

doi: 10.7690/bgzdh.2019.02.016

临近空间飞行器再入滑移区气动热数值模拟

贾居红¹, 胡丽杰²

(1. 中国人民解放军 91267 部队, 福州 350015; 2. 中国人民大学信息学院, 北京 100872)

摘要: 计算流体力学方法 (CFD) 模拟滑移流区高超声速气动热时误差较大, 直接蒙特卡罗模拟方法 (DSMC) 耗费计算资源。考虑速度滑移和温度跳跃, 采用带滑移条件的 CFD 方法对钝头双锥体绕流进行计算分析。采用添加 2 阶滑移条件的 N-S 方程, 模拟双锥绕流气动热, 并与 DSMC 结果和文献数据进行对比分析。结果表明: 滑移条件使壁面热流分布更接近 DSMC 模拟值, 并且在克努森数不太大的过渡流区仍保持较好适用性; 在克努森数较大时, 带滑移条件的 CFD 方法模拟的流场结构存在一定误差。

关键词: 滑移条件; 高超声速; 钝头体; 气动热; 计算流体力学

中图分类号: TP202 **文献标志码:** A

Numerical Study on Aerothermodynamic of Near-space Aircraft Reentry Slip-regime

Jia Juhong¹, Hu Lijie²

(1. No. 91267 Unit of PLA, Fuzhou 350015, China;

2. School of Information, Renmin University of China, Beijing 100872, China)

Abstract: As the computing error becomes bigger in slip regime while using the computational fluid dynamics method (CFD), and the direct simulation Monte Carlo method (DSMC) costs a lot of resources, velocity slip and temperature jump are considered to calculate the biconic flow by CFD method with slip condition. The Navier-Stokes (N-S) equations based on second-order slip conditions, simulate the biconic flow aerothermodynamics, the results were compared with the DSMC method and document data. Result shows that the slip condition makes the wall heat flux is nearer to DSMC simulation value, even in transition regime with low Knudsen number. Besides, the flow field structure which simulated by CFD with high Knudsen number and slip condition has error.

Keywords: slip condition; hypersonic; blunt body; aerothermodynamics; CFD

0 引言

临近空间高超声速飞行器横跨连续流区、滑移流区、过渡流区和自由分子流区, 气动热是关键问题之一^[1]。目前, 工程算法^[2]和计算流体力学 CFD 方法^[3]均能较好地解决连续流区气动热问题。Bird^[4]提出的直接蒙特卡罗模拟 DSMC 能够很好地模拟自由分子流区飞行器气动热环境。在滑移流区和过渡流区, CFD 方法不能正确反映壁面速度滑移和温度跳跃, 往往导致较大的计算误差^[5], 同时由于滑移流区稀薄程度不够, DSMC 方法极其耗费计算资源; 因此, 求解带滑移条件 Navier-Stokes 方程的 CFD 方法成为一个重要研究方向。

Maxwell 基于分子运动论以及小克努森数 Kn 假设, 推导出 1 阶泰勒展开的近似滑移本构方程, 得到了 Maxwell 滑移条件^[6]。斯坦福大学 Gokcen 等^[7]、伦敦皇家学院 Lockerby 等^[8]进行了改进和修正。密歇根大学的 Lofthouse 等^[9]以 DSMC 方法为对照, 对上述 1 阶滑移条件在高超声速圆柱绕流中

的表现进行了对比研究, 结果表明, Gokcen 的滑移条件与 DSMC 结果符合更好。2 阶 Beskok 滑移条件在高超声速钝头体体气动热模拟中的表现尚不够明确, 笔者研究其适用性, 并分析滑移条件对流场的影响。由于稀薄流区热流实验数据较为缺乏, 笔者主要以 DSMC 方法模拟获得的热流分布作为参照。

1 理论模型

3 维高超声速气动热问题采用守恒形式的 N-S 方程进行描述。由于涉及的温度小于气体离解温度, 可不考虑气体组分间化学反应, 此时模型采用的控制方程基本形式可表示为:

$$\left. \begin{aligned} \frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho u_i) &= 0 \\ \frac{\partial}{\partial t} (\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_k} (\rho u_i u_k) &= -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial \tau_{ik}}{\partial x_k} \\ \frac{\partial E}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (E u_i + p u_i) &= \frac{\partial}{\partial x_j} (u_j \tau_{ij} + q_i) \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

收稿日期: 2018-11-15; 修回日期: 2018-12-08

作者简介: 贾居红 (1989—), 男, 甘肃人, 硕士, 工程师, 从事高超声速飞行器气动热力学、燃气射流动力学研究。

式中：总能量 $E = \rho e + \rho \frac{u_i u_i}{2}$ ；黏性张量

$$\tau_{ij} = \mu \left[\frac{\partial u_j}{\partial x_i} + \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \frac{2}{3} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \right]; \quad q_i = -k \frac{\partial T}{\partial x_i}; \quad \text{其余参数}$$

见文献[10]。

通常情况下，经典 1 阶滑移条件的适用上限为 $Kn = 0.1$ 。Beskok 等^[11]提出了适用克努森数范围较大的 2 阶滑移条件，其速度滑移和温度跳跃公式为：

$$u_s = u_w + \left(\frac{2 - \sigma_v}{\sigma_v} \right) \left(\frac{Kn}{1 - bKn} \right) \left(\frac{\partial u}{\partial n} \right)_w; \quad (2)$$

$$T_s = T_w + \left(\frac{2 - \sigma_T}{\sigma_T} \right) \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right) \lambda_T \left(\frac{\partial T}{\partial n} \right)_w. \quad (3)$$

式中： s 为滑移值； w 为无滑移壁面值； $b=0$ 或 -1 (1 阶 2 阶)； γ 为比热比。

针对上述控制方程，采用基于雷诺平均方程的有限体积法进行求解计算。计算模型中无黏通量项采用 2 阶迎风 TVD 格式离散，黏性通量项用中心差分格式进行离散，时间推进用隐式方法进行处理，使用 CFD++ 软件求解。

用 DSMC2V 程序计算钝双锥绕流气动热。DSMC 计算模型的外场采用来流交界面边界，壁面采用完全漫反射模型。算例流场均提供了足够多的模拟分子数，使网格内碰撞对粒子间的距离 (MCS) 与当地平均分子自由程 (MFP) 比值小于 0.33，满足 Bird^[4]提出的网格尺寸要求，保证计算精度。

2 钝头双锥体跨流区气动热

2.1 几何模型及来流条件

采用风洞试验数据进行算法验证，而后以 DSMC 方法为参考，计算从连续流区到过渡流区的 10 Ma 高超声速绕流问题。钝双锥体^[12]头部曲率半径 0.003 835 m，前后锥半锥角 12.84°/7°，总长 0.122 24 m。来流为空气，其温度为 48.88 K，速度为 1 382 m/s，压强为 59.92 Pa，密度为 $4.271 \times 10^{-3} \text{ kg/m}^3$ ，飞行器壁面温度 300 K。计算模型的入口边界设为全参数超声速入口，出口边界为均一化压强出口。对于无滑移条件的模型，壁面条件采用等温无滑移壁面；对于考虑滑移条件的模型，采用 Beskok 2 阶滑移条件壁面模型。CFD 计算使用 3 维结构化网格，在驻点区和前后锥交界处适当加密，使用文献[13]验证过的壁面网格准则确定第一层网格高度，保证边界层内至少有 20 个网格，且满足壁面 $y^+ \leq 1$ ，消除网

格因素影响。计算域及对称面网格如图 1。

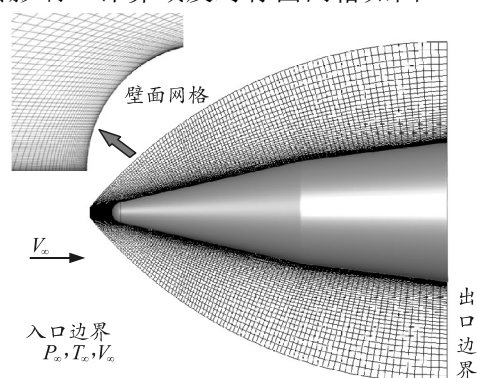


图 1 双锥体计算网格及边界条件

参考试验数据，克努森数取 0.002 7, 0.01, 0.05, 0.25，各计算工况下来流参数根据克努森数改变空气稀薄程度，具体计算参数及第一层网格高度 Δn 和壁面 y^+ 如表 1。

表 1 计算条件

n	$\rho / (\text{kg} \cdot \text{m}^{-3})$	N / m^{-3}	$\Delta n / \text{mm}$	y^+
0.002 7	4.271×10^{-3}	8.841×10^{22}	0.003	0.231
0.010 0	1.200×10^{-3}	2.397×10^{22}	0.010	0.326
0.050 0	2.319×10^{-4}	4.794×10^{21}	0.030	0.776
0.250 0	4.681×10^{-5}	9.677×10^{20}	0.100	0.153

2.2 驻点及壁面热流分布

针对前述计算工况，采用数值计算得到 DSMC、无滑移 CFD (No slip)、带 2 阶滑移 CFD (Beskok) 计算结果，驻点区热流峰值对比如表 2。

表 2 热流密度峰值 (误差%)

Kn	DSMC/Exp (kW/m ²)	No slip (kW/m ²)	Beskok (kW/m ²)
0.002 7	456.22/443.2	455.80(2.82)	446.60(0.77)
0.01	184.26	186.95(1.46)	181.27(-1.62)
0.05	78.45	85.20(8.60)	80.18(2.20)
0.25	30.20	38.28(26.66)	30.67(1.55)

由表中可以看出：在连续流区，与实验数据相比，DSMC 计算热流峰值偏高 2.9%，No slip 热流峰值误差 2.82%，Beskok 模拟热流峰值较为准确，误差 0.77%；在滑移流区，与 DSMC 模拟结果相比，No slip 的驻点峰值热流误差由 1.46% 逐步增大至 8.60%，Beskok 方法误差降低至 -1.62% 和 2.20%；进入过渡区时，No slip 方法计算的热流密度峰值与 DSMC 计算值误差增大至 26.66%，Beskok 误差仅为 1.55%。

不同克努森数下归一化壁面热流密度随轴向距离的分布情况如图 2 所示。图中纵坐标热流值 Q 以 Fay-Riddell 公式^[14]计算值 $Q_{re} = 317.1 \text{ kW/m}^2$ 进行无量纲化，横坐标距离 X 以钝双锥体球头半径 R 归一化。可以看出：当 $Kn = 0.027$ 流动在连续流区时，

DSMC 和 CFD(No slip、Beskok)模拟的双锥体壁面热流分布与实验值吻合良好，误差在 2%以内；当 $Kn=0.01$ 和 0.05 ，流动处于滑移区时，滑移效应逐步显现，No slip 结果明显大于 DSMC 模拟值，Beskok 的壁面热流值小于 No slip 结果，接近 DSMC 模拟值，误差在 5%以内；当 $Kn=0.25$ 流动进入过渡区后，No slip 热流分布比 DSMC 模拟值高出近 20%，Beskok 误差约为 5%。结果表明：添加 2 阶 Beskok 滑移条件后，CFD 方法模拟的钝双锥驻点及表面热流密度更接近 DSMC 结果。

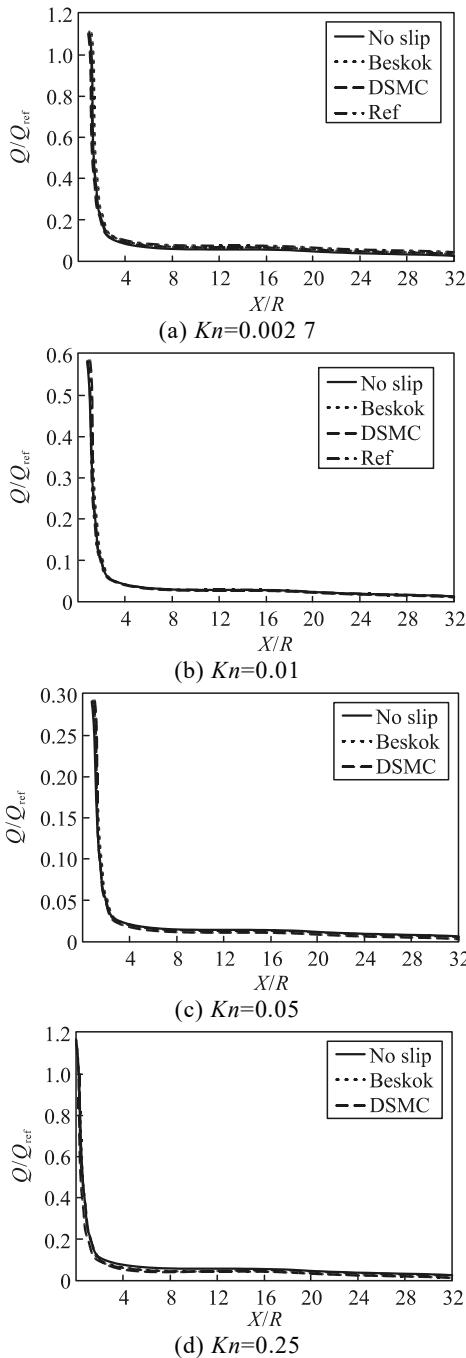
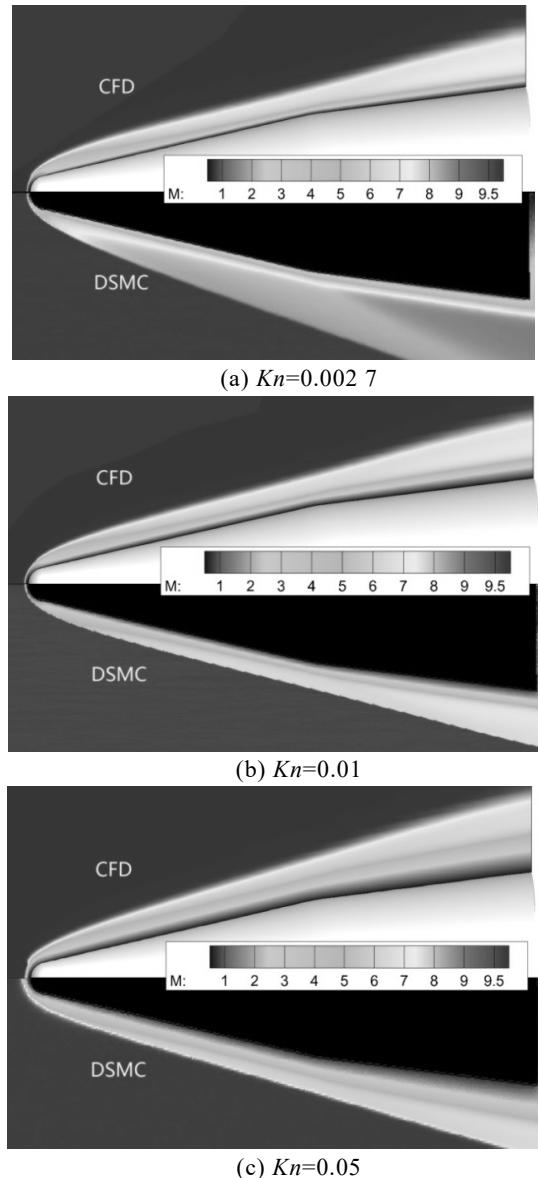


图 2 双锥绕流壁面热流密度分布

2.3 流场参数分析

为了深入分析带滑移条件 CFD 方法模拟滑移区流场的能力，以马赫数分布为例进行对比。由图 3 可见，随着稀薄程度增加，钝头前缘激波层变厚，与锥体距离增大，并在稀薄流区发展为类激波；当 $Kn=0.0027$ 流动处于连续流区时，2 种方法计算结果吻合良好，弓形激波厚度、脱体激波距离基本相当，DSMC 模拟绕流流场更为精细，这与 CFD 算法及网格不够精密有关；当 $Kn=0.01$ 流动开始进入滑移流区时，2 种方法模拟流场并无太大差别；当 $Kn=0.05$ 完全处于滑移流区时，两者差别开始显现，DSMC 模拟流场温度分布范围稍大，激波厚度大于 CFD 计算结果；当 $Kn=0.25$ 流动进入过渡流区时，DSMC 方法模拟的流场类激波层较厚，激波边界更为模糊，较好体现出稀薄效应。



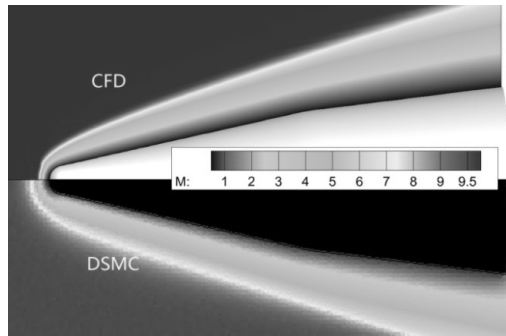
(d) $Kn=0.25$

图 3 带滑移条件 CFD 方法与 DSMC 方法模拟流场马赫数分布

3 结论

针对滑移流区高超声速气动热问题，笔者采用带滑移条件的计算流体力学方法对钝头双锥体绕流进行计算分析，结果表明：

1) 带滑移条件的 N-S 方程模型能有效描述克努森层内的分子滑移状态，较好地模拟临近空间钝头体类飞行器壁面热流分布；

2) 2 阶 Beskok 滑移条件模拟热流精度较高，并且在克努森数较小的过渡区仍然适用；

3) 需要注意的是，在克努森数较大时，带滑移条件的 CFD 方法模拟的流场参数分布存在一定误差。

参考文献：

[1] 王保国, 黄伟光. 高超声速气动热力学[M]. 北京: 科学出版社, 2014: 5-13.

[2] HAMILTON H H, WEILMUNSTER K J, DEJARNETTE F R. Approximate Method for Computing Laminar and Turbulent Convective Heating on Hypersonic Vehicles Using Unstructured Grids[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2014, 51(4):

1288-1305.

[3] WAQAR A K. Analytical/Numerical Study of Fluid Flow and Heat Transfer Across In-Line Cylinders[J]. Journal of Thermophysics And Heat Transfer, 2016, 30(3): 490-498.

[4] BIRD G A. The DSMC Method. Version 1.1[M]. Oxford: Clarendon Press, 2013: 55-63.

[5] 杨彦广, 李明, 李中华, 等. 高超声速飞行器跨流域气动/热预测技术研究[J]. 空气动力学报, 2016, 34(1): 5-15.

[6] MAXWELL J C. On Stresses in Rarefied Gases Arising from Inequalities of Temperature[J]. Philosophical Transactions of the Royal Society of London, 1987, 2(1): 231-239.

[7] GOKCEN T, MAC W Comack R. Nonequilibrium Effects for Hypersonic Transitional Flows Using Continuum Approach[C]. AIAA Paper 89-0461. 1989.

[8] LOCKERBY D A, REESE J M, GALLIS M A. Capturing the Knudsen Layer in Continuum Fluid Models of Non equilibrium Gas Flows[J]. AIAA Journal, 2005, 43(6): 1391-1393.

[9] ANDREW J, LOFTHOUSE, LEONARD C, et al. Boyd. Velocity slip and Temperature jump in Hypersonic Aerothermodynamics[R]. AIAA 2007-208.

[10] RAUTAHEIMO P R. Developments in turbulence modelling with Reynolds-averaged Navie Stokes equations[M]. Finland: Finnish Academies Technology Press, 2001: 17-19.

[11] BESKOK, KARNIADAKIS. Simulation of Heat and Momentum Transfer in Complex Microgeometries, AIAA J. Thermophysics & Heat Transfer. 1994, 8(4): 647-655.

[12] CHARLES G. MILLER. Experimental and predicted heating for biconics at incidence in air at Mach10[R]. NASA TND-2334, 1984.

[13] 张胜涛, 陈方, 刘洪. 气动热数值模拟中壁面热流后处理方法[J]. 航空动力学报, 2014, 29(11): 2652-2658.

[14] LI P, GAO Z X, ZHANG Z C, et al. An Engineering Method of Aerothermodynamic Environments Prediction for Complex Reentry Configuration[C]. AIAA 2014-4414.