

专题——航天动力学环境新技术研究

高超声速飞行器主动式气膜冷却防热技术研究

向树红^{1,2}, 张敏捷^{1,2}, 童靖宇^{1,2}, 李海波², 朱云飞^{1,2}, 杨艳静¹, 崔丽娟¹

(1. 北京卫星环境工程研究所, 北京 100094;

2. 可靠性与环境工程技术重点实验室, 北京 100094)

摘要: 目的 针对未来高超声速飞行器(飞行速度 20 Ma),提出一种主动式气膜冷却防热技术,并计算验证其有效性。**方法** 通过求解三维N-S方程组,采用PARK-1的5组分(N_2 , O_2 , N, O, NO) 17方程有限速率化学反应模型,考虑了真实气体效应;针对典型的钝头体外形,在头部驻点处构造单个气膜冷却微孔,向外喷射冷却气体,计算了飞行马赫数为20、高度在30 km以下的气膜冷却效率。**结果** 与无气膜冷却相比,有气膜冷却时,气膜孔附近等温壁面(300 K)热流密度的最高降幅约90%,冷却气体有效覆盖面积可达到约孔出口面积的10倍。**结论** 气膜冷却在未来高超声速飞行器防热中具有广阔的应用前景。

关键词: 高超声速飞行器; 热环境; 气膜冷却; 计算流体力学

DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2015.03.001

中图分类号: TJ01; V27 **文献标识码:** A

文章编号: 1672-9242(2015)03-0001-07

Research on Active Film Cooling and Heat-proof Scheme for Hypersonic Vehicles

XIANG Shu-hong^{1,2}, ZHANG Min-jie^{1,2}, TONG Jing-yu^{1,2}, LI Hai-bo², ZHU Yun-fei^{1,2},
YANG Yan-jing¹, CUI Li-juan¹

(1. Beijing Institute of Spacecraft Environment Engineering, Beijing 100094, China;

2. Science and Technology on Reliability and Environmental Engineering Laboratory, Beijing 100094, China)

ABSTRACT: **Objective** To put forward a new approach of active thermal protection system termed as film cooling for future hypersonic vehicles (Mach 20 flow) and validate its performance by CFD. **Methods** By solving Reynolds-averaged Navier - Stokes equations, the finite-rate chemical reaction model with Park-I 5 components (N_2 , O_2 , N, O, NO) 17 equations was used to investigate the real gas effect. For the typical blunt body, a numerical study of the effectiveness of film cooling was presented for Mach 20 flow at 30 km, with the special designed micro inject hole located at the stagnation point. **Results** The reduction of heat flux on the isothermal wall (300 K) with film cooling at the vicinity of the hole could be as much as 90% compared to that without film cooling, and the covering area of the coolant flow could be 10 times larger than the out area of the hole. **Conclusion** The study showed promising prospect of film cooling for heat proof of future hypersonic vehicles.

KEY WORDS: hypersonic vehicles; thermal environment; film cooling; CFD

收稿日期: 2015-01-13; 修订日期: 2015-01-20

Received: 2015-01-13; Revised: 2015-01-20

作者简介: 向树红(1963—),男,研究员,博导,长期从事航天器动力学环境工程方面的研究。

Biography: XIANG Shu-hong(1963—), Male, Researcher, Ph.D supervisor, Research focus: spacecraft environment engineering.

高超声速飞行器一般是指飞行马赫数大于5、能在大气层和跨大气层中远程飞行的飞行器,其应用形式包括高超声速有人/无人飞机、空天飞机和返回式航天器等多种飞行器。高超声速飞行器在今后相当长的时间里将是航空航天技术发展的最前沿。另一方面,高超声速飞行器面临的“热障”、“黑障”(等离子体)和“气动光学”效应是世界性的难题^[1-2]。当飞行速度达到20 Ma,高超声速飞行器激波后的气流温度可达约10 000 K(接近太阳表面温度的1.5倍)。飞行器以高马赫数巡航时间长达1000 s,这给飞行器自身的材料和结构都提出了极高的热防护要求。目前采用较多的几种防热手段防热能力有限,并且都不同程度地增加了飞行器质量,同时也使飞行器表面气动结构复杂化。另外,受金属壳体和内部元件使用温度(最高不超过150 ℃)、弹径尺寸等多方限制,现有的被动热防护(防热瓦、碳碳材料、碳硅材料)均已无法完成下一步型号研制的需求。

气膜冷却作为一种有效的主动冷却方式已被广泛地应用于航空燃气涡轮发动机涡轮叶片上,成为航空燃气涡轮发动机高温部件的主要冷却措施之一,其技术应用已非常成熟^[3]。研究气膜冷却的相关文献已近万篇。气膜冷却流动结构复杂,影响因素众多。如何通过优化气膜冷却结构及射流参数,实现使用相对少的冷却气体量来获得相对高的冷却效果(低热流密度),是值得不断探索的研究课题。

超声速流动与亚声速流动本质不同,而高超声速流动更加复杂:激波层很薄,与边界层产生黏性干扰,高温空气导致强烈的化学反应及电离效应,而射流又会使得流动结构更加复杂。因此,针对高超声速飞行器的气膜冷却的研究极为困难,不能简单地将低速气膜冷却中已有的结论照搬过来。

目前针对高超声速飞行器的气膜防热的研究不多,所针对的来流速度不超过10 Ma^[4-6]。为了减小计算难度,气膜孔多分布在非驻点区域^[7](这恰恰是舍本逐末的,因为飞行器热环境最严苛区域为头驻点区域)。气膜孔为简单的圆柱直孔^[8],冷却效率相比异型孔较低。

笔者针对未来高超声速飞行器,提出了一种主动式气膜冷却防热技术,并采用数值模拟手段(CFD),计算了高超飞行器的气膜冷却效率,验证了气膜冷却技术应用于高超声速飞行器的可行性。

1 理论基础

高超声速飞行器在大气层飞行时,气流受到头

部的强烈压缩,会在头部形成弓形脱体激波。在此飞行条件下,飞行器大量动能耗散,转化为热能,使得飞行器周围流体产生很高的温度,本体周围的气体也由于黏性阻滞作用,产生严重的气动加热,从而形成高温高焓流场。此时流场内部区域多组元气体将发生分子振动能量激发、离解、电离、复合和光化学反应等一系列复杂的物理化学过程。这些现象会影响气体热力学特性,使得气体偏离完全气体的特性。

1.1 高超声速黏性流动控制方程

直角坐标系下,包含化学反应源项的三维守恒型Navier-Stokes方程组如下^[9]:

$$\frac{\partial \mathbf{U}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{E}}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial y} + \frac{\partial \mathbf{G}}{\partial z} = \frac{\partial \mathbf{E}_v}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{F}_v}{\partial y} + \frac{\partial \mathbf{G}_v}{\partial z} + \mathbf{S} \quad (1)$$

式中: $\mathbf{U}$ 为守恒状态变量向量; $\mathbf{E}, \mathbf{F}, \mathbf{G}$ 为对流项向量; $\mathbf{E}_v, \mathbf{F}_v$ 与 $\mathbf{G}_v$ 为黏性项向量; $\mathbf{S}$ 为化学反应源项。

$$\mathbf{U} = \begin{bmatrix} \rho_s \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ E_t \end{bmatrix}, \quad \mathbf{E} = \begin{bmatrix} \rho_s u \\ \rho u^2 + p \\ \rho uv \\ \rho uw \\ (E_t + p)u \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{E}_v = \begin{bmatrix} \rho D_s \frac{\partial c_s}{\partial x} \\ \tau_{xx} \\ \tau_{xy} \\ \tau_{xz} \\ u\tau_{xx} + v\tau_{xy} + w\tau_{xz} + \lambda \frac{\partial T}{\partial x} + \rho \sum_{s=1}^{NS} D_s h_s \frac{\partial c_s}{\partial x} \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{S} = \begin{bmatrix} \dot{\omega}_s \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}$$

$\mathbf{F}, \mathbf{G}$ 与 $\mathbf{E}$ 表达式相似; $\mathbf{F}_v, \mathbf{G}_v$ 与 $\mathbf{E}_v$ 表达式相似。其中: p, ρ, T 分别为混合气体压强、密度及温度; ρ_s, h_s, c_s, D_s 为气体各组分密度、焓、质量分数、扩散系数; u, v, w 为气体速度分量; E_t 为单位体积气体总能量; τ_{xx}, τ_{xy} 等为应力张量。

$$\tau_{xy} = \tau_{yx} = \mu \left(\frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y} \right)$$

$$\tau_{yz} = \tau_{zy} = \mu \left(\frac{\partial w}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial z} \right)$$

$$\tau_{zx} = \tau_{xz} = \mu \left(\frac{\partial u}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial x} \right)$$
$$\tau_{xx} = \lambda (\nabla \cdot v) + 2\mu \frac{\partial u}{\partial x}$$
$$\tau_{yy} = \lambda (\nabla \cdot v) + 2\mu \frac{\partial v}{\partial y}$$
$$\tau_{zz} = \lambda (\nabla \cdot v) + 2\mu \frac{\partial w}{\partial z}$$

1.2 化学反应机理

1.2.1 基元反应

一个化学反应的发生一般由多步基元反应组成。基元反应定义为由反应物一步生成相应产物的化学反应。假设文中研究的化学反应由 K 个基元反应组成,代表第 s 个组元,则系统总体化学反应方程式可以写为:

$$\sum_{s=1}^n v'_{sk} M_s \leftrightarrow \sum_{s=1}^n v''_{sk} M_s, \quad k=1,2,\cdots,K \tag{2}$$

式中: v'_{sk} 和 v''_{sk} 分别为第 k 步基元反应中反应物和生成物的化学当量系数。

1.2.2 化学反应速率

前向化学反应速率由 Arrhenius 公式求出,反应速率是温度的函数,逆向反应速率采用平衡常数求出:

$$K_f = C_1 T^\eta e^{-\varepsilon_0/kT}, K_b = \frac{K_f}{K_{eq}} \tag{3}$$

C_1 , η 和 $\frac{-\varepsilon_0}{k}$ 为通过实验数据拟合出来的系数。该化学反应还包括一个第三体(M)及其效率。第三体又可称为碰撞体,起能量传递作用。

文中化学反应采用 PARK-I 的 5 组分 17 步反应模型^[10]。PARK-I 模型是用来模拟不考虑电离的空气离解反应的通用格式之一,包括 5 种组分(N_2, O_2, N, O, NO)、17 步基元反应,化学反应速率遵守 Arrhenius 公式。具体参数见表 1。

表 1 Park-1 化学反应模型
Table 1 Park-1 reaction scheme for air

反应类型	反应方程	第三体 M	频率因子 C_1	第三体效率	温度因子 η	反应活化能- ε_0/k
离解	$O_2+M \leftrightarrow 2O+M$	N	8.25×10^{16}	3.0	-1.00	59 500
		N ₂	2.75×10^{16}	1.0	-1.00	59 500
		O	8.25×10^{16}	3.0	-1.00	59 500
		O ₂	2.75×10^{16}	1.0	-1.00	59 500
		NO	2.75×10^{16}	1.0	-1.00	59 500
离解	$N_2+M \leftrightarrow 2N+M$	N	1.11×10^{19}	3.0	-1.60	113 200
		N ₂	3.70×10^{18}	1.0	-1.60	113 200
		O	1.11×10^{19}	3.0	-1.60	113 200
		O ₂	3.70×10^{18}	1.0	-1.60	113 200
		NO	3.70×10^{18}	1.0	-1.60	113 200
离解	$NO+M \leftrightarrow N+O+M$	N	4.60×10^{14}	2.0	-0.50	77 500
		N ₂	2.30×10^{14}	1.0	-0.50	77 500
		O	4.60×10^{14}	2.0	-0.50	77 500
		O ₂	2.30×10^{14}	1.0	-0.50	77 500
		NO	2.30×10^{14}	1.0	-0.50	77 500
中性交换	$NO+O \leftrightarrow N+O_2$	—	2.16×10^5	—	1.29	19 220
中性交换	$O+N_2 \leftrightarrow N+NO$	—	3.18×10^{10}	—	0.10	37 700

2 CFD 计算程序验证

为验证 CFD 程序的正确性,选取 NASA TN D-5450 报告^[11]中的实验模型,利用 CFD 程序进行仿真计算。此报告对球头锥进行了详细研究和大量试验,试验数据可靠。

2.1 计算模型

计算模型为如图 1 所示的球头锥模型。模型半锥角 $\theta_c=15^\circ$ 。取实验中的 4 个典型工况 (Case 1, 2, 3, 4), 各工况中来流马赫数 $Ma_\infty=10.6$, 速度 $v=1461.92$ m/s, 温度 $T_\infty=47.34$ K, 壁面温度 $T_w=294.44$ K。Case1/2 几何模型头部半径为 0.008 525 m,

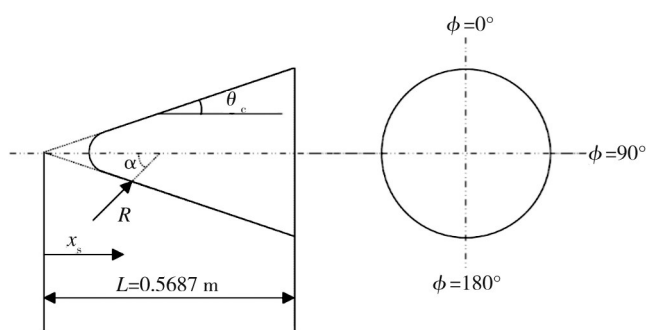


图1 几何模型-球头锥

Fig.1 Geometry model-cone

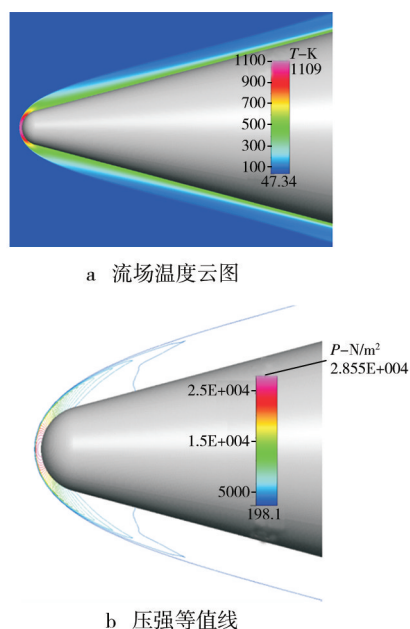
自由来流压强为 132.06 Pa, Case 3/4 几何模型头部半径为 0.027 94 m, 自由来流压强为 198.09 Pa。Case 1/3 攻角为 0° , Case 2/4 攻角为 20° 。

为节省计算资源,取模型的一半进行计算。利用 ICEM 划分结构网格,在近壁面处对网格进行了适当的加密,近壁面法向第一层网格高度为 0.001 mm。网格数量分别为 702 108 个 (Case1/2) 和 458 370 个 (Case3/4)。

根据实验条件,使用层流模型进行计算。通量分裂格式使用 Van Leer's FVS 格式,通量限制器为 Osher-C(L)。

2.2 计算结果

Case 3 中温度云图和头部附近等压强线如图 2 所示。



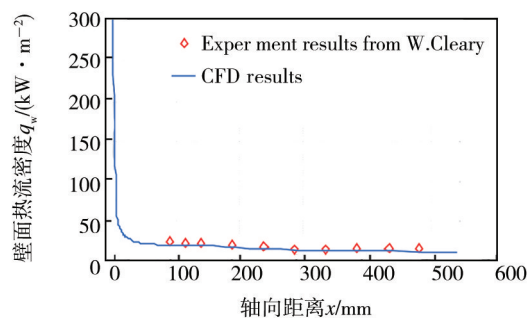
a 流场温度云图

b 压强等值线

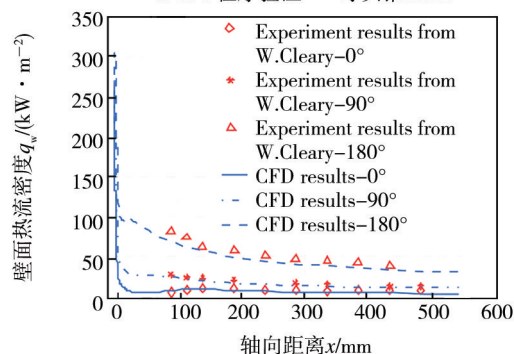
图2 Case 3 流场温度云图和压强等值线图

Fig.2 Contour of field temperature and pressure for case 3

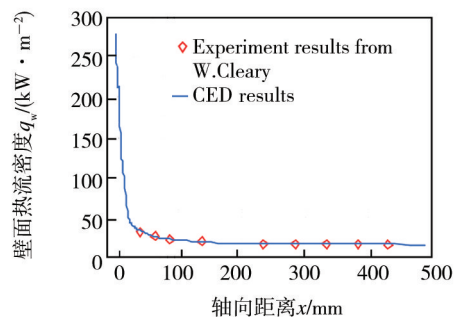
四种工况下壁面热流密度计算结果与实验数据的对比如图 3 所示。整体来看,计算结果与实验数据吻合得非常好;个别情况下,当计算带有攻角的工况 (Case 2/4) 时,迎风面计算结果略微偏低。这可能是由于有攻角时迎风面流动出现分离,而层流模型导致计算结果略微偏低。



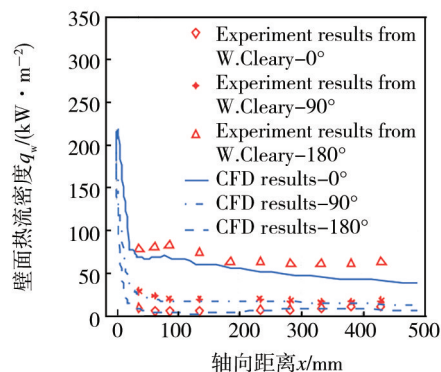
a CFD程序验证——球头锥Case1



b CFD程序验证——球头锥Case2



c CFD程序验证——球头锥Case3



d CFD程序验证——球头锥Case4

图3 计算结果与实验数据对比

Fig.3 Comparison between CFD results and experimental data

3 气膜冷却

高超声速飞行器面临的热力环境极其恶劣,现有的热防护技术防护能力有限,难以满足未来高超声速飞行器(20 Ma)的防热要求(可承受极高热流密度、持续较长时间、可重复使用),目前针对高超声速飞行器防热系统的设计思想及发展趋势是从全部被动式防热逐步走向在局部高温区采用主动防热技术。为此,将航空发动机中广泛应用的主动式气膜冷却技术应用到高超声速飞行器防热中。

3.1 计算条件

首先计算无气膜冷却时的流场。由于考虑真实气体效应时计算量非常大,为尽量减少计算资源的消耗,节省计算时间,同时保证计算精度,截取球头锥前半部分长为0.10 m的部分重新划分流场网格进行计算,并在初步计算的基础上将流场区域划分得尽量小,所得最终网格数量为105 612;在壁面附近对网格进行加密,近壁面法向第一层网格高度为0.002 mm。

然后计算单孔气膜冷却时的流场。计算主体几何外形与第二章中所述相同,不同的是在球头驻点处构造入口直径2 mm、长10 mm的渐扩异型孔,向外喷射冷却工质(空气)。具体几何尺寸如图4所示。

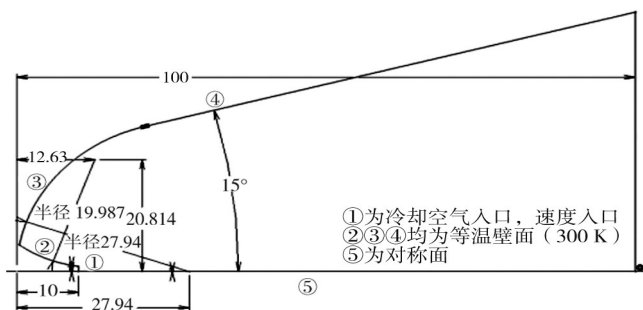


图4 气膜孔几何尺寸(mm)

Fig.4 Geometry of the hole(mm)

为了精确捕捉射流孔附近的流动特征,在射流孔附近及近壁面处对网格进行手动加密,近壁面法向第一层网格高度为0.002 mm,最终网格数量为776 556,如图5所示。

计算的自由来流条件为20 Ma,取30 km高度处的大气值,压强 $P_{\infty}=1185.5$ Pa,温度 $T_{\infty}=231.24$ K。射流入口使用速度入口边界条件:保持总压和总温不变,入口静压3 MPa,入口速度200 m/s(当地马赫数约为1),温度壁面为等温壁面(300 K)。湍流模型为

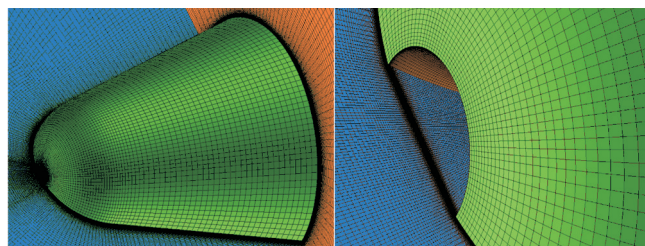


图5 气膜孔附近网格

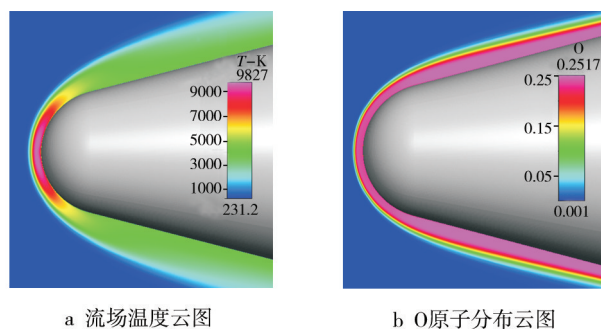
Fig.5 CFD grid of the hole

Menter SST模型^[12]。该湍流模型结合了 $k-\varepsilon$ 模型和 $k-\omega$ 模型,在近壁面处采用 $k-\omega$ 模型,远离壁面处采用 $k-\varepsilon$ 模型,避免了 $k-\omega$ 湍流模型对于自由来流湍流度的敏感性,同时,对逆压梯度和分离流动模拟的效果较好。化学反应模型采用PARK 5组分(N_2, O_2, N, O, NO)17反应方程化学模型。

3.2 计算结果

经过反复迭代后计算,计算结果趋于稳定。收敛准则为 10^{-3} ,监测点的各变量(密度,速度,温度)无变化,计算结果收敛。

由图6可以看出:随着流动速度的增大,激波后气体温度急剧升高,马赫数为20时可达9827 K,约为太阳表面温度(6000 K)的1.5倍;化学反应效应非常明显,O原子质量分数最高可达25.17%,氧气分子全部离解。值得一提的是,由于使用Roe通量格式,计算结果出现了所谓的“红玉”现象(carburetor)^[13],关于这个问题的讨论不属于文中所研究的范围。



a 流场温度云图

b O原子分布云图

图6 $Ma=20$ 无气膜冷却时流场温度及O原子质量分数云图

Fig.6 Contour of field temperature and mass fraction of O atom at Mach 20 without film cooling

图7为有射流时流场温度云图。射流流场结构非常复杂。由于在喷口附近的膨胀波的过度膨胀,在射流出口处形成悬挂的马赫盘。射流通过马赫盘后与主流接触,形成弓形激波。由于射流的作用,弓形激

波扭曲变形并远离钝体头部,射流在主流的作用下又附着在物体表面上,剪切作用在喷口附近形成低压回流区。由于冷却气流与主流的掺混换热作用,主流最高温度下降到7047 K。孔口附近的流场包含了激波、马赫盘、剪切层、回流区、激波-激波干扰、激波边界层干扰等流动现象。数值模拟结果精确捕捉了气膜冷却射流流场结构,也与低马赫数下气膜冷却的规律一致^[14-17]。

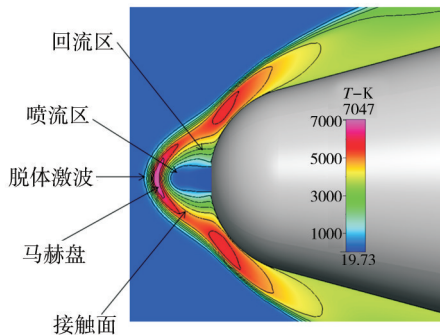
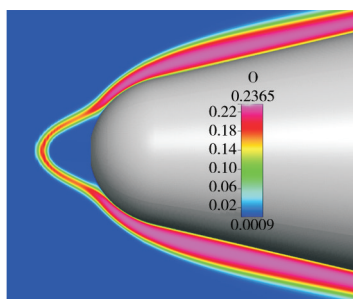


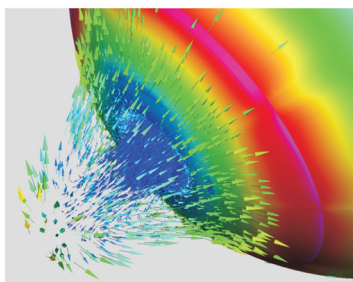
图7 有气膜冷却时流场温度云图

Fig.7 Contour of field temperature with film cooling

图8a为O原子分布云图,在孔口附近相当大的区域内,气流温度较低,导致氧气分子未离解,O原子含量较低。图8b为射流孔附近速度矢量图,壁面为热流密度分布云图,可清晰地看出孔口附近的涡系结构。单个气膜孔有效冷却覆盖面积约为出口孔面积的10倍。



a O原子质量分数云图



b 气膜孔口附近速度矢量

图8 有气膜冷却时O原子质量分数云图及气膜孔口附近速度矢量

Fig.8 Contour of fraction of O with film cooling and vector plot of the flow in the vicinity of the hole

图9给出了无气膜冷却和有气膜冷却时的壁面热流密度分布。在孔口附近,由于冷却气流紧贴壁面,热流密度非常低,相比无气膜冷却时,最高降幅达到约90%,冷却效果非常理想;随着距孔口距离增加,下游壁面热流密度增加,在距离孔中心约2倍出口直径(约10 mm)处,热流密度达到最大值,且与无气膜冷却时相同位置的热流密度相同。再下游处,热流密度与无气膜冷却时热流密度相同。

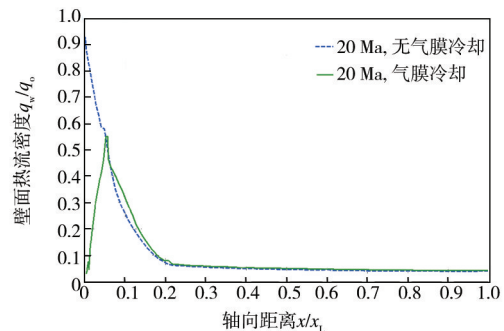


图9 有气膜冷却和无气膜冷却时壁面热流密度分布

Fig.9 Comparison of heat flux distribution on the wall with and without film cooling

另一方面,可以想象,若在热流密度最大值处再加上一个射流孔,壁面热流密度将进一步降低,这也为后续研究提供了思路。

4 结语

文中针对未来高超声速飞行器,提出了一种主动式气膜防热技术,并从计算流体力学的角度,研究了单个异型孔的气膜冷却效果。结果表明,对于高超声速飞行器,气膜冷却效果较好,主动式气膜冷却技术具有非常广阔的应用前景。

已有的关于低速气膜冷却的研究表明,影响气膜冷却效果的因素众多,包括单个气膜孔的几何结构(气膜孔形状及孔长度、孔径等)、气膜孔的喷射角度(包括流向倾角即冷气流射出方向与被冷却壁面切向的夹角和侧向倾角)、气膜孔排列方式(孔间距、孔排距、孔排数、孔的排列方式)、气膜射流参数及主流参数(主流速度、吹风比、射流与主流的密度比、动量比、喷射压力损失、压力梯度、主流湍流度和气膜孔上游的主流边界层厚度等)及其他影响参数(冷却工质、壁面形状、表面曲率、表面粗糙度等)。另一方面,对于主动冷却,还应考虑热应力、断裂刚度、冷却剂、工艺(无泄漏、无通道堵塞)、系统的相容性等。设计和制造主动冷却结构存在一定的困难,因为从表面到冷却

通道之间存在剧烈的温度变化使得热应力很大,同时冷却剂需要很高的运行压力。主动冷却结构还要解决许多设计、工艺和使用问题,包括提高防止产生故障的能力、验证有无泄漏和保证轻质冷却系统的寿命(包括重新填装冷却剂和维持压力等)。

进一步的工作可在如下几个方面进行。

1) 首先对单孔射流进行优化设计,调整射流出口压力、速度,寻找最佳射流参数;对射流孔的形状进行优化设计,提高冷却效率。

2) 对多孔射流进行研究,研究射流相互之间的影响;通过在壁面合适的位置布置经过特殊设计的射流异型孔,使得冷却气流均匀覆盖整个飞行器表面,从而达到较为理想的热防护效果。

3) 对气膜冷却结构性能进行分析设计,使得布置气膜孔后,结构满足强度要求。

4) 结合飞行器结构尺寸限制以及流体力学、结构强度设计、工艺等要求,对气膜冷却进行系统综合设计,形成了一套工程上可行的、适用于高超声速飞行器的气膜冷却系统。

对于高超声速飞行器气膜冷却技术,还需做大量的研究工作。这项技术一旦发展成熟并付诸工程应用,能使得高超声速飞行器技术取得突破性进展。

参考文献:

- [1] 向树红,荣克林,黄讯,等. 航天产品环境试验技术体系现状分析与发展建议[J]. 航天器环境工程, 2013, 30(3): 269—274.
XIANG Shu-hong, RONG Ke-lin, HUANG Xun, et al. The Technical System of Environmental Tests for Spacecraft Products[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2013, 30(3): 269—274.
- [2] 童靖宇,向树红. 临近空间环境及环境试验[J]. 装备环境工程, 2012, 9(3): 1—4.
TONG Jing-yu, XIANG Shu-hong. Near Space Environment and Environment Tests[J]. Equipment Environmental Engineering, 2012, 9(3): 1—4.
- [3] BUNKER R S. A Review of Shaped Hole Turbine Film-cooling Technology[J]. Journal of Heat Transfer, 2005, 127: 441—453.
- [4] PUDSEY A S, BOYCE R R, WHEATLEY V. Hypersonic Viscous Drag Reduction via Multiporthole Injector Arrays[J]. Journal of Propulsion and Power, 2013, 29(5): 1087—1096.
- [5] HEUFER K A, OLIVIER H. Film Cooling of an Inclined Flat Plate in Hypersonic Flow[C]// 14th AIAA/AHI Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. America: AIAA, 2006: 8067.
- [6] HEUFER K A, OLIVIER H. Experimental and Numerical Study of Cooling Gas Injection in Laminar Supersonic Flow[J]. AIAA JOURNAL, 2008, 46(11): 2741—2751.
- [7] KIM S I, HASSAN I. Numerical Study of Film Cooling Scheme on a Blunt-nosed Body in Hypersonic Flow[J]. Journal of Thermal Science and Engineering Applications, 2011, 3(044501): 1—7.
- [8] JOSEPH J, SHINE S R. Coolant Gas Injection on a Blunt-nosed Re-entry Vehicle[C]// Proceedings of the ASME 2013 Gas Turbine India Conference. India, 2013.
- [9] ANDERSON J D. Hypersonic and High-temperature Gas Dynamics[M]. America: AIAA Education Series, 2006.
- [10] PARK C. On Convergence of Computation of Chemically Reacting Flows[C]// 23rd AIAA Aerospace Sciences Meeting. America: AIAA, 1985.
- [11] CLEARY J W. Effects of Angle of Attack and Bluntness on Laminar Heating-rate Distributions of a Cone at a Mach Number of 10.6, Nasa tnd-5450[R]. 1969.
- [12] MENTER F R. Two-equation Eddy-viscosity Turbulence Models for Engineering Applications[J]. AIAA Journal, 1994, 32(8): 1598—1605.
- [13] QUIRK J. A Contribution to the Great Riemann Solver Debate[R]. Springfield: NASA Langley Research Center, 1992.
- [14] MEYER B, NELSON H F, RIGGINS D W. Hypersonic Drag and Heat-transfer Reduction Using a Forward-facing Jet[J]. Journal of Aircraft, 2001, 38(4): 680—686.
- [15] RONG Yi-sheng. Reduction Research in Supersonic Flow With Opposing Jet[J]. Acta Astronautica, 2013, 91: 1—7.
- [16] HAYASHI K, ASO S, TANI Y. Experimental Study on Thermal Protection System by Opposing Jet in Supersonic Flow[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2006, 43(1): 233—235.
- [17] 何琨,陈坚强,董维中. 逆向喷流流场模态分析及减阻特性研究[J]. 力学学报, 2006, 38(4): 438—445.
HE Kun, CHEN Jian-qiang, DONG Wei-zhong. Penetration Mode and Drag Reduction Research in Hypersonic Flows Using a Counter Flow Jet[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2006, 38(4): 438—445.