

文章编号: 1000-8055(2009)01-0065-05

基于流线跟踪法的气动热工程计算研究

韩 东, 方 磊

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 运用结构化网格求解三维 Euler 方程, 计算得到边界层外缘无粘流场气流参数; 利用无粘流场气流参数和表面流函数的方法计算了飞行器无粘表面流线分布; 在理论和半经验公式的基础上, 计算了定比热比和变比热比情况下驻点热流密度, 非驻点区域采用参考焓、局部相似性等方法来确定飞行器表面的气动加热, 实现了数值算法与工程算法的耦合. 上述方法用于求解高超声速钝双锥的表面热流分布, 计算结果与经典的热流公式和实验结果进行对比, 平均精度为 10% 左右, 满足高超声速飞行器概念研究和初步设计的需要.

关 键 词: 表面热流; 高超声速; 工程算法; 流线

中图分类号: V211.4

文献标识码: A

Study of aerodynamic heating predictions for hypersonic aircrafts by tracking the surface stream trace

HAN Dong, FANG Lei

(College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The boundary layer edge conditions were determined by 3-D CFD (Computational fluid dynamics) method and solved by 3-D Euler equation on structured grids; the wall stream trace was computed based on the stream function theory and flow parameters; the heating rates of staypoint with constant and variable specific heats were computed by the theory and semi-experienced formulas, while the heating predictions of non-staypoint were calculated based on the reference enthalpy theory and locally similar theory. The calculated results of the heating rates of double blunt biconic are in good agreement with existing experimental data and classic engineering methods, with average precision about 10%. It is applicable to the parametric design of hypersonic aircrafts.

Key words: heating rate; hypersonic; engineering prediction; stream trace

在高超声速飞行器的研制中, 其气动加热问题日益成为影响其能否生存的关键问题之一. 为了采取适当的防热措施, 工程设计需要以低成本和快速度并较为准确地预测表面热流分布情况. 一直以来, 高超声速气动热的数值模拟都是 CFD (计算流体力学) 研究的难点问题, 在计算中受数值格式、网格生成、收敛问题等各方面因素的影响, 多种因素之间的交错影响决定了热流计算的

复杂性. 对于同一种格式, 在其他条件均不改变的情况下, 不同的网格可以使热流计算结果相差一个量级^[1-2]. 因此, 为了适应高超声速飞行器概念研究和初步设计的需要, 寻求一种快速、简便、精度较高的高超声速气动热计算方法是一项非常有意义的工作. 国内北京航空航天大学的康宏琳^[3]和西北工业大学的吕丽丽^[4]等曾在此方面做过一些尝试, 通过求解三维 Euler 方程确定飞行器的

收稿日期: 2008-06-21; 修订日期: 2008-10-09

作者简介: 韩东(1968-), 男, 河南南召人, 副教授, 博士, 主要从事流动与传热方面研究.

边界层外缘参数,在理论与经验公式的基础上,计算了钝锥和钝双锥外形有攻角再入的表面热流,取得了初步的研究成果。

本文基于普朗特的边界层理论,将流场分为边界层外的无粘流场和边界层内粘性主导的区域,将边界层外无粘流场的数值求解和边界层内粘性主导区域的工程算法相结合。首先采用三维 Euler 方程求解飞行器的边界层外缘参数,通过表面流函数的方法生成无粘表面流线;跟踪物体表面的流线,在理论和半经验公式的基础上,推导了驻点区域的热流密度,计算了定比热比和变比热比下的驻点热流密度;采用相似性解法、参考焓方法、局部相似性等方法来确定飞行器表面的气动加热,实现了数值算法与工程算法的耦合。

1 边界层外的数值算法

1.1 数值计算中的假设

高超声速飞行器表面热环境,与边界层外缘的气动参数(如速度、压力)密切相关。由于边界层很薄,边界层对边界层外缘气流参数影响很小,而边界层的分布和发展与边界层外缘参数的分布密切相关,因此可以先计算边界层外缘参数,再研究其对边界层的影响。边界层外的粘性影响较小,本文在计算边界层外缘参数时忽略了粘性项的影响,直接求解了 Euler 方程。这种做法降低了对网格质量的要求,大大加快了计算速度;与纯工程算法相比,计算时间略有增加,但在求解复杂物面与多部件融合构造的边界层外缘参数方面有更强的适用性。

1.2 数值计算模型

本文计算了有详尽实验数据的三维模型的高超声速绕流情况^[5]。计算所用模型的具体尺寸为: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°,前锥距头部距离为 69.55 mm,后锥距头部距离即模型长度为 122.24 mm。计算域网格如图 1 所示。由于是轴对称体,取整个钝双

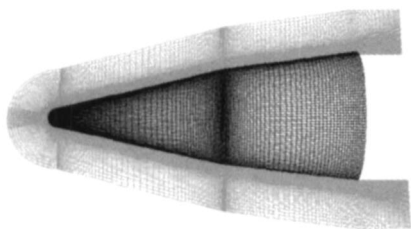


图 1 高超声速钝双锥计算域网格

Fig. 1 Calculating mesh of blunt biconic

锥的一半进行计算。采用双层网格和自适应网格布置。网格类型均为四边形及六面体的结构化网格。通过网格实验,兼顾计算精度与计算效率的要求,选取 95 万网格进行计算比较合适。

1.3 边界条件

入口边界条件设为压力远场条件,来流 $p_{\infty} = 59.92 \text{ Pa}$ 、 $T_{\infty} = 48.88 \text{ K}$ 、 $Ma_{\infty} = 9.86$;出口边界条件取压力出口边界条件;钝体表面作固壁边界条件处理。来流方向是 z 轴的反向,来流攻角是在 zx 平面内与 z 轴正向的夹角。工作介质空气作为理想气体处理,比定压热容 c_p 采用了两种方法处理:一种是仍将 c_p 作为常数,另一种是采用温度的 5 次幂级数形式多项式近似表示焓 h 与温度 T 的关系^[6]

$$h = B_0 + B_1 T + B_2 T^2 + B_3 T^3 + B_4 T^4 + B_5 T^5$$

根据文献[6]给出的 50~3000 K 温度范围内的空气热力学参数表,通过最小二乘法曲线拟合,得到 $B_0 = 1.817160 \times 10^3$, $B_1 = 9.890504 \times 10^2$, $B_2 = -9.595592 \times 10^{-3}$, $B_3 = 1.041469 \times 10^{-4}$, $B_4 = -4.433065 \times 10^{-8}$, $B_5 = 5.879263 \times 10^{-12}$ 。

2 高超声速无粘表面流线的生成计算

对于任意轴对称体外形,无攻角情况下表面热流的计算方法已经比较成熟。对于有攻角情况下的表面热流计算,常用的有轴对称比拟法、等价锥法、实验数据相关法 3 种方法。本文基于跟踪流线的方法,首先求解高超声速的无粘表面流线,在此基础上,跟踪多条流线,选用合适的热流计算公式,即可得到整个物面的热流分布情况。

1969 年,Dejarnette 提出了轴对称比拟的概念^[7],由此发展起来的跟踪流线法和几何流线法,在气动加热中得到了广泛的应用。

与以往方法所不同的是,本文运用了一种新的利用表面流函数来计算高超声速飞行器表面流线分布的方法。首先运用了表面流函数的概念,并通过理论推导,得到了表面流函数与表面流线的关系;然后运用结构化网格求解三维 Euler 方程,计算得到边界层外缘无粘流场气流参数;最后利用无粘流场气流参数和表面流函数的方法计算了高超声速飞行器的精确表面流线分布。

结果表明,如图 2(a)至(c)所示,在无攻角和攻角 $< 20^\circ$ 的情况下均可以得到较好的壁面流线分布^[8]。高精度的表面流线分布,为利用边界层内

粘性主导区域的积分方程等方法进一步精确预测高超声速飞行器表面的气动加热奠定了基础。

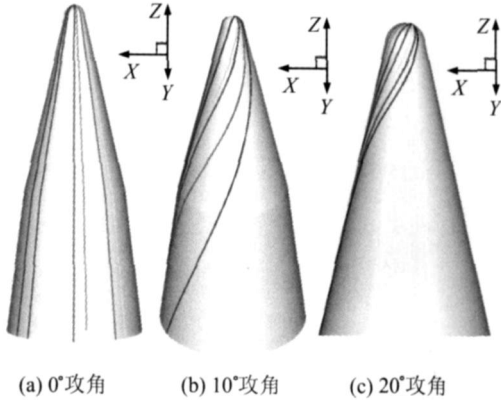


图 2 钝双锥流线示意图

Fig. 2 Surface stream trace of blunt biconic

3 高超声速气动热流计算

3.1 驻点热流计算

由于高速飞行器的驻点加热特别重要,它是最具有代表性的点。同时,驻点的热流密度是求解飞行器表面其他流动区域热流的基础。本文由三维附面层积分方程推导了驻点热流计算公式,并与经典的 Fay_Riddell 公式^[9]和修正 Lees 公式^[9]进行了比较。

3.1.1 Fay_Riddell 公式

$$q_{ws} = 0.767 Pr^{-0.6} (\rho \mu_s)^{0.43} (\rho_w \mu_w)^{0.07} \sqrt{\left(\frac{du_e}{dx} \right)_s} (h_s - h_w) \quad (1)$$

3.1.2 修正 Lees 公式

$$q_{ws} = \frac{0.5 \sqrt{2}}{Pr^{2/3}} \sqrt{\rho \mu_s} \left(\frac{du_e}{dx} \right)_s (h_s - h_w) \quad (2)$$

式(1)和式(2)中, q_{ws} 为驻点处热流值; $\left(\frac{du_e}{dx} \right)_s$ 为驻点区域的边界层外缘速度梯度; h_w 为高冷壁假设下的壁面焓值;式中下标 s 代表驻点处条件, w 代表壁面条件。

3.1.3 本文推导的热流公式

从驻点出发两条流线间的区域为一个扇形。在驻点区域,由动量定理(压力梯度在驻点区域是二阶小量,忽略其对动量亏损量的影响),可得到

$$dI = q C_f x dx = q \frac{k_t^2}{Re \theta} x dx = \frac{\rho \mu k_t^2 k_u^3 x^5}{2 I} dx \quad (3)$$

k_u 为驻点区域的边界层外缘速度梯度; $k_t = 0.664$ 。

积分后可得驻点区域的边界层动量厚度为

$$\theta = \frac{I}{x \rho_e u_e^2} = k_t \sqrt{\frac{\mu}{6 \rho k_u}} \quad (4)$$

斯坦顿数和摩擦系数间关系为

$$St = \frac{C_f}{2 Pr^{2/3}} \quad (5)$$

因此可得驻点热流密度为

$$q_{ws} = \frac{k_t \sqrt{6 \rho k_u \mu}}{2 Pr^{2/3}} (h_e - h_w) \quad (6)$$

式(6)中 q_{ws} 为驻点处热流值;式中下标 e 代表驻点处边界层外缘条件, w 代表壁面条件。

3.2 非驻点热流计算

对于非驻点区的气动加热问题,本文基于局部相似性思想和工程上广泛应用的 Eckert 参考焓方法。

局部相似解^[10]是指在高超声速钝体非驻点绕流情况下,可以忽略流动上游的历史情况,而把整个边界层看作是一块一块的具有局部外流条件和壁面热力学参数的相似边界层缝合起来的。因为边界层方程是抛物型方程,这类方程决定了在沿物面的信息传递比沿物面法向的信息传递要慢得多,决定 x 处的边界层特性取决于 x 处的壁面条件和边界层外缘特性。

参考焓方法^[9]的基本思想是利用不可压缩边界层理论求得的公式来估算可压缩边界层的摩擦和传热,它假设高速边界层与低速边界层结构相同,直接利用低速不可压缩流的公式在某一参考焓下计算流体特性,实质是在不可压缩的结果的基础上,进行了可压缩性修正。

参考焓是马赫数、壁温及来流温度的函数。Eckert 参考焓方程为

$$\frac{h^*}{h_e} = 0.23 + 0.58 \frac{h_w}{h_e} + 0.19 \frac{h_{t1}}{h_e} \quad (7)$$

其中 h_{t1} 为层流恢复焓,定义为

$$h_{t1} = h_e + n 0.5 u_e^2 \quad (8)$$

式(7)和式(8)中, n 为层流恢复因子。n 与 Pr 数有关。对于层流边界层,一般取 $n = \sqrt{Pr}$, 一般情况下, $Pr = 0.71$, $n = 0.8426$; 对于湍流边界层,一般取 $n = \sqrt[3]{Pr}$, 一般情况下, $Pr = 0.79$, $n = 0.8921$ 。式中,上标 * 代表参考焓条件。

对于非驻点区绕流,由于重要的峰值加热区域几乎都被层流边界层所覆盖,而湍流边界层的理论和半经验公式的发展,常常要借鉴层流的处

理办法^[9]. 基于这些考虑, 本文主要研究了钝双锥层流边界层的加热问题, 选取了应用广泛且具有一定精度的计算公式^[11]

$$0.22 \left(Re_{\theta} \right)^{-1} \left(\frac{\rho^*}{\rho_e} \right) \left(\frac{\mu^*}{\mu_e} \right) \rho_e u_e \left(h_{aw} - h_w \right) Pr^{-0.6}$$

(9)

式(9)中 q_{wl} 为热流密度; h_{aw} 是绝热壁面焓; 式中下标 e 代表驻点处边界层外缘条件, 下标 w 代表壁面条件, 上标 * 代表参考焓条件, Re_{θ} 是根据边界层外缘参数计算的动量厚度 Re 数.

其中动量厚度 θ 由下式求出

$$\theta = 0.664 \sqrt{\frac{\int_0^x \rho^* u_e \mu^* r^2 dx}{\rho_e u_e r}}$$

(10)

式(10)中 r 为轴对称体半径.

4 计算结果及分析

4.1 钝双锥驻点区域热流计算结果分析

为了验证 3.1 节中三个热流公式的准确性, 表 1 给出了钝双锥不同攻角的驻点热流的计算值.

表 1 定常比热比钝双锥驻点热流计算值
Table 1 Calculation value of heating rate for blunt biconic at constant specific heat

攻角/(°)	本文推导公式	Fay-Riddle 公式	修正 Lees 公式
	$q_{ws}/(W/m^2)$	$q_{ws}/(W/m^2)$	$q_{ws}/(W/m^2)$
0	333 943.28	306 243.89	290 364.83
10	333 598.93	305 928.10	290 065.41
20	333 398.21	305 744.02	289 890.88

本文推导的驻点热流公式(6)比修正 Lees 公式(2)大一个系数 $k_f \sqrt{3}$, 其值约为 1.15. 由多篇文献和实验结果可知, 一般来说, 修正 Lees 公式计算的热流值偏小, 若把修正 Lees 公式计算的值增加 10%, 则与其他公式算出的结果比较吻合. 因此, 本文推导得出的热流密度计算方法是符合物理规律和实际情况的. 通过对定比热比和变比热比的驻点热流计算值的比较可以发现, 采用后者计算的驻点热流值均比采用前者计算值要高.

4.2 非驻点区域热流计算结果分析

图 3 中的 L 是钝双锥后锥距头部的距离即钝双锥的全长. 图中的热流密度值是用驻点热流

值进行归一化处理所得的. 从图中可以看出, 采用定比热计算通过高温空气物性的修正以后, 与变比热计算的结果相当吻合, 且两者与实验值的对比可以看出, 与实验值的误差在 5% 以内, 精度满足了工程设计的需要.

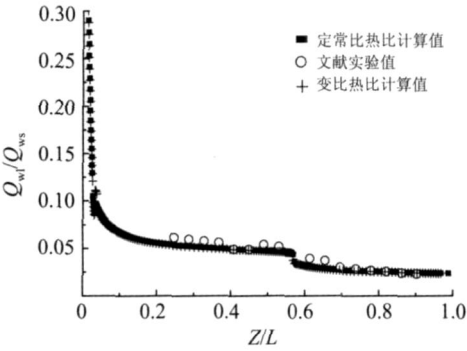


图 3 0 攻角沿钝双锥流向的热流分布示意图
Fig. 3 Heating rate of blunt biconic for attack angle 0°

由于采用定比热和变比热计算在预测热流上的一致性, 下面的例子就仅用定比热比计算后通过高温空气物性的修正的结果与实验值比较.

图 4 至图 6 中的 L 是钝双锥后锥距头部的距离即钝双锥的全长. 图中的热流密度值是用驻点热流值进行归一化处理. 从图中可以看出, 采用上述方法计算得到的热流分布, 准确地刻画出双锥交接处由气流膨胀引起的热流变化. 在攻角较小的情况下, 多数点与实验值的分布趋势相当一致.

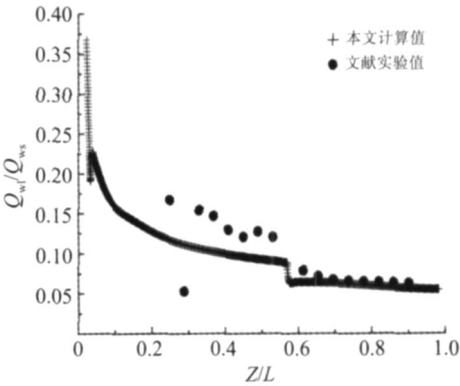


图 4 10 攻角迎风子午线的热流分布示意图
Fig. 4 Heating rate of windward meridian for attack angle 10°

图 6 中列出了从驻点出发不同初始子午角流线上的热流分布, 在头部附近表现出越接近迎风面其热流越高. 随着流线逐渐绕向背风面, 其热流越来越接近背风中心线的值, 但还能分辨出不同流动路径带来的差别. 采用精确流线可以准确获知流线在到达物面上各点之前的附面层累积情况, 从而提高热流计算的准确度.

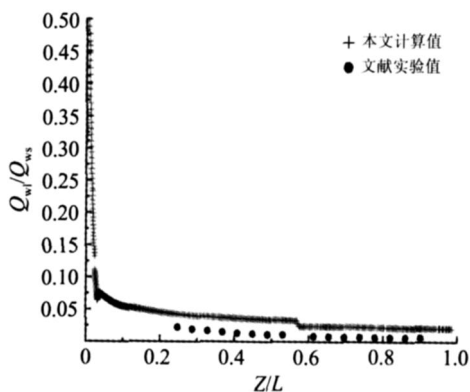


图 5 10 攻角背风子午线的热流分布示意图

Fig. 5 Heating rate of leeward meridian for attack angle 10°

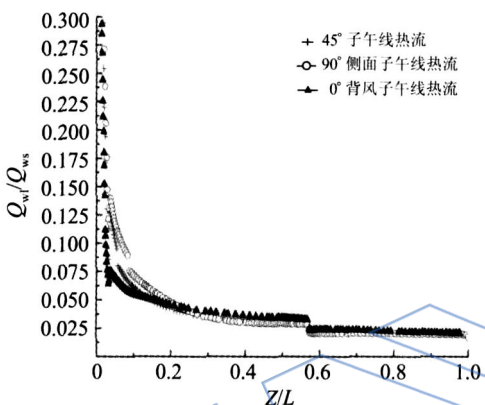


图 6 10 攻角下不同子午线的热流分布示意图

Fig. 6 Heating rate of different meridian for attack angle 10°

值得注意的是,本文采用的方法是基于小横向流近似,但随着攻角的增大,背风面的流动出现了分离,横向流动增大,小横向流近似不再成立。但由于在较大攻角情况下,背风面的热流远小于迎风面热流,工程设计上更关心迎风面的热流分布。因此,计算迎风面的热流分布就可以为高超声速飞行器的初步设计提供热环境的预测。

5 结束语

利用无粘流场气流参数和表面流函数方法计算了高超声速飞行器的无粘表面流线,在理论和半经验公式的基础上,推导了驻点区域的热流密度,非驻点区域采用参考焓方法、局部相似性等方法来确定飞行器表面的气动加热,实现了数值算法与工程算法的耦合。采用精确流线可准确获知流线到达物面上各点之前的附面层累积情况,从而提高热流计算的准确度。将上述方法用于求解高超声速钝双锥的表面热流分布,计算结果与经典的热流公式和实验结果对比,具有较高的精度,除个别点外,计算

结果与实验数据相差小于 10 %。考虑横向压力梯度和流管宽度的影响将是下一步研究的重点。

参考文献:

- [1] Hoffmann K A, Siddiqui M S, Chiang S T. Difficulties associated with the heat flux computations of high speed flows by the Navier-Stokes equations [R]. AIAA 91-0457, 1991.
- [2] Siddiqui M S, Hoffmann K A, Rutledge W H. A comparative study of the Navier-Stokes solvers with emphasis on the heat transfer computations of high speed flows [R]. AIAA paper 92-0835, 1992.
- [3] 康宏琳, 阎超, 李亨鹤. 高超声速再入钝头体表面热流计算[J]. 北京航空航天大学学报, 2006, 32(12): 1395-1398.
KANG Honglin, YAN Chao, LI Tinghe. Numerical study of aeroheating predictions for hypersonic reentry bodies [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2006, 32(12): 1395-1398. (in Chinese)
- [4] 吕丽丽, 张伟伟, 叶正寅. 高超声速再入体表面热流计算[J]. 应用力学学报, 2003, 23(2): 259-262.
LÜ Lili, ZHANG Weiwei, YE Zhengyin. Predicting heating distributions for hypersonic reentry bodies [J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2003, 23(2): 259-262. (in Chinese)
- [5] Miller C G. Experimental and predicted heating distributions for biconics at incidence in air at Mach 10 [R]. NASA-TP-2334, 1984.
- [6] 梁德旺, 李博, 容伟. 热完全气体的热力学特性及其 N-S 方程的求解[J]. 南京航空航天大学学报, 2003, 35(4): 424-429.
LIANG Dewang, LI Bo, RONG Wei. Thermodynamic characteristics of thermally perfect gas and solution of N-S equations [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2003, 35(4): 424-429. (in Chinese)
- [7] 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.
- [8] 韩东, 方磊. 基于欧拉方程的高超声速飞行器壁面流线生成计算[J]. 航空动力学报, 2008, 23(12): 2256-2261.
HAN Dong, FANG Lei. Study and numerical calculation wall streamline distributions for hypersonic vehicle according to Euler equation [J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(12): 2256-2261. (in Chinese)
- [9] 中国人民解放军总装备部军事训练教材编辑工作委员会. 高超声速气动热和热防护 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2003.
- [10] Cohen C B, Reshotko E. Similar solution for the compressible laminar boundary layer with heat transfer and pressure gradient [R]. NACA Report 1293, 1956.
- [11] Zoby E V, Moss J N, Sutton K. Approximate convective heating equations for hypersonic flows [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1981, 18(1): 64-70.