

高超声速飞行器变比热驻点热流计算

骆广琦, 胡神鑫, 李游, 吴涛, 曾剑臣

空军工程大学航空航天工程学院, 西安 710038

摘要 为快速准确预测高超声速飞行器驻点热流密度, 基于P-R状态方程, 计算空气真实气体状态下比热比、定压比热容, 得到温度拟合公式。应用变比热计算了高超声速飞行器激波后温度, 应用空气真实气体状态下定压比热容计算了典型的高超声速钝头体驻点热流密度值。计算结果与实验值基本吻合, 表明计算方法可行, 有足够的精度, 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 变比热; 高超声速; P-R状态方程

中图分类号 V211.1

文献标志码 A

doi 10.3981/j.issn.1000-7857.2015.22.008

The calculation of the heat flux at the stagnation point in consideration of variable specific heat for hypersonic vehicle

LUO Guangqi, HU Shendao, LI You, WU Tao, ZENG Jianchen

College of Aeronautics and Astronautics Engineering, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China

Abstract In order to design a thermal protection system for hypersonic vehicles, it is important to predict the heat transfer rate precisely. For this purpose, an effective method for calculating the heat flux at the stagnation point for hypersonic vehicles is developed. The variable specific heat of air is considered in the calculation of changes of temperature behind the shock wave, while the effect of real gas is considered in the calculation of the heat flux at the stagnation point. The air's heat capacity and the ratio of the specific heat are calculated based on the Peng-Robinson equation of state, and their fitting formula can be obtained against temperature. The typical stagnation point heat flux for a blunt body is calculated. The results are compared with the experimental data and data from the fitting formula in literature. The results show that the method is convenient and accurate. Reliable data can be provided for the aero-thermal calculation in the initial design and for the reasonable choice of the thermal protection system for hypersonic vehicles.

Keywords variable specific heat; hypersonic; P-R equation of state

高超声速飞行指以马赫数大于5的速度在空气中高速行驶, 高超声速自由来流通过飞行器头部强激波压缩、减速, 大量流动动能转化为气体的内能, 导致飞行器头部区域激波层内产生高温, 对飞行器表面形成气动加热。飞行速度越快, 气动加热问题就越严重, 以“阿波罗”11号月球返回舱为例, 头部区域激波层温度达到11600 K。气动加热形成的高温, 可能导致飞行器表面外形改变, 降低飞行器的结构强度和刚

度, 对飞行器内部设备造成威胁, 严重影响飞行器的正常飞行, 甚至可能导致飞行失败。高超声速飞行器头部驻点处的气动加热最为严重, 而其驻点热流密度准确计算的关键, 是激波后的高温空气真实温度和定压比热容的准确计算。

高超声速飞行器热流密度的计算直接与高温空气的热力学特性和输运特性相关。目前高温空气热力学参数计算常用的方法有如下3种。

收稿日期: 2015-03-02; 修回日期: 2015-07-15

基金项目: 国家科技重大专项(2011ZX05051)

作者简介: 骆广琦, 教授, 研究方向为飞机推进系统总体设计, 电子邮箱: kgdwantong125@163.com; 胡神鑫(共同第一作者), 硕士研究生, 研究方向为高超声速气动热力学, 电子邮箱: 18710340979@163.com

引用格式: 骆广琦, 胡神鑫, 李游, 等. 高超声速飞行器变比热驻点热流计算[J]. 科技导报, 2015, 33(22): 55-59.

1) 由统计热力学、分子运动论的方法求得高温空气化学平衡状态的热力学特性参数: 首先计算各纯组元的热力学参数, 然后建立并求解化学平衡方程, 利用所求出的各个平衡组元热力学参数值和浓度加权平均, 求得高温空气的热力学参数。陈小平等^[1]运用该方法数值模拟了变比热真实气体效应的高超声速槽道湍流, 温度不超过 2500 K。该方法计算精度相对较高, 但非常复杂, 不适合于飞行器初步设计时气动热的快速估算。

2) 考虑化学平衡态、化学非平衡态^[2,3]数值求解 N-S 方程, 求解气动热。程晓丽等^[4]采用 7 组元反应模型研究了真实气体效应对高超声速轨道器气动特性的影响。董维中等^[5]研究了热化学非平衡模型对气动热计算的影响。张胜涛等^[6,7]研究了化学非平衡效应对气动热的影响。该方法计算精度高, 但对计算机要求高, 计算周期长, 计算复杂, 实际应用还存在一定限制。

3) 根据高温空气热力学函数表拟合得到热力学参数公式, 进行计算。最常用的是根据前苏联的高温空气热力学函数表, 得到的拟合公式, 吕丽丽等^[8,9]和李建林等^[10]利用该函数表拟合公式计算了飞行器表面的气动热, 但公式各热力学参数之间相互耦合, 计算比较复杂, 且计算准确度不高。

本文从 P-R 真实气体状态方程出发, 推导计算空气在 2~6000 K 的温度范围内的定压比热容值、比热比值; 得出比热比、定压比热容关于温度的拟合公式。利用拟合公式计算高超声速飞行器激波后驻点热流密度, 对比试验结果, 验证准确度。

1 比热比、定压比热容理论推算

1.1 P-R 真实气体状态方程

Peng-Robinson (P-R) 方程是 R-K 方程 (1976 年) 的一种修正形式, 具有通用性好、精度高等特点。P-R 方程计算实际气体比热容的精度在气相约为 2%, 液相约为 5%, 适用范围: 温度 > 2 K, 压力 < 100 MPa。P-R 方程^[11,12]

$$P = \frac{RT}{V-b} - \frac{\alpha(T)}{V(V+b)+b(V-b)} \quad (1)$$

式中, $b = 0.0778 \frac{RT_c}{P_c}$, T_c 、 P_c 分别为气体的临界温度和临界压力, R 为气体常数; $\alpha(T) = 0.45724 \frac{R^2 T_c^2}{P_c} [1 + m(1 - T_r^{0.5})]^2$; $T_r = T/T_c$; $m = 0.37464 + 1.54226w - 0.26992w^2$, w 为气体偏心因子。

1.2 余函数法计算定压比热容、比热比

余函数 M_r 的定义:

$$M_r = M_{p,T}^* - M_{p,T} \quad (2)$$

式中, M_r 为任意比性质 (单位质量物质的性质) M , 在系统温度 T 、压力 P 下, 假定流体可看成理想气体时的性质 $M_{p,T}^*$ 与实际流体状态下相应性质 $M_{p,T}$ 之差。

根据余函数的定义, 余焓 h_r 可表示为

$$h_r = h_{p,T}^* - h_{p,T} \quad (3)$$

由式 (3) 及定压比热容的定义可得:

$$C_{p,r} = \left(\frac{\partial h_r}{\partial T} \right)_p \quad (4)$$

P-R 方程的余焓方程为

$$h_r = \frac{T\beta - \alpha(T)}{2\sqrt{2}b} \ln \frac{V - (\sqrt{2} - 1)b}{V + (\sqrt{2} + 1)b} + RT - PV \quad (5)$$

其中, $\beta = \left(\frac{\partial \alpha(T)}{\partial T} \right)_p$ 。

根据式 (2), 实际气体的定压比热容为

$$C_p = C_p^* - C_{p,r} \quad (6)$$

由热力学关系式可计算实际气体的定容比热容:

$$C_v = C_p - T \left(\frac{\partial V}{\partial T} \right)_p \left(\frac{\partial P}{\partial T} \right)_v \quad (7)$$

在已知理想气体定压比热容计算公式的基础上, 由比热比的定义可计算实际气体的比热比:

$$\gamma = \frac{C_p}{C_v} \quad (8)$$

1.3 空气比热比、定压比热容计算

为简化计算, 本文将空气看作是由氧气和氮气组成的混合气体, 体积分数分别为 21.5%, 78.5%。将氧气和氮气当做理想气体时, 定压比热容计算公式参考文献 [13], 温度范围为 300~6000 K, 利用式 (1)~式 (8) 计算得到氧气和氮气实际气体状态下的比热比、定压比热容, 与文献 [14] 的比较结果如图 1 和图 2 所示。

由于缺乏 3000 K 以上氧气、氮气的比热比值数据, 本文只比较了 300~3000 K 温度范围内的计算结果。可以看出, 本文计算结果与文献值吻合良好, 在 300 K 时误差最大, 氧气、氮气的比热比值误差分别为 0.207%、0.195%, 随着温度的升高, 误差逐渐减小, 均保持在 0.1% 以下。

将氮气和氧气比热比值按质量分数 (0.761:0.239) 加权平均后得出空气实际气体状态下的比热比值, 与文献 [14] 的比较结果如图 3。

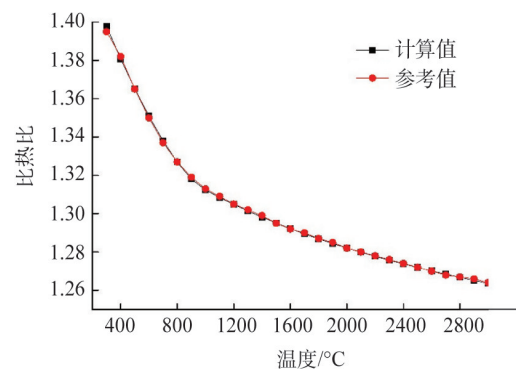


图 1 氧气的比热比值随温度的变化

Fig. 1 Variation of ratio of specific heats with temperature for oxygen

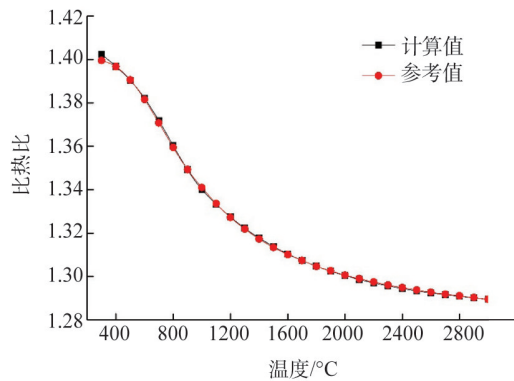


图2 氮气的比热比值随温度的变化
 Fig. 2 Variation of ratio of specific heats with temperature for nitrogen

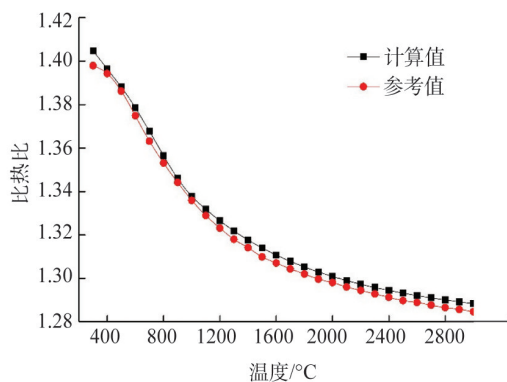


图3 空气的比热比值随温度的变化
 Fig. 3 Variation of ratio of specific heats with temperature for air

从图3中可以看出,理论计算值与文献值高度吻合,在300 K时误差最大,达0.485%,之后随着温度的升高,误差值稳定在0.2%~0.3%。

关于定压比热容的比较结果同样具有较高的准确度。由此可以得出:利用式(1)~式(8)计算空气的比热比值、定压比热容值具有较高的准确度。

鉴于在300 K以下时理想气体假设准确度较高,本文取300 K以下定压比热容值为300 K时的定压比热容值,结合理论计算结果,拟合得出空气实际气体状态时定压比热容的计算公式为

$$C_p = 944.95 + 248.69 \times \frac{T}{1000} - 51.15 \times \left(\frac{T}{1000}\right)^2 + 1.81431 \times \left(\frac{T}{1000}\right)^3 + 0.348668 \times \left(\frac{T}{1000}\right)^4 \quad (9)$$

适用温度范围为2~6000 K。

取300 K以下时空气比热比值为1.4,300~6000 K时比热比值按本文计算结果,拟合得到空气比热比值关于温度的计算公式为

$$\gamma = 1.41091 - 0.222955\theta - 11.7171\theta^2 + 97.532\theta^3 - 345.536\theta^4 + 648.656\theta^5 - 697.059\theta^6 + 431.824\theta^7 - 143.745\theta^8 + 19.94\theta^9 \quad (10)$$

式中, $\theta = T/10000$, 适用范围为2~6000 K。

2 驻点热流密度算例验证

2.1 确定激波后温度、比热比值

高超声速空气绕流附面层内的温度梯度非常高,靠近飞行器表面的高温空气不仅向飞行器表面传热,同时也向外层的低温空气传热,且耗散剧烈,使得靠近飞行器表面的温度略小于滞止温度,称该温度为绝热壁温,即

$$T_{aw} = T_{\infty} \left(1 + r \frac{\gamma - 1}{2} Ma_{\infty}^2\right) \quad (11)$$

式中, r 为恢复因子, $\gamma = P^n r$, 对层流附面层, $n = 1/2$; 对湍流附面层, $n = 1/3$ 。 Pr 为普朗特数,对于空气, $Pr = 0.71$ 。

式(11)中的比热比值 γ 是对应于温度 T_{aw} 时的比热比值,根据式(10)、式(11),在给定来流条件下,迭代求解,可求得驻点绝热壁温以及该温度下的比热比值。

2.2 驻点热流密度计算

选用广泛应用的Fay-Riddell公式^[15]计算驻点热流密度,其热流密度为

$$q_{ws} = 0.763 Pr^{-0.6} (\rho_c \mu_c)^{0.5} \sqrt{\frac{du_c}{dx}} (h_{aw} - h_w) \quad (12)$$

其中,

$$\frac{du_c}{dx} = \frac{1}{R} \sqrt{\frac{2(P_c - P_{\infty})}{\rho_c}} \quad (13)$$

式中, R 为钝头体驻点半径。

激波后滞止点压力为

$$P_c = P_{\infty} \left(\frac{(\gamma + 1) Ma_{\infty}^2}{4\gamma Ma_{\infty}^2 - 2(\gamma - 1)}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \left(\frac{1 - \gamma + 2\gamma Ma_{\infty}^2}{\gamma + 1}\right) \quad (14)$$

利用激波后等熵关系式计算驻点边界层外缘密度:

$$\rho_c = \rho_{\infty} \left(\frac{P_c}{P_{\infty}}\right)^{\frac{1}{\gamma}} \quad (15)$$

式中, P_{∞} 、 ρ_{∞} 分别为来流压力和来流密度。

利用Sutherland公式^[16],边界层外缘黏性系数 μ_c 为

$$\frac{\mu_c}{\mu_{ref}} = \left(\frac{T_c}{T_{ref}}\right)^{1.5} \frac{T_{ref} + S}{T + S} \quad (16)$$

式中,对于空气, $\mu_{ref} = 1.789 \times 10^{-5} \text{ kg/(m} \cdot \text{s)}$, $T_{ref} = 288 \text{ K}$, $S = 110 \text{ K}$ 。

焓值使用本文推导得出的定压比热容拟合公式计算,即

$$h_{aw} - h_w = C_{paw} T_{aw} - C_{pw} T_w \quad (17)$$

式中,下标“aw”为绝热壁温参数,下标“w”为壁面参数。

2.3 典型算例验证

为了验证本文推导公式的适用性,对球柱高超声速绕流进行计算。来流条件为国际标准大气海拔21 km处的大气状态,压力 $P_{\infty} = 4668.46 \text{ Pa}$, 温度 $T_{\infty} = 217.5 \text{ K}$, 壁温 $T_w = 217.5 \text{ K}$, 球头半径为 $R = 6.6 \text{ mm}$ 。分别计算来流速度 u_{∞} 为1.5~6.0

km/s, 马赫 Ma_z 为 5.07~20.29 范围内的球柱驻点热流密度。将本文计算结果、前苏联高温空气函数表经验拟合公式计算结果^[8]、Lees 简化公式计算结果与实验值^[17]进行了比较, 如图 4 所示。

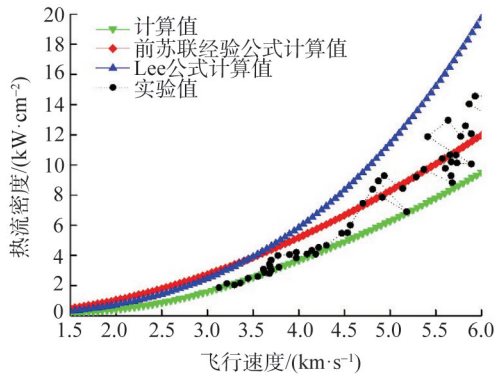


图 4 球柱驻点热流密度比较

Fig. 4 Comparison of density of heat-flux for sphere-blunt body

由图 4 可看出, 与前苏联高温空气函数表经验拟合公式计算结果相比, 本文理论推导公式计算的热流密度值整体偏小。与实验值对比可知, 速度在 4.5 km/s 以下时, 本文的计算结果与实验值吻合较好, 而前苏联高温空气函数表经验拟合公式的计算结果则偏高, 误差偏大。速度在 4.5~6.0 km/s 范围内时, 前苏联高温空气函数表经验拟合公式的计算结果与实验结果吻合较好, 而本文方法计算的结果偏低, 误差较大。

文献[17]中的实验值是激波管实验结果, 在速度较低时, 管壁等外界环境对来流的影响较小, 且温度较低, 激波管中的流动可以较好地反映高超声速飞行器真实飞行条件, 实验值准确度较高; 在速度增大时, 附面层变厚, 受管壁附面层等的影响, 激波管中的流动不能较好地反映真实飞行条件, 甚至球柱驻点处的来流有可能会转变为湍流, 大大增加驻点的热流密度, 实验值与真实飞行条件下热流密度值之间的误差较大, 实验值准确度降低, 相对于真实值偏高。综合考虑上述因素, 认为本文理论推导公式计算结果在 6.0 km/s 以下速度范围内具有较高的准确度。

由图 4 可知, 利用 Lees 简化公式的计算结果整体偏高, 误差较大, 该公式只适用于初略估算。

分别利用前苏联高温空气函数表经验拟合公式^[8]、本文理论推导公式计算了海拔 52 km 处不同来流速度下正激波后的温度, 并与相同来流条件下空气化学平衡气体激波后真实温度^[18]相比较, 结果如图 5 所示。从图 5 可以看出, 本文的计算结果与真实温度值吻合较好, 而前苏联高温空气函数表经验拟合公式计算的温度整体偏高, 误差较大, 不能用于计算激波后温度。

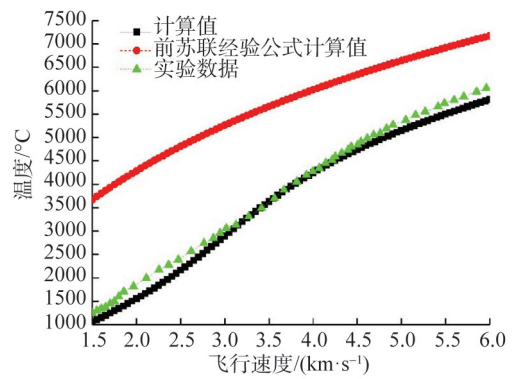


图 5 海拔 52 km 处激波后温度值比较

Fig. 5 Comparison of temperature behind shock wave at altitude of 52 km

利用前苏联高温空气函数表经验拟合公式^[8]、本文理论推导公式分别计算了球柱驻点温度, 计算结果如图 6 所示。由图 6 可知, 来流速度为 4.5 km/s 时, 前苏联高温空气函数表经验拟合公式计算的温度已达到 6096 K, 结合图 4 可知, 前苏联高温空气函数表拟合公式在 6000 K 以上时能较准确计算热流密度值。本文推导公式将氧气和氮气当做理想气体时的定压比热容拟合公式适用温度上限为 6000 K, 由图 6 可以看出, 当速度达到 6.0 km/s 时, 本文公式计算的温度约为 5800 K, 接近 6000 K。因此本文计算方法适用于 2~6000 K 的温度范围, 并具有较高的准确度。

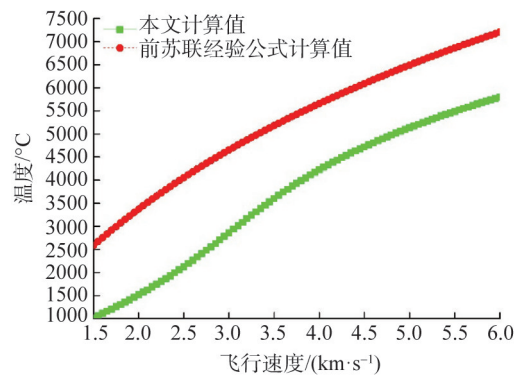


图 6 球柱驻点处温度值比较

Fig. 6 Comparison of temperature at the stagnation point of sphere-blunt body

3 结论

高超声速飞行器激波后温度的准确计算, 是高超声速飞行器气动热计算的难题, 也是高超声速飞行器进入工程实用阶段亟待解决的问题, 直接决定了高超声速飞行器表面热流密度计算的准确度。

本文从 P-R 状态方程出发, 推导计算考虑真实气体效应

的空气比热比、定压比热容,并拟合得到关于温度的拟合公式,利用变比热计算激波后温度,驻点热流密度。结果表明,本文方法简单可行,在温度较低时(<6000 K)计算精度可满足工程应用,具有较高的实用性,适用于高超声速飞行器初步设计阶段热流及温度的快速估算。

参考文献(References)

- [1] 陈小平, 李新亮, 樊簪. 变比热真实气体效应的高超声速槽道湍流直接数值模拟[J]. 中国科学: 物理学 力学 天文学, 2011, 41(8): 969-979.
Chen Xiaoping, Li Xinliang, Fan Jing. Direct numerical simulation of hypersonic turbulent channel flow in thermally perfect gas[J]. Scientia Sinica Physica, Mechanica & Astronomica, 2011, 41(8): 969-979.
- [2] 欧阳水吾, 谢中强. 高温非平衡空气绕流[M]. 北京: 国防工业出版社, 2001.
Ouyang Shuiwu, Xie Zhongqiang. High temperature non-equilibrium air flow around[M]. Beijing: National Defence Industry Press, 2001.
- [3] 杨凯, 原志超, 朱强华, 等. 高超声速热化学非平衡钝体绕流数值模拟[J]. 推进技术, 2014, 35(12): 1585-1591.
Yang Kai, Yuan Zhichao, Zhu Qianghua, et al. Numerical simulation of hypersonic thermochemical nonequilibrium blunt body flows[J]. Journal of Propulsion Technology, 2014, 35(12): 1585-1591.
- [4] 程晓丽, 苗文博, 周伟江. 真实气体效应对高超声速轨道器气动特性的影响[J]. 宇航学报, 2007, 28(2): 259-264.
Cheng Xiaoli, Miao Wenbo, Zhou Weijiang. Effects of gas on aerodynamic characteristic of a hypersonic orbiter[J]. Journal of Astronautics, 2007, 28(2): 259-264.
- [5] 董维中, 丁明松, 高铁锁, 等. 热化学非平衡模型和表面温度对气动热计算影响分析[J]. 空气动力学学报, 2013, 31(6): 692-698.
Dong Weizhong, Ding Mingsong, Gao Tiesuo, et al. The influence of thermo-chemical non-equilibrium model and surface temperature on heat transfer rate[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2013, 31(6): 692-698.
- [6] 张胜涛, 张庆兵, 王友进, 等. 高超声速气动热化学非平衡效应数值分析研究[J]. 现代防御技术, 2012, 40(5): 167-173.
Zhang Shengtao, Zhang Qingbing, Wang Youjin, et al. Numerical study of chemical non-equilibrium effect on hypersonic aerodynamic heating[J]. Modern Defense Technology, 2012, 40(5): 167-173.
- [7] 张胜涛, 陈方, 刘洪. 高超声速飞行器气动热环境的化学非平衡效应数值研究[J]. 计算物理, 2014, 31(1): 33-43.
Zhang Shengtao, Chen Fang, Liu Hong. Numerical study of chemical nonequilibrium effect on aeroheating environment of hypersonic vehicles[J]. Chinese Journal of Computational Physics, 2014, 31(1): 33-43.
- [8] 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.
Lü Lili. Engineering algorithm for aerodynamic heating of hypersonic[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2005.
- [9] 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, 2006, 23(2): 259-262.
Lü Lili, Zhang Weiwei, Ye Zhengyin. Predicting heating distributions for hypersonic reentry bodies[J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2006, 23(2): 259-262.
- [10] 李建林, 程兴华, 杨涛. 高超声速二维钝楔激波快速计算方法[J]. 计算机仿真, 2013, 30(4): 29-32.
Li Jianlin, Cheng Xinghua, Yang Tao. Rapid calculate method for shock of hypersonic 2-D blunt wedge[J]. Computer Simulation, 2013, 30(4): 29-32.
- [11] 杨亚晶, 何茂刚, 张颖. 混合制冷剂比定压热容的理论推算[J]. 化学工程, 2007, 35(10): 42-45.
Yang Yajing, He Maogang, Zhang Ying. Estimation of isobaric specific heat for mixing refrigerant[J]. Chemical Engineering, 2007, 35(10): 42-45.
- [12] 苏长荪, 谭连诚, 刘桂玉. 高等工程热力学[M]. 北京: 高等教育出版社, 1987.
Su Changsun, Tan Liancheng, Liu Guiyu. Higher engineering thermodynamics[M]. Beijing: Higher Education Press, 1987.
- [13] Kee R J, Rupley F M, Miller J A. The chemkin thermodynamic data base[R]. Albuquerque, NM: Sandia National Laboratories, 1991.
- [14] Witte D W, Tatum K E. Computer code for determination of thermally perfect gas properties[R]. Washington, DC: NASA, 1994.
- [15] Fay J A, Riddle F R. Theory of stagnation point heat transfer in dissociated air[J]. Journal of the Aeronautical Science, 1985, 25(2): 73-85.
- [16] Anderson J D. Hypersonic and high-temperature gas dynamics[M]. 2nd ed. Beijing: Aviation Industry Press, 2014.
- [17] Rose P H, Stark W I. Stagnation point heat transfer measurement in dissociated air[J]. Journal of the Aeronautical Science, 1958, 25(2): 86-97.
- [18] Anderson J D. Modern compressible flow: With historical perspective [M]. New York: McGraw-Hill, 2003.

(责任编辑 陈华姣)