

文章编号: 1001-2486(2008)05-0006-04

过渡流区圆柱体驻点热流的工程计算*

戎宜生¹, 陈伟芳², 石于中¹, 刘伟强¹

(1. 国防科技大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073; 2. 浙江大学 航空航天学院, 浙江 杭州 310027)

摘要:以流动分区的界限为 Knudsen 数的变化区间, 使用线性插值和调节参数进行校正的方法, 提出一种计算过渡流区热流的桥函数形式, 并且确定了端面迎风的圆柱体的调节参数。使用 DSMC 方法对计算结果进行验证并与其他形式的桥函数进行比较。结果表明该桥函数在马赫数大于 10 的情况下, 能比较准确地计算驻点热流的值, 可以为飞行器初步设计提供一定的参考依据。

关键词:过渡流区; 驻点; 桥函数; DSMC 方法

中图分类号: V231.1 文献标识码: A

Engineering Calculation of Heat Flux at the Stagnation Point of Cylinder in Transitional Region

RONG Yi-sheng¹, CHEN Wei-fang², SHI Yu-zhong¹, LIU Wei-qiang¹

(1. College of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China;

2. College of Aeronautics and Astronautics, Zhejiang University, Hangzhou 310027, China)

Abstract: By the use of linear interpolation and accommodate parameter, a heat transfer bridging relation in transitional region is proposed in this paper, aiming to fix the accommodate parameter for cylinder whose edge surface is windward. The results of the bridging relation were validated by using DSMC method and compared with the results of other bridging relations. The validation shows that the bridging relation can be used to calculate the heat flux at the stagnation point with Mach number larger than 10.

Key words: transitional region; stagnation point; bridging relation; DSMC method

无论为了保持飞行器良好的气动外形, 还是为了确保内部装置及仪器的正常工作, 航天飞行器的成功设计都离不开对热防护问题的成功解决。由于过渡区域流动的物理现象的复杂性和流动控制方程的非线性, 航天飞行器设计所需要的气动加热特性目前主要由桥函数^[1]等工程计算方法得到。目前使用较为广泛的 Matting 桥函数^[2]是通过使用简单的动力论模型得到的, 可应用于钝体计算。还有对低速流动的相似关联性进行拓展得到的 Nomura 桥函数^[3], 是一种针对低 Re 数下球头锥的传热系数桥函数。对于高马赫数飞行的端面迎风的圆柱体等迎风面为垂直于来流方向的平面的流动情况, 目前仍没有相关文献阐述热流的计算方法。本文针对端面迎风的圆柱体迎风面中心驻点热流值的计算, 提出一种桥函数形式, 并与其他两种桥函数计算结果进行比较, 最后通过直接仿真 MonteCarlo(DSMC)方法^[4-6]模拟流场统计驻点热流作为验证, 两种吻合的数值计算结果表明本文所提出的桥函数形式在计算端面迎风的圆柱体驻点热流时的正确性。

1 桥函数计算公式

连续流热流计算使用的计算公式^[7]为

$$q_w = 0.381Pr^{-\frac{2}{3}} \left(\rho_0 \mu_0 \right)^{\frac{1}{2}} \left(\frac{dv}{dx} \right)_0^{\frac{1}{2}} \left(h_r - h_w \right) \quad (1)$$

* 收稿日期: 2008-01-20

基金项目: 国家部委基金资助项目

作者简介: 戎宜生(1983-), 男, 博士生。

其中 h_r 表示参考焓,下标 0 表示驻点处的值, w 表示物面。 $\left(\frac{dw}{dx}\right)_0 = \frac{1}{R} \sqrt{2 \frac{(p_0 - p_\infty)}{\rho_0}}$, 其中 R 为圆柱半径。

自由分子流区热流计算的计算公式^[4]为

$$\frac{2\beta_\infty^3 Q}{\rho_\infty} = a_c \frac{1-\varepsilon}{2\sqrt{\pi}} \left[\left[s^2 + \frac{\gamma}{\gamma-1} - \frac{1}{2} \frac{\gamma+1}{\gamma-1} T_w \right] \left[e^{(-s^2 \sin^2 \theta)} + \sqrt{\pi} s \sin \theta \left\{ 1 + \operatorname{erf}(s \sin \theta) \right\} \right] - \frac{1}{2} e^{(-s^2 \sin^2 \theta)} \right] \quad (2)$$

其中 a_c 是热调节系数, ε 是镜面反射分子分数, γ 是比热比, erf 是误差函数, s 是速度比, 表达式为 $s = V_\infty \beta_\infty$, $\beta_\infty = \frac{1}{\sqrt{2RT_\infty}}$ 。误差函数的表达式为

$$\operatorname{erf}(x) = \frac{2}{\sqrt{\pi}} \int_0^x e^{-t^2} dt \quad (3)$$

计算时可假设物面为完全漫反射并且完全热调节, 即 $\varepsilon = 0$, $a_c = 1$ 。由于驻点处 $\theta = \pi/2$, 且 s 非常大, 故公式简化为

$$Q = \frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^3 \quad (4)$$

本文以流动分区的界限为 Knudsen 数的变化区间, 使用线性插值和调节参数进行校正的方法, 提出用于计算过渡区域的热流的桥函数, 其表达式为

$$q_{tr} = a \left[\left(Kn_{fm} - Kn \right) q_c + \left(Kn - Kn_c \right) q_{fm} \right] / \left(Kn_{fm} - Kn_c \right) \quad (5)$$

其中 q_{tr} 表示过渡区的热流, q_c 表示连续流区的热流, q_{fm} 表示自由分子流区的热流, $Kn_c = 0.001$, $Kn_{fm} = 10.0$ 是流动分区的两个分界值^[8], Kn 是所在过渡区的 Knudsen 数。 a 为调节参数, 针对端面迎风的圆柱体取 $a = 1.25$ 。

作为比较的 Matting 桥函数^[2]和 Nomura 桥函数^[3]为

Matting:

$$q_{tr} = q_c \left(1 - e^{-q_{fm}/q_c} \right) \quad (6)$$

Nomura:

$$q_{tr} = \frac{q_c + (Kn/c)^2 q_{fm}}{1 + (Kn/c)^2} \quad (7)$$

其中 Nomura 取 $c = 3$, $Kn^2 = \frac{V_\infty \mu_\infty}{a_\infty^2 \rho_\infty R} = \left(\frac{M_\infty}{\sqrt{\operatorname{Re}_\infty}} \right)^2$ 。

2 不同桥函数计算结果与 DSMC 验证

本文针对 $R = 200\text{mm}$ 的圆柱体在不同的飞行状态进行计算, 飞行状态如表 1 所示。

表 1 不同的飞行状态

Tab. 1 Different flight conditions

H (km)	85.2	85.5	88.4	91.6	93.2	94.6
Ma	11.7	11.7	12.0	12.3	12.3	12.3

本文为验证桥函数的正确性, 对不同的飞行状态进行了 DSMC 验证计算。图 1 是高度为 85.2km 时流场的温度等值线云图和马赫数等值线云图。

图 2 为 DSMC 对不同飞行状态的驻点热流计算结果与各种桥函数计算结果的比较图, 表 2 是具体的值。由图表可见, 在不同的计算高度, 本文提出的桥函数与 DSMC 计算结果很吻合, 最大误差不超过 4%; 而 Nomura 桥函数和 Matting 桥函数计算结果都比本文提出的桥函数结果和 DSMC 计算结果偏低, 最大误差分别达到 28% 和 36%。

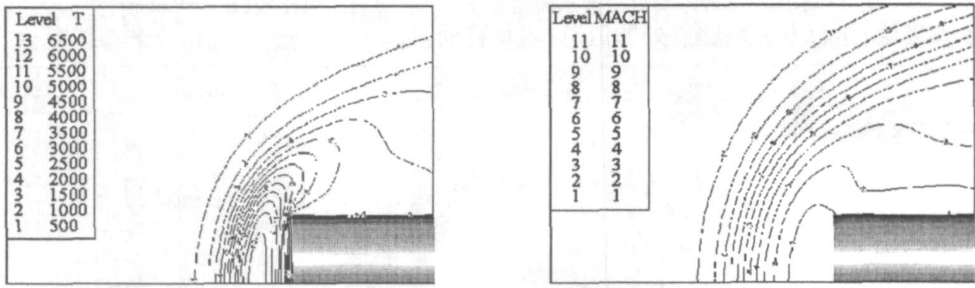


图 1 圆柱对称面流场温度和马赫数等值线图($H = 85.2\text{ km}$)

Fig. 1 Temperature and Mach contour plots on the symmetry plane ($H = 85.2\text{ km}$)

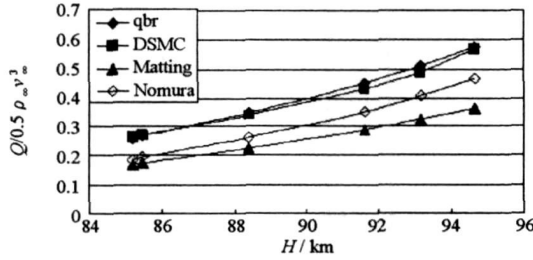


图 2 不同桥函数热流结果与 DSMC 热流结果比较

Fig. 2 Heat flux from different bridging relations and DSMC method

表 2 不同桥函数热流结果与 DSMC 热流结果比较

Tab. 2 Heat flux from different bridging relations and DSMC method

H (km)	qbr		Matting		Nomura		DSMC 热流(W/m^2)
	热流(W/m^2)	误差	热流(W/m^2)	误差	热流(W/m^2)	误差	
85.3	35407.35	- 1.47%	22992.68	- 36.02%	25725.22	- 28.41%	35936
85.5	34033.6	- 0.41%	22118.47	- 35.28%	24847.76	- 27.29%	34174
88.4	27694.94	1.89%	18011.67	- 33.74%	20909.45	- 23.08%	27182
91.6	22354.96	3.66%	14409.21	- 33.18%	17504.1	- 18.83%	21565
93.2	19728.25	4.61%	12592.32	- 33.23%	15725.13	- 16.62%	18859
94.6	17223.64	1.63%	10840.24	- 36.03%	13951.51	- 17.68%	16947

为了进一步进行验证,本文还使用 DSMC 方法给出了 94.6km 高度时不同马赫数下的热流值与不同桥函数计算结果进行比较,比较结果如图 3 和表 3 所示。由图表可见,本文提出的桥函数在这一高度不同马赫数的情况下也与 DSMC 计算结果很接近,再一次验证了该桥函数的正确性。只是在马赫数为 5 时计算结果偏小,误差达到了 18%,当马赫数大于 10 时,该桥函数的正确性还是比较可靠的,最大误差仍为 4%。Nomura 桥函数在马赫数为 5 时误差最小,为 4%,当马赫数增加时误差也变大,最大误差达到 20%。Matting 桥函数误差较大,最大误差达到 38%。

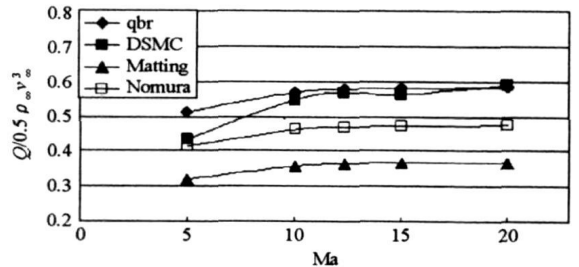


图 3 不同马赫数不同桥函数热流结果与 DSMC 热流结果比较($H = 94.6\text{ km}$)

Fig. 3 Heat flux from different bridging relations and DSMC method at different maches ($H = 94.6\text{ km}$)

表3 不同马赫数不同桥函数热流结果与 DSMC 热流结果比较($H = 94.6\text{km}$)Tab.3 Heat flux from different bridging relations and DSMC method at different maches ($H = 94.6\text{km}$)

Ma	Linear		Matting		Nomura		DSMC
	热流(W/m^2)	误差	热流(W/m^2)	误差	热流(W/m^2)	误差	热流(W/m^2)
5	1014.829	18.47%	631.7507	-26.25%	824.4151	-3.76%	856.6
10	9031.466	4.18%	5681.563	-34.46%	7317.781	-15.59%	8668.9
12.35	17223.64	1.63%	10840.24	-36.03%	13951.51	-17.68%	16947
15	31102.3	3.41%	19579.4	-34.90%	25189.08	-16.25%	30077.7
20	74250.59	-0.98%	46748.75	-37.66%	60124.25	-19.82%	74985.8

3 结论

本文针对过渡流区驻点热流计算,通过线性插值的方法提出了一种桥函数形式,并确定了端面迎风的圆柱体所对应的调节参数,在不同飞行状态下进行工程估算,与其他形式的桥函数计算结果进行比较,并通过 DSMC 方法进行了计算结果正确性的验证,结果表明其他两种形式的桥函数计算结果偏低,本文提出的桥函数计算结果与 DSMC 方法的结果很吻合,本文所提供的用于计算端面迎风的圆柱体驻点热流的桥函数方法是合理的,可为飞行器初步设计提供一定的参考。

参考文献:

- [1] Swaminathan P K, Rault D F, Taylor J C, et al. Transition Regime Aerodynamic Heating of Missiles[C]//30th AIAA Thermophysics Conference, June 19-22, San Diego, CA, 1995.
- [2] Matting F W. Approximate Bridging Relations in the Transitional Regime Between Continuum and Free-Molecule Flow[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1971, 8(35): 35-40.
- [3] Nomura S. Correlation of Hypersonic Stagnation Point Heat Transfer at Low Reynolds Numbers[J]. AIAA Journal, 1983, 21(11): 1598-1600.
- [4] Bird G A. Molecular Gas Dynamics and the Direct Simulation of Gas Flows[M]. Clarendon Press, Oxford, 1994.
- [5] Rault D F G. Aerodynamics of Shuttle Orbiter at High Altitudes[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1994, 31(6): 944-952.
- [6] Taylor J C, Carlson A B, Hassan H A. Monte Carlo Simulation of Radiating Reentry Flows[J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 1994, 8(3): 478-486.
- [7] 瞿章华,刘伟,曾明,等.高超声速空气动力学[M].长沙:国防科技大学出版社,1999.
- [8] 陈熙.动力论及其在传热与流动研究中的应用[M].北京:清华大学出版社,1996.