

# 疏导式结构在头锥热防护中的应用\*

孙健<sup>†</sup> 刘伟强

(国防科技大学, 高超声速冲压发动机技术重点实验室, 长沙 410073)

(2011年12月29日收到; 2012年2月13日收到修改稿)

针对高超声速飞行器工作时头锥恶劣的热环境, 为了保证飞行器头锥的尖锐外形, 提出疏导式热防护结构, 利用内置高导热碳材料结构为飞行器头锥提供热防护. 采用流固耦合方法对头锥疏导式防热结构进行了分析, 验证了头锥内置高导热碳材料具有较好防热效果, 其中来流马赫数 ( $Ma$ ) 为 9 时头锥前缘壁面最高温度下降了 21.9%, 尾部最低温度升高了 15.2%, 实现了热流由高温区向低温区的转移, 削弱了头锥的热载荷, 强化了头锥的热防护能力. 本文对外蒙皮结构参数、材料参数以及内部高导热碳材料导热率对头锥热防护性能的影响进行了分析, 其中头锥最高温度随着蒙皮材料导热系数的增加而降低到一个稳定值; 随着蒙皮材料表面黑度的增加而降低; 随着蒙皮厚度的增加而升高; 随着高导热碳材料导热系数的增加而呈抛物线下降.

**关键词:** 疏导式热防护, 头锥, 流固耦合, 高导热碳材料

**PACS:** 44.05.+e, 47.55.pb, 47.40.ki

## 1 引言

超声速飞行器在地球大气内飞行时, 局部强烈的气动加热和气动压力引起局部高温以及剧烈的温度梯度和较大热应力. 高温对高超声速飞行器材料的耐热性以及高温条件下结构的承载能力提出了更高的要求, 因此针对气动热的热防护技术已成为制约高超声速飞行器发展的关键问题之一<sup>[1,2]</sup>. 传统的烧蚀热防护是通过表面材料的烧蚀吸热来实现对严重气动热的防护, 但同时会牺牲良好的气动外形, 特别是对于高超声速飞行器的尖锐头锥, 结构的严重烧蚀会导致无法保证高马赫数飞行. 疏导式热防护<sup>[3]</sup>作为半被动热防护, 是一种有别于传统方式的热防护机理, 它采用高导热率材料、高效传热元件的传热、对流换热的物理特性将高热流区热量快速传递到低热流区, 借助大范围的低温散热面, 将严重的气动加热以辐射的方式释放, 以降低高热流区的表面温度, 达到现有耐高温材料能

够承受的水平, 从而实现真正意义上的非烧蚀.

飞行器前缘外层包覆高温热管作为疏导式防热的一种, 已被国外成功应用于高超音速飞行器翼前缘的热防护<sup>[4,5]</sup>之中. 陈连忠等<sup>[6]</sup>将包裹了高温热管的碳复合材料柱形体放在电弧风洞中, 验证了高温热管具有较好的降温效果. 姜贵庆等<sup>[7]</sup>分析二维固体材料的传导性能, 提出表面降温系数和背面升温系数用以评价固体材料的疏导性能. 对于高导热碳材料, 王照亮等<sup>[8]</sup>采用四焊盘  $-3\omega$  方法测量了室温下基体表面不同长度单根单壁碳纳米管 (single-walled carbon nanotube, SWNT) 的导热系数, 理论预测与实验结果相符合, 即 SWNT 的导热系数随长度变化具有尺度效应. 侯泉文等<sup>[9]</sup>利用分子动力学模拟了碳纳米管的热导率, 研究发现其随长度变化的幂指数随着碳纳米管长度的增加而成衰减指数的规律减小, 与理想一维材料不同, 在热力学极限下, 碳纳米管导热会出现完全扩散输运, 其热导率将收敛到有限值. 内置高导热碳材料疏导式防护结构的研究国内才刚刚起步, 因此在其

\* 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.

<sup>†</sup> E-mail: sunjian19850620@163.com

工程化之前,有很多关键技术问题需要解决,首要的是要深刻理解其传热防热机理,并对结构的防热性能进行安全性评估以及防热效果影响因素进行研究.本文讨论了内置高导热碳材料疏导式头锥结构热防护的效果,并分析蒙皮结构参数、材料参数以及内部高导热碳材料导热率对头锥热防护性能的影响.

## 2 高导热碳材料疏导式头锥防热结构

超声速飞行器头锥结构侧视图如图 1 所示,头锥为轴对称结构,锥顶球形结构半径为 4 mm,轴向长度为 104 mm,锥角为 14.5°.高导热碳材料疏导式头锥防热结构截面图如图 2 所示,外层为蒙皮材料,内部为高导热碳材料.高导热率材料可选择的范围包括高导热碳材料,铜,铝等金属.由于金属的密度较高,而做成泡沫材料又降低了其导热率,因此不是高超声速飞行器的首选材料.高导热碳材料不仅具有良好的热传导性,而且具有较低的密度和高温环境下的稳定性,这些特点决定了高导热碳材料在将来高超声速飞行器热防护系统中能发挥重要作用.疏导式热防护原理如图 3 所示,高导热碳材料将高热流密度区的热流传导到低热流密度区,并通过大量低温辐射面将能量释放,降低高热流密度区温度.

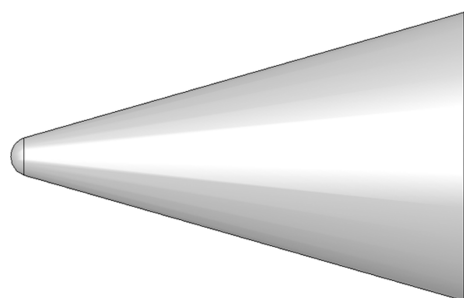


图 1 头锥结构侧视图

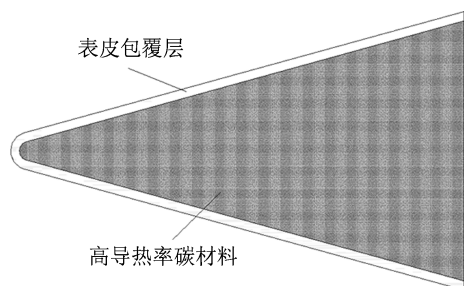


图 2 高导热碳材料疏导式防热头锥结构剖面图

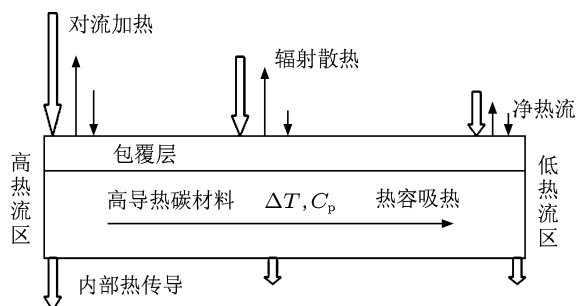


图 3 高导热碳材料疏导式防热结构原理

## 3 物理模型与计算条件

### 3.1 物理模型

在流动过程中,头锥壁面的温度与热流分布需要通过大气对壁面的强迫对流、壁面以及内部的导热耦合求解得到.采用的控制方程是对任意控制体的积分方程<sup>[10]</sup>

$$\oint \rho \phi \mathbf{v} \cdot d\mathbf{A} = \oint \Gamma_\phi \nabla \phi \cdot d\mathbf{A} + \int_V S_\phi dV, \quad (1)$$

当  $\phi$  为  $(\rho, u, v, w, e)$  时,上述方程就可以组成连续、动量和能量方程组计算大气流动和冷却液流动;当  $\phi$  为内能  $e$  时,上述方程只是能量方程,可计算壁面内部的导热.流动和导热的耦合就发生在气壁面上,满足耦合交界面条件,温度连续和热流密度连续.

有限体积单元空间离散示于图 4 所示,节点位于控制体的中心,用大写字母  $P$  表示,并按照方向用  $E, W, N, S, T, B$  表示相邻节点.将 (1) 式在有限体空间离散可得<sup>[11]</sup>

$$a_P \phi_P = a_E \phi_E + a_W \phi_W + a_N \phi_N + a_S \phi_S + a_T \phi_T + a_B \phi_B + b. \quad (2)$$

$$a_E = D_e A (|P_{\Delta e}|) + [|-F_e, 0|],$$

$$a_W = D_w A (|P_{\Delta w}|) + [|F_w, 0|];$$

$$a_N = D_n A (|P_{\Delta n}|) + [|-F_n, 0|],$$

$$a_S = D_s A (|P_{\Delta s}|) + [|F_s, 0|];$$

$$a_T = D_t A (|P_{\Delta t}|) + [|-F_t, 0|],$$

$$a_B = D_b A (|P_{\Delta b}|) + [|F_b, 0|];$$

$$b = S_C \Delta x \Delta y \Delta z + a_P^0 \phi_P^0,$$

$$S_\phi = S_C + S_P \phi_P, a_P^0 = \frac{\rho \Delta x \Delta y \Delta z}{\Delta t};$$

$$a_P = a_E + a_W + a_N + a_S + a_T + a_B - S_P \Delta x \Delta y \Delta z. \quad (3)$$

式中,  $P_{\Delta i}$  ( $i = e, w, n, s, t, b$ ) 是界面上对流换热量与导热之比;  $F_i, D_i$  ( $i = e, w, n, s, t, b$ ) 分别为界面上的流量和扩散系数.

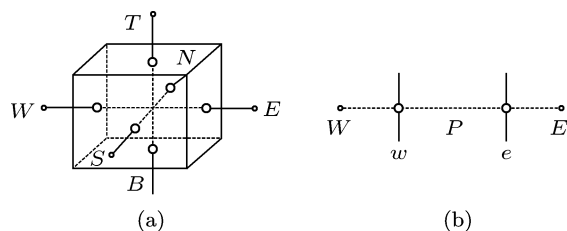


图4 控制体和离散网格 (a) 控制体;(b) 离散网格

### 3.2 算例验证

为了与实验结果<sup>[12]</sup>比较, 本文的计算模型及边界条件与实验相一致. 流体域中来流压力 648.1 Pa, 温度 241.5 K, 马赫数为 6.47; 固体域为圆柱, 结构材料采用 1Cr18Ni9Ti, 外径 38.1 mm, 内径为 25.4 mm, 计算域网格如图 5 所示, 流体域在物面处进行了加密, 计算时间  $t = 2$  s.

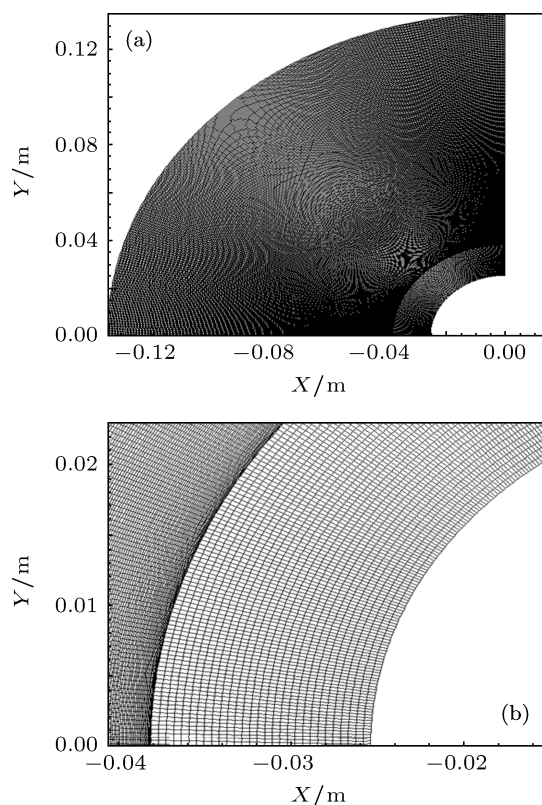


图5 流体和固体网格 (a) 流体网格;(b) 固体网格

图 6 为  $t = 2$  s 时壁面温度分布曲线,  $T_0$  为壁面驻点温度,  $\theta$  为圆柱外表面与对称面的夹角. 从图中可以看出圆柱表面相对驻点的温度分布与实验结果<sup>[12]</sup>符合得较好. 其中驻点温度最高为 452K 略小于实验结果<sup>[12]</sup>465 K, 驻点热流密度为  $6.47 \times 10^5 \text{ W/m}^2$  也略小于实验值  $6.7 \times 10^5 \text{ W/m}^2$ .

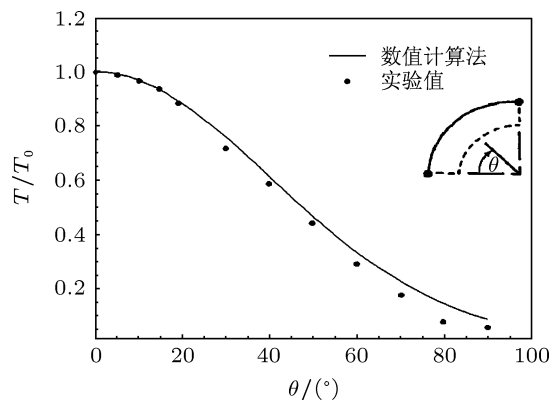


图6 壁面温度分布曲线

### 3.3 计算条件

- 1) 高超声速飞行器在 25 km 高空中, 以马赫数 7—9 飞行;
- 2) 蒙皮材料采用耐高温不锈钢, 导热系数  $\lambda_{coa}$  为 60.5 W/mK, 热膨胀系数  $1.2 \times 10^{-5}$ ;
- 3) 高导热率碳材料采用单层碳纤维管, 导热系数  $\lambda_{car}$  为 3000 W/mK, 热膨胀系数  $0.7 \times 10^{-5}$ .

### 4 疏导式防热结构冷却效果分析

图 7 为马赫数为 9 时头锥的温度分布情况, 可见使用内置高导碳材料后头锥最高温度由 2546 K 下降至 1989 K 降幅达 21.9%, 尾部最低温度由 1413 K 上升至 1628 K 升幅达 15.2%, 降低高热流密度区温度, 提升了低热流密度区温度, 实现了热量由高温区向低温区的转移, 强化了表面辐射强度, 降低了头锥的最高温度. 马赫数为 9 时头锥热变形分布如图 8 所示, 两者变形分布相似, 最大值都在头锥顶部, 但采用内置高导热碳材料防热结构的头锥总热变形量下降了 0.1313 mm.

图 9 为马赫数分别为 7, 8, 9 时头锥表面轴线方向的温度分布. 对于不同马赫数, 内置高导碳材料均能将头锥温度曲线变得平缓, 并且使用防热结

构前后温度曲线的相交点几乎在模型的另一位置. 随着马赫数的增加, 头锥最高温度的下降量和尾部最低温度的升高量都在上升.

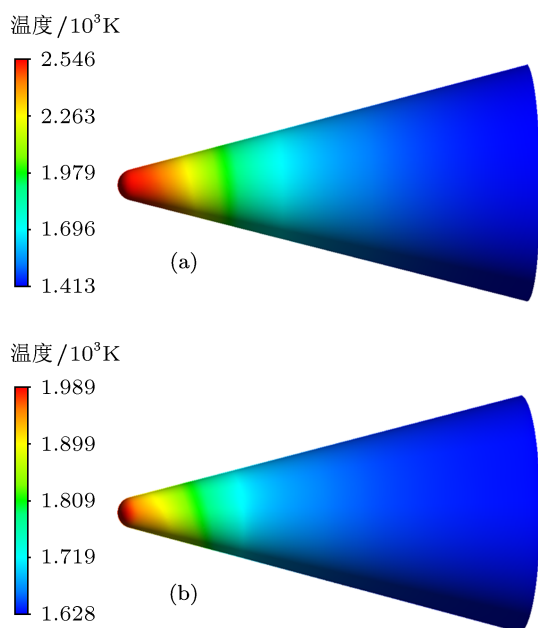


图7  $Ma = 9$  头锥温度分布 (a) 不含疏导结构; (b) 含疏导结构

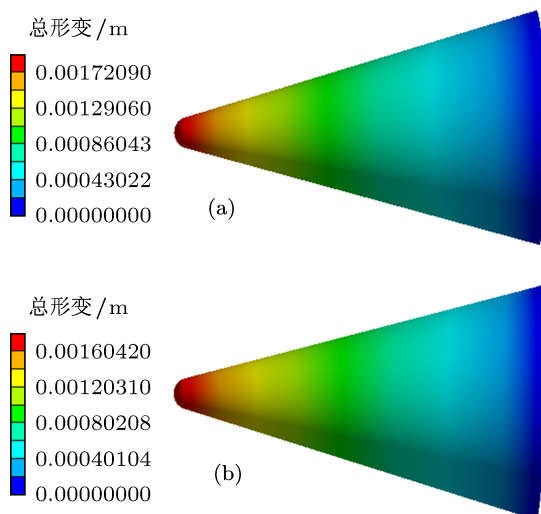


图8  $Ma = 9$  头锥热变形分布 (a) 不含疏导结构; (b) 含疏导结构

## 5 冷却效果影响因素

高导热碳材料疏导式头锥的结构参数和材料属性对冷却效果起着至关重要的影响. 因此, 本文对蒙皮材料的导热系数、黑度和厚度, 以及内部高导热碳材料的导热系数对冷却效果的影响进行了

分析, 为内置高导热碳材料疏导式防热结构的设计和材料的选取提供一定的依据.

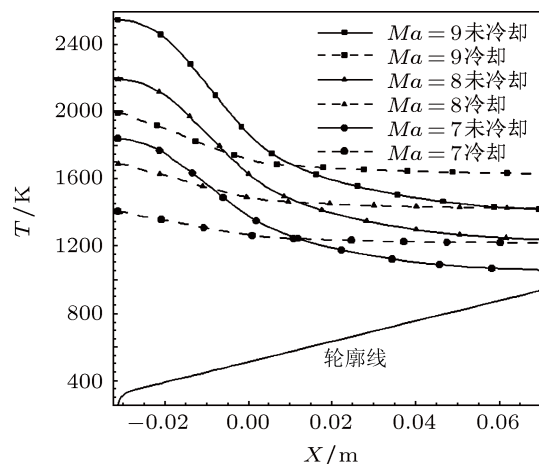


图9 头锥表面轴线方向温度分布

## 5.1 蒙皮材料与结构的影响

图10为头锥最高壁面温度  $T_{max}$  和最低壁面温度  $T_{min}$  随蒙皮材料导热系数的变化曲线, 随着导热系数的增加,  $T_{max}$  逐渐减小, 并趋近一稳定值, 而  $T_{min}$  逐渐增加也趋近于一稳定值, 两者相差约 220 K. 因此在选择蒙皮材料时, 不必选取导热系数很高的材料.

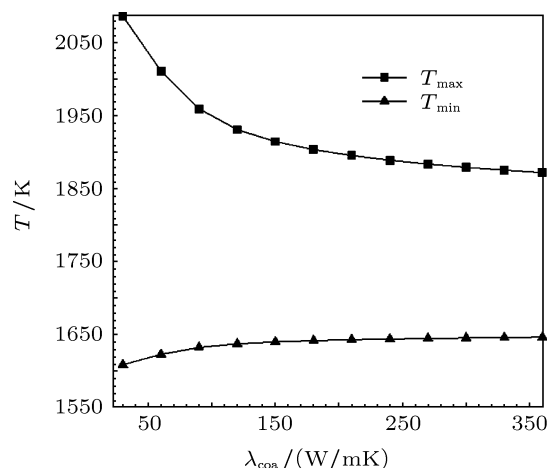


图10 最高温度和最低温度随蒙皮导热系数变化

图11为蒙皮表面黑度与外壁面最高温度的关系. 随着黑度的增加, 最高温度下降, 且降幅也随之减小, 黑度为 0.8 时最高温度最小. 从曲线趋势可以看出表面黑度越大辐射出头锥的热量越多, 头锥的热载荷就越小. 因此, 为了降低头锥热载荷, 保证最

高温在材料允许使用的范围,蒙皮应选择黑度较大的材料.

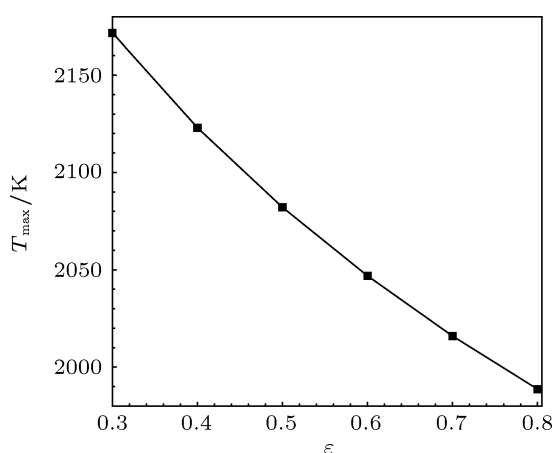


图 11 最高温度随蒙皮表面黑度的变化

外蒙皮承担着头锥结构的热防护工作,它阻止外界高温热流向内层结构材料的传递.因此它的厚度是热防护设计的重要参数.由图 12 可知,随着蒙皮厚度的增加头锥最高温度急剧上升,即增加了头部的热载荷.因此,应该综合考虑蒙皮厚度增加带来额外的热载荷,在保证结构稳定的同时选取最小厚度.

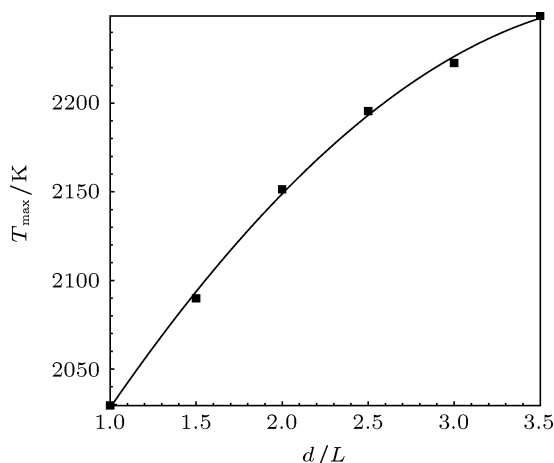


图 12 最高温度随蒙皮厚度的变化

## 5.2 高导热碳材料导热系数的影响

图 13 为高导热碳材料导热系数与壁面最高温度的关系.蒙皮结构和材料一定时,随着高导热碳

材料导热系数的增大,壁面最高温度呈抛物线降低.现有的高导热碳材料的导热系数大都在 1000—3000 W/mK 范围内,此区域内曲线斜率较大,温度变化剧烈,同样的导热系数增加量能减轻头锥更多的最高温度,因此应致力于选取更高导热率的碳材料.

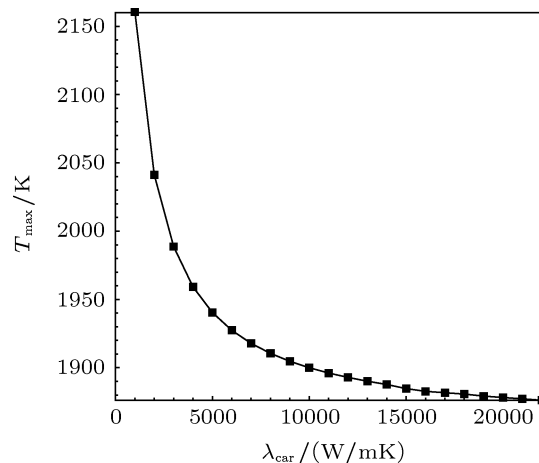


图 13 最高温度随高导热碳材料导热系数的变化

## 6 结论

本文针对高超声速飞行器头锥严重的气动加热情况,引入一种高导热碳材料疏导式头锥结构,分析了不同工况下疏导式头锥的热防护效果,并讨论疏导式头锥结构参数和材料参数对防护效果的影响.主要结论总结如下:

1. 高导热碳材料疏导式防热结构能够降低头锥最高温度,提升尾部最低温度,使得头锥温度沿轴向变化平缓,强化壁面辐射强度,降低头锥的最高温度;

2. 蒙皮的结构参数和材料参数对热防护效果有重要影响,头锥最高温度随蒙皮导热系数的增加而降低至一稳定值,随蒙皮黑度的增加而降低,随蒙皮厚度的增加而升高;

3. 头锥最高温度随高导热碳材料导热系数的增加而呈抛物线下降.现有高导热碳材料的导热系数大都在 1000—3000 W/mK 范围内,此区域内曲线斜率较大、温度变化剧烈,因此高导热碳材料导热系数对热防护效果影响明显.

- [1] Yan C, Yu J J, Li J Z 2006 *Acta Aero. Sin.* **24** 125 (in Chinese) [阎超, 禹建军, 李君哲 2006 空气动力学学报 **24** 125]
- [2] Li P F, Wu S P 2010 *J. Aero. Power* **25** 1705 (in Chinese) [李鹏飞, 吴颂平 2010 航空动力学报 **25** 1705]
- [3] Sun J, Liu W Q 2011 *Acta Aeron. Astron. Sin.* **32** 1622 (in Chinese) [孙健, 刘伟强 2011 航空学报 **32** 1622]
- [4] David E 1998 NASA CR-1998-208962
- [5] David E 1998 NASA CR-1998-207642
- [6] Chen L Z, Ou D B, Liu D Y 2009 *Frontier Sci.* **2** 41 (in Chinese) [陈连忠, 欧东斌, 刘德英 2009 前沿科学 **2** 41]
- [7] Jiang G Q, Ai B C, Yu J J, Chen L Z 2008 *11th Countrywide Heat Pipe Conference Weihai September 7–11* 72 (in Chinese) [姜贵庆, 艾邦成, 俞继军, 陈连忠 2008 第十一届全国热管会议 威海 9 月 7—11 日 72]
- [8] Wang Z L, Liang J G, Tang D W, Zhu Y T 2008 *Acta Phys. Sin.* **57** 3391 (in Chinese) [王照亮, 梁金国, 唐大伟, Y. T. Zhu 2008 物理学报 **57** 3391]
- [9] Hou Q W, Cao B Y, Guo Z Y 2009 *Acta Phys. Sin.* **58** 7809 (in Chinese) [侯泉文, 曹炳阳, 过增元 2009 物理学报 **58** 7809]
- [10] Li J W, Liu Y 2005 *J. Propulsion Techn.* **26** 111 (in Chinese) [李军伟, 刘玉 2005 推进技术 **26** 111]
- [11] Tao W Q 2001 *Numerical Heat Transfer* (Xi' an: Xi' an Jiaotong University Press) p176 (in Chinese) [陶文铨 2001 数值传热学 (西安: 西安交通大学出版社) 第 176 页]
- [12] Dechaumphai P, Thornton P E, Wieting A R 1989 AIAA-26055-793

# Application of leading structure on thermal protection of nosetip\*

Sun Jian<sup>†</sup> Liu Wei-Qiang

(*Science and Technology on Scramjet Laboratory, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China*)

(Received 29 December 2011; revised manuscript received 13 February 2012)

## Abstract

The structure of embedded high thermal conductivity carbon material leading thermal protection is considered as thermal protection system to prevent hypersonic vehicle nosetip which requires sharp figure during hypersonic flying, from being seriously aerodynamically heated. By fluid structure interaction method, we analyze leading thermal protection of nosetip and validate that embedded high thermal conductivity carbon material structure has a good effect on thermal protection. The maximal temperature of the nosetip which uses leading thermal protection structure is reduced by 21.9% and the lowest temperature of aft is increased by 15.2% when Mach number is 9. The transfer of heat from head to after-body is achieved, the thermal load of the front head is weakened and the ability of leading-edge thermal protection is strengthened. The influences of structure parameter and material attributes of coating and thermal conductivity of high conductivity carbon material on thermal protection are discussed. The highest temperature of the nosetip decreases with thermal conductivity of coating increasing to a steady value and descends with blackness level of coating ascending and increases with the thickness of coating increasing, and it descends in parabola form as thermal conductivity of carbon materials increases.

**Keywords:** leading thermal protection, nosetip, fluid structure interaction, high thermal conductivity carbon materials

**PACS:** 44.05.+e, 47.55.pb, 47.40.ki

---

\* Project supported by the 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).

<sup>†</sup> E-mail: sunjian19850620@163.com