

文章编号: 1000-8055(2008)09-1591-04

高超声速钝头体变熵流表面热流计算

蒋友娣, 董 葳, 陈 勇

(上海交通大学 机械与动力工程学院, 上海 200240)

摘 要: 采用动量厚度来修正变熵效应的工程算法, 并以 15°钝锥为例, 对其表面热流进行了计算, 将计算结果与试验值进行了对比, 结果吻合良好, 表明该工程算法, 方便简捷, 计算量小, 且有足够精度, 可为高超声速飞行器初步设计热环境计算和防热材料的合理选择提供可靠的参考数据。

关 键 词: 气动加热; 高超声速; 变熵流; 工程算法; 动量厚度

中图分类号: V211.1⁺4

文献标识码: A

Surface heat flux calculation of variable entropy flow for hypersonic blunt bodies

JIANG You-di, DONG Wei, CHEN Yong

(School of Mechanical Engineering, Shanghai Jiao Tong University, Shanghai 200240, China)

Abstract: A engineering method, which accounts for variable entropy effects by modifying momentum thickness is described in this paper. Take a blunted 15 degrees half-angle cone for example, the results of calculating surface heat flux were compared with those of experience. The results show that the engineering method consumes less time and is workable. And also, the valuable reference data are supplied for the aero-thermal calculation in initial design and the reasonable choice in thermal protection system of hypersonic vehicle.

Key words: aerodynamic heating; hypersonic; variable entropy flow; engineering method; momentum thickness

飞行器在高超声速飞行时产生严重的气动热, 使飞行器外形、结构强度及刚度改变, 降低材料的强度极限和飞行器结构的承载能力, 影响飞行器的安全飞行。因此, 准确预测高超声速飞行器表面受热情况, 选择合适的防热措施, 是研究高超声速飞行器的关键技术之一。

预测气动热主要有求解 N-S 方程^[1]、试验方法和工程计算等手段。解 N-S 方程来预测气动热, 计算结果比较精确, 但耗时量大, 无法满足大规模的实际工程要求。试验研究耗费的人力、物力、财力巨大, 且实验周期长。因此, 在高超声速飞行器初步设计和防热材料选择时, 使用一些简捷有效的工程估算方法来预测气动热具有相当重要的现实意义。

高超声速飞行器都做成钝头部, 即使是细长飞行器也都做成微钝头细长体, 这样将头部钝化可以减轻热载荷。对于钝头飞行器, 进入边界层外缘的流线, 由于是来自弓形激波的不同部位, 每根流线所具有的熵也互不相同, 尽管沿流线等熵, 但沿边界层外缘的熵是变化的, 这大大影响了壁面换热。目前, 对高超声速飞行器气动热的研究, 通常是以等熵假设为前提条件, 通过激波后表面压力和熵求解边界层外缘参数^[2-3]。考虑变熵效应, Zoby 等^[4]在这方面有了研究, 而国内在这方面研究比较少。因此, 本文利用工程算法对高超声速飞行器变熵流表面热流进行计算, 以 15°钝锥为算例, 将计算结果跟等熵情况进行分析比较, 结果表明, 本文算法, 不仅耗时量小, 而且具有相当高的

收稿日期: 2007-08-25; 修订日期: 2008-04-06

作者简介: 蒋友娣(1980-), 女, 湖南衡阳人, 硕士生, 主要从事高超声速飞行器气动热问题的研究。

精度,这为防热技术奠定了一定基础,在实际应用中具有不可低估的价值。

1 驻点区表面热流计算

飞行器高速飞行时,其表面附面层内各点的温度是不同的。在飞行器表面,自由流速为零的点的空气温度称为驻点温度,其计算式为

$$T_{st} = T_2 \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} Ma_2^2 \right) \quad (1)$$

实际上,空气不是理想气体,附面层内能量会有交换,靠近飞行器表面的空气温度实际上不是驻点温度,而是略小于驻点温度的某一温度,称该温度为恢复温度,即

$$T_r = T_2 \left(1 + r \frac{\gamma - 1}{2} Ma_2^2 \right) \quad (2)$$

r 为恢复系数,对层流附面层, $r \approx 0.85$; 对湍流附面层, $r \approx 0.9$ 。

忽略固体壁面内部导热损失,影响飞行器表面热状态的主要因素有两个:一是对流换热,这是气动加热的主要部分;二是与周围环境的辐射换热。根据热量平衡,对于驻点区表面热流计算如下^[5]:

三维和机翼无后掠角二维

$$q_w = h(H_{st} - H_w) - \beta T_w^4 + S \quad (3)$$

机翼有后掠角二维

$$q_w = h(H_r - H_w) - \beta T_w^4 + S \quad (4)$$

方程(3),(4)中的 S 是太阳和夜间辐射带来的热量。对高速流,通常这项为零。 βT_w^4 是辐射热损失。

方程(3)中换热系数 h 用 Fay 和 Riddell 法^[6]求解

$$h = 0.94 (\rho_{st} \mu_{st})^{0.4} (\rho_w \mu_w)^{0.1} \sqrt{\left(\frac{d\mu}{dx} \right)_{x=0}} \quad (5)$$

方程(4)中换热系数 h 用 Beckwith 法^[7]求解

$$h = 0.704 (\rho_{st} \mu_{st})^{0.44} (\rho_w \mu_w)^{0.06} \sqrt{\left(\frac{d\mu}{dx} \right)_{x=0}} \quad (6)$$

计算驻点焓值 H_{st}

$$H_{st} = H_2 + \frac{V_2^2}{2} \quad (7)$$

计算恢复焓 H_r

$$H_r = H_2 + \frac{V_2^2 \cos^2 \Lambda}{2} + 0.855 \frac{V_2^2 \sin^2 \Lambda}{2} \quad (8)$$

计算壁焓 H_w : 由 $H_w = f(T_w, P_w)$ 确定^[8]。

2 非驻点区变熵流表面热流计算

在高马赫数下,钝头上的激波层很薄,激波脱体距离也很小。在头部不同流线上会出现很强的熵梯度,称为“熵层”(如图1)。熵层的存在大大影

响壁面换热。针对变熵流,通过动量厚度来计算传热系数更为方便,动量厚度 θ 考虑了几何效应和边界层外缘的变熵效应。

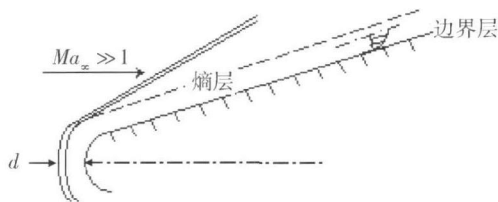


图1 熵层

Fig. 1 Entropy-layer

2.1 层流区加热计算

层流区热流密度的计算公式采用经典的不可压缩结果,应用参考焓方法和雷诺比拟求得,与动量厚度雷诺数有关,换热系数计算如下^[9]:

$$h = 0.22 (Re_{\theta_L})^{-1} \frac{\mu^*}{\mu} (Pr_w)^{-0.6} (\rho_L V_L) \quad (9)$$

由于高超声速飞行器边界层内的气体特性随温度变化,计算对流换热和表面摩擦力变得复杂和困难。为了使问题简化,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求得的公式来估算可压缩边界层中的摩擦和传热。考虑压缩效应,著名的 Eckert's 参考焓^[10]计算式如下:

$$H^* = 0.5 (H_w + H_L) + 0.22 (H_r - H_L) \quad (10)$$

轴对称流,动量厚度 θ 计算

$$\theta = 0.664 \frac{\left[\int_0^x \mu^* V_L r^2 dx \right]^{1/2}}{\rho^* V_L r} \quad (11)$$

二维流,动量厚度 θ 计算

$$\theta = 0.664 \frac{\left[\int_0^x \mu^* V_L dx \right]^{1/2}}{\rho^* V_L} \quad (12)$$

常压表面,动量厚度 θ 计算

$$\theta = 0.664 \frac{\sqrt{\mu^* x}}{\rho^* V_L} \quad (13)$$

对于压力梯度小的二维表面,(13)也可得到满意的结果。

2.2 湍流区加热计算

通过修正雷诺比拟,考虑流体的压缩性,得到湍流区换热系数计算如下^[9]:

$$h = c_1 (Re_{\theta_L})^{-m} \left(\frac{\mu^*}{\mu} \right) \left(\frac{\rho}{\rho^*} \right)^{(1-m)} (Pr_w)^{-0.4} (\rho_L V_L) \quad (14)$$

轴对称流,动量厚度 θ 计算

$$\theta = \frac{\left[c_2 \int_0^x V_L (\mu^*)^m r^{c_3} dx \right]^{c_4}}{\rho^* V_L r} \tag{15}$$

二维流,动量厚度 θ 计算

$$\theta = \frac{\left[c_2 \int_0^x V_L (\mu^*)^m dx \right]^{c_4}}{\rho^* V_L} \tag{16}$$

常压表面,动量厚度 θ 计算

$$\theta = \frac{[c_2 V_L \rho^* (\mu^*)^m x]^{c_4}}{\rho^* V_L} \tag{17}$$

以上涉及到的 $m, c_1, c_2, c_3, c_4, c_5$ 的计算,参考文献[5].

3 算例分析

以头部半径 $R_n = 9.5\text{ mm}$,半锥角 $\theta = 15^\circ$,钝锥长度 $L = 540\text{ mm}$ 为例,应用以上方法对高超声速飞行器变熵流表面热流进行了计算.

图 2 是在一条飞行轨道上高度和马赫数随时间变化已知条件下,钝锥驻点表面热流与不考虑气动加热细节,采用 Anderson J D^[11] 近似估算公式计算结果比较图.由图可知,两者吻合较好,表明该工程算法可行,而且还可以大大节约计算时间,适合满足高超声速飞行器概念研究和初步设计的需要.

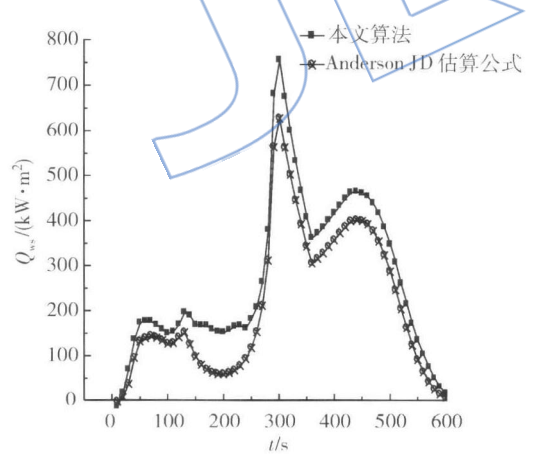


图 2 钝锥驻点表面热流分布
Fig. 2 Distribution of surface heat flux on the blunt cone stagnation point

图 3~图 5 是当初始条件为: $Ma = 10.6$, $p_1 = 132\text{ Pa}$, $T_1 = 47.34\text{ K}$, $V_1 = 1\,461.9\text{ m/s}$ 来流条件下,定壁温 $T_w = 294.44\text{ K}$ 时,采用上述方法计算钝锥 $10^\circ, 15^\circ, 20^\circ$ 攻角下,钝锥迎风母线表面热流与实验值^[12] 的比较,其中 x 表示沿物面切

线方向的距离.为了便于比较变熵流动对表面热流的影响,本文将等熵流动的计算结果也列于图中.图中参考驻点热流为 $Q_{ws} = 215\,764\text{ W/m}^2$.

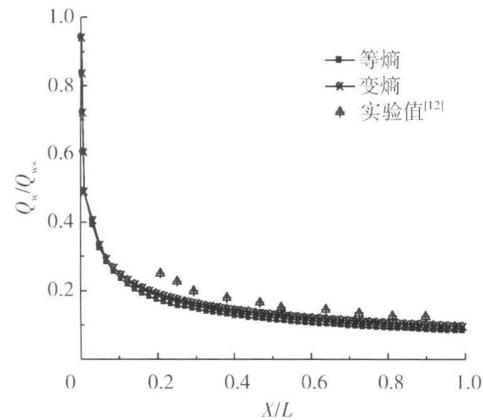


图 3 钝锥 10° 攻角下表面热流分布
Fig. 3 Distribution of surface heat flux on the blunt cone at an angle of attack 10 degrees

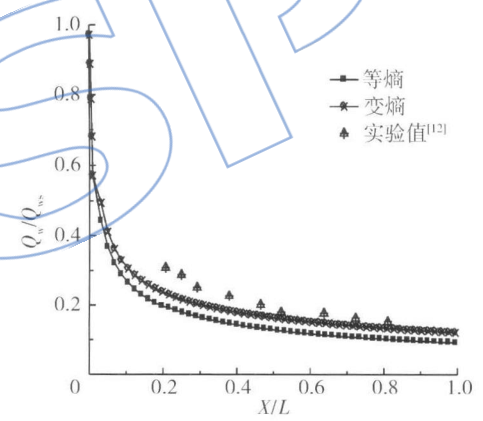


图 4 钝锥 15° 攻角下表面热流分布
Fig. 4 Distribution of surface heat flux on the blunt cone at an angle of attack 15 degrees

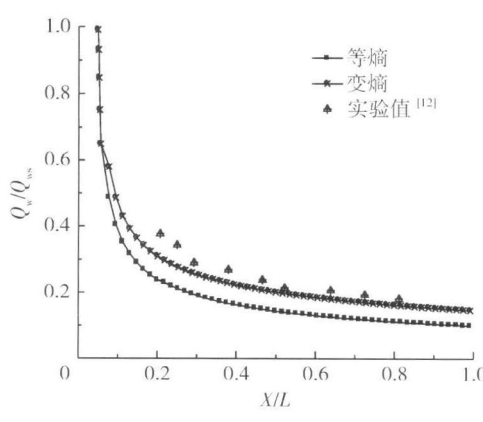


图 5 钝锥 20° 攻角下表面热流分布
Fig. 5 Distribution of surface heat flux on the blunt cone at an angle of attack 20 degrees

由计算结果可以看出,考虑了实际流动的变熵效应后计算结果比等熵条件下计算结果更接近于实验值,与实际情况更相符.此外,由图可知,随着攻角的增加,等熵流计算结果偏离实验值更远,而变熵流计算结果跟实验值吻合较好,说明攻角越大,更应该考虑变熵流的影响,实际情况也是如此,当攻角变大时钝锥迎风表面激波更靠近表面,表面的熵梯度影响更加明显.从计算结果还可以看出,在球头区变熵流动和等熵流动计算结果基本一致,可忽略熵效应的影响,这是由于钝锥球头区激波接近于正激波,熵层影响不大,可忽略熵效应的影响.

由此可见,本文变熵流动计算方法可行且精度较高,能满足高超声速飞行器初步设计的需要.

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变熵流热环境耗费大量机时,难以满足航天器的概念研究要求,因此发展快速有效的工程算法十分必要.本文利用动量厚度对复杂变熵效应进行了修正,并计算了 15°钝锥变熵流表面热流分布,从高超声速表面热流计算比较结果看出,此方法简单可行,节约大量计算时间,精度足够高,具有数值计算和试验模拟不可相比的优越性.尤其对于复杂变熵流的计算,本文提供一种简洁、快速、可靠的工程算法,这为高超声速飞行器初步设计和合理选择防热材料奠定了良好基础,在航空航天领域应用前景可观.

参考文献:

- [1] Cayzac R, Grignon C, Carette E. Navier-Stokes computation of heat transfer and aero-heating modeling for supersonic projectiles[J]. Aerospace Science and Technology, 2006, 10: 374-384.
- [2] 陈志敏, 雷延花. 天地往返运输器气动力和气动热工程计算方法研究[J]. 西北工业大学学报, 2001, 19(2): 205-208.
- [3] CHEN Zhimin, LEI Yanhua. On approximately predicting aerodynamic forces on and heating of fully-reusable launch vehicle[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2001, 19(2): 205-208. (in Chinese)
- [4] 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, 2005: 18-20.
- [5] LÜ Lili. Engineering studies of aerodynamic heating for hypersonic aircraft[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2005: 18-20. (in Chinese)
- [6] Zoby E V, Moss J N, Sutton K. Approximate convective heating equations for hypersonic flow[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1981, 18(1): 64-70.
- [7] Quinn R D, Gong L. A method for calculating transient surface temperatures and surface heating rates for high-speed aircraft[R]. NASA TP-209034, December 2000.
- [8] Fay J A, Riddell F R. Theory of stagnation point heat transfer in dissociated air[J]. Journal of the Aeronautical Sciences, 1958, 25(2): 73-85.
- [9] Beckwith I E, Gallagher J J. Local heat transfer and recovery temperatures on a yawed cylinder at a mach number of 4.15 and high reynolds numbers[R]. NASA TR R-104, 1961.
- [10] Frederick H C. Approximations for the thermodynamic and transport properties of high-temperature air[R]. NASA TR R-50, 1959.
- [11] Hamilton H H, Weilmuenster K J. Application of axisymmetric analogue for calculating heating in three-dimensional flows[R]. AIAA-85-0245.
- [12] Eckert E R G. Survey on heat transfer at high speeds[R]. Wright-Air Development Center Technical Report, 1954: 54-70.
- [13] Anderson J D Jr. Hypersonic high temperature gas dynamics[M]. New York: Mc Graw Hill Book Company, 1988.
- [14] Cleary J W. Effects of angle of attack and bluntness on laminar heating-rate distributions of a 15 deg cone at a Mach number of 10.6[R]. NASA TN D-5450, October 1969.