

气膜冷却传热传质类比研究

王 建¹, 孙 冰¹, 魏玉坤²

(1 北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083;

2 中国人民解放军空军第四飞行学院 模拟训练中心, 石家庄 050071)

摘 要: 应用 SST $k-\omega$ 湍流模型, 对三维粘性掺混流场进行了数值模拟, 得到了切向入射的超声速氢气膜在不同吹风比和被冷却面上的绝热温比分布, 并通过冷却剂分布情况详细研究了其形成原因。计算结果表明: 吹风比是决定超声速气膜冷却效果的重要因素, 吹风比增大, 冷却效果随之提高; 不同曲率的曲面上, 冷却效率的分布规律不同, 凹面上冷却效果最好, 这与低速气膜冷却不同; 离散孔在被冷却面中心和两侧的冷却效果存在明显差异, 引入一定的侧向倾角使这种差异趋向消失。

关键词: 超声速; 气膜冷却; 数值模拟; 绝热温比; 传热传质

中图分类号: TK124

文献标识码: A

文章编号: (2008) 02-0031-06

Heat and mass transfer in gaseous film cooling

Wang Jian¹, Sun Bing¹, Wei Yukun²

(1 School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing, 100083, China;

2 Simulator Training Center of NO.4 Flying College of the Air Force of PLA, Shijiazhuang, 050071, China)

Abstract: The SST $k-\omega$ turbulence model is employed to compute the 3D viscous mixing flow field in order to investigate the supersonic gaseous hydrogen film cooling injected tangentially. Results show that blowing rate is an important factor, along with the increase of which, the adiabatic film cooling effectiveness is enhanced. The distribution of adiabatic film cooling effectiveness on concave is better than convex and plate, which is different from subsonic film cooling. The film cooling effectiveness is different between the centerline and side ones under discrete coolant channels, which can be avoided by an appropriate β angle.

Key words: supersonic; gaseous film cooling; numerical simulation; adiabatic film cooling effectiveness; heat and mass transfer

收稿日期: 2007-09-13; 修回日期: 2007-11-06。

作者简介: 王建 (1983—), 男, 硕士研究生, 研究领域为冲压和火箭发动机热防护。

1 引言

气膜冷却是指沿壁面切线方向或以一定的入射角射入冷却气体,形成一层贴近受保护壁面的缓冲冷却薄膜,用以将壁面与高温气体环境隔离,对壁面进行热防护和化学防护。因此冷却薄膜能否较好地覆盖整个壁面及能否较长时间贴附壁面流动是气膜冷却技术的关键。根据冷却剂入射马赫数,气膜冷却可分为亚声速和超声速两种,与亚声速气膜冷却相比,超声速气膜冷却效果更好,这是因为高速冷却气体入射后和主流进行掺混的时间相对较短,可以在很长的距离内起到热防护作用。超声速气膜冷却无论在导弹外壳热防护,传统火箭发动机内冷却(欧空局阿里安运载火箭主发动机 VULCAIN),还是目前的研究热点——高超声速飞行器上,都有广泛的应用前景,有必要对其进行详细和深入研究。

目前国内研究的大都为低速流动气膜冷却,相对而言对超声速气膜冷却的研究很少,也不够详细。超声速流与亚声速流的物理本质完全不同,因此亚声速气膜冷却的研究结果不能简单推广到超声速中。国外对超声速气膜冷却进行了较多研究,但重点在于计算模型和方法的改进。

氢是发动机中常用的燃料,比热高,具备作为气膜冷却剂的天然优势。传热和传质方程在形式上完全相同,其解也必然拥有相似的形式,本文通过数值计算获得了超声速氢气膜冷却在不同吹风比、不同曲率被冷却面上的冷却效果分布规律,并通过传热和传质类比详细讨论了冷却效果分布的形成原因,为开展进一步的研究工作提供了参考。

2 计算模型

图 1 所示为本文的计算模型。计算了平面和半径分别为 400mm、500mm 的凹、凸曲面 5 种情况,被冷却面长均取 215mm,宽 10mm,高 40mm。冷却剂入口圆孔直径 $d=2\text{mm}$ 。

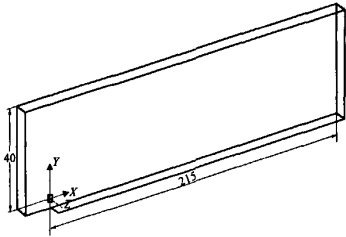


图 1 计算模型和坐标系

Fig.1 Computational model and coordinate system

主流工质为空气,总压 $1.9651\times10^5\text{Pa}$,马赫数 1.021;气膜工质为氢气,总压和马赫数由吹风比 $M=(\rho_2U_2)/(\rho_\infty U_\infty)$ 确定,其中 ρ_2 、 U_2 分别为二次流的密度和流速, ρ_∞ 、 U_∞ 是主流密度和流速,具体参数见表 1。为使二次流出口后可能产生的波系影响尽量降低,主、次流静压取相等值,均为 $1.0133\times10^5\text{Pa}$ 。

表 1 气膜主要参数

Tab.1 Parameters of film coolant

吹风比	二次流	
	总压/Pa	马赫数
0.5	3.6694×10^5	1.489
0.7	6.8509×10^5	1.905
0.9	11.9184×10^5	2.261

3 数值计算方法

本文与文献 [5] 计算方法一致,通过与实验结果的比较证明计算结果是可信的。

3.1 控制方程

笛卡儿直角坐标系下 N-S 方程形式如下:

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

对不同的 ϕ 、 Γ 值,公式 (1) 分别代表连续、组分、动量、能量和湍流方程。使用有限体积法离散方程,空间格式选择 AUSM 混合格式,时间推进算法,收敛标准为各分量误差小于 10^{-4} 。

3.2 湍流模型

计算中发现,可积分到壁面的 SST $k-\omega$ 两方程模型对掺混流有较好的模拟能力,计算结果与试验符合较好。计算网格在所有壁面附近都进行加密,以符合湍流模型的要求。

3.3 边界条件

固体壁面均取为绝热条件;主流区两侧为周期性边界条件,计算信息在两面间相互传递;主、次流入口均为超声速,给定组分、密度、压力、速度和温度条件,入口湍流度均取 10%;出口超声速,所有边界条件外推。

3.4 主要参数

侧向倾角: β =二次流与主流在 $x-z$ 平面上的夹角;

绝热温比: $\eta = (T_\infty - T_{aw}) / (T_\infty - T_2)$, 其中: T_2 为冷却气膜恢复温度; T_∞ 为主流恢复温度; T_{aw}

为绝热壁温。该无量纲参数是气膜冷却效果的主要评价参数,其含义为被冷却表面所达到的温度与能达到的最低温度之比,可知: $0 \leq \eta \leq 1$ 。

4 计算结果与分析

离散孔入射的气膜在被冷却面上冷却效果分布不均匀,取被冷却面上 $z=5、7.5$ 和 10mm 3 个位置 (分别对应 line1、2、3) 上的计算结果进行分析,而有侧向倾角的工况,冷却效果分布不对称,因此增加 2.5mm (line_2)位置进行分析,如图 2 所示。曲线上的线被处理为直线距离。

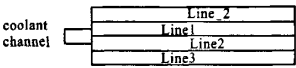


图 2 进行后处理的位置
Fig.2 4 lines in post processing

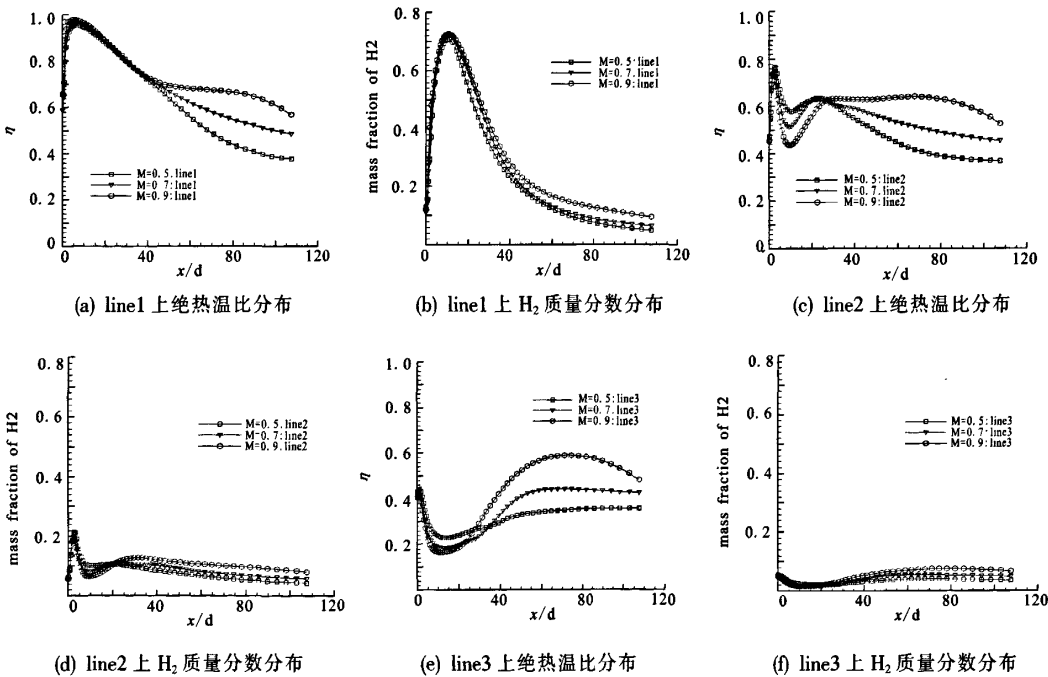


图 3 吹风比对冷却效果的影响
Fig.3 Cooling effectiveness of slot injection

4.1 吹风比对冷却效果的影响

图 3 所示为不同吹风比下被冷却平板上的绝热温比和 H_2 质量分数分布情况随吹风比的变化。

从两者的分布规律可见,绝热温比和冷却剂质量分数的分布曲线非常相似。随着吹风比的增大,冷却剂的流量提高,冷却效果也相应提高。但不

同吹风比下中心线 line1 上游 ($x/d < 40$) 的冷却效果差别不大, 即冷却剂流量增加主要对下游起作用, 这是因为超声速气膜冷却与主流的掺混很弱, 在上游较短距离内冷却剂的冷却效果得到了充分发挥; 冷却剂在下游由于与主流的不断掺混导致冷却效果下降, 此时增加的流量开始起作用延缓冷却的失效

图 3(c)、(d)、(e)、(f) 显示在中心线两侧的 line2 和 line3 上绝热温比和冷却剂质量分数的分布都呈现以下特点: 在被冷却面上游 ($x/d < 25$), 吹风比越大的工况其冷却效果反而越差。这是因为吹风比越大, 冷却剂的动量也越大, 这使得冷却剂在一定的距离内难以向两侧扩散; 随着距离增加超过临界点, 冷却剂向两侧扩散加剧, 此时流量越大, 冷却剂的分布越多, 冷却效果也越好。

此外, 从图 3 所示的各个工况可以清楚地看到由冷却剂出口处的后台阶结构造成的冷却效果较差的区域, 冷却剂分布显示这是由冷却剂主流无法到达该区域造成的。冷却剂在主流作用下向壁面贴附, 此过程中必然有一小部分冷却剂受壁面作用回流, 从而稍微改善了该处的冷却效果。因此实际应用时应尽量避免后台阶结构的出现, 使冷却剂直接喷射在壁面上。

4.2 曲率对冷却效果的影响

图 4 所示为吹风比 $M=0.5$ 时平面和不同曲率半径凹面、凸面上绝热温比和 H_2 质量分数分布的比较。图 4(a)、(b) 显示中心线上冷却效果在平面和曲面上的差别不是很大, 总体来说凸面比凹面稍差, 平面上游稍好, 下游稍差, 冷却剂质量分数的分布也说明了这一点。

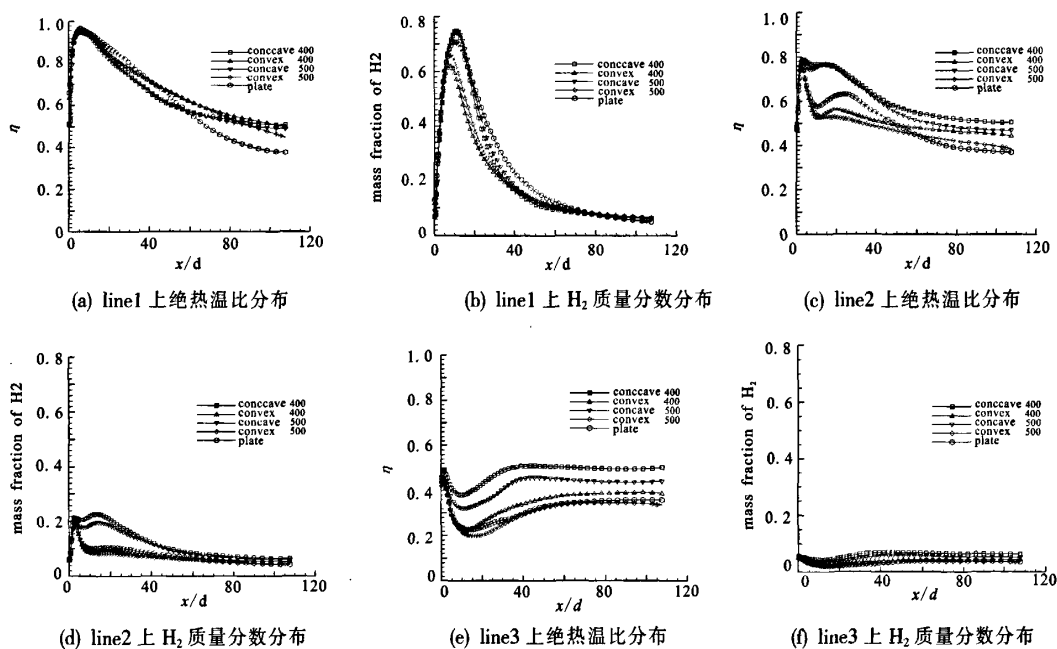


图 4 被冷却面曲率对冷却效果的影响

Fig.4 Effect of coolant channel

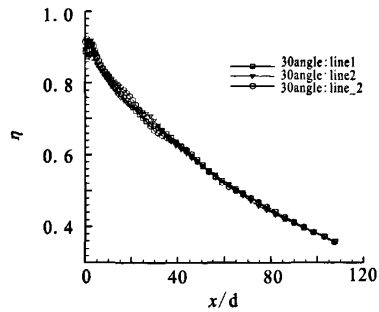
曲率对冷却效果的影响主要体现在另外两条线上。由图 4(c)、(d)、(e)、(f) 可以看出, 凹面上的冷却效果要明显好于凸面和平面, 且随着曲率的减小两侧线上冷却效果会增加。冷却剂流动到凹

面上, 受几何形状的限制其冲击到壁面后会向两侧扩散, 且曲率越小这种限制作用越强烈, 从而使凹面上两侧的冷却效果变好, 这种现象和低速气膜冷却不同; 而凸面和平面上则没有这种几何

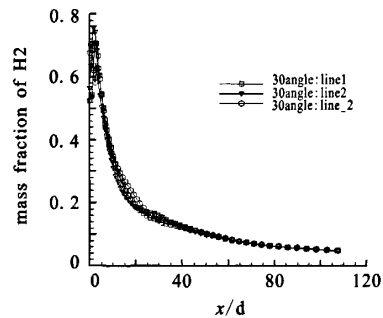
限制,尤其是凸面上冷却剂脱离壁面的趋势比其他两种都强,但由于主流的压制,平面和凸面上冷却剂的分布情况相近,冷却效果相差不多,平面上的冷却效果在大部分区域只是稍好于凸面;此外,凸面上冷却效果的分布与曲率关系不大,中心线上 R500 稍好,两侧则是 R400 稍好。

4.3 侧向倾角对冷却效果的影响

图 5 所示为侧向倾角为 15 度和 30 度时平面上绝热温比和 H_2 质量分数分布的比较。由图可见,侧向倾角的加入使得平面上冷却剂的分布变得均匀。当倾角为 30 度时 3 条线上的冷却效果分布已经基本一致。可见,要避免由于离散孔结构造成的冷却效果分布不均匀的现象出现,在冷却通道上引入侧向倾角是很有效的方法。比较图 5(a)和(c)发现,其下游冷却效果随着侧向倾角的增大而下降,这是因为倾角的增加使得冷却剂在被冷却面上停留的时间增加,冷却剂得到了更充分的使用,从而使下游局部冷却效果下降。



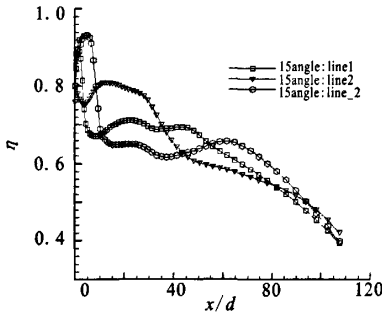
(c) 30 度倾角绝热温比分布



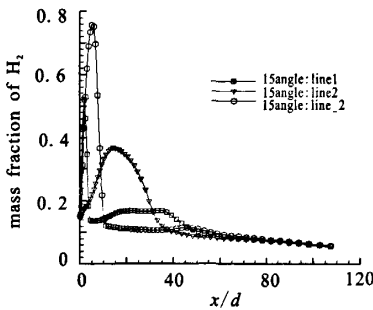
(d) 30 度倾角 H_2 质量分数分布

图 5 侧向倾角对冷却效果的影响

Fig.5 Effect of blowing rate



(a) 15 度倾角绝热温比分布



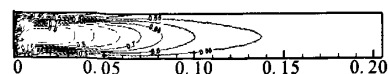
(b) 15 度倾角 H_2 质量分数分布

4.4 被冷却壁面绝热温比分布

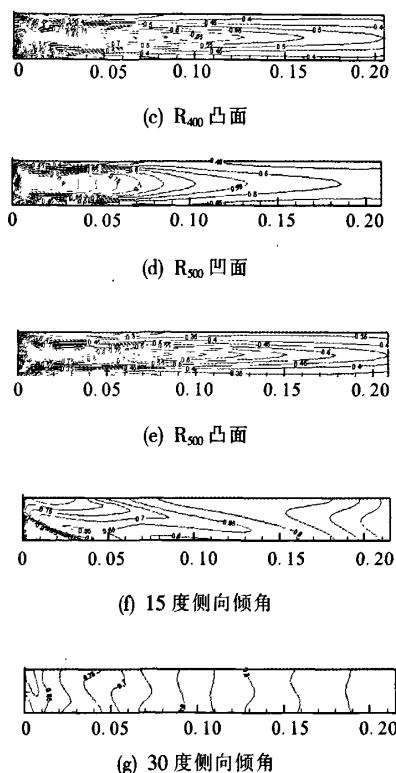
通过图 6 所示的底面绝热温比分布图可以更直观的观察不同情况下冷却效果的分布特点。由图 6(a)~(e)可见,与平面相比;凹面上的冷却效果分布在纵向上更加均匀,等值线更为光滑,在中心线两侧的冷却效果更好,说明冷却剂扩散的更广,且曲率半径越小这一趋势越明显,这与前面的分析一致;凸面上的冷却效果等值线则更尖,说明凸面上冷却剂贴壁程度最差,且曲率半径越小越明显。6(f)、(g)显示由于侧向倾角的引入,冷却效果的分布变得更加均匀,当倾角增加到 30 度时,绝热温比已经相当均匀。



(a) 平板



(b) R_{400} 凹面

图6 $M=0.5$ 底面绝热温比分布Fig.6 Distribution of effectiveness on the wall $M=0.5$

5 结论

通过数值模拟对超声速气膜冷却进行了研究, 主要结论如下:

(1) 随着吹风比的增大, 冷却剂的流量提高, 被冷却面下游冷却效果相应提高, 但上游变化不明显;

(2) 吹风比越大, 冷却剂的动量也越大, 这使得冷却剂在一定距离内难以向两侧扩散, 导致上游被冷却面两侧的冷却效果随吹风比的增大反而下降;

(3) 超声速气膜冷却在凹面上效果最好, 这是与低速气膜冷却不同的现象, 在凸面和平面上冷却效果差别较小;

(4) 侧向倾角的引入使得平面上冷却剂的分布变得均匀。

参考文献:

- [1] Aupoix B, Mignosi A, Viala S. Experimental and Numerical Study of Supersonic Film Cooling[J]. AIAA J, 1998, 36(6): 916-923.
- [2] 韩启祥, 何小明, 谈浩元, 等. 超音速射流气膜冷却效果的试验研究 [J]. 南京航空航天大学学报, 1998, 30(5): 24-28.
- [3] 朱惠人, 许都纯, 刘松龄. 气膜孔形状对排孔下游冷却效率的影响[J]. 航空学报, 2002, 23(1): 76-79.
- [4] Yang Xiaobq, Badcockt K J, Richards B E, et al A Numerical Study of Hypersonic Turbulent Film Cooling [R]. AIAA 2005-386.
- [5] Wang Jian, Sun Bing. Numerical Simulation of Supersonic Gaseous Film Cooling [C]. The 11th ISOP, Beijing, 2007.
- [6] 袁锋, 李琰, 竺晓程, 等. 曲面气膜冷却效率的数值模拟及影响因素研究[J]. 动力工程, 2005, 25(sup): 620-624.
- [7] 李军, 董志锐, 林宇震, 等. 多斜孔气膜冷却壁面换热系数实验研究[J]. 推进技术, 2000, 21(5): 45-48.
- [8] 王扬平, 姜培学. 超音速气膜冷却及其受斜激波的影响 [J]. 工程热物理学报, 2007, 28(1): 137-139.
- [9] 阎超. 计算流体力学方法及应用[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2006.
- [10] Takita K, Masuya G. Effects of Combustion and Shock Impingement on Supersonic Film Cooling by Hydrogen[C] //35th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Los Angeles, California, 1999.

(编辑: 王建喜)