

文章编号: 1000-8055(2006) 01-0083-05

利用三角形突片改善气膜冷却效率 的数值研究

李永康^{1,2}, 张靖周¹, 姚 玉¹

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016

2. 中国燃气涡轮研究院, 四川 成都 610500)

摘要: 运用数值计算方法对带有平行于冷却壁面、且覆盖部分气膜孔面积的三角形突片气膜冷却结构, 在不同吹风比下的流动过程和冷却效率进行了数值研究, 以揭示突片对改善气膜冷却效率的影响。在突片的作用下, 射流向主流的垂直穿透能力有一定程度的降低, 在气膜孔下游, 二次流能够更好地贴附壁面, 气膜冷却效率均有不同程度的改善, 而且随着突片堵塞比的提高, 冷却效率的提高幅度越大, 并且在高吹风比下的影响更为显著。

关键词: 航空、航天推进系统; 气膜冷却; 突片; 流动传热; 数值计算

中图分类号: V 231. 1

文献标识码: A

Numerical Investigation on Improvement of Film Cooling Effectiveness Using Delta-Shaped Tabs

LI Yong-kang^{1,2}, ZHANG Jing-zhou¹, YAO Yu¹

(1. College of Energy and Power Engineering,

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

2. China Gas Turbine Establishment, Chengdu 610500, China)

Abstract: The flow fields and cooling effectiveness of the film cooling from a row of cylindrical angled holes with triangular tabs are investigated numerically in several blowing ratios, to reveal the effects of tabs on the film cooling performance. The tabs are located along the upstream edge of the holes and placed parallel to the film cooling surface covering a part of the hole. The results show that the tabs improve film effectiveness due to the penetration of the film secondary flow into the cross flow is suppressed under the action of the tabs. And the film cooling effectiveness improvement is significant in the cases of higher blowing ratio and higher tab blocking ratio.

Key words: aerospace propulsion system; film cooling; tabs; flow and heat transfer; numerical computation

气膜冷却是通过孔/缝引入一股较冷的二次流体对喷吹口下游表面进行热防护的有效措施,

在现代燃气涡轮发动机的热端部件(诸如涡轮叶片、火焰筒和涡轮机匣等)的强化冷却中被广泛采

收稿日期: 2004- 10- 28; 修订日期: 2005- 08- 05

基金项目: 航空科学基金资助(03C52019)

作者简介: 李永康(1968-), 男, 陕西长武人, 南京航空航天大学能源与动力学院博士生, 中国燃气涡轮研究院高级工程师, 主要从事燃烧与传热研究。

用。影响气膜冷却效果的因素众多,其中气膜孔形状对气膜冷却效率的影响尤为显著,因此长期以来针对气膜孔结构的优化一直是重要的研究内容^[1~6]。本文利用突片有利于降低射流在横流中穿透率的机理^[7,8],提出在气膜孔出流一侧设置突片的新型气膜冷却结构,并运用 Fluent 计算软件对其流动特性和冷却效率进行了三维数值研究,验证了这种新型冷却结构改善气膜冷却效率的可行性。

1 计算模型

计算模型如图 1 所示。矩形通道长度为 650 mm,高度为 90 mm;二次流进口通道是倾斜 35° 的圆形孔,直径为 12 mm,高度为 22 mm,气膜孔出口中心距主流进口截面 305 mm,气膜孔间距为 3 倍孔直径。突片设置在气膜孔出流一侧,厚度取为 1 mm,形状为等腰三角形,边长取为 9 mm 和 11 mm 两种尺寸。



图 1 计算模型

Fig. 1 Computational model

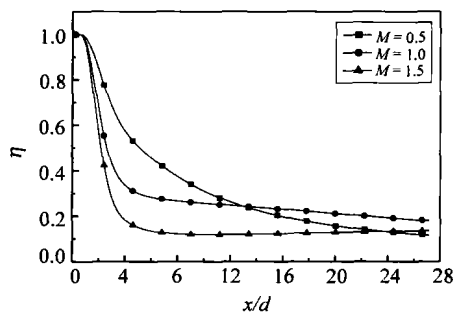
边界条件: 主流进口为速度进口,速度取为 9 m/s,温度 335 K,湍流强度取 17%;二次流进口为速度进口,吹风比取为 0.5、1.0 和 1.5 三种;出口认为各变量梯度为零;固壁采用无滑移速度条件,均为绝热;对称面采用对称条件。湍流模型采用标准 $k-\epsilon$ 两方程湍流模型,在近壁区采用非平衡的壁面函数法进行处理。采用 Fluent 分离隐式求解器进行稳态计算,各物理量的离散采用二阶迎风格式。收敛的标准是判断各物理量的相对残差小于 10^{-5} 。

2 计算方法验证

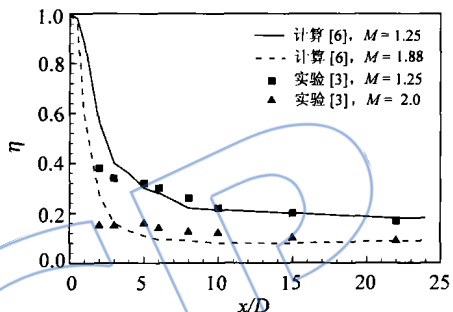
为了验证计算方法的准确性,对无突片气膜冷却在吹风比 M 为 0.5、1.0 和 1.5 等 3 种条件下的流动换热过程进行了数值计算。

图 2 为气膜孔出口下游,在气膜孔中心线上

的绝热壁面冷却效率分布,以及与相关的气膜冷却效率计算和实验结果^[3,6]进行的对比。从本文的计算结果可以看出,当吹风比从 0.5 增加到 1.5,



(a) 文本计算结果



(b) 相关计算和实验结果

图 2 气膜孔中心线冷却效率对比

Fig. 2 Comparison of centerline film effectiveness

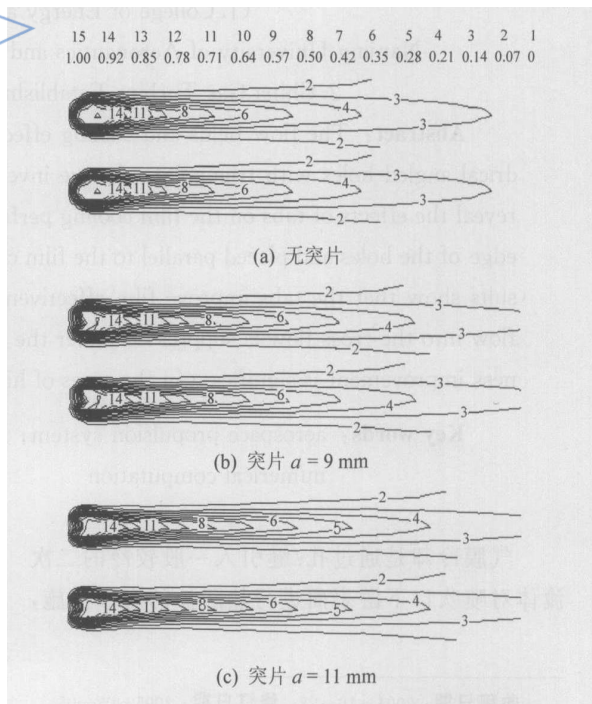


图 3 局部冷却效率分布 (吹风比 $M=0.5$)

Fig. 3 Distribution of local film effectiveness

(Blowing ratio $M=0.5$)

邻近气膜孔出口的下游区域冷却效率有显著的下降, 约在下游 14 倍气膜孔直径的区域, 吹风比 $M = 1$ 时的冷却效率会更优, 但此时的气膜冷却绝热有效温比已经处于非常低的水平。所揭示的特征符合其内在的物理机制, 如果二次流的动量过大而冲入主流区, 则不会形成覆盖壁面的气膜, 从而降低了冷却效率。与相关的气膜冷却效率计算和实验结果比较也表明本文的计算方法是合理的。

3 突片的作用效果与机理

3.1 突片作用效果

图 3 为吹风比 $M = 0.5$ 条件下, 单纯气膜孔

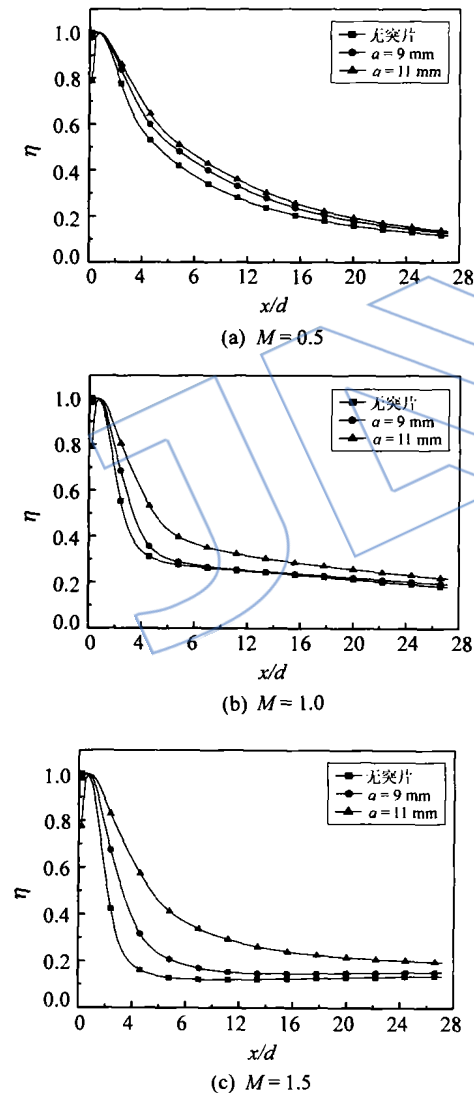


图 4 突片在不同吹风比下对气膜孔中心线冷却效率的影响

Fig.4 Effect of tabbed hole on centreline film effect iveness at various blowing ratios

和加突片气膜孔的冷却效率计算结果。可以看出, 在气膜孔附近, 等值线分布较密, 冷却效率变化梯度较大; 与无突片的情况相比, 在整个绝热壁面上, 设置突片后较高冷却效率在气膜孔下游所覆盖的区域明显延长, 而且突片堵塞比的增加可以带来更高的冷却效率; 但两气膜孔之间横向区域的冷却效率却没有得到改善。

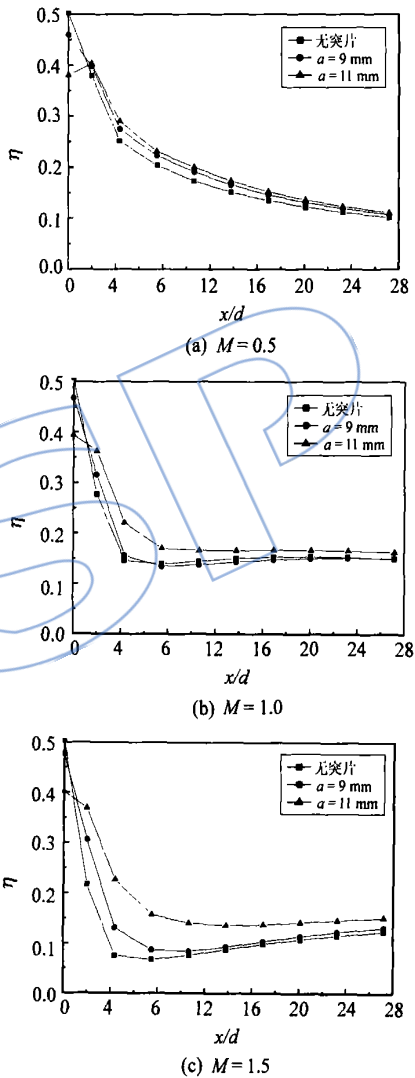


图 5 突片在不同吹风比下对气膜孔展向平均冷却效率的影响

Fig.5 Effect of tabbed hole on spanwise averaged film effect iveness at various blowing ratios

图 4 为设置突片时, 沿气膜孔出口下游, 在气膜孔中心线上绝热壁面冷却效率分布。可以看出, 设置突片后, 气膜孔出口中心线下游的冷却效率均有不同程度的改善, 而且随着突片堵塞比的提高, 冷却效率的提高幅度越大, 特别是在高吹风比

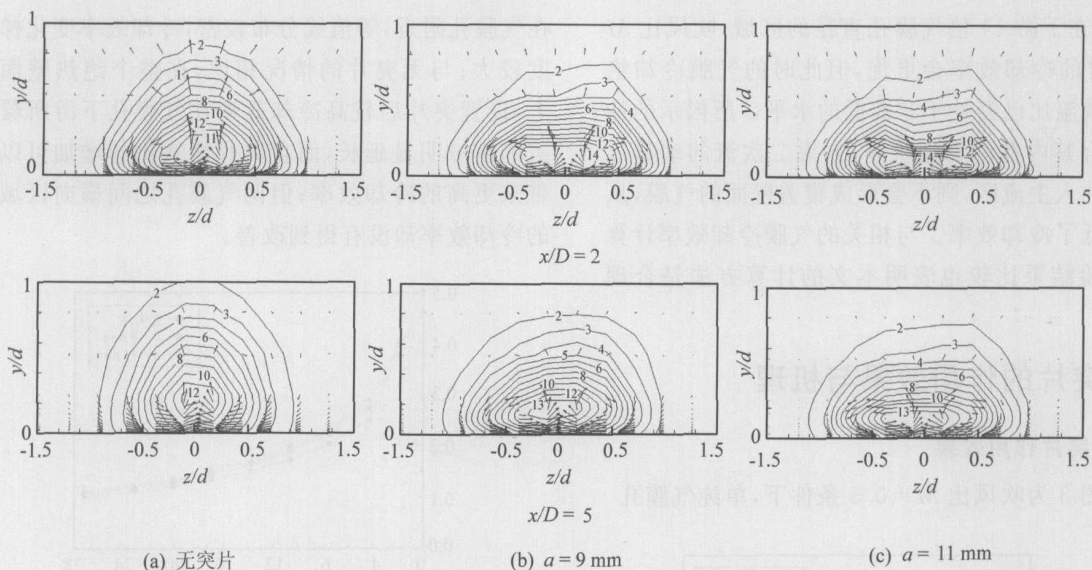


图6 垂直于主截面上的局部速度矢量和温度分布

Fig. 6 Velocity vectors and temperature contours at cross-flow location

下突片改善气膜冷却效率的影响更为显著。在吹风比为 0.5 时, 冷却效率值增加了 5%~10%; 在吹风比达到 1.5 时, 冷却效率值最高可以增加约 40%。

图 5 为设置突片时, 沿气膜孔出口下游, 在两气膜孔中心线之间平均绝热壁面冷却效率分布。可以看出, 设置突片后, 气膜孔出口下游平均冷却效率均有不同程度的改善, 特别是在高吹风比、较大的突片堵塞比下, 效果更为显著。上述结论与文献[9]的实验结果趋势一致。

3.2 突片作用机理

壁面冷却效率直接由冷气流的运动状况以及运动过程中的扩散所决定, 图 6 为吹风比 $M = 0.5$ 、加和不加突片时, 位于气膜孔下游 $x/D = 2$ 和 5, 垂直于主流截面上的局部速度矢量和温度分布。可以看到在绝热壁面上部形成两个反向的涡对, 反向涡对来源于气膜孔内壁面的粘附作用和刚离开气膜孔的冷气流对主流的阻止作用^[10]。冷气流在反向的涡对的作用下, 在向下游的流动过程中不断沿垂直方向抬升和扩散, 从而脱离壁面并和主流形成混合。在常规气膜孔上加装突片结构后, 反向涡对的强度得到一定程度的抑制, 即气膜出流向主流的垂直穿透能力得到一定程度的降低, 因此在气膜孔下游, 气膜出流能够更好地贴附壁面, 对于改善气膜的冷却效果起到一定程度的改善。相比较而言, 随着突片堵塞比的提高, 反向涡对受到抑制的能力越强, 对于改善气膜冷却的

效率也就更为明显。

4 结 论

本文运用数值计算方法对带有平行于冷却壁面且覆盖部分气膜孔面积的三角形突片气膜冷却结构, 在不同吹风比下的流动过程和冷却效率进行了数值研究。研究结果表明:

(1) 在常规气膜孔上加装突片结构后, 反向涡对的强度得到一定程度的抑制, 即气膜出流向主流的垂直穿透能力得到一定程度的降低, 因此在气膜孔下游, 气膜出流能够更好地贴附壁面, 对于气膜冷却效果起到一定程度的改善。

(2) 在不同吹风比下, 当吹风比从 0.5 增加到 1.5 时, 邻近气膜孔出口的下流区域冷却效率有显著的下降, 约在下游 14 倍气膜孔直径的区域, $M = 1$ 时的冷却效率会更优;

(3) 突片的堵塞比增加可以带来更高的冷却效率, 并且在高吹风比下的影响更为显著, 但两气膜孔之间区域的冷却效率却没有得到有效的改善。

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] Goldstein R J, Eckert E R G, Burggraf B. Effects of Hole Geometry and Desity on Three-Dimensional Film Cooling [J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 1992, 17: 595~607.

[3] Schmidt D, Sen B, Bogard D. Film Cooling with Compound Angle Holes: Adiabatic Effectiveness[J]. *Journal of Turbomachinery*, 1996, 118: 807~813.

[4] Yuen C N N, Martinez-Botas R F, Whitelaw J H. Film Cooling Effectiveness Downstream of Compound and Fan-Shaped Holes[R]. *ASME Paper* 2001- GT- 1031, 2001.

[5] 朱惠人, 许都纯, 刘松龄, 王宝珑. 簸箕形排孔气膜冷却实验研究[J]. *航空学报*, 1997, 18(5): 535~538.
ZHU Huiren, XU Duchun, LIU Songlin, WANG Baolong. Film Cooling Experimental Investigation of Row of Dust-Pan Shaped Holes [J]. *ACTA Aeronautica Et Astronautica Sinica*, 1997, 18(5): 535~538.

[6] Walters D K, Leylek J H. A Systematic Computational Methodology Applied to a Three-Dimensional Film Cooling Flowfield[J]. *Journal of Turbomachinery*, 1997, 119: 777~785.

[7] Zaman K B M Q. Reduction of Jet Penetration in a Cross-Flow by Using Tabs[R]. *AIAA Paper* 98- 3276, 1998.

[8] Zaman K B M Q. Effect of Oscillating Tabs on a Jet-in-Cross-flow[R]. *AIAA Paper* 2003- 0632, 2003.

[9] Nasir H, Acharya S, Ekkad S. Improved Film Cooling from Cylindrical Angled Holes with Triangular Tabs: Effect of Tab Orientations[J]. *International Journal of Heat and Fluid Flow*, 2003, 24: 657~668.

[10] 王扬平, 姜培学. 应用分离涡模型计算斜圆柱孔气膜冷却[J]. *工程热物理学报*, 2005, 26(4): 668~670.
WANG Yangping, JIANG Peixue. Detached Eddy Simulation of Cylindrical Hole Film Cooling[J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2005, 26(4): 668~670.