



CSTAM 2008-0003

**稀薄气体效应对高超声速
驻点热流的影响**

樊菁，蒋建政，吴晨曦

中国科学院力学研究所高温气体动力学重点实验室

中国科学院高超声速科技中心

第一届高超声速科技学术会议

2008年12月28-30日 云南·丽江

稀薄气体效应对高超声速驻点热流的影响

樊菁, 蒋建政, 吴晨曦

(中国科学院力学研究所高温气体重点实验室, 北京北四环西路15号, 100190)

(中国科学院高超声速科技中心, 北京北四环西路15号, 100190)

摘要 在自由分子流和连续介质的高超声速驻点热流经典解的基础上, 通过无量纲分析给出了适用于整个流动领域的高超声速驻点热流公式即 $q/q_{FM} = 1 - 1/\left(1 + 2.13\sqrt{Kn_\infty}/\Lambda\right)$, 其中 $q_{FM} = \rho_\infty v_\infty^3/2$, Kn_∞ 为来流 Knudsen 数, 轴对称情况 $\Lambda=1$, 二维情况 $\Lambda=\sqrt{2}$ 。上述关系与 Rose 和 Stark、Koppenwallner、Metcalf 等轴对称、圆柱和球柱的高超声速稀薄气体实验数据相符。对比 DSMC 方法计算得到的高超声速非平衡稀薄气体圆柱和圆球绕流驻点热流(樊菁和沈青 1994, Dogra 等 1991), 证明上述关系在热力学和化学非平衡效应显著情况下也是适用的。

关键词 驻点热流, 高超声速, 稀薄气体, 非平衡效应

引言

高超声速飞行器面临严重的气动加热问题。飞行器热防护设计以及飞行走廊的选择, 都需要了解飞行器表面的气动热分布, 特别是通常出现在驻点的峰值热流。高超声速驻点热流, 在连续介质情况下有边界层近似解[1-4], 在自由分子流情况下有精确解[5,6]。但是, 在过渡领域, 由于 Boltzmann 方程的分析非常困难, 无法获得理论解, 主要依靠实验[7,8]和 Monte Carlo 直接模拟[9,10]。

高超声速飞行器设计, 当然希望有一个从连续介质到自由分子流普遍适用的驻点热流估计方法。我们利用自由分子流和连续介质的高超声速驻点热流经典解, 通过无量纲分析, 给出了适用于整个流动领域的高超声速驻点热流表达式。

1 高超声速驻点热流的经典解

1.1 自由分子流区

对于高超声速自由分子流, 打在飞行器表面的来流气体分子的能量(主要是动能)通常远大于它们从表面反射时带走的能量, 因此飞行器表面气动加热的热流峰值近似等于来流气体分子质量通量 $\rho_\infty v_\infty$ 与平均动能 $v_\infty^2/2$ 的乘积, 即

$$q_{FM} = \frac{1}{2} \rho_\infty v_\infty^3. \quad (1)$$

1.2 连续介质区

当围绕飞行器表面的气流处于层流状态时, 轴对称驻点表面热流为[2,4]

$$q_c = 0.763 \text{Pr}^{-0.76} (\rho\mu)_w^{0.1} (\rho_s \mu_s)^{0.4} \times \left[1 + (Le_f^{0.52} - 1) \frac{h_D}{h_s} \right] (h_s - h_w) \sqrt{\left(\frac{du_e}{dx} \right)_s}, \quad (2)$$

这就是著名的离解空气边界层费-雷德尔(Fay-Riddell)驻点热流公式。

将公式(2)做适当的近似假设, 驻点热流估计如下[1-4]

$$q_c = \frac{\alpha \times 10^{-4}}{\Lambda} (\rho_\infty / r_s)^{1/2} v_\infty^3, \quad (3)$$

其中 r_s 是驻点半径, 各物理量均取国际单位, 轴对称情况 $\Lambda=1$, 二维情况 $\Lambda=\sqrt{2}$ 。

α 的取值与来流条件和分析中的简化假设有关, 大致在 1.8 和 6.0 之间[1,3,4], 可根据驻点热流的实验数据来确定。Rose 和 Stark[11]测量了高度 21.4km 和 36.6km 大气条件下, 不同来流速度的驻点热流。高度 21.4km 和 36.6km 的大气密度分别为 $6.97 \times 10^{-2} \text{kg/m}^3$ 和 $6.53 \times 10^{-3} \text{kg/m}^3$, 代入公式(3)并与 Rose 和 Stark 的实验数据进行比较, 当 $\alpha=3$ 时相符良好(图1)。

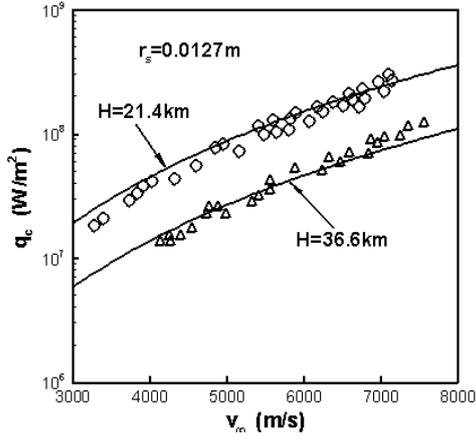


图1 $\alpha=3.0$ 时, 连续介质层流驻点热流公式(3)与Rose和Stark[11]实验数据(圆形和三角符号)比较

2 高超声速驻点热流的无量纲关系

在分子相互作用的刚球模型下, 空气来流分子的平均自由程

$$\rho_\infty = \frac{16}{5} \left(\frac{m}{2\pi k T_\infty} \right)^{1/2} \frac{\mu_\infty}{\lambda_\infty}, \quad (4)$$

其中空气分子质量 $m = 4.8 \times 10^{-26}$ kg, T_∞ 、 μ_∞ 和 λ_∞ 分别为来流空气温度、对应来流温度下的空气粘性系数和来流空气的平均自由程。

连续介质与自由分子流高超声速驻点热流之比, 利用公式(4), 可以写成

$$\begin{aligned} \frac{q_c}{q_{FM}} &= \frac{\alpha \times 10^{-4}}{\Lambda} \times \frac{2}{\sqrt{\rho_\infty r_s}} \\ &= \frac{2\alpha \times 10^{-4}}{\Lambda} \times \left(\frac{5\sqrt{2\pi k T_\infty / m}}{16\mu_\infty} \times \frac{\lambda_\infty}{r_s} \right)^{1/2} \\ &= \frac{\alpha g}{\Lambda} \sqrt{Kn_\infty} \end{aligned} \quad (5)$$

其中 $Kn_\infty = \lambda_\infty / r_s$, 在参考温度 $T_{ref} = 273$ K 时, 空气的粘性系数为 $\mu_{ref} = 1.72 \times 10^{-5}$ Ns/m², 那么

$$g = \left(\frac{4 \times 10^{-8} \times 5\sqrt{2\pi k T_\infty / m}}{16\mu_\infty} \right)^{1/2} \approx 0.71.$$

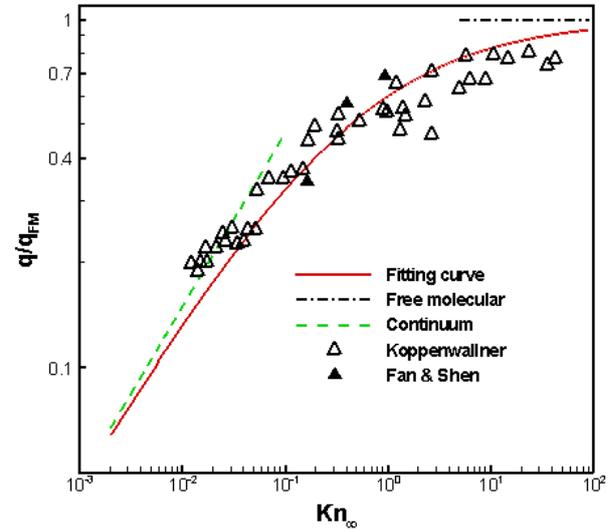
将 α 和 g 的值代入(5)式, 得到

$$\frac{q_c}{q_{FM}} = 2.13 \sqrt{Kn_\infty} / \Lambda. \quad (6)$$

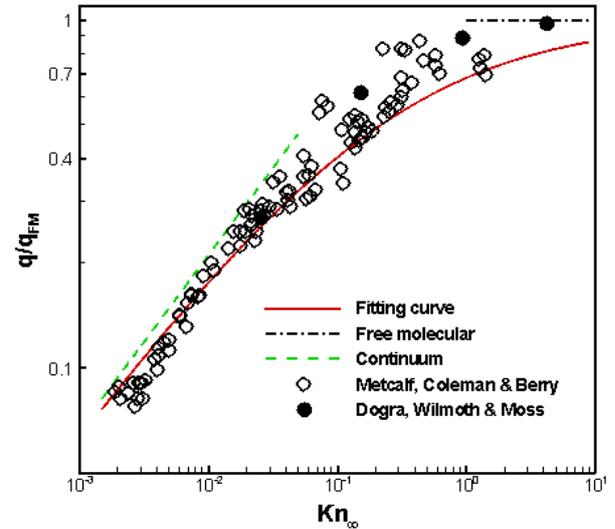
如下的高超声速驻点热流表达式, 在自由分子流和连续介质情况下分别与理论解(1)和(6)相符

$$\frac{q}{q_{FM}} = 1 - \frac{1}{1 + q_c / q_{FM}} = 1 - \frac{1}{1 + 2.13 \sqrt{Kn_\infty} / \Lambda}. \quad (7)$$

公式(7)在过渡领域是否成立? 为了回答这个问题, 图2将它与Koppenwallner[7]与Metcalf, Coleman和Berry[8]的圆柱和球柱驻点热流的实验数据进行了比较, 两者相符, 说明公式(7)适用于整个流动领域。



(2a) 二维情况下, 驻点热流与来流Kn数关系



(2b) 轴对称情况下, 驻点热流与来流Kn数关系

图2 高超声速驻点热流公式(7)与实验数据[7, 8]、DSMC结果[9, 10]、连续介质和自由分子流理论解的比较

3 非平衡效应影响

空气主要由双原子分子 N₂ 和 O₂ 组成。高速流动总温很高, 导致 O₂ 和 N₂ 的转动能和振动能的激发, 并有离解和置换等化学反应发生。在高空稀薄空气条件下, 分子碰撞频率很低, 通常来不及达到热力学和化学平衡状态。这种非平衡状

态下, 公式(7)是否仍然适用? 为了回答这个问题, 图2将它分别与 Dogra 等[9]、樊菁和沈青[10]利用直接模拟 Monte Carlo (DSMC) 方法计算得到的高超声速圆球和圆柱驻点热流值进行了比较。在 DSMC 计算中[9,10], 圆球和圆柱半径分别为 0.8 米和 0.0254 米, 空气来流速度均为 7.5km/s, 考虑了 5 种组分 (N₂, O₂, NO, N 和 O), 双原子分子的转动和振动激发, 以及 34 种[9]和 19 种[10]化学反应。公式(7)预测值, 圆柱情况下, 在高度 80km、85km 和 90km 与[10]中 DSMC 结果的差别分别为 10%、-16%和-14%; 圆球情况下, 在高度 90km、100km、110km 和 120km 与[9]中 DSMC 结果相比, 分别低 6.1%、27%、25%和 17%。总体而言, 公式(7)的预测值与 DSMC 结果的偏差范围在 30%之内, 可以用来估计具有显著热力学和化学非平衡效应的驻点的峰值热流。

致 谢

本文工作得到国家自然科学基金项目杰出青年基金项目 10205024 和创新群体项目 10621202 的支持。

参考文献

- 1 Lees L. Laminar heat transfer over blunt-nosed bodies at hypersonic flight speeds. *Jet Propulsion*, 1956, **26**: 259-269.
- 2 Fay JA, Riddell FR. Theory of Stagnation Point Heat Transfer in Dissociated Air. *J. Aero.Sci.*, 1958, **25**: 73-78.
- 3 钱学森. 星际航行概论. 北京: 科学出版社, 1963.
- 4 卞荫贵, 徐立功. 气动热力学. 合肥: 中国科学技术大学出版社, 1997.
- 5 Bird GA. *Molecular Gas Dynamics and the Direct Simulation of Gas Flows*. Oxford: Clarendon Press, 1994.
- 6 沈青. 稀薄气体动力学. 北京: 国防工业出版社, 2003
- 7 Koppenwallner G. Heat transfer to circular cylinders in hypersonic rarefied gas flow. in *Rarefied Gas Dynamics 7*, 1971, pp. 489-497.
- 8 Metcalf SC, Coleman GT, Berry C. Heat transfer to bluff and hemispherical faced cylinders between continuum and free molecular limits. In *Rarefied Gas Dynamics 9*, 1974, Vol. 2, D16: 1-11.
- 9 Dogra VK, Wilmoth RG, and Moss JN. Aerothermodynamics of a 1.6-m-diameter sphere in hypersonic rarefied flow. AIAA-91-0773, 1991.
- 10 樊菁, 沈青. 过渡领域高超声速圆柱绕流直接模拟. *空气动力学学报*, 1995, **13**: 180~187.
- 11 Rose PH, Stark WJ. Stagnation point heat transfer measurements in dissociated air. *J. Aeron. Sci.*, 1958, **25**: 86-97.

RAREFIED GAS EFFECTS ON STAGNATION HEAT FLUX OF HYPERSONIC FLOWS

FAN Jing JIANG Jianzheng WU Chenxi

(Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, No.15 Beisihuanxi Road, Beijing 100190, China)

(Hypersonic Research Center CAS, No.15 Beisihuanxi Road, Beijing 100190, China)

Abstract Based on the classical solutions of stagnation heat flux of hypersonic flows in free molecular and continuum regimes, a dimensionless relation between hypersonic stagnation heat flux and Knudsen number (Kn_∞) of freestream is given, i.e. $q/q_{FM} = 1 - 1 / (1 + 2.13\sqrt{Kn_\infty}/\Lambda)$, with $q_{FM} = \rho_\infty v_\infty^3 / 2$, $\Lambda = 1$ and $\sqrt{2}$ for axial symmetric and two-dimensional situations, respectively. This relation agrees with experimental data over the entire flow regime from continuum to free molecular given by Koppenwallner, Metcalf, Colemann & Berry, for two-dimensional and axial symmetric situations, respectively. Compared with the calculated results of high-altitude, hypersonic flows past a circular cylinder and sphere given by Fan & Shen (1994) and Dogra et al. (1991) using the direct simulation Monte Carlo (DSMC) method, the relation is verified to work even when the thermodynamic and chemical nonequilibrium effects become significant.

Key words stagnation heat flux, hypersonic flows, rarefied gas, non-equilibrium effects