

文章编号: 1000-8055(2006)04-0658-5

带三角形突片气膜冷却结构换热特性的数值研究

姚 玉¹, 张靖周, 李永康

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 运用 $RNG k-\varepsilon$ 湍流模型对带平行于冷却壁面、且覆盖部分气膜孔的三角形突片气膜冷却结构, 在不同吹风比和突片几何参数下的换热特性进行了研究。结果表明: 在吹风比小于 1 时, 突片对提高气膜冷却有效温比和增强换热的作用不大; 当吹风比大于 1 时, 突片对于提高气膜冷却的有效温比和换热增强比具有显著的作用, 而且随着突片尺寸的加大, 气膜冷却有效温比和换热增强比的提高幅度越大。

关 键 词: 航空、航天推进系统; 气膜冷却; 突片; 换热; 数值计算

中图分类号: V231.1

文献标识码: A

Numerical investigation on heat transfer of film cooling with delta shaped tabs

YAO Yu, ZHANG Jing zhou, LI Yong kang

(College of Energy and Power Engineering

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

Abstract: Using method of constant heat flux, the heat transfer coefficient of the film cooling with a row of cylindrical holes and discrete delta shaped tabs covering a part of the hole placed parallel to the film cooling surface was investigated numerically. The main factors influencing the heat transfer include the blowing ratio and the size of the tab. During the test, the mainstream velocity was 10 m/s and the blowing ratio was 0.3 to 1.5. Results show that the tabs do not enhance the heat transfer of the film cooling significantly at lower blowing ratio; heat transfer improvement is significant in the cases of higher blowing ratio with larger tab size.

Key words: aerospace propulsion system; film cooling; tabs; 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^[1-7]。Nasir 等人^[8]最近提出带三角形突片的气膜孔冷却结构并开展了初步的实验研究, 李永康

等人^[9]对此结构的流动机理和冷却效率进行了初步的数值研究, 揭示出在常规气膜孔上加装突片结构后, 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。在此基础上, 本文运用 FLUENT 数值计算软件, 着重针对突片对气膜冷却的换热特性影响方面进行数值研究, 分析吹风比和突片尺寸等因素对气膜冷却壁面的换热特性影响。

收稿日期: 2005-09-23; 修订日期: 2006-03-15

基金项目: 航空基础科学基金资助(03C52019)

作者简介: 姚玉(1982-), 女, 河南汝南县人, 南京航空航天大学能源与动力学院硕士生, 主要从事传热与燃烧研究。

1 计算模型

图1所示为本文计算带突片气膜冷却的模型。主流矩形通道长度为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12.7 mm, 高度为22.2 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。突片设置在气膜孔流出侧, 厚度取为1 mm, 形状为等边三角形, 边长取为a= 5 mm, 7 mm, 9 mm 和 11 mm 4种尺寸。主流温度取为335 K, 流速10 m/s; 二次流温度为300 K, 流速由吹风比 $M = \rho_2 U_2 / \rho_\infty U_\infty$ 来确定, 其中 ρ_2 、 U_2 分别为二次流的密度和流速, ρ_∞ 、 U_∞ 是主流的密度和流速, 本文取0.5, 0.7, 1.0和1.5 4种吹风比。为了方便比较, 本文对吹风比的定义均为以二次流进口面的气动参数为基准。

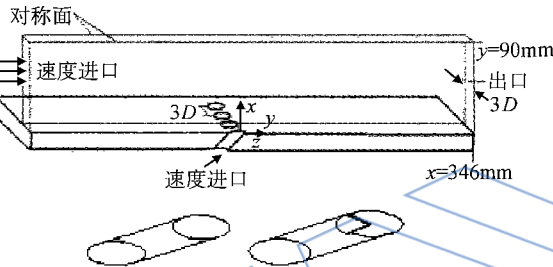


图1 气膜冷却计算模型

Fig. 1 Film cooling Computational model

2 数值计算方法

2.1 湍流模型

李永康等^[10]对此结构已进行了模型验证, 充分说明了采用 RNG $k-\epsilon$ 湍流模型对本文模型进行数值模拟的可行性。

在笛卡儿直角坐标系 (x, y, z) 下, 记各自对应的速度分量为 u, v, w 时, 控制方程如下所示:

$$\frac{\partial(\rho u \phi)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v \phi)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho w \phi)}{\partial z} = \frac{\partial}{\partial x} \left(\Gamma \frac{\partial \phi}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(\Gamma \frac{\partial \phi}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left(\Gamma \frac{\partial \phi}{\partial z} \right) + S \quad (1)$$

式中 Γ 和 S 分别为变量 ϕ 对应的广义扩散系数和源项。其中湍流动能和湍流动能耗散率的广义扩散系数和源项分别为:

$$k: \Gamma = \eta + \frac{\eta}{\sigma_k}, S = \rho G_k - \rho \epsilon;$$

$$\epsilon: \Gamma = \eta + \frac{\eta}{\sigma_\epsilon}, S = \frac{\epsilon}{k} (c_1 \rho G_k - c_2 \rho \epsilon)$$

根据湍流粘性系数的定义 $\eta = c_\mu \rho k^2 / \epsilon$ 在

RNG $k-\epsilon$ 湍流模型中, 各系数取为

$$c_\mu = 0.085, c_1 = 1.42 - \frac{\eta(1 - \eta/\eta_0)}{1 + \beta \eta^3},$$

$$c_2 = 1.68, \alpha_k = 0.7179, \alpha_\epsilon = 0.7179,$$

$$\eta = Sk/\epsilon S = (2S_{ij}S_{ij})^{1/2}, \eta_0 = 4.38,$$

$$\beta = 0.015, S_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right)$$

湍流模型采用 RNG $k-\epsilon$ 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} 。

2.2 网格分布和边界条件

网格分布: 由于本文主要研究加热面的换热情况, 所以在加热面处划分了比较细密的网格。整个主流区域采用非均匀结构化网格, 第一层的网格布置在距加热面0.01 mm的位置, 此后每层的网格间距以1.2的比率增加, 到第15层之后, 改为1.06的比率增加。为了计算的方便, 本文取了一个气膜孔作为研究对象, 即 z 方向长度取为3倍气膜孔直径, 整个主流区域网格390 000个。

计算域的边界条件设置: 主流和二次流进口均给定速度进口边界条件; 出口认为各变量梯度为零; 对称面采用对称条件, 固体壁面速度分量使用无滑移壁面条件; 加热面热流密度 $q = 10\,000 \text{ W/m}^2$ 。

2.3 有效温比和换热增强比

气膜冷却有效温比的定义为:

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

式中 T_∞ 是主流温度, T_{aw} 是气膜冷却绝热壁温, T_2 是二次流温度。

气膜冷却对流换热系数的定义为:^[10]

$$h = q / (T_{aw} - T_w) \quad (3)$$

其中 T_w 为气膜冷却加热后的壁温。为便于比较, 以无气膜冷却时的对流换热系数 h_0 为基准, 计算出4个吹风比下的气膜冷却对流换热系数与无气膜冷却时的对流换热系数的比值, 即换热增强比 h/h_0 。

在本文的计算结果中, 均采用沿流向的展向平均值进行分析。

3 结果与分析

3.1 突片对气膜冷却流场的影响

图2是在吹风比为0.5时, 有突片和无突片的模型在位于气膜孔下游 $x/D = 2$ 和5的垂直于

主流截面上的局部流场和冷却有效温比分布图。可以看到在绝热壁面上部形成两个反向的涡对,而在常规气膜孔上加装突片后,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,这对于气膜的冷

却效果起到一定程度的改善。相比较而言,随着突片尺寸的增加,反向涡对受到抑制的能力越强,对于改善气膜的冷却效率也就更为明显。

3.2 突片对气膜冷却有效温比的影响

图 3 是带有不同尺寸突片的气膜冷却结构在

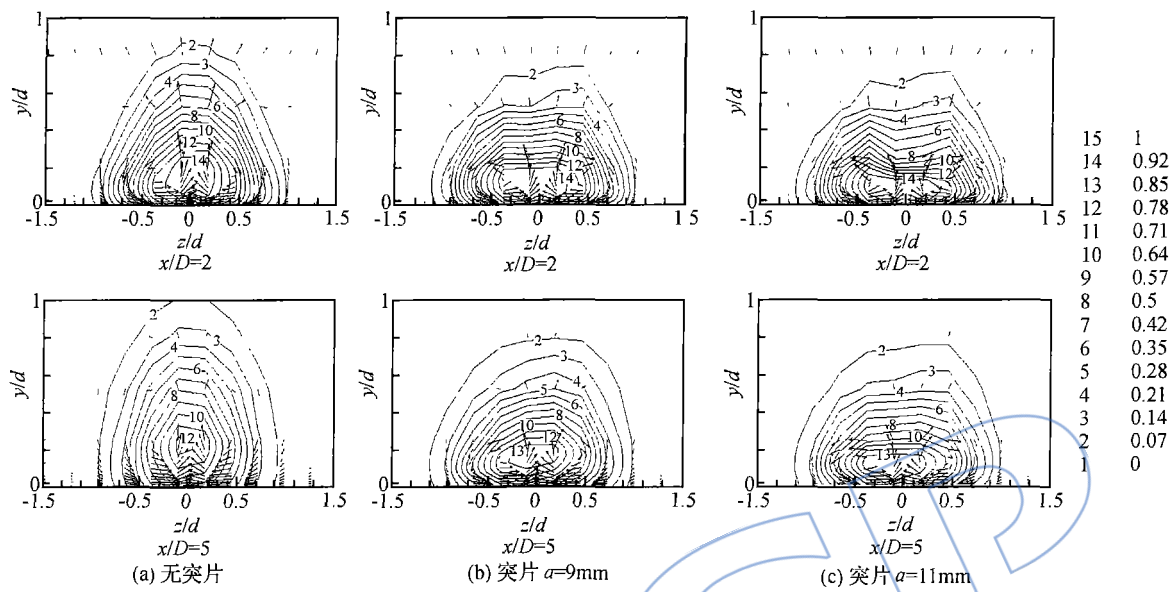


图 2 垂直于主流截面上的局部流场和冷却有效温比分布

Fig.2 distribution of local flow field and film effectiveness perpendicular to the mainstream cross section

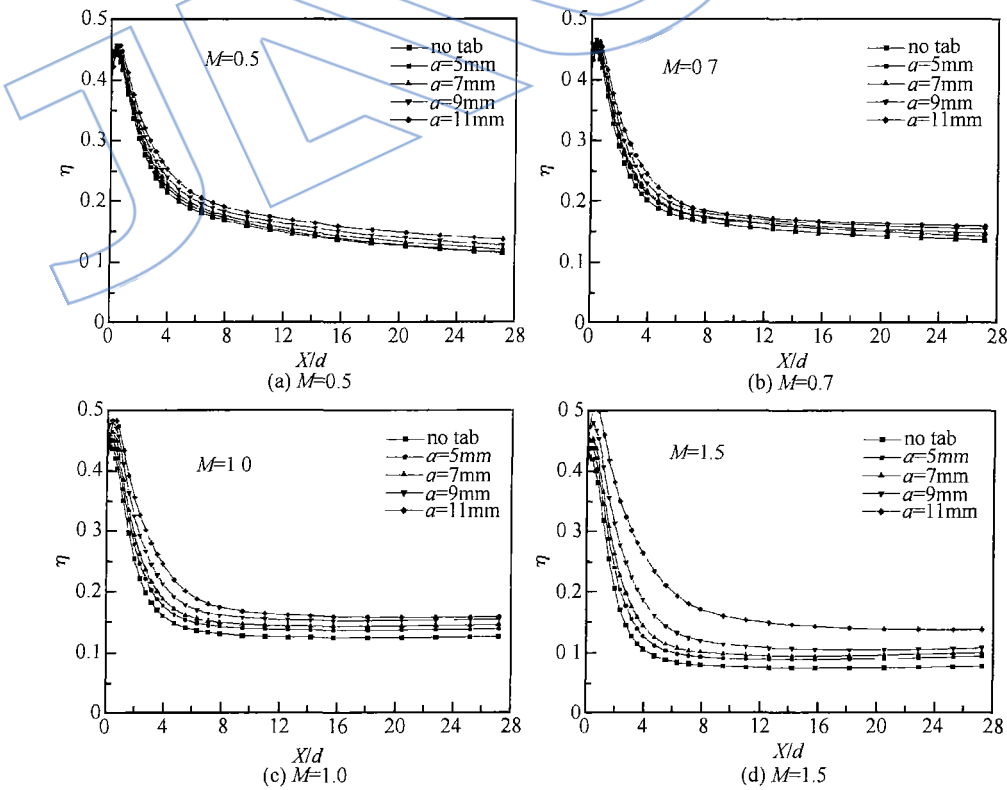


图 3 突片在不同吹风比下对气膜孔展向平均冷却效率的影响

Fig.3 effect of tab on span averaged film effectiveness under different blowing ratios

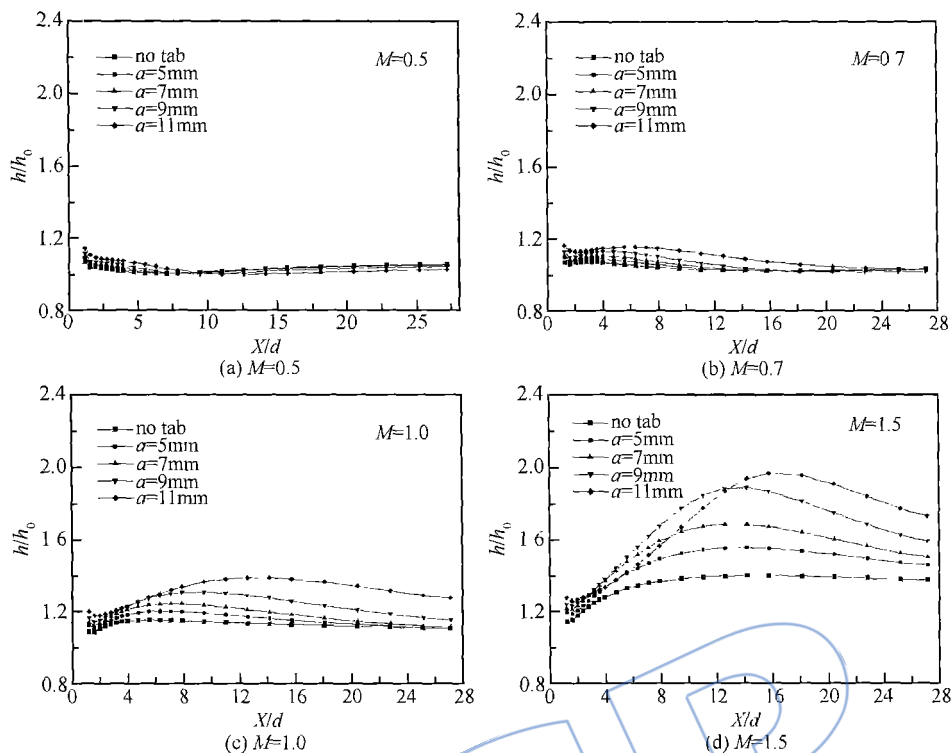


图4 突片在不同吹风比下对换热增强比的影响

Fig. 4 effect of tab on span averaged heat transfer coefficient ratio under different blowing ratios

同一吹风比下的冷却有效温比分布图。可以看到,无论何种气膜冷却结构,在 $x/d < 8$ 区域,冷却有效温比迅速地下降;而在 $x/d > 8$ 区域,冷却有效温比基本保持不变。设置突片后冷却有效温比均得到改善,特别在高吹风比下,突片对提高气膜冷却有效温比的作用显著。其原因是在常规气膜孔上加装突片结构后,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,使得气膜的冷却效果起到一定程度的改善。而且随着突片尺寸的加大,二次流形成的气膜保护作用越强。

3.3 突片对气膜冷却对流换热系数的影响

图4是带有不同尺寸突片的气膜冷却结构在同一吹风比下的换热增强比的计算结果。可以看出,在吹风比小于1时,无论突片尺寸如何,带突片气膜冷却结构与无突片结构的对流换热系数比值相差不大,表明吹风比较低时,加装突片对提高气膜冷却结构对流换热强度的作用是较小甚至是微弱的;但当吹风比在1.0~1.5范围内,加装突片使得气膜冷却对流换热系数的增加幅度是明显的,表明在高吹风比时安装突片可以有效地增强对流换热能力,而且随着突片尺寸的增加,换热强化比提高的幅度也越大。这与突片作用的机理相

符合^[9],因为在突片的作用下,具有较高速度的气膜出流可以更好的贴附在被冷却壁面上,形成对壁面的冲刷,造成了换热能力的增强。

4 结 论

本文对带平行于冷却壁面且覆盖部分气膜孔的三角形突片的气膜冷却结构,在不同吹风比下的换热特性进行了数值研究。研究结果表明:

- (1) 在圆形气膜孔上加装突片,可以使气膜更好的贴附壁面,冷却有效温比和换热系数均可以得到一定程度的提高;
- (2) 在吹风比小于1时,突片对提高气膜冷却有效温比和增强换热的作用不大;
- (3) 当吹风比大与1时,突片对于提高气膜冷却的有效温比和换热增强比具有显著的作用,而且随着突片尺寸的加大,气膜冷却有效温比和换热增强比的提高幅度越大。

参考文献:

[1] 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.

[2] Schmidt D, Sen B, Bogard D. Film cooling with compound angle holes: adiabatic effectiveness[J]. *Journal of Turbo*

- machinary, 1996, 118: 807-813.
- [3] 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.
- [4] 朱惠人, 许都纯, 刘松龄, 等. 簸箕形排孔气膜冷却实验研究[J]. *航空学报*, 1997, 18(5): 535-538.
- Zhu H R, Xu D C, Liu S L, et al. Film cooling experimental investigation of a row of dustpan shaped holes[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica sinica*, 1997, 18(5): 535-538.
- [5] 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.
- [6] Zaman K B M Q. Reduction of jet penetration in a cross flow by using tabs[R]. *AIAA* 98-3276, 1998.
- [7] Zaman K B M Q. Effect of oscillating tabs on a jet in cross flow[R]. *AIAA Paper* 2003-0632, 2003.
- [8] 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.
- [9] 李永康, 张靖周, 姚玉. 利用三角形突片改善气膜冷却效率的数值研究[J]. *航空动力学报*, 2006, 21(1): 83-87.
- Li Y K, Zhang J Z, Yao Y. Numerical investigation on improvement of film cooling effectiveness using delta shaped tabs[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2006, 21(1): 83-87.
- [10] 葛绍岩, 刘登瀛, 徐靖中, 等. 气膜冷却[M]. 北京: 科学出版社, 1985.