

文章编号: 1000-8055(2008)03-0406-04

直通道和弯曲通道中超声速气膜冷却研究

彭 威, 姜培学

(清华大学 热能工程系 热科学与动力工程教育部重点实验室 北京 100084)

摘 要: 对直通道和弯曲通道两种不同几何形状中的二维平行缝槽形式的超声速气膜冷却进行了数值模拟, 分析了在有、无斜激波入射冷却层时的冷却效果. 计算结果表明, 斜激波的入射使壁面的冷却效率较无斜激波入射时要低. 在该计算模型中, 无斜激波入射时, 弯曲通道壁面的冷却效果好于直通道壁面, 而有斜激波入射时, 弯曲通道壁面的冷却效果不如直通道壁面.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 超声速; 气膜冷却; 激波; 直通道; 弯曲通道

中图分类号: V231. 1

文献标识码: A

Investigation of supersonic film cooling in flat and convex channels

PENG Wei, JIANG Pei-xue

(Key Laboratory for Thermal Science and Power Engineering of Ministry of Educations, Department of Thermal Engineering, Tsinghua University, Beijing 100084, China)

Abstract: Film cooling with supersonic, tangential-slot injection of cooling air into supersonic air flow was numerically investigated. The effect of impingement of oblique shock wave was studied and its impacts on a flat surface and on a convex surface were compared. The results indicate that the adiabatic effectiveness of both the surfaces is reduced by the impingement of the oblique shock wave. The adiabatic effectiveness of convex surface is higher than that of flat surface when oblique shock wave is absent whereas the opposite is the case when it is present.

Key words: aerospace propulsion system; supersonic; film cooling; shock wave; flat channel; convex channel

由超燃发动机提供动力的未来空天飞行器将在大气层以高超声速飞行, 其内部通道如进气道、燃烧室和尾喷管以及外表面如前缘、探测窗等将受到剧烈的燃烧、激波和气动加热, 因而对于这些热端部件进行有效的热防护变得十分重要. 超声速气膜冷却已经证明是一种能够对这些热端部件提供有效热防护的方式^[1]. 其原理是通过在这些热端部件表面射入一层高速的冷却气流, 将壁面与高温气体隔开, 对壁面进行有效的热防护和化学防护.

由于超声速要考虑气体的可压缩性, 同时超

声速流场中常常伴随着激波的作用, 激波的入射对气膜保护层将产生影响, 因而超声速气膜冷却和亚声速气膜冷却的机理存在较大的区别, 所以不能把亚声速气膜冷却得到的研究结果简单外推到超声速气膜冷却情况^[2]. 针对超声速气膜冷却进行研究也就变得十分迫切.

已有的研究^[1-7] 考虑的模型多是一个直通道的超声速缝槽气膜冷却结构, 而对实际中可能遇到的弯曲壁面情况的报道则不多. 本文对直通道和弯曲通道两种不同几何形状中的二维平行缝槽形式的超声速气膜冷却进行了数值模拟, 分析了

收稿日期: 2007-03-12; 修订日期: 2007-06-04

作者简介: 彭威(1982-), 男, 湖南双峰人, 博士生, 主要从事传热传质研究.

在有、无斜激波入射冷却层条件下的冷却效果.

1 数理模型

本文计算的模型采用的是二维后台阶绕流模型,高温主流气体从主流道的进口进入计算域,冷却气体从后台阶处与主流道平行方向喷入,从而形成对下壁面的气膜冷却.

为了探讨激波入射对气膜冷却的作用,计算了其在直通道和弯曲通道中的作用情况.其中激波产生器为一倒立的等腰三角形,底角为 10° ,高度为 0.01 m ,高温主流以超声速绕过激波产生器,流动方向被迫改变,引发斜激波对下壁面造成影响.本文计算分别考虑了直通道和弯曲通道中有、无激波产生器的情况.图 1 是两种通道中有激波产生器的示意图.

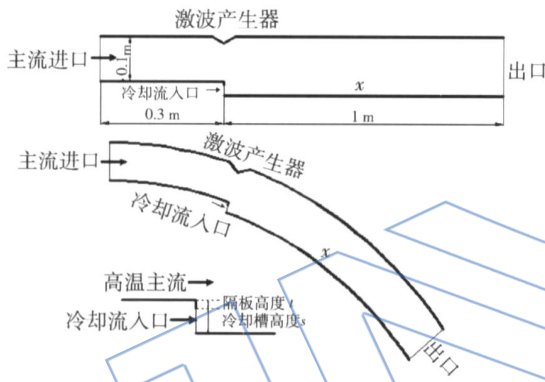


图 1 计算模型图

Fig. 1 Sketch of the numerical models

计算域以冷却气体入口的下沿为坐标原点建立坐标系,主流道入口位于 $x = -0.3\text{ m}$ 的位置,高度 $H = 0.1\text{ m}$,出口位于 $x = 1\text{ m}$ 的地方,计算中采用的冷却剂入口高度 s 和隔板厚度分别是 $s = 4\text{ mm}$ 和 $t = 2\text{ mm}$.弯曲通道的弯曲半径为 2 m ,其他尺寸条件和直通道一样.

高温主流进口总压为 650 kPa ,总温为 900 K ,马赫数为 3.09 ;冷却流进口总压为 73 kPa ,总温为 300 K ,马赫数为 1.70 ,可以计算得其吹风比 $M = 0.606$.其它壁面设置为绝热边界条件.

本文高温主流和冷却流气体都采用空气,空气的物性利用 NIST 的 REFPROP7 物性程序计算,在所考虑的温度范围内拟合成温度的高阶多项式,物性考虑的温度范围为 $150 \sim 1\,200\text{ K}$,得到的多项式如下:

$$\begin{aligned} c_p(\text{J}/(\text{kg} \cdot \text{K})) &= 1\,017.459\,17 - 0.090\,01\,T - \\ &7.701\,9 \times 10^{-5}\,T^2 + 1.140\,21 \times 10^{-6}\,T^3 - \\ &1.254\,13 \times 10^{-9}\,T^4 + 4.047\,25 \times 10^{-13}\,T^5 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \lambda(\text{W}/(\text{m} \cdot \text{K})) &= -5.213\,75 \times 10^{-4} + \\ &1.207\,59 \times 10^{-4}\,T - 1.566\,83 \times 10^{-7}\,T^2 + \\ &2.092\,36 \times 10^{-10}\,T^3 - 1.397\,19 \times 10^{-13}\,T^4 + \\ &3.564\,25 \times 10^{-17}\,T^5 \\ \mu(\text{kg}/(\text{m} \cdot \text{s})) &= -1.959\,41 \times 10^{-7} + \\ &8.146\,29 \times 10^{-8}\,T - 8.238\,18 \times 10^{-11}\,T^2 + \\ &7.561\,41 \times 10^{-14}\,T^3 - 3.993\,63 \times 10^{-17}\,T^4 + \\ &8.908\,71 \times 10^{-21}\,T^5 \end{aligned}$$

本文的计算在 FLUENT 6.2 上进行,经过网格无关性检查后,计算网格数大约为 8 万多,为了更准确的捕捉激波,计算过程中根据压力梯度进行了网格自适应调整,调整后的网格数约为 10 万.计算中采用 $k\omega$ 湍流模型,采用耦合隐式求解器进行稳态计算,动量方程、能量方程中对流项采用 3 阶 MUSCL 格式离散,湍流方程中对流项采用 QUICK 格式离散,各量的残差小于 10^{-4} .

超声速气膜冷却效率的定义为

$$\eta = \frac{T_{aw} - T_{r\infty}}{T_{rc} - T_{r\infty}} \quad (1)$$

其中 $T_{r\infty}$, T_{rc} 为主流和冷却流的恢复温度; T_{aw} 为绝热壁面温度.

为了验证本文数值计算所采用的方法与结果的可靠性,建立了一个尺寸与 Juhany K A, et al^[5] 的实验研究相同的模型,边界条件设置与 Juhany K A, et al. 实验的条件相同.由图 2 可以看到,本文计算所采用的湍流模型可以较好的模拟超声速气膜冷却情况.

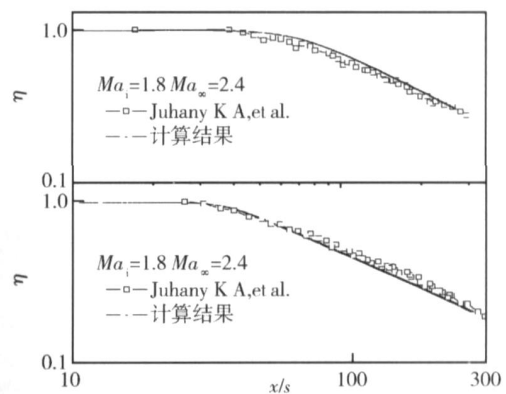


图 2 本文数值计算结果与文献[5]实验结果的比较

Fig. 2 Comparison of the numerical results with the experiment of Juhany K A, Hunt M L, Sivo J M^[5]

2 计算结果和分析

2.1 有激波产生器和无激波产生器的比较

从图 3 可以看出,无论是直通道还是弯曲通

道,有激波产生器的时候,由于斜激波的入射对气膜层产生影响,使气膜冷却效率比没有激波入射时要低.

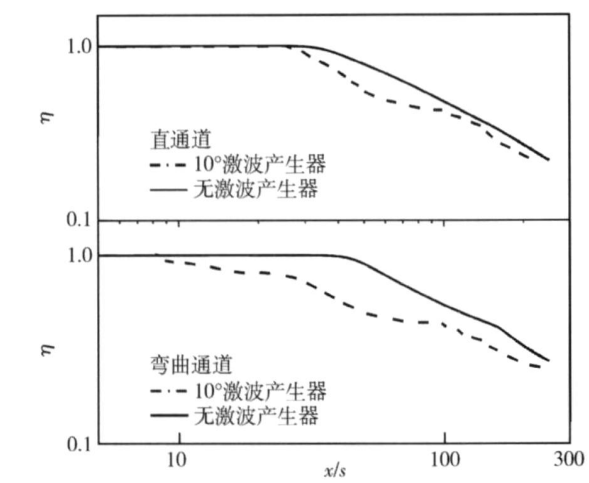


图 3 有无斜激波入射冷却层时冷却效率的比较
Fig. 3 Comparison of adiabatic wall effectiveness with and without shock wave interaction

从图 4 和图 5 中可以看出,斜激波作用在气膜层上,使局部静压骤增,引起流体马赫数减少,流体温度相应升高,导致冷却效率比没有激波作用的时候下降.

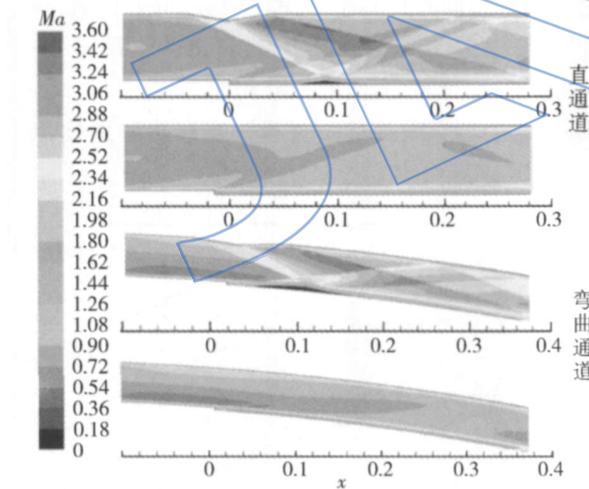


图 4 通道中马赫数分布图

Fig. 4 Distributions of the Mach number

同时,从图 6 可以看出,由于激波的作用,冷却气体边界层产生了回流,边界层发生了分离现象,从而使高温主流和冷却流的混合作用加强,也使冷却效率下降.

2.2 直通道和弯曲通道的比较

在本文计算的工况条件下,没有激波产生器的时候,弯曲通道上气膜冷却的效果要好于直通道,这与亚声速下的结论一致,主要是由于在凸面

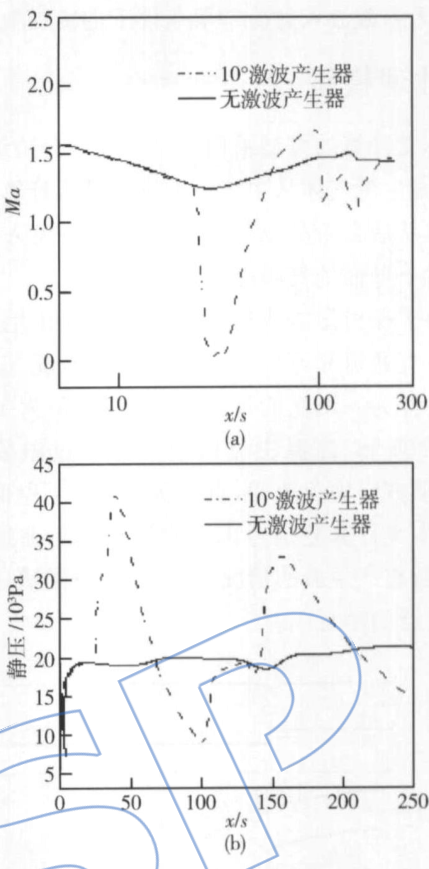


图 5 直通道离冷却壁面 1 mm 处马赫数和静压分布图
Fig. 5 Distributions of the Mach number and static pressure in the flat channel

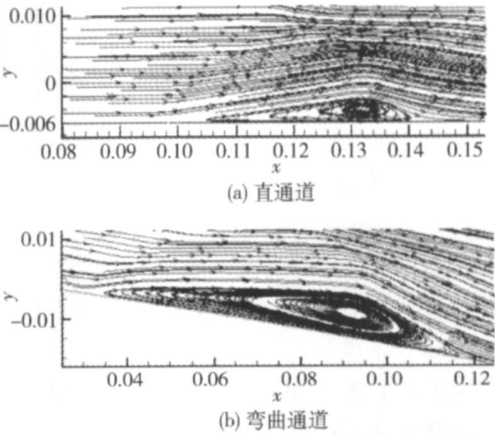


图 6 冷却边界层局部速度分布矢量图
(有激波作用)

Fig. 6 Distributions of velocity in the zone of interaction with shock wave

的情况下,剪切力受到了抑制,压力梯度使冷却气流紧贴壁面,因而具有比平面更好的冷却效果.而在有激波产生器的时候,弯曲通道上的气膜冷却效果反而不如直通道.并且从图 7 中可以看出,在有激波产生器的

时候,弯曲通道受保护的壁面冷却效率比直通道中提前下降.

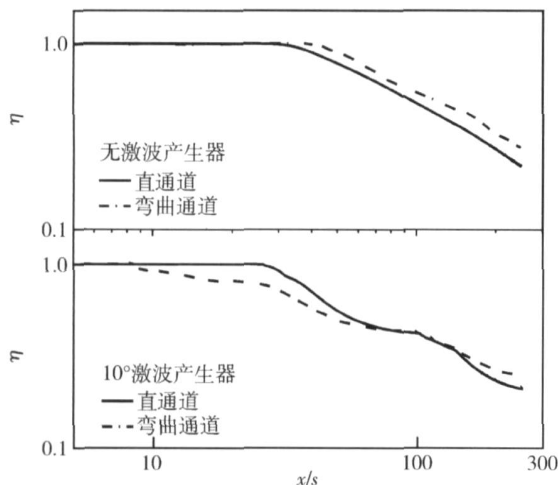


图7 直通道和弯曲通道冷却效率的比较

Fig. 7 Comparison of adiabatic wall effectiveness on flat and convex curved surfaces

主要原因是由于激波对冷却流和主流的混合加强作用,在弯曲通道中表现得更强:从图8中可以看出,在冷却气体边界层受到斜激波作用的区域,直通道和弯曲通道产生了回流区(沿主流方向轴向速度小于0的地方),弯曲通道回流区的长度比直通道回流区的长度要大得多,并且出现回流区的位置较直通道提前.

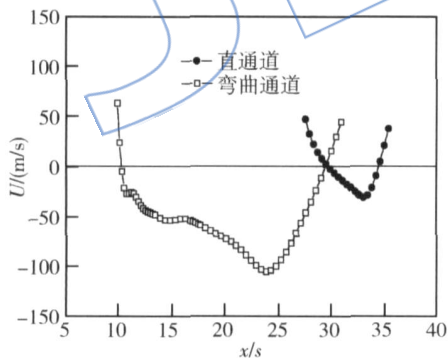


图8 直通道和弯曲通道产生回流处近壁1 mm处沿主流方向轴向速度比较

Fig. 8 Axial velocity of separating zone in flat channel and comparison with convex channel result

造成这种现象的原因是由于在曲面上,激波的作用使冷却流更容易在壁面上产生分离,从而更早的与高温主流混合,出现了弯曲通道冷却流

与高温主流的掺混较直通道提前的现象,从而使弯曲通道受保护的壁面冷却效率比直通道中提前下降.而在冷却壁面后部,直通道和弯曲通道的冷却效率差别较少,主要原因是由于无论是弯曲通道还是直通道,在冷却壁面中后部,高温主流和冷却流已经混合比较充分,其后的冷却壁面的边界层实际是高温主流和冷却流混合后发展的边界层,所以两者差别较少.

3 结 论

本文对二维平行缝槽形式的气膜冷却进行了数值模拟,比较了超声速气膜冷却在直通道和弯曲通道的差异,在本文计算的模型中,基本结论如下:

(1) 无论是直通道还是弯曲通道,有激波产生器的时候,超声速气膜冷却的冷却效率都较无激波产生器时下降;

(2) 在没有激波产生器的时候,超声速气膜冷却在弯曲通道的凸面上表现出比直通道平面上更好的冷却效率,这和亚声速气膜冷却的结论一致;

(3) 在有10°激波产生器的时候,由于斜激波的入射,超声速气膜冷却在弯曲通道的凸面的冷却效率反而不如直通道平面上的冷却效率.

参考文献:

- [1] Kanda T, Masuya G, Ono F, et al. Effect of film cooling/regenerative cooling on scramjet engine performances[J]. Journal of Propulsion and Power, 1994, 10(5): 618-624.
- [2] Juhany K A, Hunt M L. Flowfield measurements in supersonic film cooling including the effect of shock-wave interaction[J]. AIAA Journal, 1994, 32(3): 578-585.
- [3] O'Connor J P, Haji-Sheikh A. Numerical study of film cooling in supersonic flow[J]. AIAA Journal, 1992, 30(10): 2426-2433.
- [4] Takita K, Masuya G. Effects of combustion and shock impingement on supersonic film cooling by hydrogen[J]. AIAA Journal, 2000, 38(10): 1899-1906.
- [5] Juhany K A, Hunt M L, Sivo J. Influence of injectant Mach number and temperature on supersonic film cooling[J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 1994, 8(1): 59-67.
- [6] Goldstein R J, Eckert E R G, Tson F K, et al. Film cooling with air and helium injection through a rearward-facing slot into a supersonic air flow[J]. AIAA Journal, 1966, 4(6): 981-985.
- [7] Kanda T, Ono F, Takahashi M, et al. Experimental studies of supersonic film cooling with shock wave interaction[J]. AIAA Journal, 1996, 34(2): 265-271.