

文章编号: 1000-8055(2007)03-0380-04

突片作用下气膜冷却效率的试验研究

杨卫华, 李永康, 张靖周, 马国锋
(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, 突片的存在提高了气膜冷却效果; 冷却效率随吹风比的增加而增大, 且沿气流方向冷却效率存在一极大值; 当吹风比 $M < 1.5$ 时, 冷却效率随吹风比的增加而增大; 当 $M > 1.5$ 时, 冷却效率随吹风比的增加而减小.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 突片; 冷却效率; 气膜冷却

中图分类号: V231.1

文献标识码: A

Experimental study of cooling efficiency of film cooling with tab

YANG Wei-hua, LI Yong-kang, ZHANG Jing-zhou, MA Guo-feng

(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 equilateral triangular test tabs with different blockage ratio were designed, and their effects on heat transfer characteristics of film cooling were experimentally studied. The test results show that the efficiency of film cooling with tab is better than that without tab. The efficiency of film cooling will be increased with the increase in blow ratio, and it has a highest value in the direction of flow. When the blow ratio, the cooling efficiency will be increased with the increase in blow ratio; but when the blow ratio, the cooling efficiency will be decreased with the increase in blow ratio.

Key words: aerospace propulsion system; tab; cooling efficiency; 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. 以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

收稿日期: 2006-02-29; 修订日期: 2006-06-12

作者简介: 杨卫华(1972-), 男, 河北吴桥人, 南京航空航天大学能源与动力学院副教授, 博士, 主要从事先进热交换技术的研究.

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

为了研究突片对气膜冷却效率的影响规律,设计了3种不同几何结构的突片,同时搭建了相应的实验台.详细的实验件几何尺寸和实验台的结构参见文献[7]所述,本文不再赘述.

2 实验数据处理的方法

2.1 吹风比的计算

二次气流与主流的吹风比计算式为:

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

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).

2.2 冷却效率的计算

$$\eta = \frac{T_\infty - T_c}{T_\infty - T_{aw}} \quad (2)$$

式中的 T_{aw} 在测量时应注意,要将加热膜表面涂为黑色,这样可以近似的将加热膜表面视为黑体.又因为实验过程中加热膜不加热,壁面温度接近环境温度,胶木板后加石棉垫片绝热,所以导热热损非常小,完全可以近似为绝热壁面的情况.

3 实验结果及分析

3.1 堵塞比对冷却效率的影响

图1~图3分别示出了不同吹风比下堵塞比对气膜冷却效率的影响规律.可以看出,冷却效率沿流动方向开始逐渐增大,当达到最大值后,冷却效率随流动距离的增加又逐渐减小,这主要是因为由气膜孔流出的二次气流在被冷却固体壁面形成温度较低的气膜层,这层气膜层在起始段由于二次气流的扰动而不够均匀,但随流动距离的增加气膜层逐渐均匀,使得冷却效率达到最大,随后随着流动距离的增加,气膜层与主流的参混作用逐渐增强,从而使得气膜层逐渐破坏,冷却效率降低;不仅如此,这个冷却效率峰值所出现的位置随堵塞比的增加而逐渐靠近气膜出口,在图上就表现为曲线的极值点随堵塞比的增大而愈来愈靠近坐标原点,这主要是因为随着堵塞比的增大,由气膜孔流出的二次冷却气流会更加容易地在被冷却

壁面形成均匀的气膜层,因此,冷却效率的峰值所处的位置随着堵塞比的增大而逐渐向气膜孔出口位置靠近;同时还可以明显看出,在吹风比相同的条件下,在 $x/d \leq 6$ 时,冷却效率随堵塞比的增加而逐渐增大,而 $x/d > 6$ 时,堵塞比对冷却效率的影响不太明显.同时,还可以明显看出,在相同的壁面处,突片作用下的气膜冷却效率要远高于无突片作用下的冷却效率.

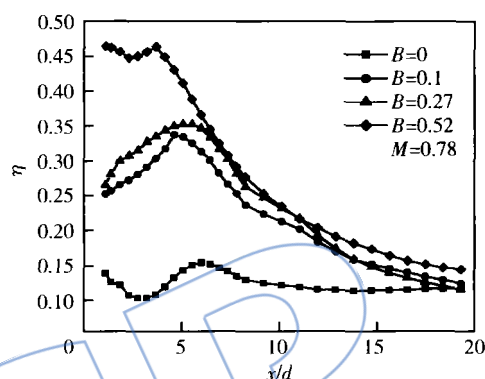


图1 堵塞比对冷却效率的影响

Fig. 1 Influence of B on η

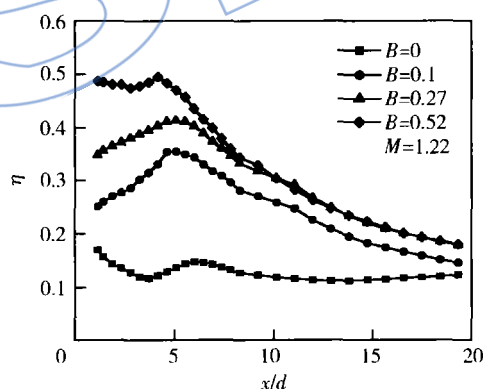


图2 堵塞比对冷却效率的影响

Fig. 2 Influence of B on η

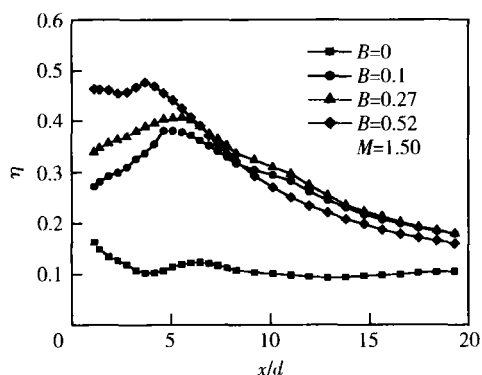


图3 堵塞比对冷却效率的影响

Fig. 3 Influence of B on η

3.2 吹风比对冷却效率的影响

图4~图7分别示出了不同堵塞比下吹风比对气膜冷却效率的影响规律。可以看出,在堵塞比不变的情况下,在相同的壁面冷却位置,冷却效率随吹风比的增加而逐渐增大,在吹风比从 $M = 1.5$ 时冷却效率达到最大值,此后在加大吹风比冷却效率反而会减小,随吹风比的增大,二次冷却气的流量也增大,所以在加热壁面就有更多的冷

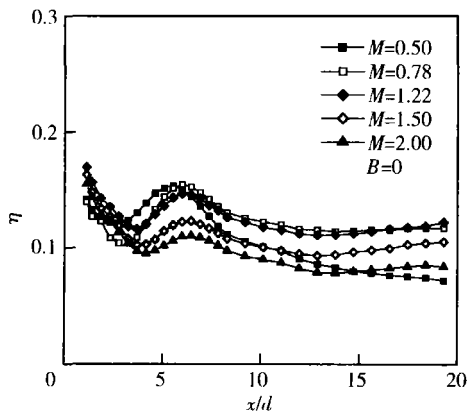


图4 吹风比对冷却效率的影响

Fig. 4 Influence of M on η

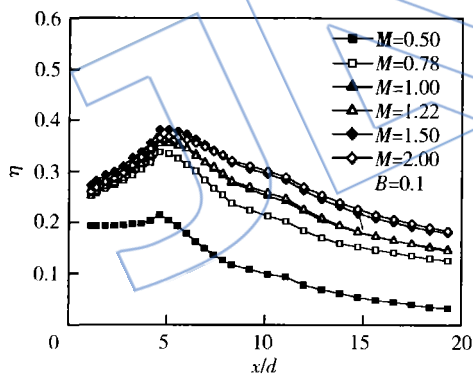


图5 吹风比对冷却效率的影响

Fig. 5 Influence of M on η

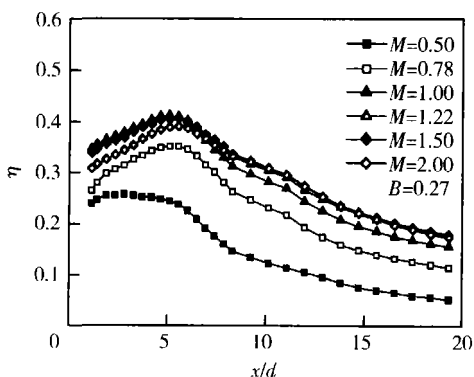


图6 吹风比对冷却效率的影响

Fig. 6 Influence of M on η

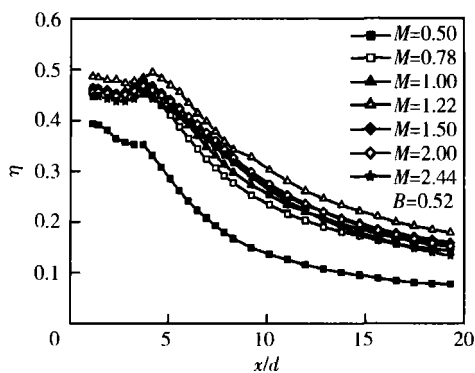


图7 吹风比对冷却效率的影响

Fig. 7 Influence of M on η

却气流,因此使得冷却效率随吹风比的增加而增大,但吹风比增大到一定值后,此时再增加吹风比,二次气流由气膜孔的出流速就很大,这样就会使得二次气流穿透主流而不能在冷却壁面形成均匀的气膜层,从而降低气膜冷却效果。

4 误差分析

热电偶的误差为 $\pm 0.04\%$ $^{\circ}\text{C}$,红外热像仪的分辨率为 $\pm 0.01\%$ $^{\circ}\text{C}$ 。根据误差传递公式,对于含 n 个独立变量的函数 $Y = f(x_1, x_2, \dots, x_n)$ 的误差为:

$$\Delta Y(x_1, x_2, \dots, x_n) = \sqrt{\left(\frac{\partial Y}{\partial x_1}\right)^2 \Delta x_1^2 + \left(\frac{\partial Y}{\partial x_2}\right)^2 \Delta x_2^2 + \dots + \left(\frac{\partial Y}{\partial x_n}\right)^2 \Delta x_n^2} \quad (3)$$

由公式(2)和(3)可以计算出实验误差为:

$$\frac{\Delta \eta}{\eta} = \sqrt{\frac{\Delta^2 T_{\infty} + \Delta^2 \dot{T}_{aw}}{(T_{\infty} - \dot{T}_{aw})^2} + \frac{\Delta^2 T_{\infty} + \Delta^2 T_c}{(T_{\infty} - T_c)^2}} = \pm 8.9\%$$

由此可知,本文实验的相对误差小于9%,因此,实验结果可靠。

5 结 论

通过以上对实验结果的分析,得出了如下结论:

(1) 突片的存在强化了气膜冷却效率,使得冷却效率较无突片时要好。沿气流的流动方向,冷却效率随距气膜孔距离的增加而增大,达到最大值后冷却效率随流动距离的增加而减小,且冷却效率最大值的位置随堵塞比的增加而逐渐靠近气膜孔。

(2) 堵塞比对气膜冷却效率有很大的影响。在吹风比相同的条件下,在 $x/d \leq 6$ 时,冷却效率随堵塞比的增加而逐渐增大,而 $x/d > 6$ 时,堵塞比对冷却效率的影响不太明显。

(3) 最佳吹风比与气膜冷孔的堵塞比有关. 当堵塞比为 0.52 时,最佳吹风比为 1.22,而在无突片和其他堵塞比下气膜冷却效率都是随吹风比的增加而增加,但吹风比 $M = 1.5$ 和 $M = 2.0$ 时冷却效率基本相同.

(4) 在吹风比 $M = 0.5$ 时,当 $x/d \geq 10$ 后,有突片时,当堵塞比为 0.1 和 0.27 时的气膜冷却效率低于无突片时.

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.

[2] Rhee D H, Lee Y S, Kim Y B, et al. Film cooling and thermal field measurements for staggered rows of rectangular-shaped film cooling holes [R]. ASME, International Gas Turbine Institute, Turbo Expo (Publication) IGTI, 2003, 5:

423-432.

[3] Ronquand J, Benqt S, Petetre M, et al. Numerical and experimental study of the slot film cooling jet with various angles[R]. Proceedings of the ASME Summer Heat Transfer Conference, 2003:845-856.

[4] Bradbury L J, Khadem A H. The distortion of a jet by tabs [J]. Journal of Fluid Mechanics, 1975, 70(4):801-813.

[5] Zaman K B M Q. Reduction of jet penetration in a cross-flow by using tabs[R]. AIAA Paper 98-3276.

[6] Zaman K B M Q. Effect of oscillating tabs on a jet-in-cross-flow[R]. AIAA Paper 2003-0632.

[7] 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.