

迎风凹腔与逆向喷流组合热防护系统冷却效果研究*

陆海波[†] 刘伟强

(国防科技大学航天与材料工程学院, 长沙 410073)

(2011年6月30日收到; 2011年7月27日收到修改稿)

对迎风凹腔与逆向喷流组合热防护系统的冷却效果进行了分析, 研究了相同总压不同流速的逆向喷流对组合结构的流场、气动受力及壁面传热的影响. 通过与相关的实验结果对比, 验证了数值方法的可靠性. 研究发现: 该结构能够有效地对飞行器鼻锥表面进行冷却, 引入很小总压的逆向喷流 (逆喷总压比 $PR = 0.1$), 组合结构的冷却效果就可以远远优于单一的迎风凹腔; 相同逆向喷流总压下, 逆喷速度越高, 逆喷流量越大, 外壁面的冷却效果越好; 随逆喷流速提高, 气动阻力也进一步减小. 本文研究的组合结构非常适用于远程、需长时间飞行的高超声速飞行器的热防护.

关键词: 热防护系统, 高超声速, 迎风凹腔, 逆向喷流

PACS: 47.55.pb, 47.40.ki

1 引言

飞行器高超声速飞行时剧烈的气动加热使得飞行器头部的热防护问题一直是世界许多学者的关注焦点. 烧蚀防热^[1]、热光伏技术 (TPV)^[2] 等防热手段相继被应用于高超声速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.

Hartmann 等^[3] 于 1921 年最早提出在高超声速流场中放置迎风凹腔结构, 当时的主要用途是作为产生高强度非连续频率的声源, 称为“Hartmann 哨”. 在 20 世纪 50 年代末, Burbank 等^[4] 首先提出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. 由于该结构设计简单, 防热效果优异, 自 20 世纪 90 年代中期之后, 相关的研究工作在国外相继兴起^[5-9]. 针对迎风凹腔作为高超声速飞行器鼻锥的防热结构, Yuceil 等^[5] 使用红外摄像机观察到了迎风凹腔结构形成的稳定的“冷却环”现象, 即在相同位置上, 使用了尖锐唇缘的带凹腔球头鼻锥温度低于普通的球头鼻锥, 并且最大热流位于唇缘顶点之后. Siltan 等^[6] 对马赫数 4.92 条件下高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 [7] 中他们进一步对如何降低严重的气动加热及延缓热烧蚀展开了研究. Saravanan 等^[8] 实验考察了不同尺寸的带迎风凹腔防热结构的导弹外形在马赫数 8 条件下的气动与传热特性, 研究发现迎风凹腔的存在在小攻角条件下对飞行器的气动性能影响不大. Engblom 等^[9] 对高超声速流场内的迎风凹腔流动的非定常性进行了实验和数值研究, 发现对于较浅的腔, 自由来流的噪声是引起凹腔流动震荡的主要原因, 但是对于较深的腔, 在高超声速流场中, 流动具有自发震荡的特点. 在飞行器驻点设置逆向喷流的热防护方法最早在 20 世纪 60 年代即有人提出, 并做了实验验证^[10]. 进入 21 世纪, 又有很多学者展开了深入研究^[11-15]. Hayashi 等^[13,14] 通过实验与数值模型方法研究了逆向喷流作为热防护系统的效果. 研究表明物面热流有明显的降低, 逆向喷流对减小钝体前端的气动加热具有明显作用. 通过观察流场和热流分布发现, 回流区对热流的降低起到重要作用. 田婷等^[15] 采用了高分辨率的 Navier-Stokes 方程数值模拟方法, 分析了反向喷流现象中喷流马赫数、来流马赫数和攻角等因素对流场细致结构的影响, 并对反向喷流减少阻力和减少气动加热的原理进行了分析和探讨.

* 国家自然科学基金 (批准号: 90916018) 和高等学校博士学科点专项科研基金 (批准号: 200899980006) 资助的课题.

[†] E-mail: lhbboo@sohu.com

单纯的迎风凹腔结构在飞行器高超声速飞行条件下, 其外壁面的气动加热依然很强, 逆向喷流结构要获得好的冷却效果需要较大的逆喷总压, 这使得喷流系统设计复杂. 本文对一种迎风凹腔与逆向喷流组合防热结构进行了数值研究, 通过与无喷流的实验结果对比, 验证了数值方法的可靠性. 在层流、定常假设下, 研究了该种组合结构相同凹腔尺寸及逆喷总压、喷流速度不同时, 飞行器鼻锥外壁面气动加热的变化. 研究发现该组合结构能够有效地对飞行器表面进行冷却, 为高超声速飞行器的热防护提供了选择方案.

2 迎风凹腔与逆向喷流组合热防护系统的构造

迎风凹腔与逆向喷流组合防热结构如图 1, 2 所示, 逆向喷流的喷嘴置于迎风凹腔的基底中心, 喷口直径为 4 mm. 为了与实验结果比较, 鼻锥的外形参数与文献 [8] 一致. 凹腔深度为 $L = 24$ mm, 直径 $D = 12$ mm.

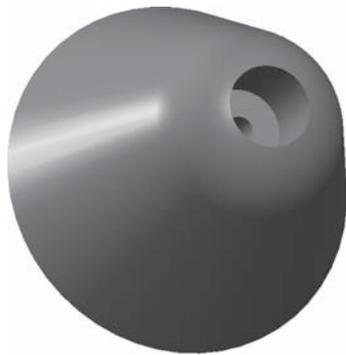


图 1 迎风凹腔与逆向喷流组合防热结构

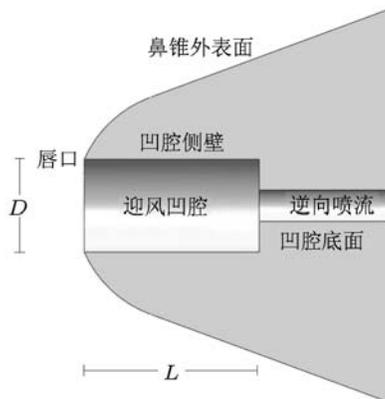


图 2 组合防热结构对称面

3 数值方法介绍

3.1 控制方程与离散

以三维 Navier-Stokes 方程为控制方程, 对流通量项采用 AUSM-DV 型的 MUSCL 差分格式处理, 黏性扩散项采用二阶中心差分格式, 时间项采用 LU-SSOR 的隐式格式离散分解.

3.2 网格、边界条件及数值假设

计算模型对称面与头部物面网格如图 3 和 4 所示. 计算边界条件如表 1 所示, 表中 Ma 为马赫数, P_0 为来流总压, PR 为逆喷总压与来流总压之比, T_{0-free} 为自由来流总温, T_{0-opp} 为逆向喷流总温, T_w 为壁面温度. 计算中认为壁面无滑移, 并使用了等温壁边界条件. 基于文献 [5] 的判断, 计算中引入层流假设. 为了得到稳定的仿真结果并简化计算过程, 本文假设了流动的定常性, 这样仿真结果将无法捕捉单纯凹腔流动震荡的特征.

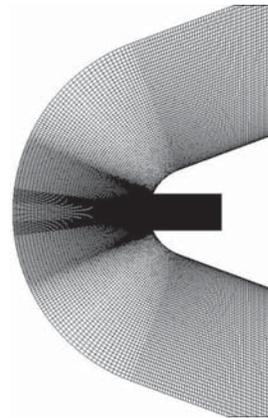


图 3 对称面网格

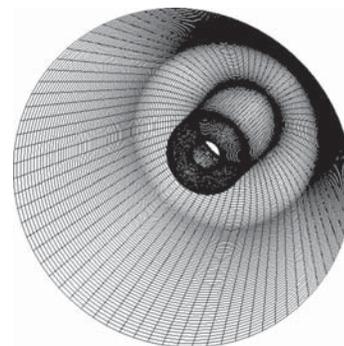


图 4 物面网格

表 1 计算流动条件

自由来流	参数数值	逆向喷流	参数数值
Ma	8	Ma	0.1 0.5 1.0
P_0/Pa	1939211	PR	0.1
$T_{0\text{-free}}/\text{K}$	1955.14176	$T_{0\text{-opp}}/\text{K}$	300
T_w/K	300		

4 数值结果与实验对比

使用斯坦顿数 St 表征物面热流大小, 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, $c_{p\infty}$ 为自由来流定压比热, u_∞ 为自由来流速度, Pr 为普朗特数, γ 为比热比, Ma_∞ 为自由来流马赫数.

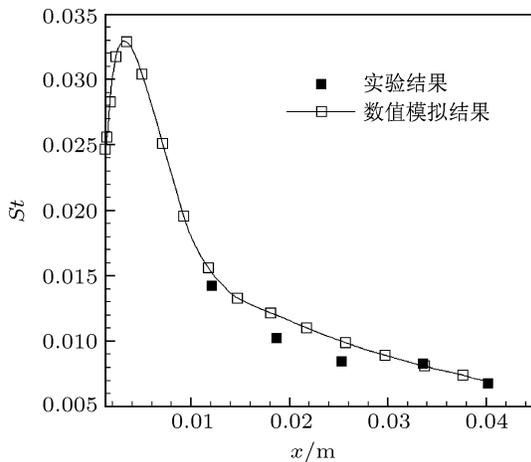


图 5 斯坦顿数的数值模拟与实验结果比较

图 5 给出了数值仿真得到的鼻锥表面无逆向喷流仅有迎风凹腔条件下的斯坦顿数与实验测得值 [8] 之间的比较. 由图可见, 仿真计算结果与实验点测量结果具有很高的一致性. 鼻锥前端由于存在迎风腔的关系, 很难安装测量点, 所以没有实验的结果, 但是仿真结果很好地预测出了含迎风凹腔鼻锥流动热流分布的趋势, 即凹腔外壁面的最大热流并不出现在唇的顶点, 而是出现在外壁面唇口的后方.

5 组合热防护系统的流场、气动受力及其冷却效果分析

5.1 流场的影响

图 6—9 给出了单纯的迎风凹腔、组合结构逆喷 Ma 分别为 0.1, 0.5 和 1.0 三种条件下算例的温度、流线及马赫数分布. 由各算例的温度分布图比较可见, 流场的最高温区域都出现在鼻锥的正前方, 随着逆向喷流速度的升高, 鼻锥前高温区域的分布由腔口被渐渐推离鼻锥. 仿真所得流场的最高温度如表 2 所示. 由于逆向喷流的存在, 流场引入了低温空气, 使得流场的最高温度都有所下降, 并且在本文仿真的条件范围内, 逆向喷流流速越大, 流场最高温度越低.

由图 7—9 的流线图 (b) 可见, 逆向喷流使得流场出现了两处明显的死水区, 该区域内存在强烈的漩涡流动. 一处是在凹腔的腔底转角处, 是由于逆向喷口与凹腔腔底结构造成, 另一处由自由来流与逆向喷流的相互挤压形成. 在本文的计算条件下, 该涡流区域位于外壁面唇部的上方, 随着逆喷流速增大, 涡流区域增大. 这是由于逆喷流速增大, 逆向流动增强, 对自由来流的“抵抗”能力增加所致.

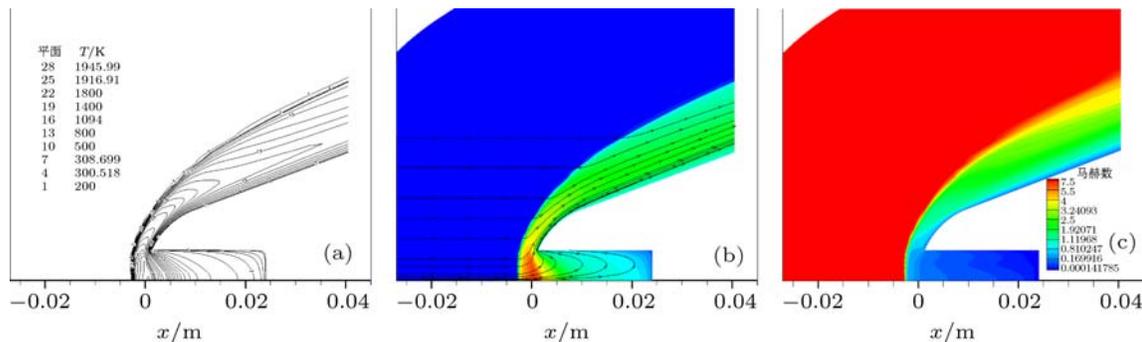


图 6 单纯迎风凹腔流场参数分布 (a) 等温线分布; (b) 流线图 (温度云图); (c) 马赫数分布

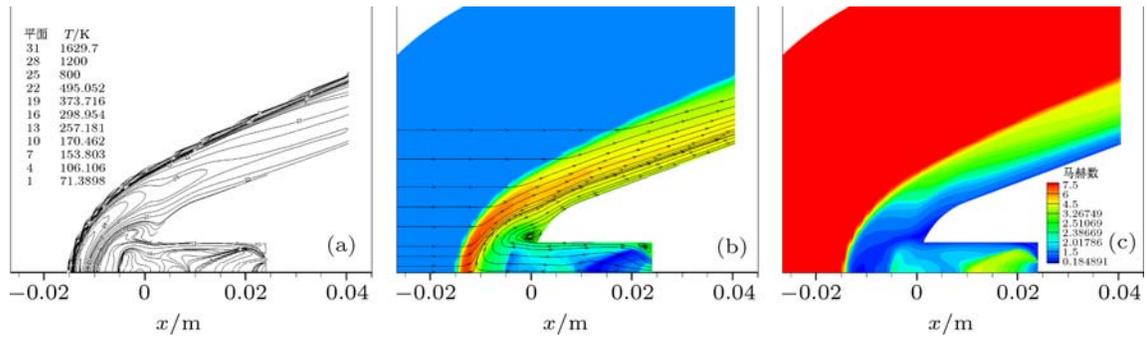


图7 组合结构逆喷 $Ma = 0.1$ 流场参数分布 (a) 等温线分布; (b) 流线图 (温度云图); (c) 马赫数分布

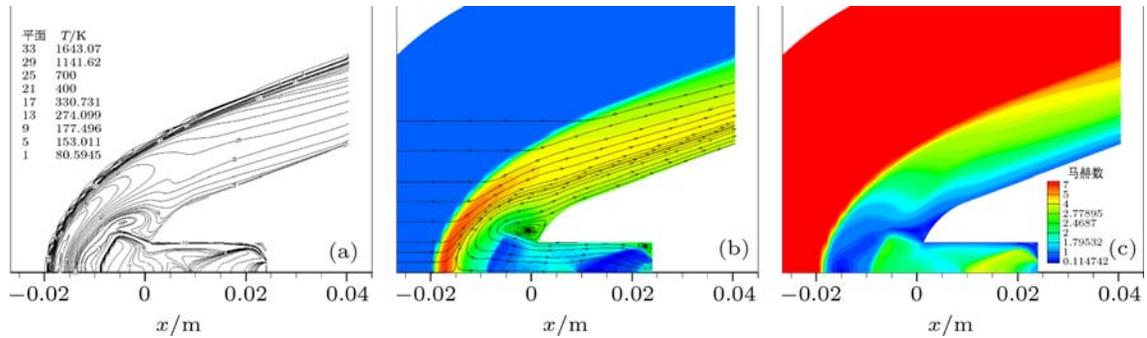


图8 组合结构逆喷 $Ma = 0.5$ 流场参数分布 (a) 等温线分布; (b) 流线图 (温度云图); (c) 马赫数分布

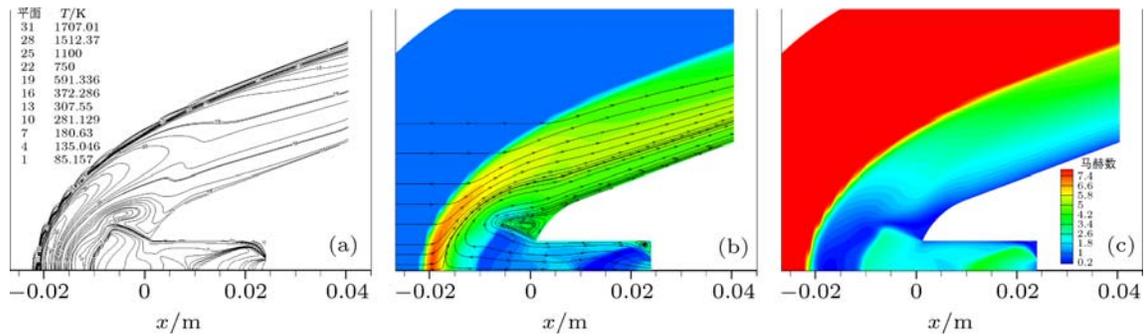


图9 组合结构逆喷 $Ma = 1$ 流场参数分布 (a) 等温线分布; (b) 流线图 (温度云图); (c) 马赫数分布

由马赫数图可见, 脱体弓形激波的位置随逆喷的增强而逐渐远离物面。逆喷压缩空气进入凹腔管道后, 气流急剧膨胀加速, 形成超声速流动。在凹腔口附近, 喷流与自由来流相互挤压, 形成复杂的马赫盘结构。表 2 给出了不同逆喷速度弓形激波中心的位置坐标 (坐标原点位于球头锥的顶点)。

由流场的仿真结果可以看到, 对于本文研究的迎风凹腔及逆向喷流组合结构, 在全流场中, 凹腔等效为一直喷管, 而凹腔外的流动则是典型的逆向喷流流动, 流场经过充分的发展是定常的。本文所做的定常假设将符合物理实际。

表 2 不同逆喷马赫数的流场最高温度、激波位置及逆喷流量

Ma	0	0.1	0.5	1.0
逆喷流量/ $\text{kg}\cdot\text{s}^{-1}$	—	9.7677×10^{-4}	4.2442×10^{-3}	5.6866×10^{-3}
流场最高温度/K	1945.99	1629.72	1643.07	1707.01
激波顶点位置/m	-0.002951	-0.01434	-0.01900	-0.02167

5.2 气动受力的变化

表 3 给出了单纯凹腔及不同逆喷流速 0 攻角条件下鼻锥的阻力系数 (C_d), 此处以鼻锥底部的最大截面积为参考面积. 由表可见, 随逆喷流速提高, 鼻锥阻力减小. 由流场参数的分布 (图 6—9) 可以看到, 逆向喷流的流速增加, 会形成更加尖锐的弓形脱体激波, 从而减小鼻锥的气动阻力.

表 3 不同逆喷流速的阻力系数

参数	数值			
Ma	0	0.1	0.5	1.0
C_d	0.47698	0.3517	0.2923	0.2739

5.3 外壁面热流的分布

图 10 给出了不同逆喷流速条件下沿鼻锥外壁面的斯坦顿数分布. 与没有逆向喷流的单一迎风凹腔结构比较, 引入逆向喷流, 喷流气体受来流挤压附着于物面流动, 隔绝了来流与物面的直接接触, 从而使得自由来流无法将其携带的强大动能转化为热能, 构成对壁面的气动加热. 球锥外形的鼻锥外表面在球段与锥前段, 组合结构取得了远远优于单一腔体的冷却效果. 与无逆喷结构相比, 鼻锥唇部顶点热流至少降低了 90% 以上. 逆喷引入的低焓值气体在外壁面的唇口甚至形成了鼻锥的放热. 比较三种不同的喷流速度工况的表面斯坦顿数分布, 可以看到流速越大, 鼻锥的外壁面加热热流越低. 组合结构的外壁面热流在球头与锥段相接处出现趋势变化是由于沿物面的流动由绕球面的低速膨胀流动转化为沿锥面的平直流动所致. 随着外壁面附着流动的发展, 喷流的低温气体受自由来流影响越来越大, 所以在鼻锥外壁面锥段热流值都呈现了上升趋势.

由图 10 亦可见, 通过控制逆向喷流的流速可以获得不同的防热效果. 针对不同的飞行条件, 选择不同的工况, 在飞行马赫数相对较小、气动加热较低时, 不开启逆向喷流, 节省逆喷工质, 完全采用单纯的迎风凹腔结构进行冷却; 当飞行马赫数较大, 仅靠凹腔的冷却效果无法满足防热要求时, 加入逆

向喷流, 提高冷却效果同时也可以减小高速状态下的飞行阻力.

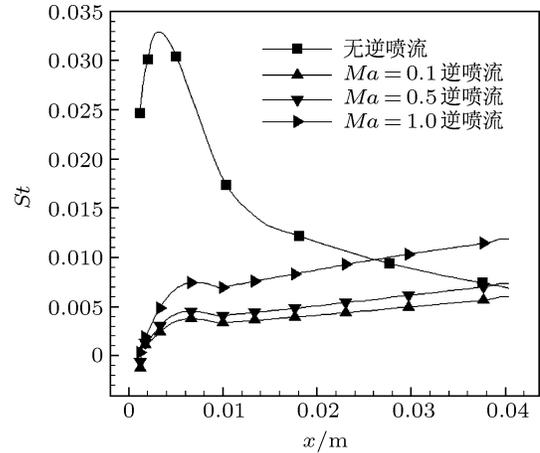


图 10 不同逆喷流速条件下鼻锥外壁面的斯坦顿数分布

6 结论

1) 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, 大大降低物面的气动加热.

2) 与单纯的迎风凹腔结构相比, 引入很小总压的逆向喷流 (总压比为 $PR = 0.1$), 组合结构的冷却效果就可以远远优于单一的迎风凹腔并且可以避免超声速凹腔流动的非定常性造成的对飞行器控制性能的不利影响.

3) 与单一的逆向喷流相比, 组合结构只需要很小逆喷总压的喷流 (如本文中, $PR = 0.1$) 就能够达很好的防热效果, 而单一的逆向喷流防热设计要保证热防护效果则需要较大的逆喷总压, 这不利于逆喷系统的简单化.

4) 相同逆向喷流总压条件下, 逆喷速度越高, 逆喷流量越大, 鼻锥外壁面的冷却效果越好.

5) 随逆喷流速提高, 采用组合防热结构鼻锥的阻力 (0 攻角条件下) 减小.

本文研究的迎风凹腔与逆向喷流组合热防护系统, 具有防热效果优异、对飞行器控制性能影响小、结构相对简单、能够减少气动阻力等特点, 该系统非常适用于远程、需长时间飞行的高超声速飞行器的热防护.

- [1] Zheng T L, Zou J C, Yu B 2005 *Chinese J. Aeronaut.* **18** 372 46 557
- [2] Ye H, Geng X 2011 *Sci. China: Tech. Sci.* **41** 102 (in Chinese) [叶宏, 耿雪 2011 中国科学: 技术科学 **41**102]
- [3] Hartmann J, Troll B 1922 *Phys. Rev.* **20** 719
- [4] Burbank P B, Stallings R L 1959 *NASA TM X-221*
- [5] Yuceil B, Dolling D S, Wilson D 1993 *AIAA* 1993-2742
- [6] Silton S I, Goldstein D B 2000 *AIAA* 2000-0204
- [7] Silton S I, Goldstein D B 2005 *J. Fluid Mech.* **528** 297
- [8] Saravanan S, Jagadeesh G, Reddy K P J 2009 *J. Spacecraft Rockets*
- [9] Engblom W A, Goldstein D B 1997 *J. Spacecraft Rockets* **34** 437
- [10] Warren C H E 1960 *J. Fluid Mech.* **8** 400
- [11] Meyer B, Nelson H F, Riggins D 2001 *J. Aircraft* **38** 680
- [12] Aso S, Hayashi K, Mizoguchi M 2002 *AIAA* 2002-0646
- [13] Hayashi K, Aso S 2003 *AIAA* 2003-4041
- [14] Hayashi K, Aso S, Tani Y 2006 *J. Spacecraft Rockets* **43** 233
- [15] Tian T, Yan C 2008 *J. Beijing Univ. Aero. Astron.* **34** 9 (in Chinese) [田婷, 阎超 2008 北京航空航天大学学报 **34** 9]

Cooling efficiency investigation of forward-facing cavity and opposing jet combinatorial thermal protection system*

Lu Hai-Bo[†] Liu Wei-Qiang

(College of Aerospace and Material Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

(Received 30 June 2011; revised manuscript received 27 July 2011)

Abstract

The cooling efficiency of a forward-facing cavity and opposing jet combinatorial thermal protection system is investigated, by which the flow field parameters, the aerodynamic force, and the surface heat flux distribution are obtained. The numerical simulation method is validated by experiment with no opposing jet model. The analysis of the numerical simulation results shows that this kind of combinatorial thermal protection system has an excellent effect on cooling the outer body surface of the nose-tip. By introducing an opposing jet with a small total pressure (total pressure ratio PR is 0.1), the cooling effect of combinatorial configuration can be much better than that of a single cavity. With the opposing jet speed increasing, the cooling efficiency is improved and the aerodynamic resistance is reduced. The combinatorial system is suited for the thermal protection of hypersonic aircraft that needs a long-distance and long-time flight.

Keywords: thermal protection system, hypersonic, forward-facing cavity, opposing jet

PACS: 47.55.pb, 47.40.ki

* Project supported by the Major Program of National Natural Science Foundation of China (Grant No. 90916018) and the Research Fund for the Doctoral Program of Higher Education of China (Grant No. 200899980006).

[†] E-mail: lhbboo@sohu.com