

文章编号:1000-8055(2012)12-2666-08

凹腔尺寸对迎风凹腔与逆向喷流 组合热防护系统性能的影响

陆海波^{1,2}, 刘伟强¹

(1. 国防科学技术大学 航天与材料工程学院, 长沙 410073;

2. 中国人民解放军 南京炮兵学院, 南京 211100)

摘 要: 针对高超声速飞行器热防护系统(TPS)的设计,对迎风凹腔与逆向喷流组合热防护系统展开研究.在数值方法实验验证的基础上,通过求解 Navier-Stokes 方程得到了带组合热防护系统的鼻锥的流场结构以及壁面热流分布.验证了组合热防护系统的有效性.在逆向喷流条件不变的情况下,进一步研究了凹腔的尺寸变化对其防热能力的影响.研究发现:凹腔的直径越小,深度越深,气动加热值越低.自由来流与逆向喷流形成的回流区在减少鼻锥的气动加热上起到关键的作用.相对于凹腔深度的变化,鼻锥壁面的气动加热更敏感于凹腔直径的变化.

关 键 词: 热防护; 高超声速飞行器; 逆向喷流; 迎风凹腔; 数值模拟; 气动加热

中图分类号: V416.4

文献标志码: A

Effect of cavity physical dimension on forward-facing cavity and opposing jet thermal protection system cooling efficiency

LU Hai-bo^{1,2}, LIU Wei-qiang¹(1. College of Aerospace and Material Engineering,
National University of Defense Technology, Changsha 410073, China;2. Nanjing Artillery Academy,
The Chinese People's Liberation Army, Nanjing 211100, China)

Abstract: Design of the thermal protection system (TPS) with the forward-facing cavity and opposing jet combined configuration was investigated numerically for the hypersonic vehicle. The numerical method was validated with the related experiments. The flow field parameters and surface heat flux distribution were obtained by solving the Navier-Stokes (N-S) equations. The validity of the combined TPS was testified and the effect of the cavity physical dimension on cooling efficiency of the combined TPS was discussed. The results show that the TPS with smaller diameter cavity has smaller aerodynamic heating and the TPS with larger length cavity has higher heat flux reduction. The recirculation region plays a pivotal role for the reduction of heat flux. The aerodynamic heating is more sensitive to the changing of the cavity diameter than the cavity length.

Key words: thermal protection; hypersonic vehicle; opposing jet;
forward-facing cavity; numerical simulation; aerodynamic heating

收稿日期: 2011-11-23

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20121218.0859.201212.2666_005.html

基金项目: 国家自然科学基金(90916018); 高等学校博士学科点专项科研基金(200899980006)

作者简介: 陆海波(1980—),男,广西桂林人,博士生,主要从事高超声速飞行器及其动力系统热分析与热控制研究.

高超声速飞行器飞行时,剧烈的气动加热使得飞行器头部面临严峻的考验.如何设计飞行器的热防护系统以保护飞行器免受或降低高温的损害,一直是世界许多学者的关注焦点.从数值模拟到实验研究,大量的工作围绕着高速飞行器的热防护问题而展开^[1-5].

在飞行器驻点设置逆向喷流的热防护方法最早在上世纪 60 年代提出,并做了实验验证^[6].相关的研究陆续展开. Aso 等^[7]结合实验与数值模拟研究了鼻锥逆向喷流对气动加热的影响.通过实验证明了逆向喷流减少气动加热的有效性,通过数值模拟发现回流区对气动加热具有重要的影响. Hayashi 等^[8-9]研究了逆喷总压对气动加热的影响,实验与数值模拟都显示随着逆喷与自由来流总压比的升高,飞行器的壁面热流降低. Tama-da 等^[10]对 3 种鼻锥外形,使用不同形状的逆喷喷嘴,在超声速 $Ma=3.98$ 和高超声速 $Ma=8$ 条件下,逆向喷流的热防护效果进行了对比研究,研究发现开放式的喷口效果最好.

在高超声速流场中放置迎风凹腔结构,由 Hartmann^[11]于 1921 年最早提出,当时的主要用途是作为产生高强度非连续频率的声源,谓之“Hartmann whistle”.对凹腔的研究长期注重于其振动特性. Engblom 等^[12]实验并数值研究了高超声速流场内的迎风凹腔流动的非定常性,发现对于较浅的腔,自由来流的噪声是引起凹腔流动振荡的主要原因,但是对于较深的腔,在高超声速流场中,流动具有自发振荡的特点.在上世纪 50 年代末,迎风腔体结构作为高超声速飞行器头部尤其是鼻锥驻点附近的热防护手段被 Burbank 等^[13]首先提出. Yuceil 等^[14]使用红外摄像机观察到了迎风凹腔结构形成的稳定的“冷环”现象,即在相同位置上,使用了尖锐唇缘凹腔的球头鼻锥温度低于普通的球头鼻锥,并且固壁最高温度位于唇缘顶点之后. Sifton 等^[15]对马赫数为 4.92 条件下,高超声速飞行器头部使用迎风防热腔时的烧蚀发生时间进行了数值仿真与实验的对比研究并初步验证了 CFD 计算中流场层流流动假设的准确性.在文献^[16]中他们进一步对如何降低严重的气动加热、延缓热烧蚀展开了研究. Saravanan 等^[17-18]实验考察了导弹外形带不同尺寸的迎风凹腔防热结构的在 $Ma=8$ 条件下的气动与传热特性,研究发现最小直径的凹腔有最大的升阻比,而中等的凹腔有最大的热流下降.

本文在数值方法实验验证的基础上,将逆向

喷流与迎风凹腔两种热防护方案相结合,通过数值模拟得到了带迎风凹腔与逆向喷流组合热防护系统鼻锥的流场参数和表面热流分布.证明了该组合结构作为热防护系统的有效性,并进一步研究了相同来流、逆喷条件下,不同的凹腔几何尺寸对组合结构热防护效果的影响.为高超声速飞行器的热防护方案的选择提供支持.

1 组合热防护系统的构造

迎风凹腔与逆向喷流组合热防护系统结构如图 1 所示.逆向喷流的喷嘴置于迎风凹腔底面中心,喷流出口半径 2 mm.为了与实验结果比较,鼻锥的外形参数与文献^[18]一致.示意图中凹腔深度 $L=24$ mm,直径 $D=12$ mm.

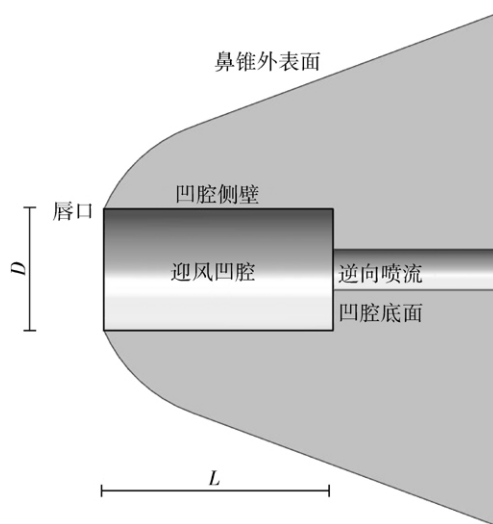


图 1 组合热防护系统结构示意图面

Fig. 1 Symmetry plane of combinatorial configuration

2 数值方法

2.1 控制方程及离散

以三维 Navier-Stokes 方程为控制方程

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial E}{\partial x} + \frac{\partial F}{\partial y} + \frac{\partial G}{\partial z} = \frac{\partial E_v}{\partial x} + \frac{\partial F_v}{\partial y} + \frac{\partial G_v}{\partial z} \quad (1)$$

式中 U 为守恒变量, E, F, G 为无黏通量, E_v, F_v, G_v 为黏性项. 结合 $k-\epsilon$ 湍流模型^[19]进行求解. 对流通量项采用 AUSM-DV (advection upstream splitting method-DV) 差分格式处理, 黏性扩散项采用 2 阶中心差分格式, 时间项采用 LU-SSOR (lower-upper symmetric successive over relaxa-

tion) 的隐式格式离散分解。

2.2 网格生成

使用 Poisson 方程生成三维贴体网格^[20]

$$\begin{cases} \nabla_{(x,y,z)}^2 \xi = P \\ \nabla_{(x,y,z)}^2 \eta = Q \\ \nabla_{(x,y,z)}^2 \zeta = R \end{cases} \quad (2)$$

式中 (x, y, z) 为物理平面坐标; (ξ, η, ζ) 计算平面坐标; P, Q, R 为控制网格疏密的源项^[21]。

计算模型对称面与头部物面网格如图 2、图 3 所示(以凹腔 $L=24$ mm, $D=12$ mm, 节点数 661 460, 网格为例)。

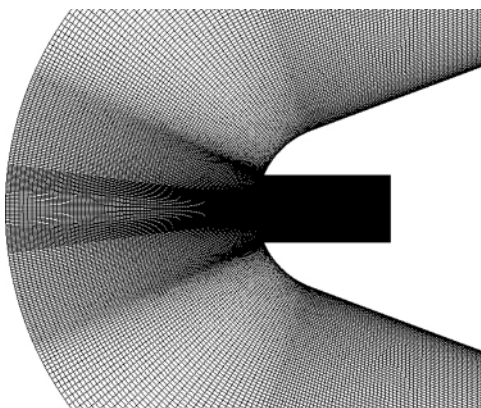


图 2 对称面网格

Fig. 2 Grid of symmetry plane

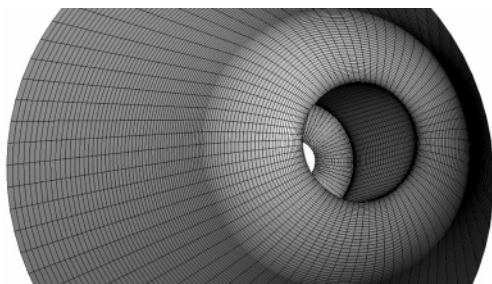


图 3 物面网格

Fig. 3 Grid of the object surface of nose-tip

为消除网格疏密对计算结果的影响, 对不同密度的网格模型进行了计算. 以迎风凹腔参数取 $L=24$ mm, $D=12$ mm 为例, 图 4 给出了 3 种不同网格密度的鼻锥外表面热流斯坦顿数(St)沿鼻锥中心纵轴(X 轴)的分布结果, 计算结果差别很小. 最终选择了网格节点数为 661 460 的网格用于本文计算。

2.3 流动条件与数值假设

流动边界条件如表 1 所示, p_r 定义为逆向喷

流总压与来流总压之比, 逆向喷流工质为压缩空气. 计算中认为壁面无滑移, 并使用了等温壁边界条件假设($T_w=300$ K)。

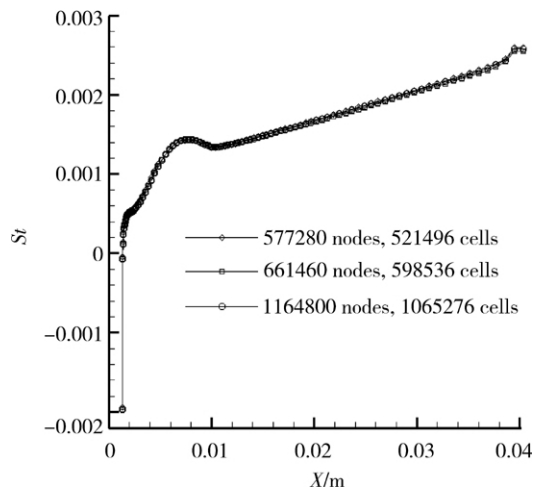


图 4 网格评估

Fig. 4 Assessment of grid

表 1 流动边界条件

Table 1 Boundary condition of flow

自由来流参数	数值	逆向喷流参数	数值
马赫数 Ma_∞	8	马赫数 Ma_{opp}	1
总压 p_0 /Pa	1 939 211	总压比 p_r	0.2
总温 T_{0-free} /K	1 955.14	总温 T_{0-opp} /K	300

3 数值算法验证与算例设置

物面热流大小使用斯坦顿数 St 表征, 计算公式如下:

$$St = \frac{q_w}{(T_{aw} - T_w) \rho_\infty c_{p\infty} u_\infty} \quad (1)$$

$$T_{aw} = T_\infty \left\{ 1 + \sqrt[3]{Pr} [(\gamma - 1)/2] Ma_\infty^2 \right\} \quad (2)$$

其中 q_w 为热流密度, T_{aw} 为绝热壁温, T_w 为壁面温度, ρ_∞ 为自由来流密度, $c_{p\infty}$ 为自由来流比定压热容, u_∞ 为自由来流速度, T_∞ 为自由来流温度, Pr 为普朗特数, γ 为比热比, Ma_∞ 为自由来流马赫数。

图 5 给出了传统鼻锥(无凹腔无逆喷)以及带单纯迎风凹腔(无逆喷)的鼻锥外表面斯坦顿数的实验测得值^[18]与数值模拟结果之间的比较. 由图可见, 数值结果与实验结果具有较高的一致性. 差别的存在主要来源于数值计算假设以及实验测量的误差. 由于迎风腔的存在, 鼻锥的前端难于安装

测元件,所以对带迎风凹腔的鼻锥前端没有实验的结果,但是数值结果很好的预测出了迎风凹腔鼻锥流动热流分布的“冷环”现象.由图 5 亦可见,单纯的迎风凹腔结构能够有效的降低鼻锥滞止区域附近的气动加热.

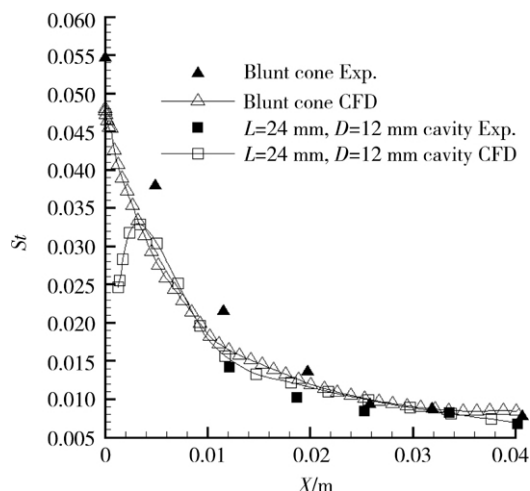


图 5 数值与实验结果比较 (St)

Fig. 5 Comparison of numerical and experimental results (St)

为了研究迎风凹腔几何尺寸对迎风凹腔与逆向喷流组合热防护系统的防热能力的影响,算例设置如表 2 所示.

表 2 算例设置

Table 2 Calculation cases

算例	1	2	3	4	5	6	7
L/mm	24	24	24	24	32	16	8
D/mm	6	8	10	12	8	8	8

4 结果与讨论

4.1 流场参数分布

图 6~图 12 给出了算例 1~算例 7 的流线 (Ma 云图) 分布. 由图可见, 逆向流自喷口喷出后, 急剧膨胀、加速并形成了反射, 而后由于凹腔壁产生的边界层效应, 逆向流动的速度又有所下降. 在鼻锥凹腔口, 逆向喷流再次急剧膨胀并与来流相遇, 形成了复杂的马赫盘结构. 逆向喷流受来流挤压, 反向, 在鼻锥的前端形成一个回流区. 绕过回流区后, 逆向流动与来流沿物面向后流去. 在逆向喷流的出口与凹腔底部夹角处, 亦形成了一个小的涡流区.

由图 6~图 9 可见, 在相同的凹腔深度条件

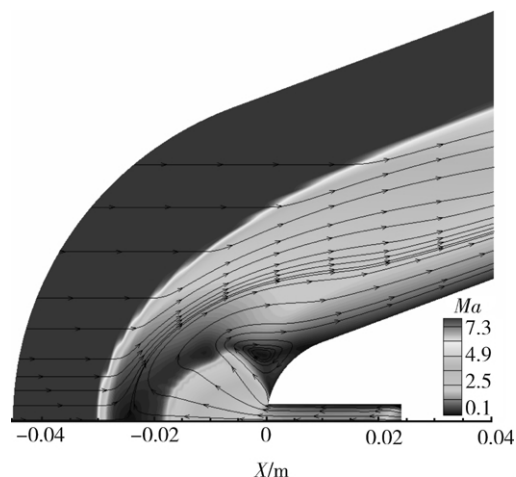


图 6 算例 1 ($L=24\text{ mm}$, $D=6\text{ mm}$) 流线分布 (Ma 云图)

Fig. 6 Streamline distribution of case 1 (contours of Ma)
 $L=24\text{ mm}$, $D=6\text{ mm}$

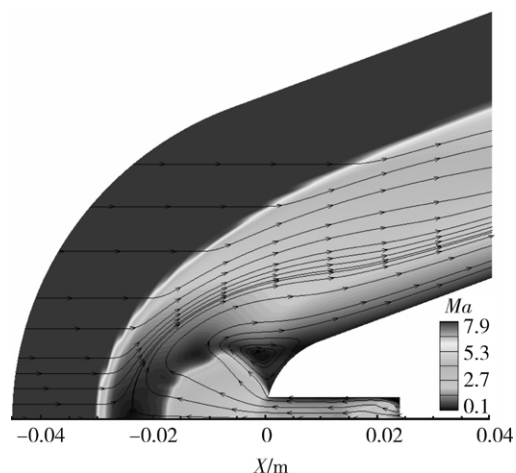


图 7 算例 2 ($L=24\text{ mm}$, $D=8\text{ mm}$) 流线分布 (Ma 云图)

Fig. 7 Streamline distribution of case 2 (contours of Ma)
 $L=24\text{ mm}$, $D=8\text{ mm}$

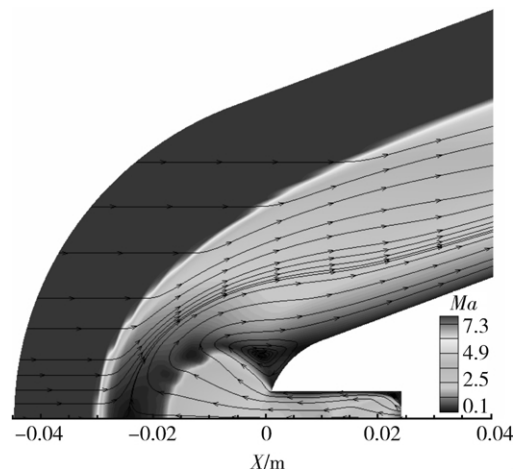


图 8 算例 3 ($L=24\text{ mm}$, $D=10\text{ mm}$) 流线分布 (Ma 云图)

Fig. 8 Streamline distribution of case 3 (contours of Ma)
 $L=24\text{ mm}$, $D=10\text{ mm}$

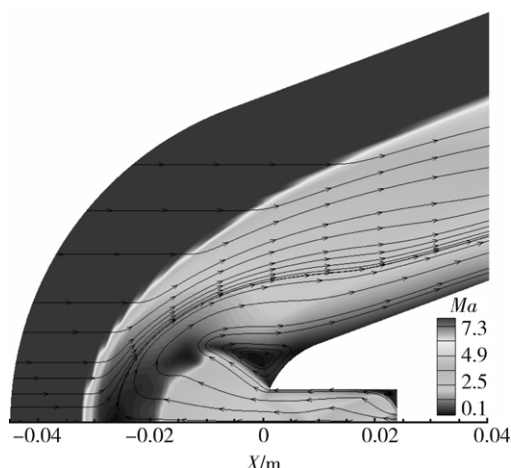


图 9 算例 4 ($L=24\text{ mm}$, $D=12\text{ mm}$) 流线分布
(Ma 云图)

Fig. 9 Streamline distribution of case 4 (contours of Ma)
 $L=24\text{ mm}$, $D=12\text{ mm}$

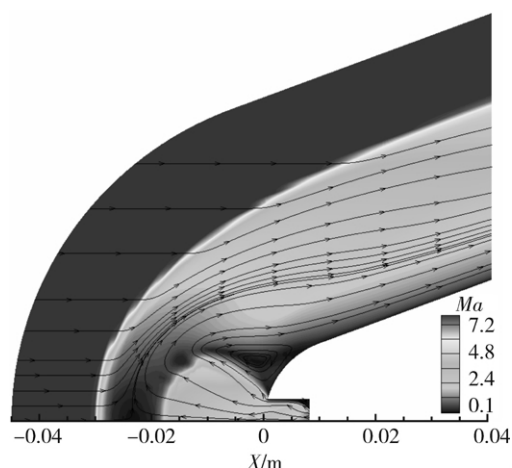


图 12 算例 7 ($L=8\text{ mm}$, $D=8\text{ mm}$) 流线分布
(Ma 云图)

Fig. 12 Streamline distribution of case 7
(contours of Ma)
 $L=8\text{ mm}$, $D=8\text{ mm}$

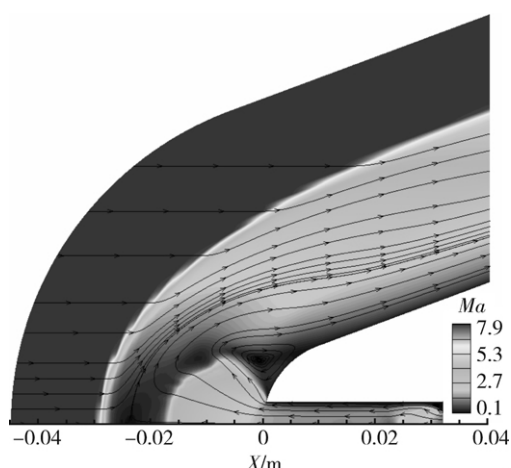


图 10 算例 5 ($L=32\text{ mm}$, $D=8\text{ mm}$) 流线分布
(Ma 云图)

Fig. 10 Streamline distribution of case 5
(contours of Ma) $L=32\text{ mm}$, $D=8\text{ mm}$

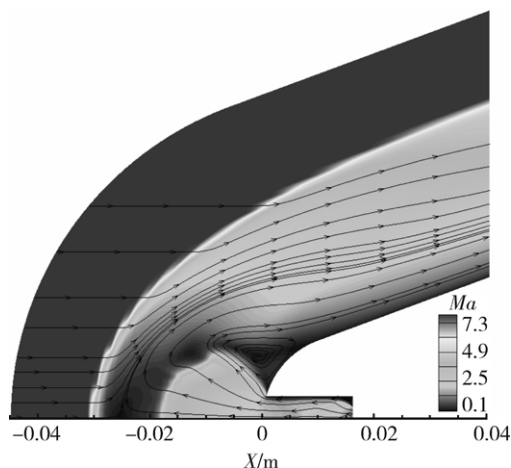


图 11 算例 6 ($L=16\text{ mm}$, $D=8\text{ mm}$) 流线分布
(Ma 云图)

Fig. 11 Streamline distribution of case 6
(contours of Ma) $L=16\text{ mm}$, $D=8\text{ mm}$

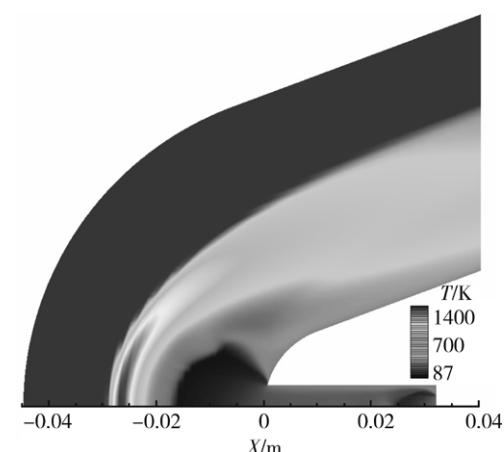


图 13 算例 5 ($L=32\text{ mm}$, $D=8\text{ mm}$) 温度分布
Fig. 13 Temperature distribution of case 5,
($L=32\text{ mm}$, $D=8\text{ mm}$)

下,凹腔的直径越大,逆向流自喷口喷出后膨胀越剧烈,形成的反射波也越清晰;凹腔的直径越小,边界层的影响越大,逆向流自喷口喷出膨胀加速后速度下降的越多.由图 10、图 7、图 11、图 12 可见,在相同的凹腔直径条件下,凹腔深度的变化对流场的影响较小,主要表现在逆向喷流经过膨胀、反射后相对低速段的长短.

图 13 给出了算例 5 的温度分布,图 14 给出了算例 1 的压力分布.各个算例的压力与温度分布相似.流场压力的变化主要集中于凹腔的内部.流场的最高温区域出现在弓形激波后,凹腔的正前方.逆向喷流绕过回流区后,将波后高温的来流与鼻锥壁面隔离.

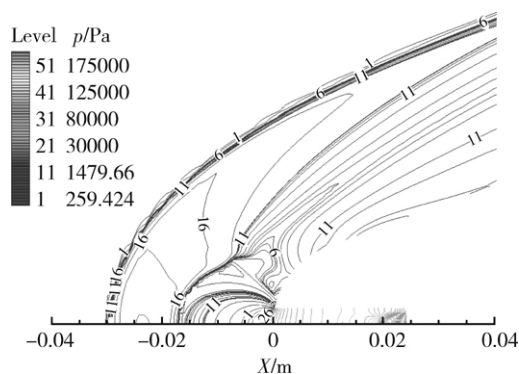
图 14 算例 1 ($L=24$ mm, $D=6$ mm) 压力分布

Fig. 14 Pressure distribution of case 1,

($L=24$ mm, $D=6$ mm)

4.2 气动加热变化

图 15 给出了各算例(包含无逆向喷流鼻锥)沿鼻锥外壁面的斯坦顿数总体分布. 由图可见, 与没有逆向喷流的单纯迎风凹腔结构比较, 由于逆向流动绕过回流区后, 将波后高温来流与鼻锥壁面隔离, 从而有效降低了来流对壁面的气动加热, 迎风凹腔与逆向喷流组合结构取得了远远优于单一腔体的冷却效果. 由总体分布图亦可见低焓值的逆向喷流在凹腔唇口急剧膨胀、降温后, 甚至造成了凹腔唇口处的固壁放热(唇口斯坦顿数计算结果为负).

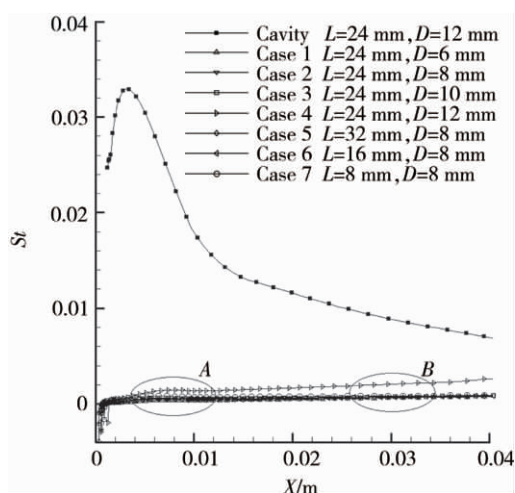


图 15 各算例外壁面的斯坦顿数分布

Fig. 15 Stanton number distribution of all cases

图 16、图 17 为相同凹腔深度($L=24$ mm), 不同凹腔直径($D=6, 8, 10, 12$ mm)即算例 1~4 的斯坦顿数局部分布放大图. 由图可知, 当凹腔深度一定, 随凹腔直径增大, 鼻锥外壁面斯坦顿数增大, 并且增幅不断提高. 算例 4 有远大于其他算例的热流值. 图 18、图 19 给出了沿鼻锥外壁面, 相

同凹腔直径($D=8$ mm), 不同凹腔深度($L=8, 16, 24, 32$ mm)即算例 7、算例 6、算例 2、算例 5 的斯坦顿数局部分布放大图. 由图可见, 凹腔直径不变, 斯坦顿数随凹腔深度加深而减小, 在此情况下, 算例 7 的气动加热较为严重. 分别比较算例 1~算例 4、算例 7~算例 5、算例 2 的流线分布图(图 6~图 9、图 10~图 12 与图 7), 发现对应于热流值低的算例, 其凹腔唇口逆向喷流周向的膨胀更严重, 这使得回流区域向壁面挤压. 在逆喷流周向膨胀与鼻锥外表面的共同作用下, 回流区域的位置被抬高, 进一步使得高焓值的来流与壁面之间, 被足量的绕过回流区域的低焓逆向流隔离的更

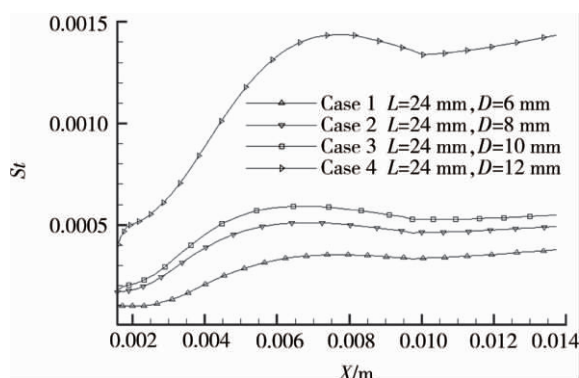


图 16 算例 1~算例 4 外壁面的斯坦顿数分布,

A 区域放大

Fig. 16 Stanton number distribution of case 1~case 4, and amplification in the region A

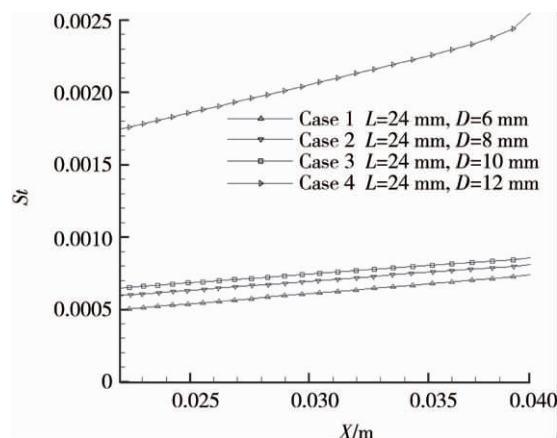


图 17 算例 1~算例 4 外壁面的斯坦顿数分布,

B 区域放大

Fig. 17 Stanton number distribution of case 1~case 4, and amplification in the region B

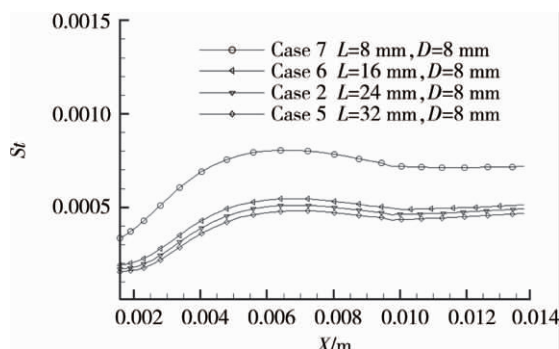


图 18 算例 7、算例 6、算例 2、算例 5 外壁面的
斯坦顿数分布, A 区域放大

Fig. 18 Stanton number distribution of case 7, case 6, case 2, case 5, and amplification in the region A

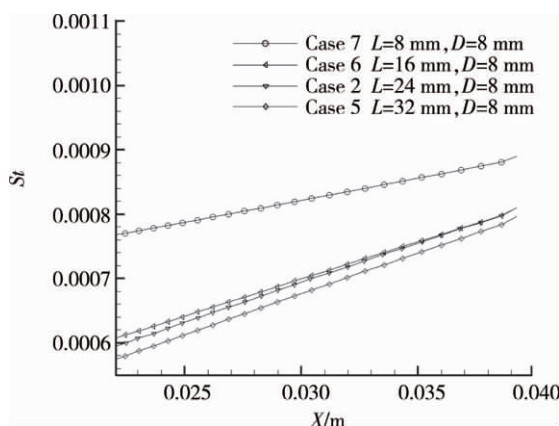


图 19 算例 7、算例 6、算例 2、算例 5 外壁面的
斯坦顿数分布, B 区域放大

Fig. 19 Stanton number distribution of case 7, cases 6, cases 2, cases 5, and amplification in the region B

远. 所以, 对应的算例有更低的气动加热. 鼻锥凹腔唇口上方的回流区域在组合热防护系统的防热能力上, 起到了重要的作用.

由算例的凹腔几何参数安排(表 2)与图 15 的热流计算结果亦可见, 凹腔直径的变化对组合系统的热防护能力的影响要大于凹腔深度的变化对组合系统的热防护能力的影响.

5 结 论

迎风凹腔与逆向喷流的组合热防护系统能够有效地保护高超声速飞行器的鼻锥. 迎风凹腔能够独立的对鼻锥尤其是驻点区域进行有效的冷却. 当单纯的凹腔冷却难于满足飞行器的热环境要求时, 引入很小总压的逆向喷流, 组合结构的冷

却效果大大提高.

在本文的仿真计算条件下, 对于组合热防护系统, 凹腔的直径越小气动加热越低; 凹腔越浅气动加热越大. 相较于凹腔深度的变化, 凹腔直径的变化对热流的影响更显著.

逆向喷流与来流相互作用形成的回流区域对于鼻锥气动加热的降低起到了关键的作用.

参考文献:

- [1] Aiichiro T, Hiroyuki Y. Advanced thermal protection systems for reusable launch vehicles[R]. AIAA-2001-1909, 2001.
- [2] 王保国, 李翔, 黄伟光. 激波后高温高速流场中的传热特性研究[J]. 航空动力学报, 2010, 25(5): 963-980.
WANG Baoguo, LI Xiang, HUANG Weiguang. Analytical study of heat transfer of high-temperature and high-velocity flow field behind shock waves[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(5): 963-980. (in Chinese)
- [3] 侯玉柱, 郑京良, 董威. 高超声速飞行器瞬态热试验[J]. 航空动力学报, 2010, 25(2): 343-347.
HOU Yuzhu, ZHENG Jingliang, DONG Wei. Transient test of aerodynamic heating for hypersonic vehicle[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(2): 343-347. (in Chinese)
- [4] Glass D E. Heat-pipe-cooled leading edges for hypersonic vehicles[R]. Santa Barbara U. S.: Workshop on Materials and Structures for Hypersonic Flight, 2006.
- [5] 叶宏, 耿雪. 热光伏技术在飞行器再入过程中的应用[J]. 中国科学: 技术科学, 2010, 41(1): 102-108.
YE Hong, GENG Xue. The feasibility analysis of the application of TPV system in reentry[J]. Scientia Sinica Technologica, 2010, 41(1): 102-108. (in Chinese)
- [6] Warren C H E. An experimental investigation of the effect of ejecting a coolant gas at the nose of a bluff body[J]. Journal of Fluid Mechanics, 1960, 8(3): 400-417.
- [7] Aso S, Hayashi K, Mizoguchi M. A study on aerodynamic heating reduction due to opposing jet in hypersonic flow [R]. AIAA-2002-0646, 2002.
- [8] Hayashi K, Aso S. Effect of pressure ratio on aerodynamic heating reduction due to opposing jet [R]. AIAA-2003-4041, 2003.
- [9] Hayashi K, Aso S, Tani Y. Numerical study of thermal protection system by opposing jet [R]. AIAA-2005-188, 2005.
- [10] Tamada I, Aso S, Tani Y. Reducing aerodynamic heating by the opposing jet in supersonic and hypersonic flows [R]. AIAA-2010-991, 2010.
- [11] Hartmann J, Troll B. On a new method for the generation of sound waves[J]. Physics Review, 1922, 20(6): 719-727.
- [12] Engblom W A, Goldstein D B. Fluid dynamics of hypersonic forward-facing cavity flow[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1997, 34(4): 437-444.

- [13] 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[R]. NASA TM X-221, 1959.
- [14] Yuceil B, Dolling D S, Wilson D. A preliminary investigation of the Helmholtz resonator concept for heat flux reduction[R]. AIAA-1993-2742, 1993.
- [15] Silton S I, Goldstein D B. Modeling of nose tip ablation onset in unsteady hypersonic flow[R]. AIAA-2000-0204, 2000.
- [16] Silton S I, Goldstein D B. Use of an axial nose-tip cavity for delaying ablation onset in hypersonic flow[J]. Journal of Fluid Mechanics, 2005, 528(7): 297-321.
- [17] Saravanan S, Nagashetty K, Jagadeesh G, et al. Experimental investigation of heat transfer reduction using forward facing cavity for missile shaped bodies flying at hypersonic speed [C] // 26th International Symposium on Shock Waves Part VIII. Göttingen Germany: Springer, 2007: 613-617.
- [18] Saravanan S, Jagadeesh G, Reddy K P J. Investigation of missile-shaped body with forward-facing cavity at Mach 8 [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2009, 46(3): 577-591.
- [19] 陶文铨. 数值传热学[M]. 2 版. 西安: 西安交通大学出版社, 2001.
- [20] Baker A J. Numerical grid generation techniques [R]. NASA CP-2166, 1980.
- [21] Thomas P D, Middelcoff J F. Direct control of the grid point distribution in meshes generated by elliptic equations [R]. AIAA-83-0037, 1983.