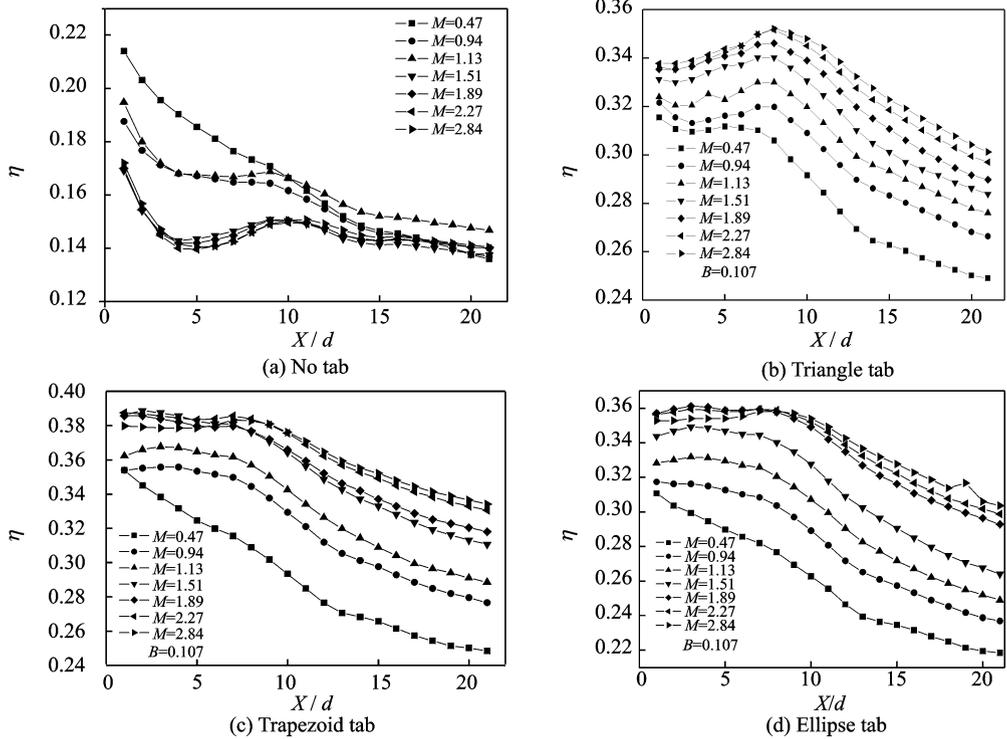
Fig. 4 Adiabatic temperature fields of different tabs at $B=0.107$, $M=0.47$

3.2 吹风比对冷却效率的影响

图5给出了堵塞比为0.107时,吹风比对3种突片冷却效率的影响。横坐标为量纲一长度,为流动距离与气膜孔直径的比值,原点为气膜孔出口中心。图5(a)给出了无突片时,吹风比对冷却效率的影响。可以看出,有无突片情况下吹风比对气膜冷却效率的影响有很大的不同。对无突片情况,冷却效率随着吹风比的增大而逐渐减小,而当吹风比超过1.5后,吹风比对冷却效率的影响甚微。当吹风比较小时($M=0.47$),冷却效率沿流动方向逐渐降低,而当吹风比逐渐增大后,冷却效率沿流动方向呈现先降低后升高,然后又降低的趋势,最后在 $X/d=15$ 附近趋于水平,且这种变化趋势随着吹风比的增大而愈加明显。究其原因,主要是:当吹风比较小时($M=0.47$),冷却气流的动量较小,当喷出气膜孔后在主流的压迫作用下快速贴附于壁面,形成气膜层,并继续向下游流动,在主流的卷吸作用下与主流掺混愈来愈强烈,直至主流完全混合,气膜层消失。随着吹风比逐渐增大,由气膜孔喷射而出的冷却气流动量逐渐增强,随后在主流的压迫下冷却气流又重新附着于冷却壁面而形成气膜层,随后气膜层沿流动方向与主流逐渐掺混,直至消失。同时由图5(a)还可以看出,冷却气膜的重附着点随着吹风比的增加而逐渐后移,在吹风比为1附近,重附着点在7.5附近,而当吹风比超过1.5后,重附着点在10附近。对于有突片情况,冷却效率随吹风比的变化规律有很大不同。图5(b~d)分别给出了3种突片的冷却效率随吹风比的变化规律。可以明显看出,冷却效率随吹风比的变化规律基本相同,均随着吹风比的增大而逐渐升

高,但存在一个最佳吹风比 M_{opt} ,当吹风比超过 M_{opt} 后,继续增大吹风比对冷却效率的提高作用甚微。但 M_{opt} 不是一个定值,其随着突片形状的变化而变化,具体而言,对于三角形突片, M_{opt} 约为1.5,对于梯形突片和椭圆形突片, M_{opt} 分别为2.27和1.89。同时,由图5还可以看出,冷却效率沿流动方向的变化规律也随吹风比的变化而变化。对于三角形突片(图5(b)),当吹风比小于1.13时,冷却效率沿流向呈现先降低后升高到极值点后,又急剧降低的趋势。当吹风比超过1.13时,冷却效率沿流向呈现逐渐升高到极值后,又急剧降低,原因主要是:在吹风比较小时($M<1.5$),冷却气流射流动量小,在突片对冷气射流反向涡对的抑制下使得出口区域温度较低,冷却效率较高,但由于在气膜出口下游区域冷却气流出现分离,反向涡对使得此区域气膜层温度较高,冷却效率逐渐降低,但随着冷却气流在壁面的重附着,使得壁面的冷却气膜愈来愈稳定,温度则随之逐渐降低,冷却效率逐渐升高,在冷却气流的重附着点,冷却效率达到了最大值,随后气膜层沿流向与主流逐渐掺混,最后气膜层消失,冷却效率又逐渐降低。当吹风比超过1.5后,射流动量增大,造成气膜出口下游区域气流扰动增强,卷吸了高温主流,使得此区域温度较高,冷却效率较低。随后冷却射流在突片以及主流的双重作用下,抑制了冷气射流的反向涡和冷气的穿透能力,使得冷气很快又重附着于冷却壁面,并形成稳定的气膜层,造成此区域冷却效率逐渐升高到重附着区域所对应的极值点,随后又逐渐降低。对于梯形突片和椭圆形突片,吹风比对其影响规律基本相同,亦即:在吹风比为0.47时,冷却效率沿流向逐渐降低,而当吹风比超过1后,冷却效率沿流向呈现先保持一个稳定值,随后又逐渐降低的趋势。这说明,当气膜孔出口布置有梯形突片和椭圆形突片时,较小的吹风比(0.47)不足以凸显突片对冷气射流的抑制作用,使得其冷却效率沿壁面的变化与无突片时基本相同。但当吹风比超过1后,突片对冷气射流反向涡对及穿透能力的抑制作用就愈加明显,在突片的作用下,冷却气流沿流向形成了一稳定冷却气膜层区,在此区域的冷却效率保持稳定,这个稳定区域随着吹风比的逐渐增大($M=0.94\sim 2.84$)而逐渐延长($X/d=5\sim 9$)。同样,当吹风比超过了最佳吹风比 M_{opt} 后,冷却效率的稳定段也不会随吹风比的增大而发生变化。

图6给出了堵塞比为0.214时吹风比对3种突片冷却效率的影响。可以看出,随着吹风比的增

图5 3种突片结构的吹风比对冷却效率的影响($B=0.107$)Fig. 5 Effects of blowing ratios on film cooling effectiveness for three kinds of tabs at $B=0.107$

大,3种突片所对应的冷却效率的变化有一些差异。对于三角形突片,冷却效率随着吹风比的增大而逐渐升高;对于梯形突片,当吹风比超过0.94后,在 $X/d < 5$ 的范围内,吹风比对冷却效率的影响甚微,而在 $X/d > 5$ 的区域,冷却效率基本上保持随着吹风比的增大而增大的趋势。而对于椭圆形突片,冷却效率在整个冷却壁面均保持了随着吹风比的增大而增大的趋势。上述现象表明,在堵塞比 $B=0.214$ 时,梯形突片对冷气射流反向涡对及穿透能力的抑制作用更强,使冷气射流在出口附近快速贴附于壁面,在出口下游区域 $X/d < 5$ 的范围内气膜层保持稳定,不随吹风比的变化而发生较大的变化。但当 $X/d > 5$ 后,在主流动量的作用下主流与气膜层的掺混作用逐渐加强,吹风比愈大,其所形成的气膜层动量惯性就愈大,抵御主流扰动的能力就愈强,从而能够保持更长的稳定气膜层,使得冷却效率随吹风比的增大而升高。同时,这3种突片结构均存在着相应的最佳吹风比 M_{opt} ,其值的大小与 $B=0.107$ 时基本相同。对于3种突片形式的冷却效率沿流向的变化规律,吹风比有各自不同的影响规律。具体而言,当吹风比为0.47时,3种突片结构的冷却效率沿流向的变化均呈现逐渐降低的趋势,这与 $B=0.107$ 时的变化规律基本相同,但随着吹风比的继续增大,3种突片所对应

的冷却效率沿流向的变化呈现不同的变化规律。对于三角形突片,在吹风比超过0.94后,冷却效率沿着流向呈现出:在气膜孔下游的一段距离内变化较小,可以近似认为基本保持不变,但此距离随着吹风比的增大而有所增加,从吹风比为0.94时的 $X/d=6$ 增大到吹风比 $M=2.84$ 时的 $X/d=9$,当冷却距离超过此范围,冷却效率沿流向迅速降低。这说明三角形突片对冷气射流有较好的阻碍作用,使得射流重附着效果明显,且重附着的位置随着吹风比的增大而往下游逐渐迁移,造成保持冷却效率平稳的区域随着吹风比的增大而延长。对于梯形突片和椭圆形突片,冷却效率沿流向的变化规律与三角形有较大差异,具体而言,其所对应的冷却效率沿流向均呈现线性降低的趋势,且斜率随吹风比的增加基本保持不变。这表明,梯形突片和椭圆形突片对冷气射流的阻碍较三角形突片更强,使冷气射流在气膜出口处很快贴附于壁面,并形成稳定的气膜层,随着气膜层的流动,气膜层与主流掺混逐渐增强,最后气膜层逐渐消失。

图7给出了堵塞比为0.387时,吹风比对3种突片冷却效率的影响。可以看出,此种情况下吹风比对3种突片结构冷却效率的影响基本相似,具体而言,就是在冷却壁面上存在一个临界点 $P_c \approx 7.5$,把3种情况下冷却效率沿流向分成两个区域。

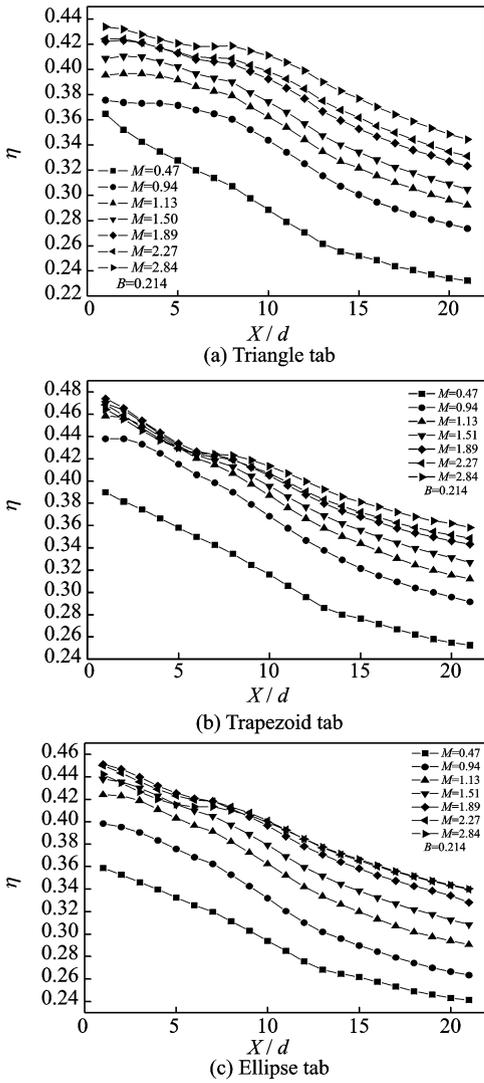


图6 3种突片结构的吹风比对冷却效率的影响($B=0.214$)

Fig. 6 Effects of blowing ratios on film cooling effectiveness for three kinds of tabs at $B=0.214$

在 $X/d < P_c$ 的区域,当吹风比超过 M_{opt} 后,冷却效率随着吹风比的增大而减小;在 $X/d > P_c$ 的区域,冷却效率基本上随着吹风比的增大而增大,只不过当吹风比超过 M_{opt} 后,吹风比对冷却效率的影响不甚明显。这个最佳吹风比 M_{opt} 跟突片形状有很大关系,对于三角形突片, $M_{opt} \approx 1.89$,对于梯形突片和椭圆形突片,最佳吹风比分别为 $M_{opt} \approx 0.94$ 和 1.13 。造成上述现象的主要原因是:在吹风比较小时,冷气射流的反向涡对及射流动量被突片有效抑制,减弱了主流与冷气射流的掺混,冷气会快速附着于壁面,并形成稳定的气膜层,冷却效率在整个冷却壁面均呈现随吹风比的增大而增加的趋势。随着吹风比的持续增大,尤其是当吹风比超过了 M_{opt} 后,冷气射流出口的动量亦逐渐增强,虽然出口处的突片能够有效降低冷气射流动量,但重附着

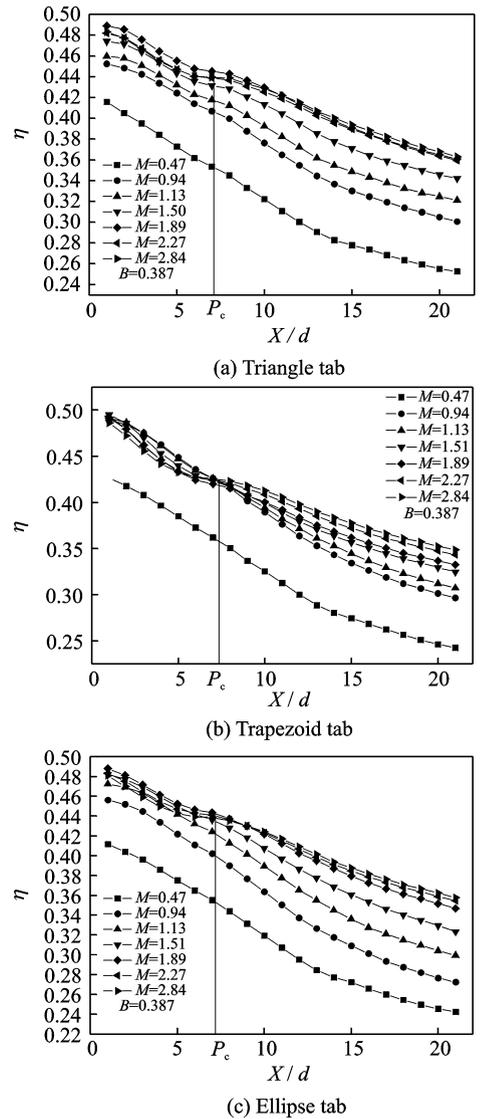


图7 3种突片结构的吹风比对冷却效率的影响($B=0.387$)

Fig. 7 Effects of blowing ratios on film cooling effectiveness for three kinds of tabs at $B=0.387$

的位置会随着吹风比的增大而逐渐远离气膜孔。在气膜孔出口下游边缘与重附着点之间,冷却气流发生分离,强烈卷吸高温主流,使得此处的壁温升高,冷却效率降低,这个现象随着吹风比的增大而愈加明显。当冷却气流在突片和主流的双重作用下重新附着于壁面后,会形成较为稳定的气膜层,吹风比愈大,气膜层愈稳定,抵抗主流卷吸掺混的能力就愈强,使得冷却效率随吹风比的增大而增大。因此,当吹风比超过 M_{opt} 后,在坐标图上的临界点 P_c 实际上就是冷却气流的重附着位置。

3.3 突片形状对冷却效率的影响

图8给出了在相同吹风比下突片形状对冷却效率的影响。很明显,由于突片有效抑制了气膜射

流的反向涡对及射流的穿透能力,一方面弱化了冷气射流与高温主流的掺混,降低了壁面气膜层的温度,另一方面也使冷却气流沿展向扩展,造成突片气膜冷却效率均远远高于无突片时的气膜冷却效率。同时,随着堵塞比的增大,突片对冷气射流反向涡对及穿透能力的抑制逐渐增强,使得贴近壁面处的气膜层温度更低,且低温区展向扩展更为强烈,因此造成冷却效率随着堵塞比的增大而逐渐升高。突片形状对冷却效率的影响较为复杂,在不同的吹风比和堵塞比下,影响规律有较大的差异。一般而言,在相同堵塞比下,梯形突片对冷气射流反向涡对及穿透力的抑制作用较其他两种情况强,使得其对应的冷却效率要高于其他两种情况的冷却效率,其他两种突片结构所对应的冷却效率的大小随着吹风比和堵塞比的变化有所不同,在吹风比为 0.47,堵塞比 $B=0.107$ 时,椭圆形突片的冷却效率最小,而当堵塞比 $B=0.214$ 时,椭圆形突片和三角形突片的冷却效率差别不大,均小于梯形突片,但当堵塞比增大到 0.387 时,3 种突片形状所对应的冷却效率差别不大。对于吹风比 $M=0.94$, 1.51 和 2.27 三种情况,椭圆形突片与三角形突片的冷却效率相差不大,均小于梯形突片,同样,在堵

塞比为 0.387 时,3 种突片对应的冷却效率没有明显的差异,这说明,当堵塞比较小时 ($B=0.107$ 和 0.214),梯形突片的冷却效果要好于其他两种情况,梯形和三角形突片的冷却效率基本相同。同时也可以明显看出,冷却效率沿流向的变化曲线存在一个分隔点 P_b ,当 $X/d < P_b$ 时,突片形状对冷却效率的影响较大,当 $X/d > P_b$ 时,突片形状对冷却效率的影响甚微。原因很明显,不同形状的突片对冷气射流的抑制作用不同,其对壁面形成冷却气膜的促进作用也有较大的差异,因此冷却效率曲线的变化规律也有很大的差异,这种差异随着离气膜孔的距离增加而逐渐减弱。当 $X/d > P_b$ 后,不同形状突片所形成的气膜层与主流的掺混愈来愈强烈,最后完全被主流所吞噬,冷却效率表现为逐渐趋同。但分隔点 P_b 所在的位置不是定值,在吹风比为 0.47 时, $P_b \approx 12.6$,在吹风比分别为 0.94, 1.51 和 2.27 时,其对应的 P_b 分别为 11, 9 和 7.5,可见,分隔点 P_b 随吹风比的增加而逐渐靠近气膜孔。

3.4 流量系数

图 9 给出了 3 种突片对气膜孔流量系数的影响规律。可以看出,虽然突片的存在增大了气膜冷却效率,但也增加了气膜孔的流动阻力,使气膜孔

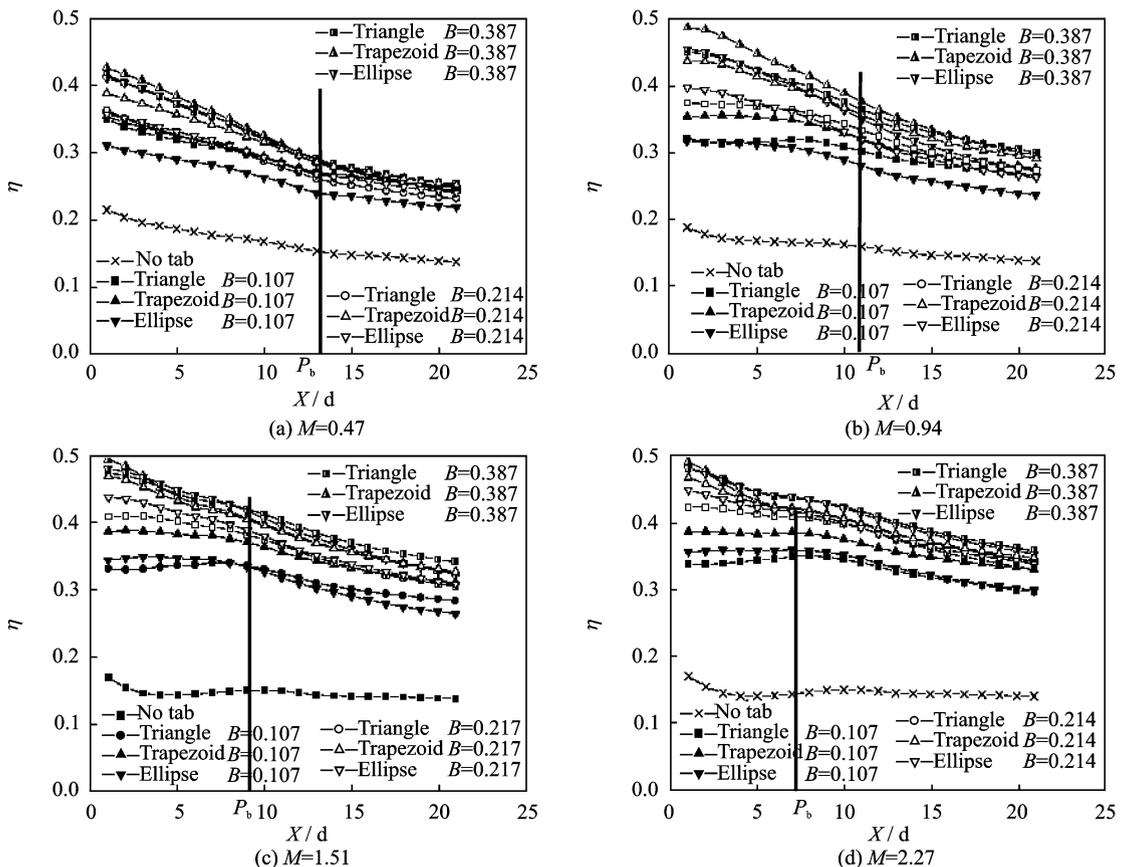


图 8 突片形状对冷却效率的影响

Fig. 8 Effects of tab shapes on film cooling effectiveness

的流量系数小于无突片时的流量系数。一般而言,气膜孔的流量系数均随着堵塞比的增大而逐渐降低,这说明随着堵塞比的增大,气膜孔的流动阻力不断升高,从而降低流量系数。但对于3种突片结构,其对气膜孔流量系数的影响在不同的堵塞比下亦呈现出不同的规律,具体而言,在堵塞比 $B=0.107$ 时,三角形突片的流动阻力要小于其他两种突片,使其对应的流量系数最高,梯形突片的流量系数最小,椭圆形突片的流量系数介于二者之间。这说明,当堵塞比 $B=0.107$ 时,梯形突片的流动阻力最大,椭圆形突片的流动阻力次之,三角形突片的流动阻力最小。但当堵塞比 $B=0.214$ 时,椭圆形突片的流动阻力最小,其对应的流量系数高于其他两种突片,梯形突片的流动阻力最大,其流量系数最小,三角形突片的流量系数介于二者之间。

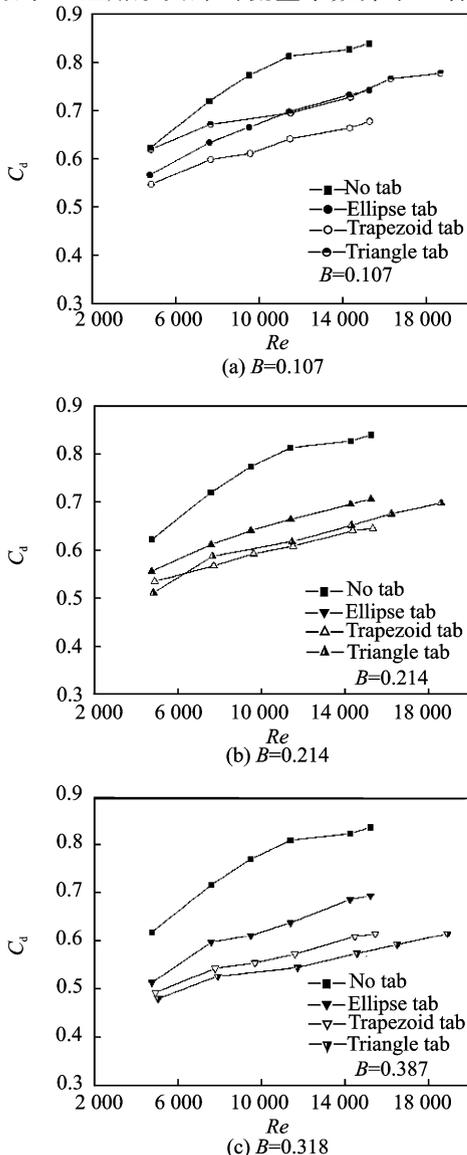


图9 突片对流量系数的影响

Fig. 9 Effect of tab on discharge coefficient

当堵塞比 B 增大到 0.387 时,此时椭圆形突片的流量系数亦保持最大,而三角形突片的流量系数最小,梯形突片的流量系数介于二者之间。上述现象表明,对于3种突片结构,在堵塞比较大时 ($B > 0.214$),椭圆形突片能够保持最小的流动阻力,而梯形和三角形突片的流动阻力较大;而在堵塞比较小时 ($B=0.107$),三角形突片保持了较小的流动阻力,而梯形突片的流动阻力最大。

4 结 论

通过对3种不同结构突片气膜冷却效率和流阻特性的分析,得出如下结论:

(1) 突片的存在强化了气膜冷却效率,使得气膜冷却效率远高于无突片的气膜冷却效率。吹风比对突片作用下气膜冷却效率有很大的影响,但在不同的气膜冷却区域,吹风比对气膜冷却效果的影响也不尽相同。存在一最佳吹风比 M_{opt} ,但该值随着突片的型式而变化。

(2) 突片的堵塞比对气膜冷却效率有很大的影响。在吹风比相同的情况下,3种突片作用下的气膜冷却效率均随堵塞比的增加而增大。但在不同的堵塞比,气膜冷却效率也不尽相同。在 $B=0.107$ 和 $B=0.214$ 时,梯形突片的冷却效率明显优于三角形突片和椭圆突片,而在 $B=0.387$ 时3种突片结构的冷却效率相差不大。

(3) 虽然突片的存在能够提高气膜冷却效率,但也会增大气膜孔的流动阻力,使其流量系数低于无突片时的流量系数。但3种突片对气膜孔流阻特性的影响亦随着堵塞比的不同而不同,在小堵塞比时,三角形突片保持最大的流量系数,而梯形突片的流量系数最小;在堵塞比较大时,椭圆形突片的流量系数最大,而其他两种突片结构的流量系数较小。

(4) 在选择突片作为提高气膜冷却效率的方式时,应综合考虑冷却效率与流阻特性,使得气膜冷却一方面保持有较高的冷却效率,同时亦保持较小的流动阻力。

参考文献:

- [1] Yang Weihua, Zhang Jingzhou. Experimental study of HTC for film cooling of parallel-inlet holes[J]. Transaction of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012, 29(1): 46-53.
- [2] 杨卫华,彭建勇,曹俊,等. 回流燃烧室复合冷却结构冷却效果研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2012, 44

- (6):769-774.
- Yang Weihua, Peng Jianyong, Cao Jun, et al. Experimental study on cooling effectiveness of compound cooling configurations in reverse flow combustor[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2012,44(6):769-774.
- [3] Yao Y, Zhang J Z. Investigation on film cooling characteristics from a row of converging slot holes on flat plate[J]. Sci China Technol Sci, 2011,54:1793-1800.
- [4] Heneka C, Schulz A, Bauer H J, et al. Film cooling performance of sharp edged diffuser holes with lateral inclination[J]. ASME, Journal of Turbomachinery, 2012, 134:041015-1-7.
- [5] Yusop N M, Ali A H, Abdullah M Z. Computational study of a new scheme for a film-cooling hole on convex surface of turbine blades [J]. International Communications in Heat and Mass Transfer, 2013, 43: 90-99.
- [6] Liu Cunliang, Zhu Hui ren, Zhang Zongwei, et al. Experimental investigation on the leading edge film cooling of cylindrical and laid-back holes with different hole pitches[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2012,55: 6832-6845.
- [7] Liu C L, Zhu H R, Bai J T, et al, Experimental research on the thermal performance of converging slot holes with different divergence angles [J]. Exp Therm Fluid Sci,2009, 33: 808-817.
- [8] Liu C L, Zhu H R, Bai J T, et al. Experimental and numerical investigation on the film cooling of waist-shaped slot holes comparing with converging slot holes[J], ASME, Journal of Turbomachinery, 2012, 134: 011021-1-10.
- [9] Zaman K B M Q, Foss J K. The effect of vortex generators on a jet in a cross-flow [J]. Phys Fluids, 1997, 9: 106-114.
- [10] Zaman K B M Q. Reduction of jet penetration in a cross-flow by using tabs[R]. AIAA-98-3276,1998.
- [11] Li Y K, Zhang J Z, Yao Y, Numerical investigation on improvement of film cooling effectiveness using delta-shaped tabs[J]. J Aerospace Power, 2006,21: 83-87.
- [12] Yang Chengfeng, Zhang Jingzhou. Experimental investigation on film cooling characteristics from a row of holes with ridge-shaped tabs [J]. Experimental Thermal and Fluid Science, 2012(37): 113-120.
- [13] 杨卫华,马国锋,张靖周. 突片作用下气膜冷却对流传热特性的试验研究[J]. 航空动力学报,2006,21(6): 978-983.
- Yang Weihua, Ma Guofeng, Zhang Jingzhou. Experimental study on convective heat transfer characteristics of film cooling with tab[J]. Journal of Aerospace Power,2006,21(6):978-983.
- [14] 杨卫华,李永康,张靖周,等. 突片作用下气膜冷却效率的试验研究[J]. 航空动力学报,2007,22(3): 380-383.
- Yang Weihua, Li Yongkang, Zhang Jingzhou, et al. Experimental study of cooling efficiency of film cooling with tab[J]. Journal of Aerospace Power,2007,22(3):380-383.
- [15] 李建华,杨卫华. 椭圆形突片气膜冷却效率的试验研究[J]. 动力工程,2008,24(4): 528-531.
- Li Jianguhua, Yang Weihua. The experimental study of cooling efficiency on film cooling with ellipse tab [J]. Journal of Power Engineering, 2008, 24(4): 528-531.
- [16] 陈利强,杨卫华,杨成风,等. 梯形突片气膜冷却特性的实验[J]. 航空动力学报,2008,23(9):1660-1669.
- Chen Liqiang, Yang Weihua, Yang Chengfeng, et al. The experimental study on cooling characteristics of film cooling [J]. Journal of Aerospace Power, 2008,23(9):1660-1669.

