

飞行器尖化前缘的热结构特性

姜贵庆 张学军 王淑华 艾邦成 俞继军

(航天空气动力技术研究院,北京 100074)

摘 要 在分析尖化前缘热环境特性的基础上,给出了尖化前缘相应的热结构特性的计算和分析,分析结果表明:尖化前缘热流密度在 2~3 个自由程内下降到原来的 1/3,而表面温度仅有 10% 的下降;高热导率的防热材料可降低前缘的最高表面温度,对非烧蚀热防护十分有利,它还可提高后部的表面温度,增加辐射散热的力度,这是非烧蚀热防护的重要机制。

关键词 高超声速飞行器,尖化前缘,热结构

Thermal Structure Properties of Sharp Leading Edges for Spacecraft

Jiang Guiqing Zhang Xuejun Wang Shuhua Ai Bangcheng Yu Jijun

(China Academy of Aerospace Aerodynamics, Beijing 100074)

Abstract According to the analysis of aeroheating property for sharp leading edge, the thermal structure property is calculated and analyzed. The analysis results show that heat flux is decreased to one third of that on stagnation, but the surface temperature is only decreased by 10% at 2 - 3 mean free path distance. The maximum surface temperature of sharp leading edges can be decreased and surface temperature of rear regions can be increased for high thermal conductivity materials. This is an important thermal protection mechanism for non-ablation thermal protection.

Key words Spacecraft, Sharp leading edge, Thermal structure

1 引言

再入飞行器的前缘钝化技术,曾对解决再入飞行器的热障问题起着积极的作用,它是以增加飞行器的波阻来换取驻点较低的热流密度。新型高超声速飞行器要保持长时间、长程的航行,高升阻比的气动外形成为这类飞行器技术关键,由于钝化前缘已无法适应新型飞行器的气动性能要求,低阻力的尖化前缘,取代钝化前缘已成为必然的发展趋势^[1~2]。

在连续区,钝化前缘的热流密度与前缘半径的平方根成反比,前缘尖化后,热流密度会有大幅度的增加。人们在关心热流密度有增加的同时,更关心前缘的热结构的特性,文献[3~4]分别研究了球头、圆柱与平头幕次外形的稀薄气体效应,并采用 DSMC 的数值模拟技术,给出球头、圆柱与平头幕次形在不同 K_n 数下的热交换系数计算结果。比较结果表明,对 0.8 的幕次指数,当平头厚度由一个自由程变为尖头时,

热交换系数由圆柱热交换系数的 1.596 倍增加到 2.402 倍,证明尖点的热交换系数有极限值。本文依据参考文献[4]的热交换系数的 DSMC 数值模拟结果,给出相应条件的热结构计算结果。

2 尖化前缘的稀薄气体效应

通常以 K_n 数来区分自由分子流区,过渡区和连续区,其定义如下:

$$K_n = \frac{\lambda}{r^*} \quad (1)$$

式中, λ 为平均分子自由程, r^* 为特征尺度。

当 $K_n < 0.03$ 为连续区; $K_n > 10$ 为自由分子流区; $10 < K_n < 0.03$ 为过渡区。

对尖化前缘,当尖化特征长度 $r^* = (\lambda / K_n) > 0.03$ 时流动进入过渡区或自由分子流区,此时尖化前缘热流就不能按连续流的相关公式计算,需要用过渡区和自由分子流区的相关公式进行计算,这就是尖

收稿日期: 2006 - 09 - 26; 修回日期: 2006 - 12 - 25

基金项目: 国家自然科学基金资助项目 (90505015)

作者简介: 姜贵庆, 1934 年出生, 研究员, 主要从事气动热力学与热防护的研究工作

化前缘热环境的稀薄气体效应。

文献 [3] 用多种计算技术给出球头驻点热交换系数随 K_n 的变化曲线 (图 1)。图中 $C_h = q_0 / (0.5 \rho v^3)$ 为热交换系数, C_p 为压力系数, ρ 为前方来流密度, v 为前方来流速度。图 1 表明: K_n 在 $10 \sim 100$ 内, 驻点热交换系数接近一常数, 而 K_n 在 $1 \sim 0.001$ 内, 驻点热交换系数是单调下降的。

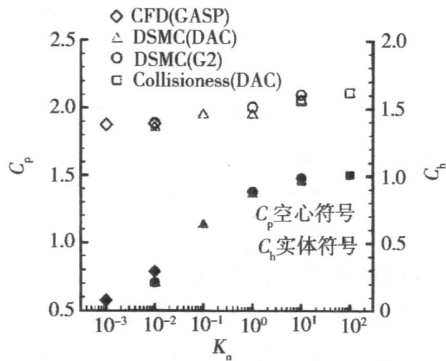


图 1 C_p 和 C_h 随 K_n 变化规律

Fig 1 Variation of C_p and C_h with K_n

3 尖化前缘的热环境特性

文献 [4] 利用 DSMC (Monte-Carb 直接模拟) 方法给出热流分布的计算结果, 研究了尖化前缘稀薄区的热流分布特性。图 2 给出几何外形, 为平头幂次律外形, λ_∞ 为自由流平均自由程。

$$y = y_{nose} + ax^n \quad (2)$$

式中, y_{nose} 为前缘厚度的一半, x 、 y 为物理空间的直角坐标。

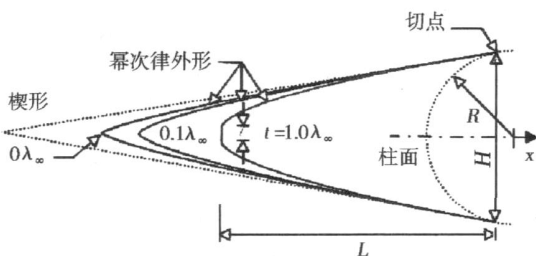


图 2 平头幂次律外形

Fig 2 Flat-Nose power-law shape

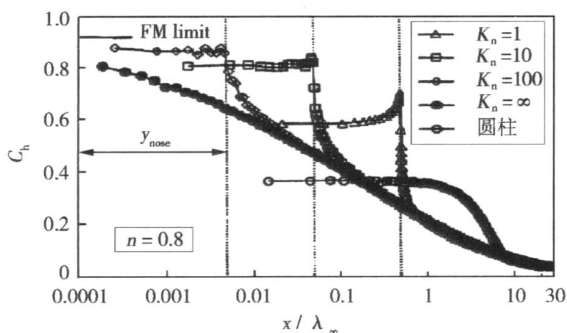
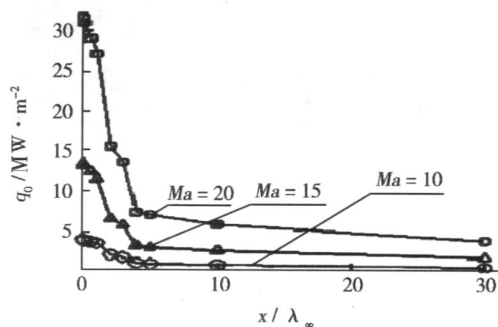


图 3 热流分布的 DSMC 结果

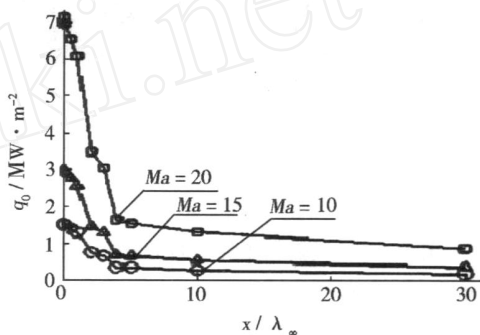
Fig 3 Heat transfer coefficient along surface

图 3 给出热流分布的计算结果。结果表明: 不同 K_n 、 C_h 沿弧长的分布曲线是有差别的, 但进入连续区计算结果是一致的; 对于圆柱, 在过渡区圆柱的计算结果大于 DSMC 计算结果, 而在自由分子流区正好相反, 即 DSMC 计算结果大于圆柱理论的计算结果, 图 3 给出的自由分子流理论解为 $C_h = 0.912$ 。

把图 3 的结果转换成有因子的热流, 图 4 给出了相同高度不同马赫数表面热流沿轴向分布。



(a) $H = 60 \text{ km}$



(b) $H = 70 \text{ km}$

图 4 不同马赫数条件下表面热流沿轴向分布

Fig 4 Surface heat flux along axial coordinate

图 4 的计算结果表明: 热流激烈变化仅发生在距驻点 $2 \sim 3$ 个自由程的范围内, 热流密度可下降到原来的 $1/3$, 4 个自由程后热流变化就很平稳。

4 尖化前缘的热结构特性

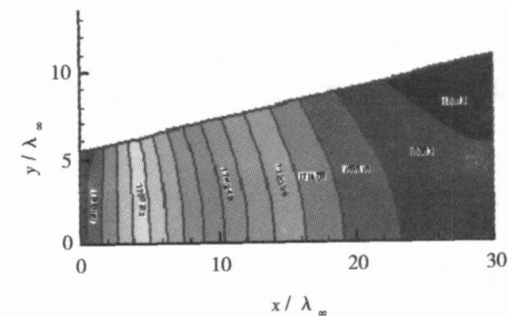
为了评估过渡区及自由分子流区热流分布对物体内部温度的影响, 利用图 4 中的热流结果, 对三维内部结构温度分布进行了计算。三种材料性能参数见表 1。

表 1 计算所用的材料性能参数

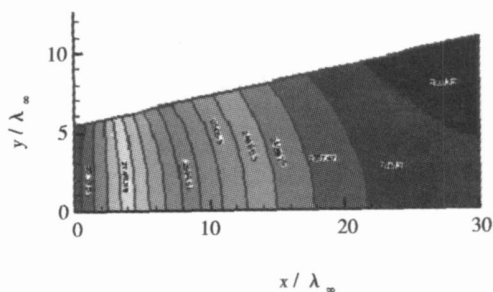
Tab 1 Computation parameters

材料	密度 $/\text{kg} \cdot \text{m}^{-3}$	热导率 $/\text{W} \cdot (\text{m} \cdot \text{K})^{-1}$	比热容 $/\text{kJ} \cdot (\text{kg} \cdot \text{K})^{-1}$
T/C	9226	76	0.198
C/C	1800	40	1.0
4C/C	1800	160	1.0

图 5 给出了马赫数为 10 和 20、高度为 70 km 时表面温度云图,图 6 给出了 60 km 高度、不同马赫数时的表面温度沿轴向分布。与图 4 相比,表面温度沿轴向变化就没有那么激烈了,在 2~3 个自由程内,表面温度仅下降 10%。



(a) $Ma = 10$



(b) $Ma = 20$

图 5 不同马赫数条件下温度分布云图

Fig 5 Surface temperature pattern for different Ma

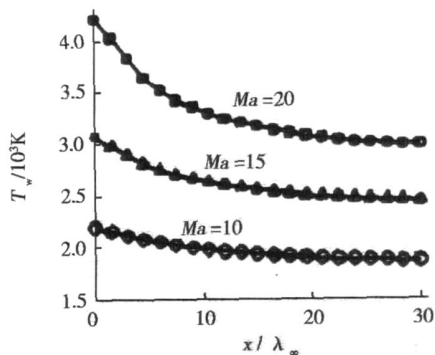


图 6 相同高度不同马赫数条件下表面温度分布

Fig 6 Surface temperature distribution at same height and different Ma

图 7 为 T/C、C/C 及 4C/C 三种材料表面温度沿轴向分布。三种材料热导率不同,4C/C 材料热导率为 C/C 材料的 4 倍,热导率对表面温度的分布有明显的影响。4 倍热导率可使材料最高表面温度下降 180 K,后部表面温度上升大约 200 K,对长时间航行的高超声速飞行器的热防护十分有利,降低最高表面温度有利于非烧蚀防热,提高后部温度有利于辐射散热。

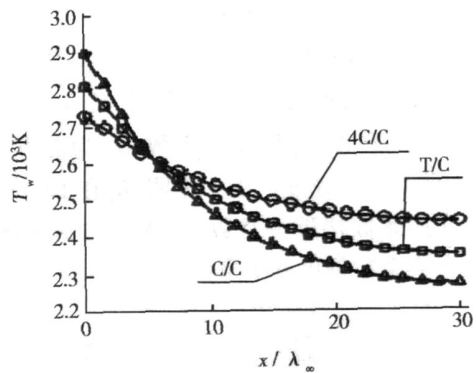


图 7 三种材料表面温度沿轴向分布

Fig 7 Surface temperature distribution for three various materials

5 尖化前缘的三维温度效应

对大钝头 ($R > 50$ mm) 驻点表面温度按一维热传导方程与三维热传导方程计算,计算结果差别不大,但对尖化前缘表面温度来说,温度的三维效应就比较明显。

按连续流 Lees 理论,球头热流分布如图 8 所示^[5],有以下结果:当球心角 $\theta = 10^\circ$ 时, $q_x/q_{0s} = 0.95$; $\theta = 80^\circ$ 时, $q_x/q_{0s} = 0.1$ 。

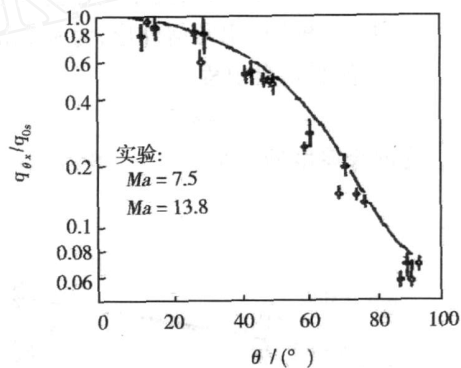


图 8 Lees 公式与实验结果的比较

Fig 8 Comparison between Lees formula and test results

式中, q_x 为不同球心角热流, q_{0s} 为驻点热流。

三维热传导方程可写成下式

$$C_p \frac{\partial T}{\partial t} = K \left(\frac{\partial^2 T}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial z^2} \right) \quad (3)$$

对 (3) 积分,并应用体积分变成面积分分式,则有

$$\iiint C_p \frac{\partial T}{\partial t} dx dy dz = \iint q_n dS \quad (4)$$

式中,左边为由于物体内部温度变化吸收的热量,右边为边界加于物体的气动加热,取 40 km 高度,此时 $\delta = 0.0928$ mm。

当 $K_n < 0.03$ 时为连续区,要满足这个条件特征尺度 $r^* > 1/0.03 = 3.09$ mm,即物面上的特征尺度要大于 3.09 mm,热流才能用连续流热流密度公式进行

计算,以下考虑两种情况。

(1)取半径为 3 mm 半球,要保证球面上特征尺度大于 3.09 mm,可取球心角为 80 的弧长,此时 $s = 4.191$ mm,根据 Lees 公式,80 处的热流, $q_x/q_0 = 0.1$ 。这样公式右边为

$$\iint q_x dS = (q_0 s + 2q_{80})A/3 = \frac{1-2}{3} q_0 A \quad (5)$$

式中, A 为球心角 80 的球面面积。

(5)式表明加于驻点区域的平均热流仅相当于 $0.4q_0$ (即 0.4 倍驻点热流)。

(2)取半径为 50 mm 半球,取 10 球心角,则 10° 圆弧的弧长:

$$s = 8.725 \text{ mm} \quad (6)$$

$s > 3.09$ mm,按 Lees 理论,此时球面上热流 $q_{10} = 0.95q_0$,这样

$$\iint q_x dS = \frac{2-9}{3} q_0 s = 0.96q_0 A \quad (7)$$

式 (7) 表面驻点区域的平均热流为 $0.96q_0$,接近驻点热流,三维对驻点表面温度影响不大。

6 结论

(1)尖化前缘存在着稀薄气体效应,过渡区与自由分子流区的前缘热流虽然沿轴向变化很大,但它仅在 2~3 个自由程内有激烈的变化。尖化前缘热流密度在 2~3 个自由程内有 3 倍的下降,而表面温度仅

有 10% 的下降。这表明激烈变化的热流对结构体实际的内部温度分布不会带来明显的影响。

(2)驻点热流的三维影响,尖化前缘曲率半径小于 5 mm,驻点温度的三维效应十分明显,此时进入驻点的实际热流为驻点热流的 0.4 倍,而对大于 50 mm 的大端头,则进入的实际热流为驻点热流的 0.96。

(3)高热导率的防热材料可降低前缘的最高表面温度,对非烧蚀热防护十分有利,它还可提高后部的表面温度,增加辐射散热的力度,这是非烧蚀热防护的重要机制。

参考文献

- 1 Kolodziej P, Bowles J V, Roberts C. Optimizing hypersonic sharp body concepts from a thermal protection system perspective. AIAA98 - 1610
- 2 Kolodziej P et al. Sharp-L1 technology demonstrator development: an aerothermodynamic perspective. AIAA2000 - 2681
- 3 Glass C E, Moss J N. Aerothermodynamic characteristics in the hypersonic continuum-rarefield transitional. AIAA 2001 - 2962
- 4 Santos W F N. Aerothermodynamic characteristics of flat-nose power law bodies in low density hypersonic flow. AIAA 2004 - 5381
- 5 姜贵庆,刘连元. 高速气流传热与烧蚀热防护. 北京: 国防工业出版社, 2003: 36 ~ 38

(编辑 李洪泉)

(上接第 4 页)

技术需要从设备、技术和基础性研究结合起来进行,目前该方面的研究比较薄弱。

4 结语

C/SiC 复合材料由于其优异的高温性能和低密度的优势,能够明显提升火箭发动机性能,在火箭姿轨控推进系统发动机等部位有着非常广阔的发展空间。

参考文献

- 1 邹武,张康助,张立同. 陶瓷基复合材料在液体火箭发动机上的应用. 固体火箭技术, 2000; 23: 2
- 2 Baker C. A high temperature, light weight, nozzle materials. AIAA 94 - 2892
- 3 Steffier W S, Shinavski R J, Rusnak C F et al. Improved performance and durability of liquid propulsion rocket thrusters fabricated from triaxially braided C-SiC intraply hybrid-fiber/SiC matrix composites. ADA405477
- 4 http://www.htcomposites.com/ceramic_matrixcomposite_capabilities.htm
- 5 Martin Minthorn. Advanced carbon fiber reinforced silicon carbide technology for SM3 divert and attitude control systems. FiberMaterial Inc. Final Report, Topic: N96 - 284, 2002
- 6 Schmidt S, Beyer S, Knabe H etc. Advanced ceramic matrix composite materials for current and future propulsion technology applications. Germany: AC - 03 - S 3. 03, 2003

- 7 Papenburg U, Beyer S, Laube H et al. Advanced ceramic matrix composites (CMC's) for space propulsion systems. AIAA97 - 3391
- 8 Beyer S, Immich H, Cahuzac H et al. Advanced ceramic matrix composite materials for current and future propulsion system applications. AIAA2004 - 4019
- 9 <http://telecom.esa.int/telecom/www/object/index.cfm?fobjectid=13349>
- 10 Yamaguchi, Hirohide, Nakamura et al. Method for fabricating ceramic matrix composite. US 6,723,3
- 11 Tuffias R H, Williams B E, Kapan R B. Lightweight inexpensive radiation-cooled advanced composite combustion chambers. AIAA 95 - 2400
- 12 Shepard S M. Advanced in Pulsed Thermography for NDT. 美国 TWT (Thermal Wave Imaging, inc) 公司总裁来华演讲报告提要, 2004
- 13 王迅,金万平,张存林等. 红外热波无损检测技术及其进展. 无损检测, 2004; 26(10): 497 ~ 501
- 14 Ekenhorst D, Goebels J, Riesemeier H et al. Characterization of the micro structure of advanced composite materials by cone beam tomography. In: 44th Congress of The International Astronautical Federation, Graz, Austria, AF - 93 - I 3. 229, October 16 - 22, 1993

(编辑 任涛)