

高超声速飞行器主动气膜冷却热防护 数值仿真研究

郭春海¹, 张文武¹, 向树红², 张敏捷², 童靖宇²

(1. 中国科学院 宁波材料技术与工程研究所, 宁波 315201;

2. 北京卫星环境工程研究所 可靠性与环境工程技术重点实验室, 北京 100094)

摘要: 为研究高超声速飞行器头部全覆盖保护情况下的气动热分布特征, 文章提出一种微孔射流的主动气膜热防护方案, 并对射流微孔分布进行优化; 通过数值求解 N-S 方程, 得到高超声速飞行器头部的驻点压力及表面、附近温度分布。研究表明, 在主动气膜冷却热防护下, 高超声速飞行器壁面温度可以降低到 1000 K 以下。该方案可为未来高超声速飞行器的外壳设计提供参考。

关键词: 高超声速; 微孔射流; 气膜冷却; 数值模拟

中图分类号: O355

文献标志码: A

文章编号: 1673-1379(2017)02-0132-06

DOI: 10.3969/j.issn.1673-1379.2017.02.004

Numerical simulation of hypersonic vehicle thermal protection with active film cooling

GUO Chunhai¹, ZHANG Wenwu¹, XIANG Shuhong², ZHANG Minjie², TONG Jingyu²

(1. Ningbo Institute of Materials Technology and Engineering, Chinese Academy of Sciences, Ningbo 315201, China;

2. Science and Technology on Reliability and Environmental Engineering Laboratory,

Beijing Institute of Spacecraft Environment Engineering, Beijing 100094, China)

Abstract: For studying the thermal distribution on the hypersonic vehicle head in the case of full cover protection, this paper proposes a thermal protection scheme with the active film cooling based on micro jet, and an optimization of the distribution of the film holes. By solving the Navier-Stokes equations, the hypersonic stagnation pressure and the surface temperature distribution of the vehicle front are obtained. It is shown that the temperature at the wall of the hypersonic vehicle could be below 1000 K under the active thermal protection. This scheme provides a new idea for the future hypersonic vehicle design.

Key words: hypersonic; micro jet; film-cooling; numerical simulation

收稿日期: 2016-10-24; 修回日期: 2017-03-05

基金项目: 可靠性与环境工程技术重点实验室开放基金; 宁波市自然科学基金(编号: 2015A610102; 2015A610105)

引用格式: 郭春海, 张文武, 向树红, 等. 高超声速飞行器主动气膜冷却热防护数值仿真研究[J]. 航天器环境工程, 2017, 34(2): 132-137

GUO C H, ZHANG W W, XIANG S H, et al. Numerical simulation of hypersonic vehicle thermal protection with active film cooling[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2017, 34(2): 132-137

0 引言

高超声速一般指流动或飞行的速度超过 5 倍声速,即 $Ma > 5$ 。高超声速飞行将产生剧烈的气动激波摩擦生热,严重情况下,会产生万度以上高温等离子体^[1]。因此,对高超声速飞行器进行充分的热防护是十分必要的。

热防护是高超声速飞行器的关键技术,国内外学者进行了许多研究工作。1921 年 Hartmann 等^[2]提出了在高超声速飞行器的头部加工小孔以产生声波并改变激波频率。1959 年 Burbank 等^[3]首先将头部加工小孔的方法应用到了高超声速飞行器的热防护上。Engblom 等^[4]研究了微孔的直径与深度之比为 0.75 和 2 的飞行器正向微孔附近的热流分布和压力分布。Yuceil 等^[5]利用红外摄像仪研究了大直径浅腔周围的温度分布,发现在浅腔周围形成一个冷却环,其温度明显低于飞行器球形鼻锥的表面温度。Siltond 等^[6]研究了前部空腔的几何结构对高超声速飞行器烧蚀情况的影响,研究表明对于固定的鼻锥,空腔深径比为 4 时,空腔形成的低温保护作用较好。Saravanan 等^[7]用数值模拟方法研究了前部空腔对热传导及空气动力学系数的影响,模拟结果与实验结果吻合。向树红等^[8]用数值仿真方法研究了头部一个单孔的气膜热防护情况。

尽管很多学者对气膜冷却这种方式进行了研究,但针对马赫数很大的飞行器的不多。部分学者研究了飞行器头部单孔的情况,但没有研究对飞行器头部全覆盖保护的情况。基于高超声速飞行器头部气动热分布特征,本文给出了一种较小直径多孔的气膜冷却方案:在高超声速飞行器头部的腔体内部设置冷源,腔体壁面上设置若干微孔;在驱动力作用下冷源从小孔喷射出来,在腔体外表面形成全覆盖气膜。本文对气膜冷却过程进行了数值模拟及优化,研究结果表明该种气膜冷却方案能在高超声速飞行器的头部有效地形成一层低温膜,减轻了飞行器头部的烧蚀。

1 数值方法

1.1 控制方程与计算方法

经坐标变换后,三维非定常可压缩流的 N-S 方程形式为^[9-10]

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial F}{\partial \xi} + \frac{\partial G}{\partial \eta} + \frac{\partial H}{\partial \zeta} = \frac{1}{Re} \left(\frac{\partial F_V}{\partial \xi} + \frac{\partial G_V}{\partial \eta} + \frac{\partial H_V}{\partial \zeta} \right) \quad (1)$$

具有二阶时间精度的三层隐式格式为

$$\frac{3Q_{ijk}^{n+1} - 4Q_{ijk}^n + Q_{ijk}^{n-1}}{2\Delta t} + \left(\frac{\partial F}{\partial \xi} + \frac{\partial G}{\partial \eta} + \frac{\partial H}{\partial \zeta} \right)_{ijk}^{n+1} = \frac{1}{Re} \left(\frac{\partial F_V}{\partial \xi} + \frac{\partial G_V}{\partial \eta} + \frac{\partial H_V}{\partial \zeta} \right)_{ijk}^{n+1} \quad (2)$$

对于非定常流,本文采用二阶精度,将上述隐式格式看成是关于 Q_{ijk}^{n+1} 的非线性方程组

$$R(Q_{ijk}^{n+1}) = 0 \quad (3)$$

式中:

$$R(Q_{ijk}^{n+1}) = \frac{3Q_{ijk}^{n+1} - 4Q_{ijk}^n + Q_{ijk}^{n-1}}{2} + \Delta t \left(\frac{\partial F}{\partial \xi} + \frac{\partial G}{\partial \eta} + \frac{\partial H}{\partial \zeta} \right)_{ijk}^{n+1} - \frac{\Delta t}{Re} \left(\frac{\partial F_V}{\partial \xi} + \frac{\partial G_V}{\partial \eta} + \frac{\partial H_V}{\partial \zeta} \right)_{ijk}^{n+1} \quad (4)$$

为求解大规模非线性方程组,本文采用双时间迭代方法,引入伪时间变量 τ , 考虑方程组

$$\frac{dQ_{ijk}^{n+1}}{d\tau} + R(Q_{ijk}^{n+1}) = 0 \quad (5)$$

当 $\tau \rightarrow +\infty$ 时,方程组(5)的解趋于定常,就有 $dQ_{ijk}^{n+1}/d\tau \rightarrow 0$ 。这表明方程组(5)的定常解就是方程组(3)的解。故通过伪时间推进求得方程组(5)的定常解,就可以得到 Q_{ijk}^{n+1} 的值。用 $Q_{ijk}^{(m)}$ 表示 Q_{ijk}^{n+1} 的第 m 次推进迭代的解,则相应的 LU 分解算法为

$$\begin{cases} (N+L)\Delta Q_{ijk}^* = R_{ijk}^{(m)} \\ (N+U)\Delta Q_{ijk}^{(m)} = N\Delta Q_{ijk}^* \end{cases}$$

即

$$\begin{cases} \Delta Q_{ijk}^* = N^{-1}(R_{ijk}^{(m)} - L\Delta Q_{ijk}^*) \\ \Delta Q_{ijk}^{(m)} = \Delta Q_{ijk}^* - N^{-1}U\Delta Q_{ijk}^{(m)} \end{cases} \quad (6)$$

其中: $\Delta Q_{ijk}^{(m)} = Q_{ijk}^{(m+1)} - Q_{ijk}^{(m)}$ 为伪时间增量;

$$R_{ijk}^{(m)} = -\frac{3Q_{ijk}^{(m)} - 4Q_{ijk}^n + Q_{ijk}^{n-1}}{2} + \Delta t \left(\frac{\partial F}{\partial \xi} + \frac{\partial G}{\partial \eta} + \frac{\partial H}{\partial \zeta} \right)_{ijk}^{(m)} - \frac{\Delta t}{Re} \left(\frac{\partial F_V}{\partial \xi} + \frac{\partial G_V}{\partial \eta} + \frac{\partial H_V}{\partial \zeta} \right)_{ijk}^{(m)}$$

计算中,取当地伪时间步长为

$$(\Delta\tau)_{ijk}^{(m)} = CFL \cdot \frac{\min(\Delta\xi, \Delta\eta, \Delta\zeta)}{\Delta t [\rho(A^{(m)}) + \rho(B^{(m)}) + \rho(C^{(m)})]_{ijk} + \frac{3}{2}}$$

取公共伪时间步长为 $\Delta\tau = \min_{i,j,k} \{(\Delta\tau)_{ijk}^{(m)}\}$ 。

1.2 边界条件

1) 根据 Stefan-Boltzmann 定律, 辐射壁面的边界条件为

$$q_w = \varepsilon\sigma T_w^4 \quad (7)$$

其中: ε 为表面材料的发射率; $\sigma=5.6697 \times 10^{-8} \text{ W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K}^4)$, 为 Stefan-Boltzmann 常量。

根据热传导的 Fourier 定律, 壁面热流为

$$q_w = -k \frac{\partial T_w}{\partial n} \quad (8)$$

故可知, 辐射壁面的温度边界条件为 $-k \frac{\partial T_w}{\partial n} = \varepsilon\sigma T_w^4$ 。

2) 依据黏性流动特性, 将壁面来流速度边界条件定为 $u=v=w=0$ 。

3) 来流的壁面压力-壁面法向动量方程为

$$p_w = \frac{1}{3} [(4p_{w+1} - p_{w+2}) + \frac{(\text{grad } \xi \cdot \text{grad } \eta) \Delta \eta}{(\text{grad } \eta \cdot \text{grad } \eta) \Delta \xi} \frac{p_{i+1} - p_{i-1}}{2} + \frac{(\text{grad } \zeta \cdot \text{grad } \eta) \Delta \eta}{(\text{grad } \eta \cdot \text{grad } \eta) \Delta \zeta} \frac{p_{k+1} - p_{k-1}}{2}] \quad (9)$$

4) 在确定来流的壁面温度和压力后, 其壁面密度可由状态方程 $p=\rho RT$ 确定。

5) 另外, 在远场采用自由流条件, 出口采用外推边界条件。

微孔射流入口边界为入口压力 p_{in} , 由计算所得驻点的最大压力 p_{max} 决定, 即 $p_{in} > p_{max}$ 。其中 p_{max} 为没有射流情况下驻点的最大压力。

2 模型与计算网格

球头在现代高超声速飞行器中有着广泛的代表意义, 本文以飞行器头罩为研究对象, 其示意图如图 1 所示, 头罩结构尺寸为长度 $L=100 \text{ mm}$, 球状半径 $R=30 \text{ mm}$, 母线与球所成角度 $\beta=9^\circ$ 。

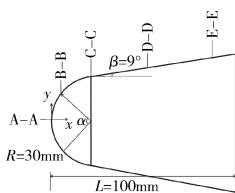


图 1 飞行器头罩示意图

Fig. 1 The schematic diagram of the vehicle head

首先模拟飞行器头罩无微孔射流的高超声速气动热流场, 并与文献^[11]中的实验结果进行比较, 验证求解过程的合理性。在此基础上, 模拟有微孔射流时的气动热流分布, 同时考虑到微孔对飞行器结构的影响及加工微孔效率等因素, 对飞行器头罩微孔的分布进行优化。由于飞行器模型的对称性, 可以建立二维数学模型, 以降低计算复杂度。计算时采用结构网格建模, 壁面附近适当加密, 如图 2 所示。计算区域为 100 mm 长的飞行器前部区域, 400 mm 长的尾部区域, 纵向长度 400 mm ; 其中微孔直径 0.5 mm , 孔深 1 mm , 孔等间距分布, 间距 1 mm 。其中, 模型(a)为头罩无微孔射流时的网格分布, 模型(b)、(c)、(d)分别为微孔分布区域所对应的头部圆心角 α 为 90° 、 60° 及 30° 时的网格分布。

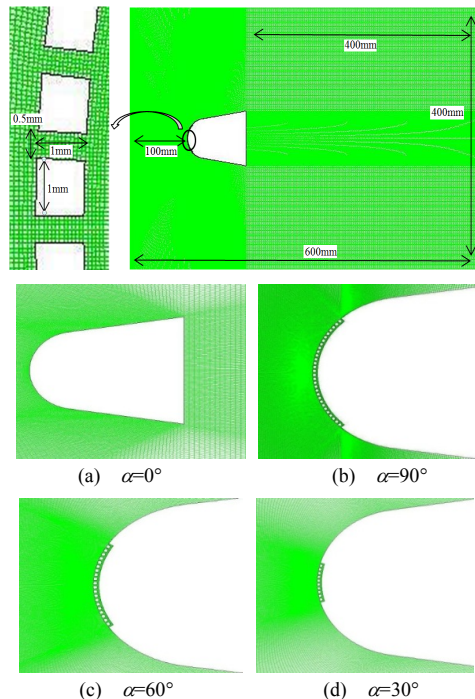


图 2 计算模型网格

Fig. 2 The mesh of computational model

3 计算结果分析

本文重点分析了低温气膜防护下飞行器头罩的温度场, 在分析过程中忽略高温气体化学反应的影响。为了验证仿真求解结果的合理性, 根据文献中已有实验数据并结合相应条件进行了仿真, 与美国航空航天局高超声速飞行器 X33 的实验结果进行比较^[11], 见图 3。其计算条件为: 来流气体为标准大气, 其压力为标准大气压, 速度为 5 倍声速, 初始温度为 273 K 。

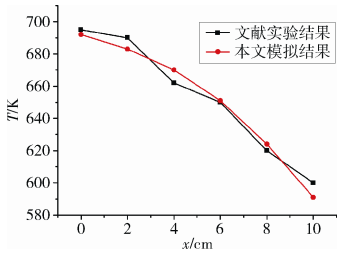


图 3 温度分布模拟值与 X33 实验值比较
 Fig. 3 The temperature distribution comparison between simulated and experimental values of X33 vehicle

图 3 中纵坐标表示飞行器表面温度; 横坐标表示从飞行器头部向尾部方向的距离。可以看出, 总体上仿真结果与实验结果较为一致, 在飞行器头罩的温度分布上两者有一定差异, 这是因为在高超声速飞行过程中, 头罩会产生复杂的电离、化学效应, 而这部分因素在仿真过程中被忽略了。

在上述验证的基础上, 又进行了数值模拟, 计算参数如下: 飞行高度 $H=50\text{ km}$, 来流气体压力 $p_\infty=87.86\text{ Pa}$, 来流 $Ma=15$, 初始温度 $T_\infty=282.7\text{ K}$, 微孔射流气体初始温度 $T_{in}=100\text{ K}$ 。图 4 为无微孔射流时飞行器周围气体的压力、速度和温度分布云图。

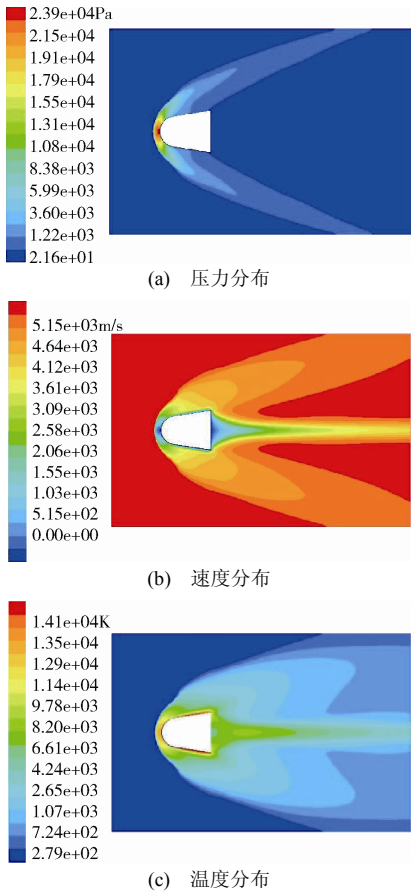


图 4 无微孔射流时飞行器周围气体的压力、速度和温度分布
 Fig. 4 Pressure, velocity and temperature contours in case of no micro-jet

由图 4 可见, 由于来流的攻角为 0° , 流场分布上下对称, 在驻点处的最大压力为 23.9 kPa , 而受黏性作用影响, 飞行器壁面附近来流速度为 0 , 导致了壁面上的温度很高, 在驻点处温度最高达到 14 000 K 左右。

基于此计算结果, 模拟微孔射流情况下的流场分布, 设定微孔射流的入口压力 $p_{in}=25.1\text{ kPa}$ 。图 5~图 7 分别为有微孔射流时, 3 种微孔分布情况下飞行器周围气体的压力、速度和温度分布云图。

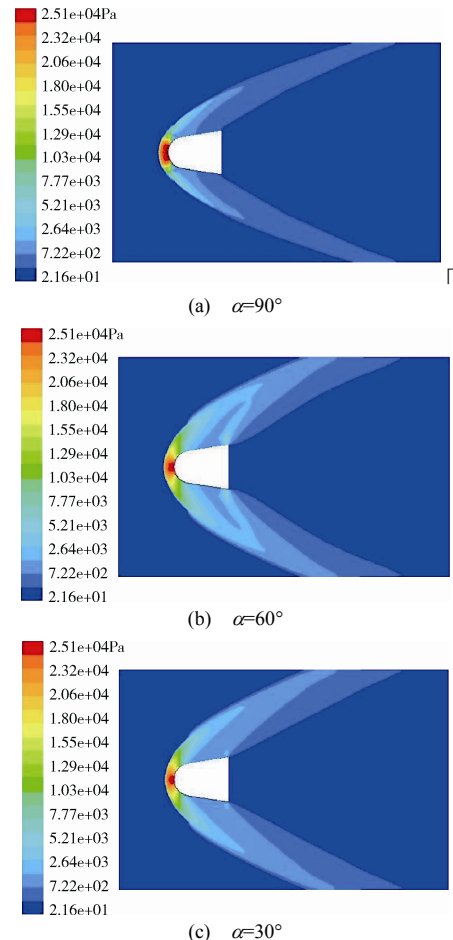
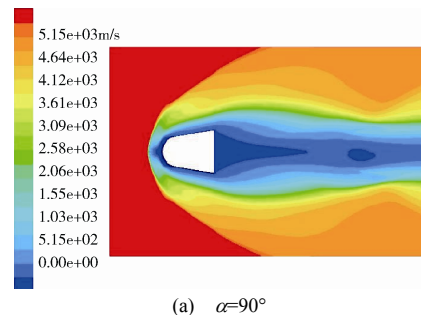


图 5 有微孔射流时, 3 种微孔分布情况下飞行器周围气体的压力分布
 Fig. 5 The distribution of the pressure contours in case of micro jet and three different pore distributions



(a) $\alpha=90^\circ$

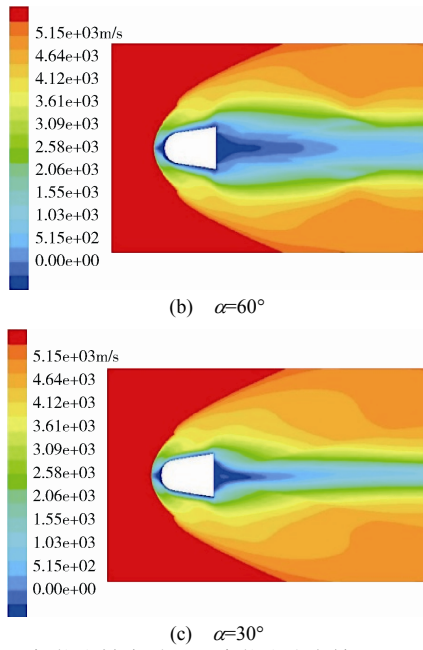


图6 有微孔射流时, 3种微孔分布情况下飞行器周围气体的速度分布
 Fig. 6 The distribution of the velocity contours in case of micro jet and three different pore distributions

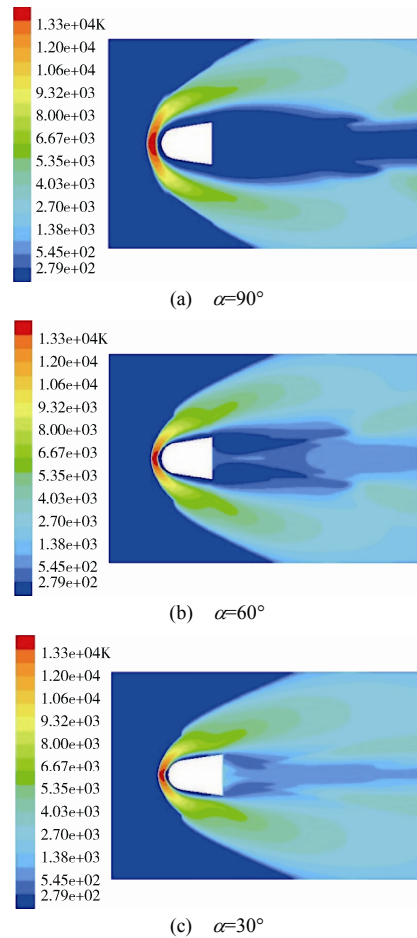


图7 有微孔射流时, 3种微孔分布情况下飞行器周围气体的温度分布
 Fig. 7 The distribution of the temperature contours in case of micro jet and three different pore distributions

由图5可以看出, 飞行器头部驻点附近存在一个高压区, 受到微孔射流的压力影响, 该高压区范围要比无微孔射流时大。

由图6可以看出, 微孔射流下的壁面附近存在一个低速区, 但该低速区与无微孔射流时的有所不同, 包括低速的射流气体区域和黏性作用下的边界层, 因此范围比无微孔射流时相对较大。同时发现低速射流气体对尾涡也有很大的影响。

图7所示的飞行器周围气体温度分布与无微孔射流时完全不同: 无微孔射流时壁面附近是一个高温区, 而有微孔射流时壁面附近被一层低温区域包围, 这正是微孔气膜冷却主动热防护的意义所在。

由以上各图还可以看出, 对于3种不同的微孔分布, 微孔数量越多, 壁面附近的低速、低温区域越大。但兼顾考虑飞行器头罩结构强度及微孔加工效率等因素, 应在实现飞行器全区域低温保护的前提下, 尽量减少微孔数量。由仿真结果得到, 微孔所占区域 $\alpha=30^\circ$ 时即能形成低速、低温气膜。

图8为飞行器头罩(图1中A-A处)在有/无气膜保护时壁面附近的温度分布。由图可见, 当无气膜时, 来流温度在靠近飞行器过程中迅速上升, 在壁面附近达到最大值(14 000 K左右); 而有气膜时, 来流温度在靠近飞行器过程中上升, 在距壁面一定距离处(约10 mm)达到最高, 进一步贴近壁面时降低, 最终壁面温度接近微孔射流的温度。

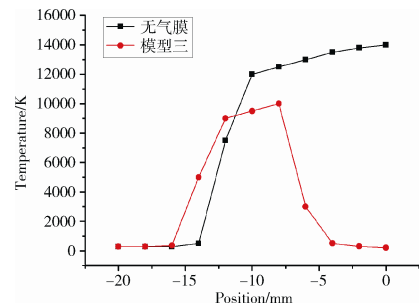


图8 飞行器头罩壁面附近的温度分布
 Fig. 8 Temperature distribution near the wall of the vehicle head

图9为飞行器侧壁面不同位置有/无气膜保护时的温度分布。由图可见, 在无气膜时, 从壁面到远离壁面, 温度呈现由高到低的变化趋势; 而有气膜时, 温度呈现由低到高再到低的变化趋势, 从而验证了微孔射流形成的低速、低温气膜对飞行器的热防护作用。

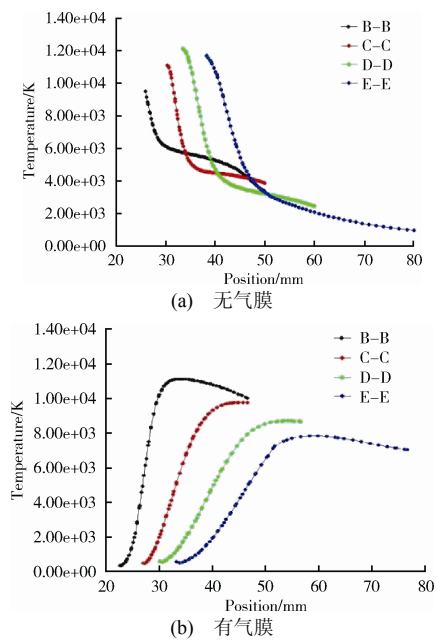


图9 不同部位的温度分布

Fig. 9 The temperature distribution of different positions

4 结束语

针对高超声速飞行器热防护问题, 本文提出了一种微孔射流气膜热防护方案, 并对微孔分布进行了优化分析; 数值模拟了飞行高度 $H=50\text{ km}$, 来流 $Ma=15$ 时有/无气膜保护下的流场分布。结果表明, 无气膜时, 壁面最高温度达到 14000 K 左右; 有气膜时, 壁面温度可以降到 1000 K 以下, 此时高超声速飞行器的内部温度环境将大大改善。上述主动式热防护方案可以为未来的高超声速飞行器的外壳设计提供一定的参考和借鉴。

在本文研究过程中没有考虑高温气体的化学反应的影响, 且在气膜孔的优化方面所做工作有限。因此, 后续将研究高温气体及等离子体下化学反应对温度场的影响; 分析形成全区域气膜保护前提下微气孔数量的最少极限, 以及对不同孔型的优化。

参考文献 (References)

[1] 孙兆虎. 高超声速飞行器结构热问题讨论[J]. 航空科学技术, 2008(3): 13-16
SUN Z H. The issues of the aerodynamic heating and

thermal protection of hypersonic flight vehicle[J]. Aeronautical Science and Technology, 2008(3): 13-16

[2] HARTMANN J, TROLL B. On a new method for the generation of sound waves[J]. Phys Rev, 1922, 20: 719-727

[3] BURBANK P B, STALLINGS R L. Heat-transfer and pressure measurements on a flat nose cylinder at a *Mach* number range of 2.49 to 4.44: NASA TM X-221[R], 1959

[4] ENGBLOM W A, GOLDSTEIN D B. Nose-tip surface heat reduction mechanism[C]//AIAA 34th Aerospace Science Meeting and Exhibit. Reno, 1996

[5] YUCEIL B, DOLLING D S, WILSON D. A preliminary investigation of the Helmholtz resonator concept for heat flux reduction[C]//AIAA 28th Thermo Physics Conference. Orlando, 1993

[6] SILTOND S I, GOLDSTEIN D B. Use of an axial nose-tip cavity for delaying ablation onset in hypersonic flow[J]. J Fluid Mech, 2005, 528: 297-321

[7] SARAVANAN S, JAGADEESH G, REDDY K P J. Investigation of missile-shaped body with forward-facing cavity at *Mach* 8[J]. J Spacecraft Rockets, 2009, 46: 557-591

[8] 向树红, 张敏捷, 童靖宇, 等. 高超声速飞行器主动式气膜冷却防热技术研究[J]. 装备环境工程, 2015, 12(3): 1-7
XIANG S H, ZHANG M J, TONG J Y, et al. Research on active film cooling and heat-proof scheme for hypersonic vehicles[J]. Equipment Environmental Engineering, 2015, 12(3): 1-7

[9] 朱自强. 计算流体力学[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1998: 7-9

[10] 周欣欣, 吴颂平. 高超声速非定常流动的数值模拟与气动热计算[J]. 计算力学学报, 2008, 25(增刊 1): 23-28
ZHOU X X, WU S P. Numerical simulation of unsteady hypersonic flow and aerodynamic heating calculation[J]. Chinese Journal of Computational Mechanics, 2008, 25(sup 1): 23-28

[11] THOMPSON R A. Review of X-33 hypersonic aerodynamic and aero thermodynamic development: NASA 0868[R], 2000

(编辑: 张艳艳)