

# 高超声速再入钝头体表面热流计算

康宏琳 阎超 李亭鹤 郭迪龙

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083) (中国科学院 力学研究所, 北京 100080)

**摘 要:** 基于跟踪流线的轴对称比拟法, 采用纯工程算法、Euler数值计算与边界层内工程算法相结合的方法, 对高超声速再入钝头体的表面热流进行了计算, 并将计算结果与风洞实验数据进行了对比, 两者吻合较好, 验证了两种工程算法在计算高超声速飞行器热环境方面的正确性. 将两种工程算法与数值求解 N-S方程进行对比, 表明工程算法在迎风面的热流计算方面有较高的精度, 节约了计算时间, 很好地满足高超声速飞行器概念研究和设计的需要.

**关键词:** 热流; 高超声速; 数值计算; 工程算法

**中图分类号:** V 211. 3

**文献标识码:** A **文章编号:** 1001-5965(2006)12-1395-04

## Numerical study of aeroheating predictions for hypersonic reentry bodies

Kang Honglin Yan Chao Li Tinghe

(School of Aeronautic Science and Technology, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Guo Dibng

(Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100080, China)

**Abstract:** In order to calculate the heating rates on hypersonic blunt bodies quickly and effectively, two engineering methods were developed based upon the axisymmetric analogue which required tracking the inviscid surface streamlines. Engineering predictions in the boundary layer were used in both methods. However, method No. 1 used engineering predictions out of the boundary layer, and in method No. 2 the boundary-layer edge conditions were determined by the CFD method solved by Euler equations of three dimensions. Results of the two methods are in good agreement with the existing experimental data, which validates the correctness of the methods in calculating the heating rates on hypersonic vehicles. Results of these two engineering methods were also compared with those of CFD method solved by N-S equations, which indicates that the engineering methods save much calculating time and also have precision on predicting the heating rates on windward.

**Key words:** heating rate; hypersonic; numerical simulation; engineering code

对于导弹、飞船、航天飞机、空天飞机以及高超声速飞机等再入飞行器而言, 气动热及其防护是整个飞行器成败的关键难题之一, 因此关于再入气动热防护计算的研究是十分必要的. 气动热的计算方法有两类: 数值求解 N-S方程以及工程计算方法. 近年来国内外发展了通过数值求解 N-S方程及其近似形式来预测高超声速飞行器热环境的 CFD程序<sup>[1-4]</sup>, 但影响热流计算值的因素颇多, 且数值计算耗费机时巨大. 而为了充分模拟热环境, 往往要计算飞行器在不同马赫数、攻角下的

多个状态, 直接采用 CFD方法求解所有状态下的表面热流是不太实用的. 国外在表面热流工程算法上做了系统、深入的研究, 涌现出 AEROHEAT, NCHES, M NIVER, CBAERO等多套工程应用软件<sup>[5-7]</sup>, 以纯工程算法 CBAERO软件为例, 计算 X-33这类复杂外形飞行器的热环境, 在 2.6 GHz Pentium 4 台式 PC 机上计算一个状态耗时仅 152 s, 且与风洞实验吻合较好<sup>[5]</sup>. 将这类软件应用到航天器的概念研究和初步设计中, 能大大节约研制时间. 国内在这方面的研究却鲜有报道.

收稿日期: 2005-12-12

作者简介: 康宏琳(1979-), 女, 江西新余人, 博士生, kanglin@ase.buaa.edu.cn

本文基于跟踪流线的轴对称比拟法,用纯工程算法、Euler数值计算与边界层内工程算法相结合的方法,对高超声速飞行器的热环境进行了计算.这两种方法根据普朗特的边界层理论,将流场分为边界层和边界层外缘的无粘流两部分,无粘流场采用工程计算或数值求解 Euler方程获得,所得结果为边界层工程计算提供外缘条件.

## 1 边界层外缘参数的计算

再入飞行器表面热环境,与表面边界层外缘的气动参数(如速度、压力)密切相关,纯工程算法和 Euler数值计算与边界层内工程算法相结合的方法之间的差别,就在于两者在计算边界层外缘参数的方法不同.

### 1.1 纯工程算法

在纯工程算法中,为了与边界层内工程计算方法匹配,采用近似的工程算法对边界层外缘参数进行计算.以高超声速再入体普遍采用的球钝锥和钝双锥外形为例,本文将表面压力的计算分为3个区域:在球头部分声速点前,采用修正牛顿压力公式;从声速点到球锥相切点前,采用普朗特-迈耶膨胀压力计算公式;对于球钝锥和钝双锥的锥面,采用修正牛顿压力公式.速度则采用 Lees的边界层边缘速度公式进行计算.

### 1.2 Euler数值计算

在 Euler数值计算与边界层内工程算法相结合的方法中,采用 CFD方法数值求解边界层外缘参数.由于高超声速下的边界层很薄,因此在计算边界层外缘参数时忽略了粘性项的影响,直接求解 Euler方程,这种做法同时降低了对网格密度的要求,大大加快了计算速度.这种方法较纯工程算法而言,计算时间增加,但更适用于求解复杂外形物面的边界层外缘参数.

控制方程为三维可压非定常 Euler方程,空间离散采用 AUSM+格式计算,它兼有 Roe格式的间断高分辨率和 Van Leer格式的计算效率,而且克服了二者的缺点,无需熵修正.时间离散采用 LU-SGS方法,这种方法在三维情况下无条件稳定,且三维求解只需 L及 U两次扫描,标量求逆,计算效率高.

边界条件:物面满足无穿透条件,即物面的法向速度分量为 0.采用 Riemann不变量关系来处理远场无反射边界条件.

## 2 表面热流计算

对于轴对称体外形,无攻角情况下表面热流

的计算方法比较成熟.对于有攻角情况下的表面热流,常用的有轴对称比拟法、等价锥法、实验数据关联法 3种处理方法.本文采用基于跟踪流线的轴对称比拟法,其基本思想是:基于小横向流近似,认为物体表面边界层内流体流动方向基本上与绕流物体的三维无粘流表面流线方向一致.这样,采用 Mager s变换,在物面以无粘表面流线作为正交坐标系的一个坐标轴,三维边界层方程就可以化简为轴对称比拟边界层方程,可沿用轴对称零攻角物体边界层内热流密度近似计算公式来计算有攻角轴对称物体沿流线的热流密度分布.这样,跟踪多条流线,即可得到整个物面上的热流密度分布.相比等价锥等方法,基于跟踪流线的轴对称比拟法,理论基础更为坚实,在国外气动热工程软件中得到广泛应用<sup>[5-7]</sup>.

### 2.1 无粘表面流线的计算

由于热流工程计算必须沿流线进行,因此必须先计算出绕流物体壁面上的流线.

在纯工程算法中,为表示物面无粘流线形状,采用沿流线的笛卡尔坐标系,如图 1.令物面沿流线的微分弧长为  $ds = h d$ ,沿物面且垂直流线的另一微分弧长为  $d = h d$  ( $h$  及  $h$  分别是坐标及 的尺度因子),垂直物面的法向微分距离为  $dn$ ,子午角为  $\beta$ ,把流线方向与物面子午线方向的夹角定义为流线方向角  $\theta$ ,轴向距离记作  $x$ .

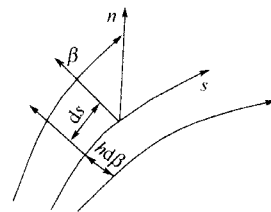


图 1 流线坐标系

在物面上垂直流线方向的横向流动速度与流线方向的主流速度相比,认为足够小,可忽略.这时将无粘运动欧拉方程应用于物面上 ( $n = 0$ ),在定常流动条件下,可得到物面无粘流线方程<sup>[8]</sup>.

在 Euler数值计算与工程算法相结合的方法中,流线计算直接采用流场计算的贴体三维坐标系  $(x, y, z)$ ,从无粘 Euler方程解中获得流场在物面网格点上的速度分量  $u, v, w$  以及热力学变量(压力  $p$ 和焓  $h$ ),物面其余地方的流场变量值可通过网格点上进行插值获得.积分求解方程组(1),可以得到物面上的流线.

$$\left. \begin{aligned} d/d &= h(u_x + v_y + w_z) \\ d/d &= h(u_x + v_y + w_z) \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

其中,积分变量 通过公式(2)和沿流线的位移

相联系:

$$ds/d = Vh \tag{2}$$

其中  $v$  是物面上当地的无粘速度值.

$$V = (u^2 + v^2 + w^2)^{1/2} \tag{3}$$

$h$  由公式 (4) 确定:

$$h = (x^2 + y^2 + z^2)^{1/2} \tag{4}$$

### 2.2 热流估算公式

无粘表面流线求得后,将轴对称边界层方法应用在物面无粘流线上,从而获得三维边界层解.

#### 2.2.1 驻点热流密度计算公式

高速飞行器的驻点加热特别重要,通过对多个经验公式的对比,最后选择了 Kemp-Riddell 修正公式:

$$q_{ws} = \frac{110311.7}{\sqrt{R_N}} \left( \frac{\rho}{\rho_0} \right)^{1/2} \left( \frac{V}{V_c} \right)^{3.15} \left( \frac{h_s - h_w}{h_s - h_{300K}} \right) \tag{5}$$

式中,  $\rho_0 = 1.225 \text{ kg/m}^3$ ;  $V_c = 7900 \text{ m/s}$ ;  $R_N$  为驻点曲率半径, m;  $q_{ws}$  为驻点热流密度,  $\text{kW/m}^2$ ;  $h_s$  为滞止焓值;  $h_w$  为壁面焓值;  $h_{300K}$  为温度 300 K 时空气的焓值.

为了验证该驻点热流公式的精度,本文对钝双锥在不同攻角下的驻点热流的计算值和实验值<sup>[9]</sup>进行了比较,如表 1 可见 Kemp-Riddell 修正公式能够准确地计算出钝头体的驻点热流.

表 1 钝双锥驻点热流值计算精度

攻角 / (°)	实验值 / ( $\text{W} \cdot \text{m}^{-2}$ )	计算值 / ( $\text{W} \cdot \text{m}^{-2}$ )	相对误差 / %
0	443 200	433 649.5	2.15
10	488 000	460 678.8	5.59
20	421 300	443 123.7	5.18

#### 2.2.2 非驻点区热流密度计算公式

非驻点区热流密度的计算采用参考焓方法.该方法假设高速边界层与低速边界层结构相同,直接将不可压缩流的摩擦系数公式应用于高速可压缩流中,不同之处是将其中的气体性能参数取为参考焓下的数值.参考焓是马赫数、壁温及来流温度的函数,本文选用在工程中被广泛应用的 Eckert 参考焓方程:

$$\left. \begin{aligned} h^* &= 0.22h_r + 0.28h_e + 0.5h_w \\ h_r &= h_e + 5 \times 10^{-4} u_e^2 Pr^{1/n} \end{aligned} \right\} \tag{6}$$

式中,  $h^*$  为参考焓;  $h_r$  为恢复焓;  $h_e$  为边界层外缘焓值;  $u_e$  为边界层外缘速度;  $Pr$  为普朗特数.

对于非驻点区绕流,由于在重要的峰值加热区,边界层为层流状态,因此本文主要研究层流边界层的加热问题.根据参考焓方法,选取 Lees 层流热流密度分布公式:

$$\frac{q_w}{q_{ws}} = \frac{\mu^* u_e r}{2 \sqrt{\mu_s^* \left( \frac{du_e}{dx} \right)_s}} \left( \int_0^x \mu^* u_e^2 r^2 ds \right)^{-1/2} \tag{7}$$

式中,  $\rho^*$  为参考密度;  $\mu^*$  为参考动力粘性系数.

## 3 方法验证及分析

为了验证上述方法的正确性,本文计算了 2 个有详尽实验数据的三维模型的高超声速绕流情况<sup>[9-10]</sup>.为叙述方便,将纯工程算法称为方法 1, Euler 数值计算与边界层内工程算法相结合的方法称为方法 2 对于外形 1 (钝锥),其外形及方法 2 计算时所采用的对称面网格如图 2 模型长度为 447 mm,头部曲率半径为 27.94 mm,半锥角为 15°;来流条件:马赫数  $Ma = 10.6$ ,压力  $P = 132.1 \text{ Pa}$ ,温度  $T = 47.3 \text{ K}$ ,壁温  $T_w = 294.44 \text{ K}$ ,攻角  $\alpha = 20^\circ$  对于外形 2 (钝双锥),其外形及方法 2 计算时所采用的对称面网格如图 3 模型长度为 122.24 mm,头部曲率半径为 3.835 mm,前锥半锥角为 12.84°,后锥半锥角为 7°;来流条件:  $Ma = 9.86$ ,  $P = 59.92 \text{ Pa}$ ,  $T = 48.88 \text{ K}$ ,  $T_w = 300.0 \text{ K}$ ,  $\alpha = 0^\circ; 10^\circ; 20^\circ$ .

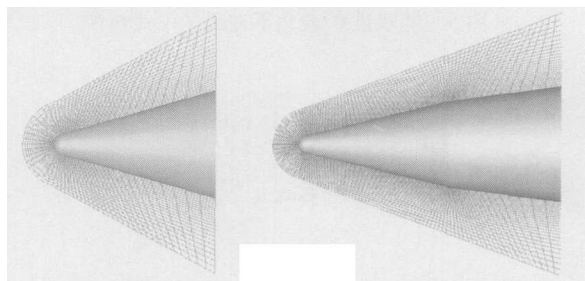


图 2 钝锥对称面网格 图 3 钝双锥对称面网格

图 4 为钝锥在攻角为 20° 时,采用上述 2 种方法计算的沿迎风子午线 ( $\alpha = 0^\circ$ ),侧面子午线 ( $\alpha = 90^\circ$ ) 及背风子午线 ( $\alpha = 180^\circ$ ) 的热流分布与相应实验结果<sup>[9]</sup>的比较,图中  $\theta$  为子午角,横坐标表示轴向距离与头部曲率半径的比值,纵坐标为归一化热流,即当地热流与驻点热流的比值.计算值与实验值吻合较好.可见,采用基于跟踪流线的轴对称比拟法,能够较为准确地模拟高超声速

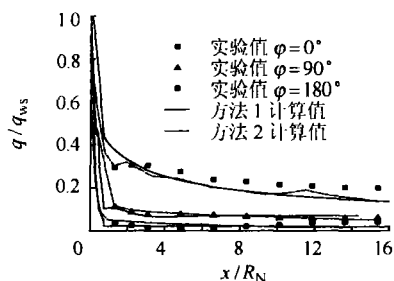


图 4 钝锥 20 攻角下表面热流

钝头体在有攻角情况下的表面热流。

图 5~图 7 为钝双锥在  $0^\circ$ 、 $10^\circ$ 、 $20^\circ$  攻角下,采用方法 1、方法 2 计算的迎风子午线表面热流值,并与通过数值求解 N-S 方程的计算结果<sup>[3]</sup>以及实验结果<sup>[8]</sup>进行了对比。可见,在迎风面的热流计算方面,本文的 2 种工程算法都有较高的精度,刻画了双锥交接处气流膨胀引起的热流变化,可以为高超声速再入钝头体的设计提供准确的热环境。在计算速度方面,在 1.8 GHz AMD Athlon (tm) 64 Processor 的 PC 机上,用方法 1 计算耗时约 45 s,方法 2 计算耗时约 1 h,而采用数值求解 N-S 方程计算耗时达 4 h 可见,本文的 2 种方法大大节约了计算时间,适应了高超声速飞行器概念研究和初步设计的需要。

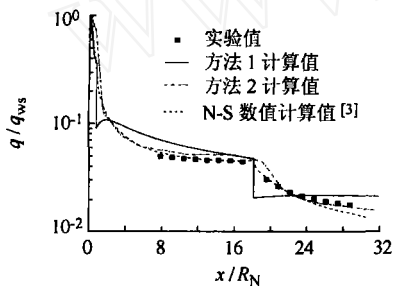


图 5 钝双锥  $0^\circ$  攻角下迎风子午线热流

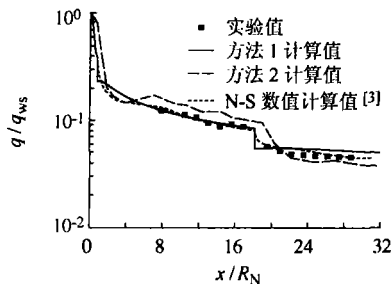


图 6 钝双锥  $10^\circ$  攻角下迎风子午线热流

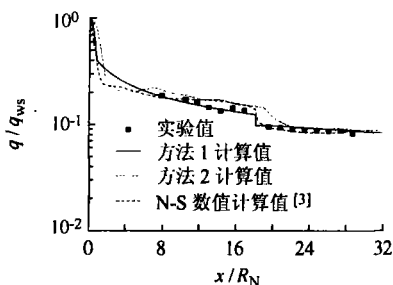


图 7 钝双锥  $20^\circ$  攻角下迎风子午线热流

## 4 结束语

由于采用数值求解 N-S 方程来预测高超声速飞行器热环境耗时巨大,难以应用到航天器的概念研究和初步设计中,因此有必要发展快速有效的工程算法。本文基于跟踪流线的轴对称比

拟法,采用纯工程算法、Euler 数值计算与边界层内工程算法相结合 2 种方法,对高超声速再入钝头体在有攻角情况下的表面热流进行了计算,与数值求解 N-S 方程相比,2 种方法大大节约了计算时间;将计算结果与实验数据进行了比较,结果表明,2 种方法均可较为准确地模拟迎风面的热流分布。另外,2 种方法也各有利弊,方法 1 更迅速快捷,方法 2 则更易于推广至复杂外形飞行器的计算。必须指出的是,本文 2 种方法均采用小横向流近似,但随着攻角的增大,背风面流动出现分离,横向流动增大,小横向流近似不再成立,故背风面热流误差较大。但由于在较大攻角情况下,背风面热流远小于迎风面热流,故在模拟飞行器热环境时,关键还是在于求解迎风面热流。因此本文 2 种方法能够很好地满足工程设计的需要。

## 参考文献 (References)

- [1] Peter A G. Computational fluid dynamics technology for hypersonic applications[R]. AIAA-2003-2829, 2003
- [2] Dietiker J F, Hoffmann K A. Challenges in the heat transfer computations of high speed flows [R]. AIAA-2004-0993, 2004
- [3] 李君哲, 阎超. 气动热 CFD 计算的格式效应研究 [J]. 北京航空航天大学学报, 2003, 29(11): 1022 - 1025  
Li Junzhe, Yan Chao. Research on scheme effect of computational fluid dynamics in aerothermodynamics [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2003, 29(11): 1022 - 1025 (in Chinese)
- [4] 王发民, 沈月阳, 姚文秀. 高超声速升力体气动力气动热数值计算 [J]. 空气动力学学报, 2001, 19(4): 439 - 445  
Wang Famin, Shen Yueyang, Yao Wenxiu. Aerodynamic and aerothermal numerical simulation of hypersonic lifting body configuration [J]. ACTA Aerodynamica Sinica, 2001, 19(4): 439 - 445 (in Chinese)
- [5] Kinney D J. Aero-thermodynamics for conceptual design [R]. AIAA-2004-0041, 2004
- [6] Wurster K E, Zoby E V, Thompson R A. Flowfield and vehicle parameter influence on results of engineering aerothermal methods [J]. Journal of Spacecraft, 1991, 28(1): 16 - 22
- [7] Hamilton H H, Francis A G. Approximate method for calculating heating rates on three-dimensional vehicles [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1994, 31(3): 345 - 354
- [8] Dejamette F R, Tai T C. A method for calculating laminar and turbulent convective heat transfer over bodies at an angle of attack [R]. NASA-CR-101678, 1969
- [9] Miller C G. Experimental and predicted heating distributions for biconics at incidence in air at mach 10 [R]. NASA-TP-2334, 1984
- [10] Cleary J W. Effects of angle of attack and bluntness on laminar heating rate distribution of a  $15^\circ$  cone at a mach number of 10.6 [R]. NASA-TND-5450, 1969

(责任编辑:文丽芳)