

复杂外形高超声速飞行器气动热快速工程估算*

李建林,唐乾刚,霍霖,程兴华

(国防科技大学 航天与材料工程学院,湖南 长沙 410073)

摘要:针对复杂外形高超声速飞行器方案设计阶段的气动热计算效率问题,建立了高超声速飞行器气动热的快速工程计算方法。采用修正牛顿理论确定飞行器表面压力分布,利用牛顿最速下降理论计算飞行器表面流线分布,采用参考焓法、高温空气热力学特性的拟合公式以及热流密度的工程计算公式求出飞行器表面目标点的热流密度,计算了钝锥、升力体以及类乘波体的表面热流分布。仿真分析表明:该方法适用于复杂外形,且具有较高的计算效率和精度,能够满足复杂高超声速飞行器设计方案阶段气动热估算需求。

关键词:气动热快速工程计算;牛顿最速下降理论;参考焓法;复杂外形

中图分类号:V475.1 **文献标志码:**A **文章编号:**1001-2486(2012)06-0089-05

The rapid engineering aero-heating calculation method for complex shaped hypersonic vehicles

LI Jianlin, TANG Qiangang, HUO Lin, CHENG Xinghua

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

Abstract: Aimed for the question of computational efficiency during conceptual design stage, a rapid engineering aero-heating calculation method for complex shaped hypersonic vehicles is established. Firstly the pressure distribution along vehicle's surface was calculated by modified Newtonian theory. Secondly, the streamline that passes through the target point was calculated with Newtonian steepest decent concept. Then by using the fitted function of high temperature gas parameters, reference enthalpy method and engineering calculation function of aero-heating, the heat current of target point was presented. Finally, the heat flux on the surfaces of blunted cone, lifting body and wave-rider vehicle was calculated. The analysis result shows the method used in this paper is fit for complex figure, and can satisfy the aero-heating calculation during conceptual design stage in both efficiency and precision.

Key words: rapid engineering aero-heating calculation; Newtonian steepest decent concept; reference enthalpy method; complex figure

高超声速飞行器,是指以高超声速飞行技术为基础、飞行马赫数大于5的飞行器。以高超声速飞行时,飞行器周围空气会受到强烈压缩并产生剧烈的摩擦,大部分动能将转化为热能,使得空气温度急剧升高,并向飞行器表面传递热量,这种热能传递方式称为气动加热。气动加热是在研制和发展高超声速飞行器过程中必须解决的问题之一^[1]。

工程方法在求解简单外形的气动加热方面具有一定的优势。它的计算效率很高,精确度也有一定保证,往往能够得到工程上满意的结果。吕红庆等^[2]采用参考焓法计算了零攻角条件下钝锥的热流密度,吕丽丽^[3]采用各种经典热流公式计算了钝锥、钝双锥和飞船等轴对称外形的气动加热。

本文基于牛顿最速下降理论获取表面流线,

此方法在较大攻角范围内对于复杂外形具有良好的适用性^[4],利用修正牛顿理论获得表面压力分布,并结合高温气体特性拟合公式和参考焓法计算表面气体特性参数,建立了高超声速飞行器气动热工程计算方法,利用该方法计算了钝锥、升力体以及乘波体的表面热流分布。计算结果表明,该方法具有适用于复杂外形、计算效率和计算精度高的特点。

1 飞行器表面压力计算

1.1 牛顿流模型

牛顿流模型基本思想如下:假设流体由没有相互作用的同一种质点组成,流体质点未到达物面前不受物体影响,当流体质点与物面相互碰撞

* 收稿日期:2012-08-30

基金项目:国家部委资助项目

作者简介:李建林(1964—),男,天津静海人,博士研究生,E-mail:leejl1964@sina.com;

唐乾刚(通信作者),男,教授,博士,博士生导师,E-mail:gfkdyedsb@sina.com

后,将沿物面的切向流动,这些质点损失掉垂直于物面的动量分量,但切向动量分量保持不变,法向动量随时间的变化率,应等于物面所受的流体质点的撞击力,如图 1 所示。

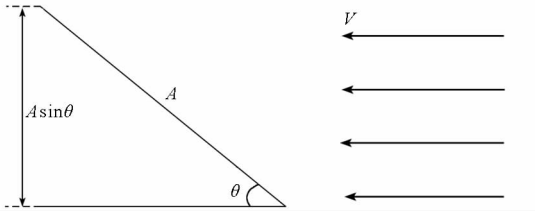


图 1 牛顿流模型示意图
Fig. 1 Newtonian flow model

对于精确的斜激波关系式

$$C_p = \frac{4}{\gamma + 1} \left(\sin^2 \beta - \frac{1}{M_1^2} \right) \quad (1)$$

式中, C_p 为压力系数, γ 为比热比, β 为激波角, M_1 为来流马赫数。

当 $M_1 \sin \beta \rightarrow \infty$ 、 $\gamma \rightarrow 1$ 时,有

$$C_p \rightarrow 2 \sin^2 \beta \quad (2)$$

而当 $M_1 \sin \beta \rightarrow \infty$ 时,斜激波前后密度比

$$\frac{\rho_2}{\rho_1} = \frac{\gamma + 1}{\gamma - 1} \quad (3)$$

在 $\gamma \rightarrow 1$ 时, $\frac{\rho_2}{\rho_1} \rightarrow \infty$, 即波后密度趋于无穷大,

从质量守恒考虑,要求激波和物面重合,激波角 β 趋于当地物面倾角。此时 $C_p = 2 \sin^2 \theta$, 正好是牛顿压力系数公式。因此在 $M_1 \sin \beta \rightarrow \infty$ 、 $\gamma \rightarrow 1$ 的极限情况下,应用牛顿流模型来描述真实的高超声速问题是合适的。牛顿压力公式可以用来估算任意外形物体上的压力系数^[5]。

1.2 修正牛顿理论

牛顿压力公式在 $M_1 \sin \beta \rightarrow \infty$ 、 $\gamma \rightarrow 1$ 时才准

确,这时激波前后气体密度比 $\frac{\rho_1}{\rho_2} \rightarrow 0$, 而在实际情况中,即使在极高温下,空气的密度比也不会小于 0.05, 因此牛顿流并不能精确代表高超声速流。

Lees 修正了牛顿公式中的系数,修正式如下^[5]

$$C_p = C_{p_{\max}} \sin^2 \theta \quad (4)$$

$$C_{p_{\max}} = \frac{2}{\gamma M_1^2} \left\{ \left[\frac{(\gamma + 1)^2 M_1^2}{4 \gamma M_1^2 - 2(\gamma - 1)} \right]^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \left(\frac{1 - \gamma + 2 \gamma M_1^2}{\gamma + 1} \right) - 1 \right\} \quad (5)$$

式中: C_p 是压力系数, $C_{p_{\max}}$ 是压力系数的最大值。在背风面区,流体质点撞不到物面,根据牛顿理论, $C_p = 0$, $P = P_1$ 。

2 表面热流计算

2.1 表面流线计算

本文采用的流线计算方法和美国开发的用于计算飞行器表面流线的软件 QUADSTREAM 的方法类似,即基于牛顿最速下降理论,假设飞行器表面气流方向与当地物面切向平行,由给定的飞行器表面目标点沿与气流相反方向搜索计算流线,直至驻点^[4]。该方法可以用来计算任意外形的表面流线,并在较大的攻角范围内普遍适用。

图 2 中 V 为气流方向, n 为飞行器表面上一微小面元的方向矢量, D 为计算时的前进方向,即实际流线前进方向的逆方向, D 的计算公式如下:

$$D = (V \times n) \times n \quad (6)$$

在计算流线时,首先采用非结构网格对飞行器表面进行网格划分,并给出飞行器表面上所求点的坐标作为计算的起点。然后逐面元搜索前进,按照上文提到的每个面元内流线方向的计算方法求出在该面元内流线的方向,一旦流线方向确定,流线在该面元内的长度即可由几何关系计算得到。

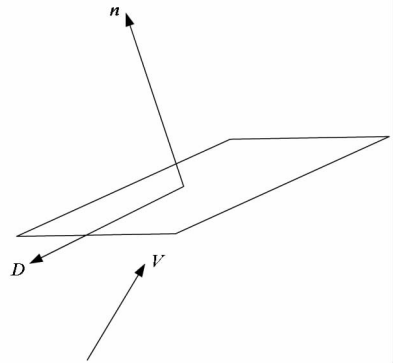


图 2 飞行器表面流线方向示意图

Fig. 2 Direction of the surface streamline

2.2 参考焓法

参考焓法基本思想是:假设高速边界层与低速边界层结构相同,利用不可压缩边界层理论的公式估算可压缩边界层中的摩擦和传热,公式中的热力学特性和输运特性用边界层中某处的参考焓来计算^[6]。

参考焓的计算公式为

$$H^* = H_e + (H_w - H_e) + 0.22(H_{aw} - H_e) \quad (7)$$

由于气体特性参数中只有两个独立变量,因此在得到参考焓和压力分布后,即可求出气体的特性参数,再代入热流密度计算公式即可求出热流密度的分布。

几乎在所有的热流密度计算公式中,均包含

有高温空气的热力学特性和输运特性参数,能否正确给出这些参数,直接影响着热流密度的计算精度。为了使方法简便,又能保证一定的精度,本文所用高温空气的热力学特性和输运特性参数是根据苏联的高温空气热力学函数表所建立的拟合公式。

2.3 热流密度计算

根据冷壁假设,设壁面温度为 300K,可计算出壁面焓 H_w 。绝热壁面焓计算公式为

$$H_{aw} = r(H_0 - H_e) + H_e \quad (8)$$

式中

$$H_0 = H_e + \frac{U^2}{2} \quad (9)$$

$$r = Pr^{1/2} \text{ (层流)} \quad (10)$$

$$r = Pr^{1/3} \text{ (湍流)}$$

假设相关无因次参数为常数,取 $Pr = 0.71$ [2]。

考虑沿流线的气动特性变化,目标点雷诺数可由下式算出:

$$Re = \int_{x_0}^{x_f} \frac{\rho^* U_e x}{\mu^*} dx \quad (11)$$

其中,带“*”号的量表示由参考焓确定, x_0 表示驻点坐标, x_f 表示目标点坐标。上式表示沿流线从驻点到目标点的积分。

由

$$C_f^* = \frac{0.664}{\sqrt{Re^*}} \quad (12)$$

$$St^* = \frac{C_f^*}{2} \frac{1}{Pr^{2/3}} \quad (13)$$

以及

$$Q_w = St^* \rho^* U_e (H_{aw} - H_w) \quad (14)$$

即可计算出目标点处的热流密度 Q_w 。

3 仿真分析

选取钝锥、升力体和乘波体为研究对象,分别代表了当前高超声速飞行器研究的热点外形,分析其表面热流密度分布,以验证本文提出的计算方法。

3.1 轴对称外形气动热计算

以零攻角钝锥体为对象,对本文方法进行验证。算例选自于 NASA TN D-5450 报告 [5],计算模型为:头部曲率半径 $R_n = 0.0095\text{m}$,半锥角 $\theta_c = 15^\circ$,同锥角尖锥总长度 $L = 0.5687\text{m}$ 。计算条件为:来流马赫数 $M_\infty = 10.6$,压强 $P_\infty = 132\text{Pa}$,温度 $T_\infty = 47.34\text{K}$,壁面温度 $T_w = 294.44\text{K}$ 。钝锥体

模型如图 3 所示。

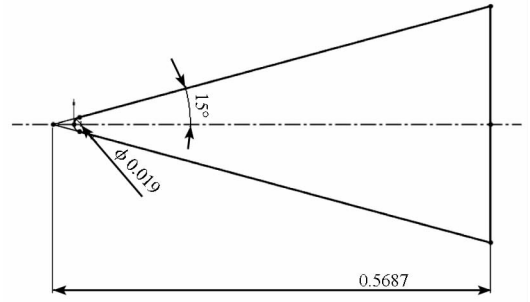


图3 钝锥体示意图

Fig. 3 Blunted cone

图 4 为利用本文方法所计算的 0° 攻角条件下钝锥模型一条母线上热流密度分布与文献 [8] 中模型上相应点热流密度值的对比,由图可见:本文方法计算结果与文献中的实验数据基本一致,因此本文方法适用于传统的轴对称模型的气动热计算。

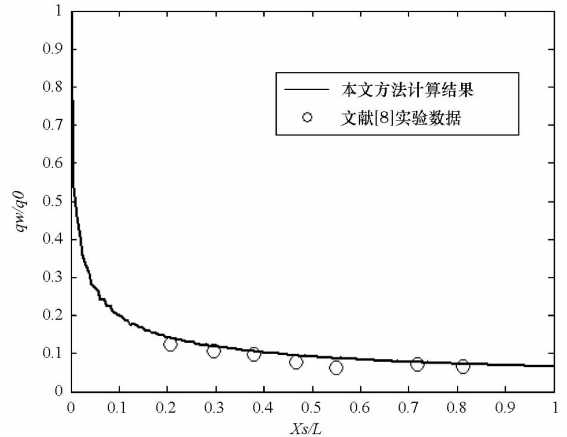


图4 0° 攻角钝锥母线热流分布

Fig. 4 Heat flux Distribution along the generatrix of 0° blunted cone

3.2 升力体气动热计算

升力体是高超声速飞行器常用外形之一,如图 5 所示,升力体构型飞行器由于其高热载荷、低热流率的载人物理特性,在大迎角下和高超声速时良好的气动力特性以及高效的内部体积利用率,是航天器气动构形的首选方案,如美国空军的 X-33 系列。本节以某升力体飞行器为研究对象,分析其不同工况下的表面热流密度分布。

零攻角、高度 $H = 20\text{km}$ 、马赫数 $Ma = 8$ 时的升力体表面中心线热流密度分布如图 6 和图 7 所示。图中的数值计算结果是利用仿真软件 FASTRAN 建模计算获得的。由图可知:升力体飞行器迎风面与背风面气动加热强度相当,本文方法计算结果与数值方法计算结果能够很好地吻合。

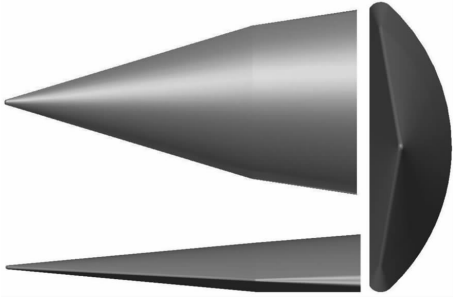


图 5 升力体飞行器模型

Fig. 5 Lifting body vehicle model

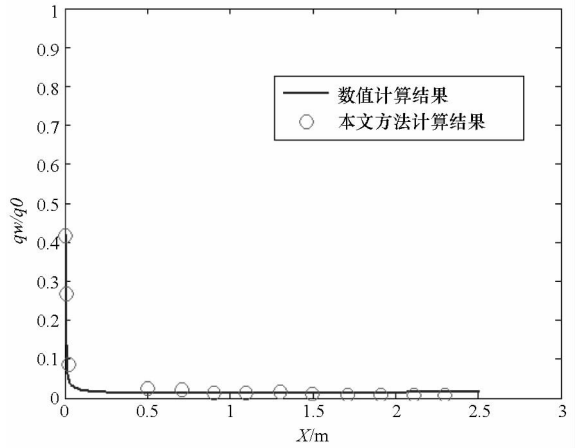


图 8 4°攻角升力体飞行器背风面中线热流分布

Fig. 8 Heat flux distribution along the central line on the back surface of a 4° lifting body

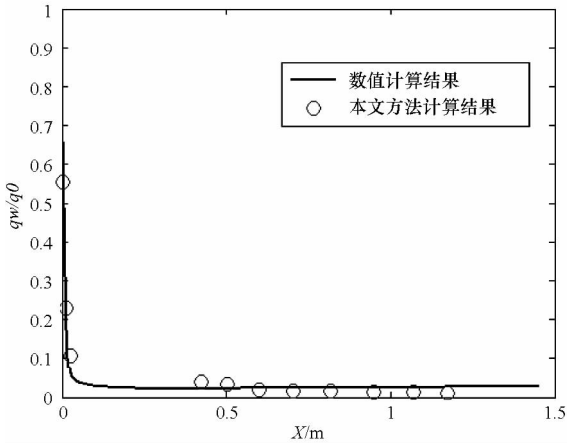


图 6 0°攻角升力体飞行器背风面中线热流分布

Fig. 6 Heat flux distribution along the central line on the back surface of a 0° lifting body

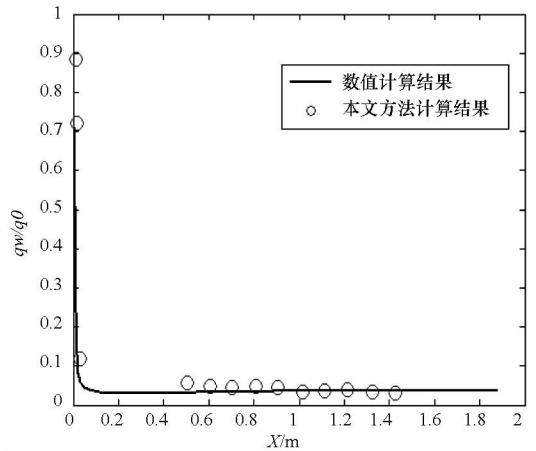


图 9 4°攻角升力体飞行器迎风面中线热流分布

Fig. 9 Heat flux distribution along the central line on the front surface of a 4° lifting body

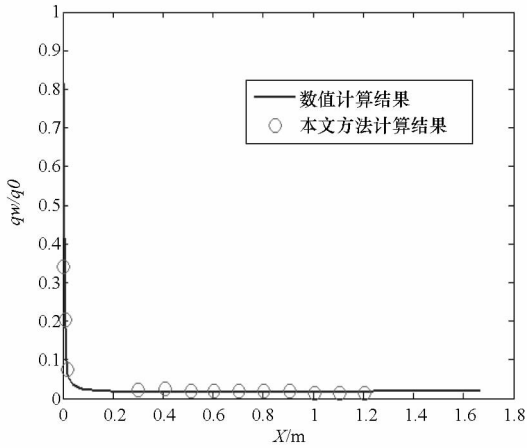


图 7 0°攻角升力体飞行器迎风面中线热流分布

Fig. 7 Heat flux distribution along the central line on the front surface of a 0° lifting body

在相同高度和马赫数下,4°攻角的升力体表面热流密度分布如图 8 和图 9 所示。分析可知:升力体飞行器迎风面的热流密度明显大于其背风面热流密度,计算结果与数值方法计算结果吻合较好,说明本文方法能够很好地包含攻角对气动加热的影响。

3.3 乘波体气动热计算

乘波体是一种具有前缘附着激波的流线形高超声速飞行器。飞行时,飞行器仿佛骑在激波的波面上,依靠激波的压力产生升力,因此称之为乘波体。这种飞行器通过合理的选择构型,使得高速飞行时产生的弓形激波完全附着于飞行器前缘,上下表面不产生流动泄露,故而可以得到较大的升阻比,并在一定程度上缓解热防护问题乘波体的特征^[7]。乘波体飞行器是未来高超声速飞行器的一个重要方向,如美国空军正在发展的 X-51 系列。

本节所研究的乘波体飞行器模型如图 10 所示,来流参数为:马赫数 $Ma_\infty = 13$ 、高度 $h = 45\text{km}$ 。

图 11 与图 12 分别为在 0°攻角条件下乘波体飞行器背风面与迎风面中线上的热流分布,由图

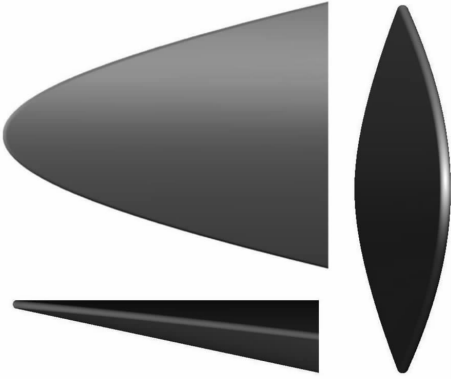


图10 乘波体飞行器模型

Fig. 10 Wave-rider vehicle model

可知,本文方法的计算结果与数值计算方法所得结果在变化趋势以及数值分布上具有较好的一致性,因此本文方法能够满足对乘波体外形气动热工程估算的需求。

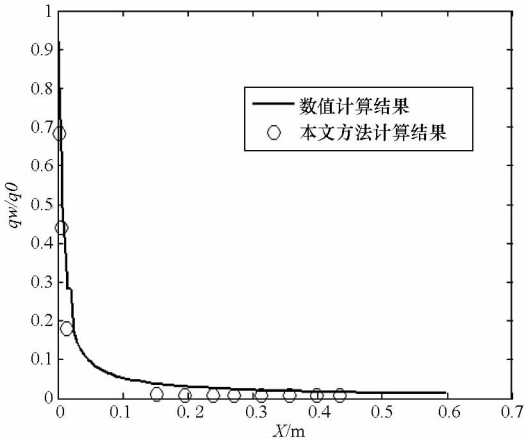


图11 0° 攻角乘波体飞行器背风面中线热流分布
Fig. 11 Heat flux distribution along the central line on the back surface of a 0° wave-rider vehicle

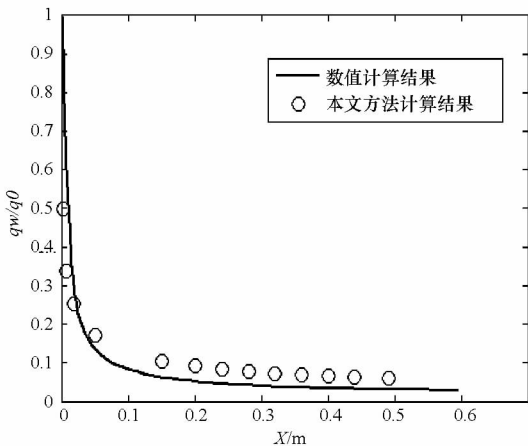


图12 0° 攻角乘波体飞行器迎风面中线热流分布
Fig. 12 Heat flux distribution along the central line on the front surface of a 0° wave-rider vehicle

4 结论

本文基于牛顿最速下降理论获取表面流线,利用修正牛顿理论获得表面压力分布,采用高温气体特性拟合公式和参考焓法计算表面气体特性参数,建立了高超声速飞行器气动热工程计算方法,仿真结果分析表明:本文所采用方法通过合理的工程近似,较显著地简化了计算过程,在计算高超声速飞行器表面热流密度方面具有较高的计算效率和精度,适用于复杂飞行器外形,能够满足在高超声速飞行器方案设计阶段气动热工程估算的需求,在实际应用中具有一定参考价值。

参考文献 (References)

- [1] 汤海荣. 高超声速飞行器表面热流密度工程估算方法研究 [D]. 南京:南京航空航天大学, 2010.
TANG Hairong, The investigation in engineering calculation methods for heating flux on hypersonic vehicle [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010.
- [2] 吕红庆, 王振清, 王永军, 等. 高超声速钝头体气动热分析 [J]. 导弹与航天运载技术, 2008(3): 41-45.
LV Hongqing, WANG Zhenqing, WANG Yongjun, et al. Aero-heating analysis for hypersonic blunt-headed body [J]. Missiles and Space Vehicles, 2008(3): 41-45. (in Chinese)
- [3] 吕丽丽. 高超声速气动热工程算法研究 [D]. 西安:西北工业大学, 2007.
LV Lili. The investigation in Aerodynamic-heating engineering calculation methods for hypersonic vehicle [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2007. (in Chinese)
- [4] Deters K J. Preliminary design estimates of high-speed streamlines on arbitrary shaped vehicles defined by quadrilateral elements [R]. A/AA Paper, 1993.
- [5] 蒋友娣. 高超声速飞行器气动热和表面瞬态温度计算研究 [D]. 上海:上海交通大学, 2010.
JIANG Youdi. The investigation in Aerodynamic-heating and transient temperature of hypersonic vehicle [D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2010. (in Chinese)
- [6] 杨恺, 高效伟. 高超声速气动热环境工程算法 [J]. 导弹与航天运载技术, 2010(4): 19-23.
YANG Kai, GAO Xiaowei. Engineering algorithm for aeroheating environment of hypersonic aircrafts [J]. Missiles and Space Vehicles, 2010(4): 19-23. (in Chinese)
- [7] 崔凯, 杨国伟, 申义庆. 乘波体气动外形优化初步研究 [C]//全国第十三届高超声速气动力(热)学术交流会议论文集, 2005.
CUI Kai, YANG Guowei, SHEN Yiqing. Preliminary investigation in wave-rider vehicle configuration optimization [C]//Proceedings of 13th National Hypersonic Aerodynamic Pressure(Heating) Academic Conference, 2005. (in Chinese)