

# 高超声速滑翔飞行器气动性能的数值模拟研究\*

刘建霞, 侯中喜, 陈小庆, 高显忠

(国防科技大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

**摘要:** 由于具有高的升阻比, 乘波构型被认为是高超声速滑翔飞行器的重点参考外形。考虑到高超声速条件下严重的气动加热问题, 乘波构型的尖锐前缘需要进行钝化处理, 其表面流动特征及气动性能也随之发生变化。基于参考弹道, 本文分析了高超声速滑翔飞行器沿飞行轨迹的表面流场特征, 并对其在典型飞行工况下的气动性能开展了数值模拟研究。结果表明: 对于采用乘波布局设计的高超声速滑翔飞行器, 其驻点流动存在三维效应, 不能简单视为球头或圆柱绕流; 钝化可以缓和严峻的受热形势, 同时对其气动力性能造成影响; 在 2 cm 钝化半径条件下, 其升阻比下降 12.34%; 高超声速滑翔飞行器的表面受热存在明显的分区特征, 不同区域可采用不同的防热处理方法。

**关键词:** 高超声速; 乘波构型; 气动力; 气动热

中图分类号: V211 文献标志码: A 文章编号: 1011-2486(2012)04-0022-06

## Numerical simulation on the aerodynamic performance of hypersonic glide vehicle

LIU Jianxia, HOU Zhongxi, CHEN Xiaoqing, GAO Xianzhong

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

**Abstract:** The waverider is considered as an important candidate for the configuration of hypersonic glide vehicle (HGV) in terms of its high lift-to-drag ratio. Due to the severe aerodynamic heating, the sharp leading edge of waverider need be blunted, and the flow characteristics and the aerodynamic performance along the trajectory will change. In the current research, the flow characteristic of a HGV was studied based on a reference trajectory, and a numerical simulation was carried out to evaluate the performance of HGV with a blunt leading edge under a typical condition. The result indicates that the flow near the stagnation point exhibits three-dimensionality which cannot be approximated as a flow around a sphere or cylinder; the heat flux can be reduced and the aerodynamic performance of HGV may decrease as well when the leading edge is blunted; under the condition of 2 cm radii, the lift-to-drag ratio reduces by 12.34%, and different thermal protection methods can be used in different places of HGV.

**Key words:** hypersonic; waverider; aerodynamic; aero-heating

高超声速滑翔飞行器具有飞行速度快、突防能力强等特点, 已经成为航空航天领域的研究热点。其表面流动特征及气动性能的准确预测是指导飞行器总体设计的基础, 也是决定高超声速滑翔飞行器能否走向工程应用的关键<sup>[1-2]</sup>。

由于具有高的升阻比, 乘波构型被认为是高超声速滑翔飞行器可采用的重要参考外形之一。为了获得良好的气动力性能, 乘波构型的前缘通常被设计得十分尖锐。考虑到防热需求, 需要对其前缘进行钝化处理, 飞行器的表面流场特征和气动性能随之发生变化。考虑高超声速滑翔弹道特点, 其飞行过程涉及的稀薄气体效应、边界层转捩等现象需要引起关注。

在高超声速流动特征分析方面, 文献[3-4]对稀薄气体流动分区的准则进行了讨论; 文献[5-7]对滑移流区和自由分子流区气动性能的工程估算方法和 DSMC 数值模拟方法等进行了深入探讨; 文献[8-12]对平板、后掠圆柱及尖锥等构型在高超声速流场中的转捩现象开展了风洞实验和飞行试验研究, 并对高超声速流场的转捩准则进行了不断修正。在气动性能分析方面, 文献[13-17]采用工程估算、数值模拟等研究方法, 证实了乘波构型在高超声速条件下的高升阻比特点。为缓和尖前缘乘波构型的严峻气动加热形势, 文献[18]提出了人工钝化前缘的新概念, 并

\* 收稿日期: 2011-05-01

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(90916016); 湖南省研究生科研创新及国防科技大学优秀研究生创新资助项目(B110102)。

作者简介: 刘建霞(1983—), 女, 湖南汨罗人, 博士研究生, E-mail: liujianxia2002@126.com;

侯中喜(通信作者), 男, 教授, 博士, 博士生导师, E-mail: cn\_hzx@sina.com

采用数值模拟方法证实了其防热的有效性。

## 1 基本布局设计

参考文献[19]的方法,设计得到具有尖锐前缘的乘波构型,其设计马赫数为10,圆锥半锥角为 $12^\circ$ ,设计长度为3.5m,扩张角为 $45^\circ$ 。基于防热考虑,采用 Detra -Kemp-Riddell 公式<sup>[20]</sup>计算得到其驻点钝化尺度约为2cm。以2cm半径对尖前缘乘波构型进行钝化修形,得到图1所示高超声速滑翔飞行器的基本布局,其总长度约为3.32m。

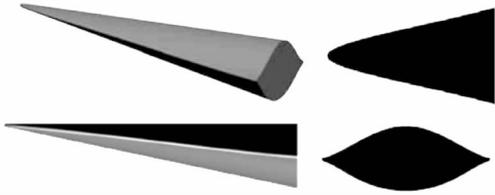


图1 高超声速滑翔飞行器基本布局

Fig. 1 The configuration of hypersonic glide vehicle

## 2 沿滑翔弹道的流场特征分析

由于具有良好的气动性能,采用乘波构型作为基本布局的高超声速滑翔飞行器的弹道与传统高超声速飞行器有很大差异。图2给出了高超声速滑翔飞行器的一条参考弹道。基于参考弹道和图1所示的基本布局,本文首先对高超声速滑翔飞行器的典型流动特征开展初步研究。

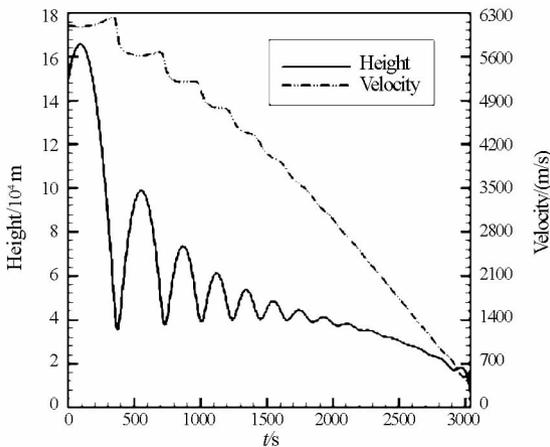


图2 飞行高度和速度随时间的变化曲线

Fig. 2 The height and velocity varied with time

### 2.1 稀薄气体效应

由图2可知,高超声速滑翔飞行器的典型弹道包括从地面到165km之间的所有区域。对于高空部分,空气极为稀薄,连续流假设不再适用,飞行器的气动性能表现出新的特点。为确定各高度下流动的控制机理及飞行器物面的边界条件,需要首先对其稀薄气体效应开展分析。判定采用

的相似参数为克努森数<sup>[3]</sup>:

$$K_n = 1.26 \times \sqrt{\gamma} \times \frac{M_\infty}{Re_\infty} \times \frac{L}{\delta} \quad (1)$$

式中, $\gamma$ 为比热比; $M_\infty$ 、 $Re_\infty$ 为来流马赫数和来流雷诺数; $L$ 为飞行器特征尺寸; $\delta$ 为边界层厚度。如果克努森数大于0.01,稀薄气体效应需要被考虑。

如图3所示,当高度超过68km时,克努森数总大于0.01,连续流假设不再适用,稀薄气体效应需要被考虑。同时注意到,当高度超过68km时,大气密度已经小于 $1.1 \times 10^{-4} \text{ kg/m}^3$ ,飞行器在该区域所受的气动加热比连续流区缓和。

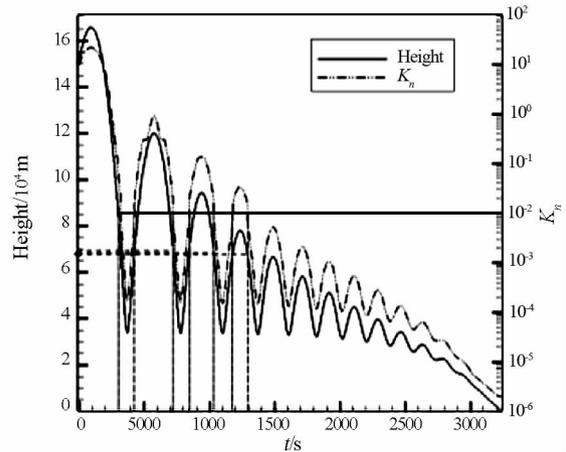


图3 克努森数沿参考弹道的变化曲线

Fig. 3  $K_n$  number varied along the reference trajectory

### 2.2 边界层转捩分析

结合高超声速滑翔飞行器布局和弹道的特点,本文选择的转捩判据如下<sup>[8-12]</sup>:

当 $Ma_e < 6$ 时,采用:

$$\lg Re_{tr} = 6.421 \exp(1.209 \times 10^{-4} Ma_e^{2.641}) \quad (2)$$

当 $Ma_e \geq 6$ 时,采用:

$$Re_{tr} = 6400 \times (Ma_e)^{3.66} \quad (3)$$

式中, $Re_{tr}$ 为转捩雷诺数, $Ma_e$ 为边界层外缘马赫数。当飞行器当地雷诺数超过转捩雷诺数时,认为边界层内的流动发生转捩。

分析表明:在高超声速飞行时,上表面的当地雷诺数总小于转捩雷诺数;除弹道每个跳跃周期的波谷附近外,在大部分高超声速飞行时段,下表面的当地雷诺数也小于其转捩雷诺数。因此,在高超声速滑翔飞行器总体设计阶段,首先假定其表面流动状态为层流。

## 3 数值模拟方法

选择控制方程为三维N-S方程的守恒形式。在求解过程中,对流项采用AUSM格式进行

离散<sup>[20-22]</sup>,粘性项采用中心差分格式进行离散,时间离散采用 LU-SGS 隐式迭代方法。壁面条件包括无滑移、法向压力梯度为 0 等条件;入口采用压力远场条件;出口参数采用外推方法得到。在网格划分时,参考文献[23]中的研究结论。本文以高超声速圆柱绕流问题为算例,结合文献[22]提供的实验数据,对上述算法的有效性进行验证,其计算条件如表 1 所示:

表 1 验证算例的计算条件

Tab. 1 The computational condition of the verified case

$R$ (m)	$T_w$ (K)	$P_\infty$ (Pa)	$T_\infty$ (K)	$Ma_\infty$
0.038	294.4	82.95	52	16.34

算例的计算网格如图 4 所示,网格数量为  $80 \times 81$ 。数值模拟得到的表面压力分布如图 4 的右图所示。图中, $S$  为物面各点距离驻点的弧长, $R$  为圆柱半径。图 5 为数值模拟方法得到的压力沿驻点线的分布;图 6 为表面热流密度数值仿真结果与实验值的对比。

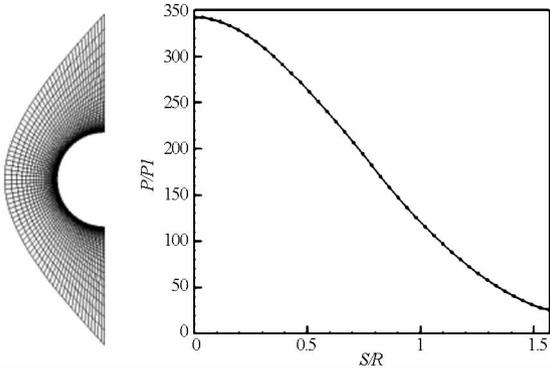


图 4 验证算例的计算网格及表面压力分布  
Fig. 4 Computational grid and pressure on the surface for the verified case

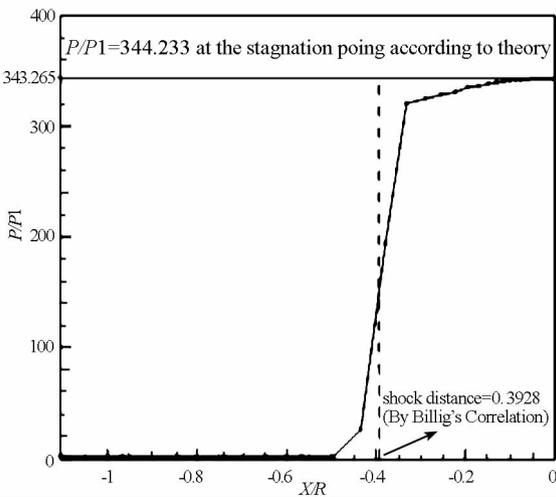


图 5 算例表面压力沿驻点线分布的仿真结果  
Fig. 5 Pressure distribution along the stagnation line for the verified case based on numerical method

由图 5 和图 6 可知,仿真得到的驻点压力与来流压力的比值为 343.265,基于理论计算得到的值为 344.233,两者仅相差 0.28%;根据 Billig 公式<sup>[24]</sup>得到的激波脱体距离为  $0.3928R$ ,仿真结果与该值基本吻合。实验测得的驻点热流密度约为  $6.0 \times 10^5 \text{ W/m}^2$ ,仿真得到的结果为  $5.94 \times 10^5 \text{ W/m}^2$ ,且两方法所得的柱面热流分布趋势基本吻合。考虑到在高超声速圆柱算例气动性能仿真中具有较高精度,本文采用该算法对高超声速滑翔飞行器流场进行数值模拟分析。

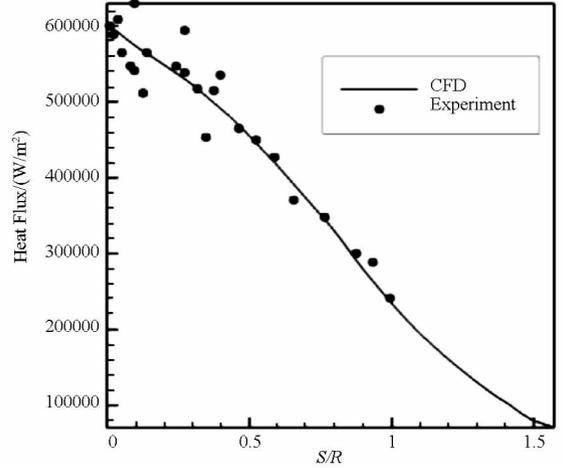


图 6 算例热流密度分布仿真与实验结果的对比  
Fig. 6 Comparison of numerical and experiment results for heat flux distribution of the verified case

## 4 结果与讨论

### 4.1 计算条件

仿真的来流条件为:飞行高度 40km,马赫数 10,攻角  $2^\circ$ 。首先针对钝前缘高超声速滑翔飞行器数值仿真问题开展网格收敛性分析。采用逐渐加密的三套网格,得到的压力和热流密度系数沿高超声速滑翔飞行器前缘中心线的分布如图 7、图 8 所示。

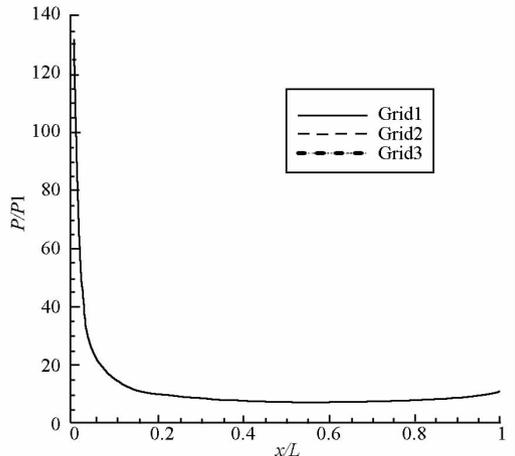


图 7 HGV 表面压力沿前缘线的分布  
Fig. 7 Pressure distribution along the leading edge of HGV

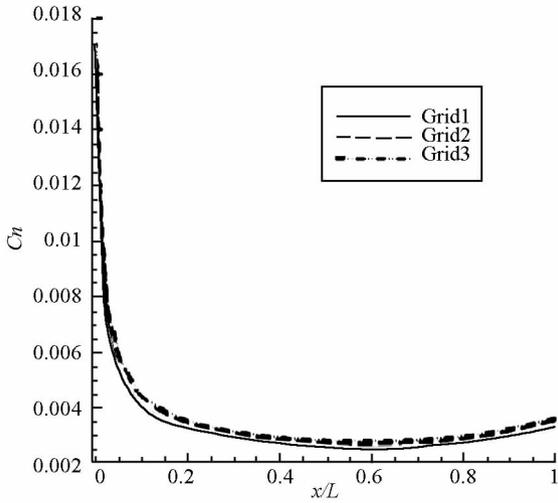


图8 HGV 热流密度系数沿前缘线的分布

Fig.8 Heat flux distribution along the leading edge of HGV

在三套网格下,数值仿真得到的飞行器前缘压力分布基本吻合;热流密度则随网格加密略有增加。当网格加密到一定程度时,飞行器前缘热流密度的分布趋于收敛。根据以上分析,得到高超声速滑翔飞行器数值仿真的计算网格如图9所示。

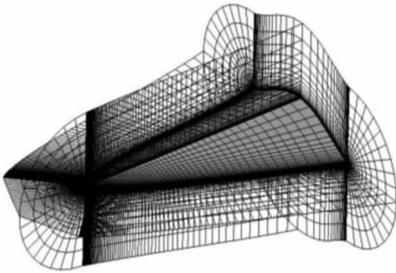


图9 HGV 的计算网格

Fig.9 Computational grid of HGV

### 4.2 气动力性能

表2给出了高超声速滑翔飞行器气动力系数的详细数据。基于钝前缘乘波构型设计的高超声速滑翔飞行器的升力几乎全部来自下表面,其受到的阻力包括压差阻力和粘性阻力两个部分。压差阻力占到阻力总和的89.78%,前缘和下表面分别贡献了其中的13.59%、76.22%。粘性阻力占到阻力总和的10.22%,前缘、上表面和下表面分别贡献了其中的1.99%、2.38%和5.85%。采用相同算法得到修形前尖前缘构型的气动力系数如表3所示。对比可知,钝化前缘对气动力性能的影响主要表现为压差阻力的增大。同时,由于前缘处出现的气体泄露,上下表面压力差对升力系数的贡献也有所下降,由0.046869减至0.043323。钝化修形使得飞行器的升阻比下降了12.34%,从修形前的3.3680降为2.9524。

表2 钝前缘构型的气动力系数( $S=8.2441\text{m}^2$ )

Tab.2 The aerodynamic coefficient of blunt configuration

	升力系数	压差阻力系数	粘性阻力系数
前缘	0.000880	0.002035	0.000298
上表面	-0.007792	-0.000004	0.000356
下表面	0.051115	0.011411	0.000876
共计	0.044203	0.013442	0.001530

表3 尖前缘构型的气动力系数( $S=8.6789\text{m}^2$ )

Tab.3 The aerodynamic coefficient of sharp configuration

	升力系数	压差阻力系数	粘性阻力系数
前缘	0	0	0
上表面	-0.007496	-0.000003	0.000479
下表面	0.054365	0.012102	0.001338
共计	0.046869	0.012099	0.001817

图10给出了高超声速滑翔飞行器鼻区的压

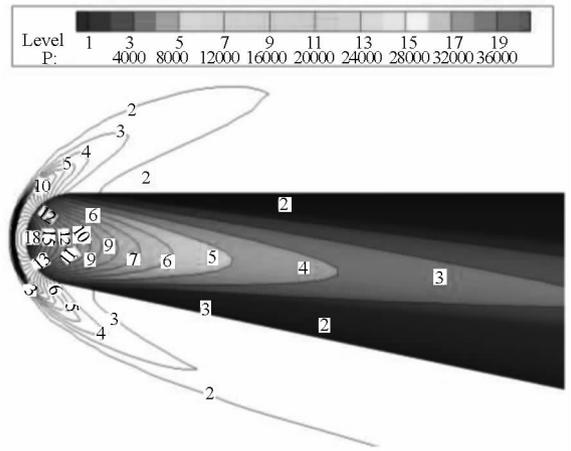


图10 鼻区附近的压力分布图

Fig.10 Pressure distribution near the nose region

力分布云图。在高超声速滑翔飞行器头部区域出现一道强烈的弓形激波,激波后方物面的压力陡增;同时,上下表面之间的流动相互连通,高压气体在前缘处由下表面上表面泄露。这些现象的存在,使得高超声速滑翔飞行器受到的波阻增大,升力减小,整体的气动力性能将会下降。

图11给出了高超声速滑翔飞行器驻点线上的压力分布。CFD计算得到的飞行器驻点压力为来流压力的128.33倍,与理论分析值(129.22)非常接近。根据Billig公式,在相同来流下,球头-锥构型的激波脱体距离为 $0.14771R$ ,圆柱头-楔构型的激波脱体距离为 $0.40445R$ 。高超声速滑翔飞行器头部激波脱体距离的CFD结果处于两者之间。分析认为:采用乘波构型作为基本布局的高超声速滑翔飞行器,其驻点区域的流动存在三维效应,不能视为相同

钝化尺寸的球头或圆柱绕流,该区域的流动特征和影响机理有待更深入的研究。

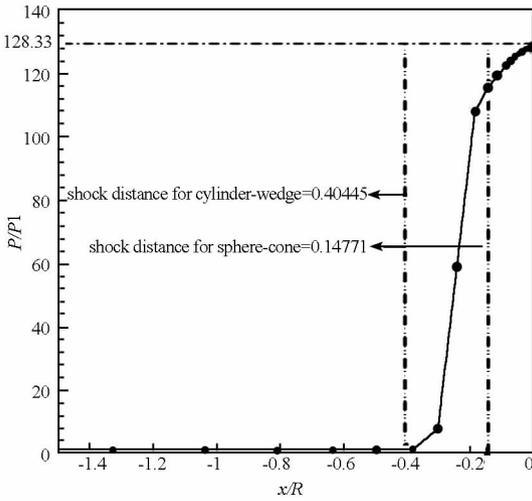


图 11 高超声速滑翔飞行器驻点线上的压力分布

Fig. 11 Pressure distribution along the stagnation line of HGV

虽然钝化修形使高超声速滑翔飞行器沿前缘各处均出现泄露,但其下表面压力仍远远高于上表面(图 12)。因此,两者间的较大压差使得高超声速滑翔飞行器仍具有较好的升力性能。

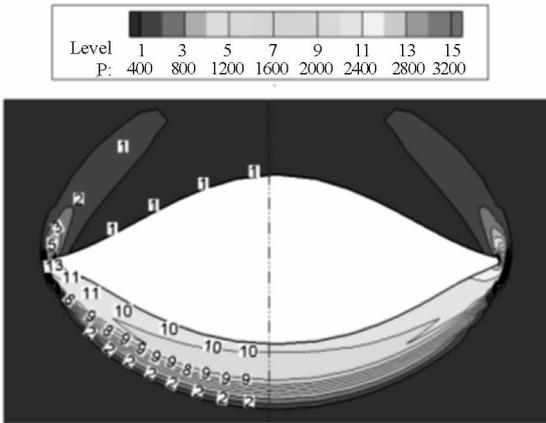


图 12 高超声速滑翔飞行器底部剖面压力分布

Fig. 12 Pressure distribution at the bottom of HGV

### 4.3 气动热性能

图 13、图 14 分别给出了高超声速滑翔飞行器表面热流和辐射平衡温度的分布情况。高超声速滑翔飞行器表面气动加热存在明显的分区特征:从热流密度看,表面及绝大部分前缘的热流密度则在  $3.0 \times 10^5 \text{ W/m}^2$  以下,高热流值仅出现在驻点附近的鼻区。从辐射平衡温度看,绝大部分前缘的温度在 1500K 左右,下表面的温度在 1050K 左右,上表面的温度则在 600K ~ 750K 之间,高温区同样集中在驻点附近的鼻区区域。

针对受热形势严峻的鼻区,图 15、图 16 分别给出了其热流密度和温度分布的放大图。鼻区受

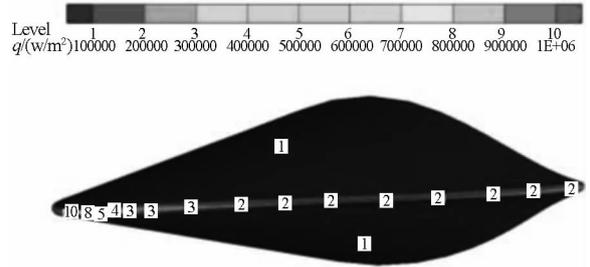


图 13 高超声速滑翔飞行器表面热流分布

Fig. 13 Heat flux distribution on the surface of HGV

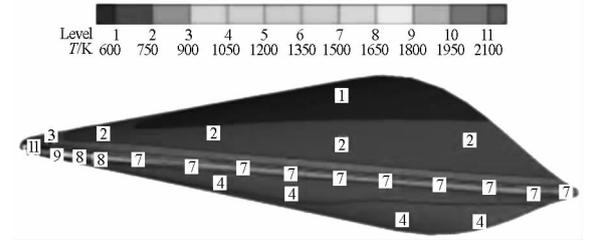


图 14 高超声速滑翔飞行器表面辐射平衡温度分布

Fig. 14 Temperature distribution on the surface of HGV

热呈现出以下特点:高热流区 and 高温区都出现在靠近驻点的前缘上,其对上下表面受热的影响很小;高超声速滑翔飞行器鼻区的严峻加热形势在前缘的很小范围内迅速衰减到很低水平。高超声速滑翔飞行器驻点处的热流密度约为  $1.0 \times 10^6 \text{ W/m}^2$ ,温度在 2150K 左右。在到驻点的距离为飞行器总长 20% 的前缘位置,其热流密度约为  $2.0 \times 10^5 \text{ W/m}^2$  左右,温度为 1500K 左右,受热形势已经远弱于驻点。

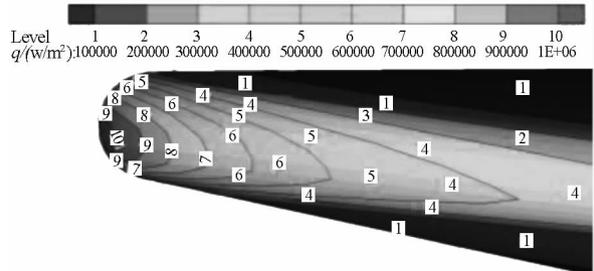


图 15 高超声速滑翔飞行器鼻区的热流密度分布

Fig. 15 Heat flux distribution at the nose region of HGV

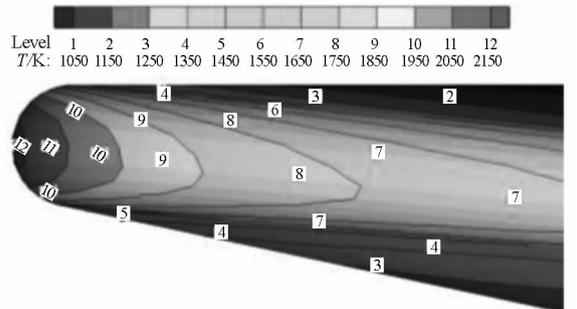


图 16 高超声速滑翔飞行器鼻区的温度分布

Fig. 16 Temperature distribution at the nose region of HGV

## 5 结论

(1)开展高超声速滑翔飞行器气动性能分析时,当飞行弹道超过一定高度后,连续流假设不再成立,稀薄气体效应需要被考虑;从防热角度看,这些区域的大气通常非常稀薄,气动加热形势不如连续流区严峻。此外,在高超声速滑翔飞行器总体设计阶段,其表面流动可先假定为层流。

(2)对于以乘波构型为基本布局的高超声速滑翔飞行器,经过钝化修形后,其升阻比性能有所下降:以钝化半径取 0.02m 为例,下降幅度约为 12.34%。此外,其驻点区域的流动存在三维效应。

(3)对于以乘波构型作为基本布局的高超声速滑翔飞行器,其表面受热存在明显的分区特征,不同区域可采用不同的热防护方法。高热流区和高温区都集中在驻点附近的鼻区。

## 参考文献 (References)

[1] 孙悦,赵和鹏. 临近空间飞行器应用分析与展望[J]. 无线电工程, 2008, 138(10): 26-27, 44.  
SUN Yue, ZHAO Hepeng. Application analysis and prospects of near-space vehicles [J]. Radio Engineering, 2008, 138(10): 26-27, 44. (in Chinese)

[2] Voland R T, Huebner L D, McClinton C R. X-43A hypersonic vehicle technology development[J]. Acta Astronautica, 2006, 59:181-191.

[3] 瞿章华,刘伟,曾明,等. 高超声速空气动力学[M]. 长沙:国防科技大学出版社. 2001:205-208.  
QU Zhanghua, LIU Wei, ZENG Ming, et al. Hypersonic aerodynamic [M]. Changsha: National University of Defense Technology Press, 2001: 205-208. (in Chinese)

[4] 王智慧,鲍麟,童秉纲. 高超声速尖头体驻点热流从连续态过渡到稀薄态的变化特征和桥函数研究[J]. 中国科学, 2009, 39(8): 1134-1140.  
WANG Zhihui, BAO Lin, TONG Binggang. Variation character of stagnation point heat flux for hypersonic pointed bodies from continuum to rarefied flow states and its bridge function study [J]. Science China, 2009, 39(8): 1134-1140. (in Chinese)

[5] 朱荣丽,曹义华. 高超声速飞行器 DSMC\_EPSM 自适应当地时间步长混合算法[J]. 空气动力学学报, 2008, 26(3):394-399.  
ZHU Rongli, CAO Yihua. The hybrid code of adaptive local time step for DSMC/EPSM on the hypersonic vehicle [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2008, 26(3):394-399. (in Chinese)

[6] Riabov V V. Heat transfer on a hypersonic sphere with diffuse rarefied-gas injection [C] // 42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, 2004.

[7] Santos W F N, Lewis M J. Aerodynamic heating performance of power law leading edges in rarefied hypersonic flow [C] // 36th AIAA Thermo Physics Conference, Orlando, Florida, 2003.

[8] Jocksch A, Kleiser L. Growth of turbulent spots in high-speed boundary layers on a flat plate [J]. International Journal of Heat and Fluid Flow, 2008, 29:1543-1557.

[9] Benard E, Cooper R K, Sidorenko A. Transitional and turbulent heat transfer of swept cylinder attachment line in hypersonic flow [J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2006, 49:836-843.

[10] Schneider S P. Hypersonic laminar-turbulent transition on circular cones and scramjet forebodies [J]. Progress in Aerospace Sciences, 2008, 40:1-50.

[11] Schneider S P. Flight data for boundary-layer transition at hypersonic and supersonic speeds [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1999, 36(1):8-20.

[12] Sheetz N. Ballistics range boundary layer transition measurements on cones at hypersonic speeds [J]. Viscous Drag Reduction, 1968.

[13] Vanmol D O, Anderson J D Jr. Heat transfer characteristics of hypersonic wave-riders with an emphasis on leading edge effects [C] // AIAA 27th Thermophysics Conference, Nashville, TN, 1992.

[14] Lewis M J, Chauffour M. Shock-based waverider design with pressure gradient corrections and computational simulations [J]. Journal of Aircraft, 2005, 42(15):1350-1352.

[15] Wang Y K, Yang S F, Zhang D J, et al. Design of waverider configuration with high lift-drag ratio[J]. Journal of Aircraft, 2007, 44(1):144-148.

[16] Zien T F. Determination of surface pressure and temperature distributions on hypersonic waveriders [C] // 26th AIAA Applied Aerodynamics Conference, Honolulu, Hawaii, 2008.

[17] Di C M, Marini M, Di B S, et al. Numerical prediction of aero thermodynamic effects on a reentry vehicle body flap configuration [J]. Acta Astronautica, 2009, 65:221-239.

[18] Pan J, Yan C, Geng Y F, et al. Aerothermodynamics of the waveriders applying artificially blunted leading edge concept[C] // 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons forum, Orlando, Florida, 2009.

[19] 陈小庆. 高超声速乘波飞行器气动性能研究[D]. 长沙:国防科技大学,2006.  
CHEN Xiaqing. Research on aerodynamic design for hypersonic waverider vehicle [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2006. (in Chinese)

[20] Liu X, Deng X G. Application of high-order accurate algorithm to hypersonic viscous flows for calculating heat transfer distributions [C] // 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada,2007.

[21] Kim K H, Kim C, Hyun O. Methods for the accurate computations of hypersonic flows I: AUSMPW+ scheme [J]. Journal of Computational Physics, 2001, 174:38-80.

[22] Lee J H, Rho O H. Numerical analysis of hypersonic viscous flow around a blunt body using Roe's FDS and AUSM+ schemes[R]. AIAA 97-2054,1997.

[23] Bertin J J, Cummings R M. Critical hypersonic aero thermodynamic phenomena [J]. Annual Review of Fluid Mechanics, 2006, 38:129-157.

[24] Billig F S. Shock-wave shapes around spherical and cylindrical-nosed bodies [J]. Journal of Spacecraft, 1967: 822-823.