

Research of Thermal Environments of Hypersonic Rarefied Gas Flow

Xuedong Li, Baoguo Wang

School of Aerospace Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing, China Email: lxjdbj@bit.edu.cn

Abstract: Modern aerospace vehicles completed hypersonic fight in rarefied region during more time no matter in earth's atmosphere or other celestial bodies. Accurate to understand the aerothermodynamics environment of vehicle is an important problem to the TPS (thermal protection system) design. Unstructured triangular girds are used for direct simulation Monte-Carlo (DSMC) numerical simulation of hypersonic flow past wedge from different Knudsen number (0.02~2) to investigate the 4 cases of the rarefied régime. The temperature and the wall heat flux are studied. Consequently, the effect of thermal nonequilibrium has been presented. These predictive results are useful for achieving successful vehicle thermal protection systems designs.

Keywords: DSMC; aerothermodynamics; unstructured gird; rarefied gas flow; hypersonic gas flow

稀薄气体高超声速流动的热环境研究

李学东,王保国

北京理工大学宇航学院,北京,中国,100081

Email: lxjdbj@bit.edu.cn

摘 要:准确了解飞行器外部气动热力学环境是直接涉及到飞行器热防护和传热分析的关键问题之一。本文本文采用非结构三角网格单元,应用 DSMC(direct simulation Monte-Carlo)方法对对于不同 Knudsen 数(0.02~2.0 范围)下的 4 种工况下高超声速稀薄气体绕锥体流动问题进行数值模拟。计算 得到了流场的温度分布、沿锥体壁面的热流分布,从而得到热非平衡态对飞行器流场的影响。这些数 值结果对有效的完成飞行器热防护具有十分重要的意义。

关键词: DSMC; 气动热力学;非结构网格; 高超声速绕流; 稀薄气体流动

1 引言

现代航天飞行器无论在地球大气或其它星球大 气,越来越多的时间是处在稀薄领域内做高超声速飞 行的状态。由于高超声速飞行器的尺度、重量,以及再 入的飞行轨迹与所需要的推进力主要是由飞行器外部 气动环境决定的,所以准确了解飞行器在不同工况下 稀薄气体流场中的气动热力学环境是十分必要的^[1]。

针对稀薄气体流动问题的求解,Bird 发展的直接 模拟 Monte Carlo (DSMC)方法是一种直接从流动的物 理模型出发的方法,可以更容易引入符合实际的物理 模型。DSMC 方法得到的实验验证已经证明它是一种 有效的求解稀薄气动动力学的数值模拟方法^[2-3]。国内 外应用 DSMC 对高超声速稀薄气体绕流问题研究的 文献较多,但很多都局限于针对特定的 Knudsen 数所 对应的飞行工况。

飞行器的几何外形,例如飞行器机翼的前缘,是 飞行器设计的关键考虑的地方。由于驻点处的对流传 热与头部曲率半径的平方根成反比,因此,大多数的 飞行器都采用钝化的飞行器前缘来减轻热载荷。针对 高超声速飞行器在大气飞行中速度很高产生的高温使 的分子的内能激发,本文采用非结构三角网格为基本 网格单元,应用 DSMC 方法对通过分别对不同 Knudsen 数下的高超声速气体绕圆锥(机翼的前缘) 流动问题进行数值模拟,从而得到热非平衡态对飞行 器流场的影响。这些数值结果对飞行器流场特性分析 和有效的完成飞行器热防护具有十分重要的意义。



2 计算方法

2.1 流动控制方程组

在 DSMC 方法中, 网格主要是用于对流场宏观量 进行抽样统计以及对可能的碰撞对进行选取, 因此合 理的网格分布对完成流场的计算有重要作用。笛卡尔 坐标下的结构化网格固有的缺陷是对于复杂外形的飞 行器, 网格不能准确的和壁面边界相适应。由于壁面 的复杂性, 流场网格节点的划分很可能需要在极坐标 进行结构化网格划分, 从而导致增加了 DSMC 模拟的 复杂性, 而采用非结构化网格则避免了这些问题。非 结构网格具有不规则, 无固定结构的特点。本文对二 维流场区域进行三角形剖分, 产生计算区域内三角网 格的节点和网格坐标。然后将网格节点和网格坐标读 入本文编译的 DSMC 程序中^[4-5]。



圆锥体模型如图 1 所示。由于锥体是关于中心线 对称的,所以在模拟中只需要模拟锥体的一半。计算 模型如图 4.24 所示,锥体壁面 ab 边和中心线 AC 的 夹角 θ 是 10 度,锥体肩部 BC 边高度是 30 厘米,相 当于前面计算的圆柱直径。ABCD 是流场边界,AB 边和 BD 边是自由来流。AC 边是对称边,DC 边是出 口。

2.2 来流参数

本文通过对 *Kn* 数分别取 0.05、0.1、0.25 和 2 的 4 种不同工况进行数值模拟来研究非平衡态高超声速 气体绕流锥体流动问题。来流速度为马赫数取 25。壁 面温度取固定值 1500K,模拟分子与壁面碰撞采用 CLL 反射模型。分子自由程的计算采用硬球模型,分 别取 *Ar* 原子作为平衡态流动的计算工质,*N*₂分子作 为非平衡态流动工质,表 1 列出在 DSMC 程序中这两 种介质的 VHS 模型的各种参数。采用 Bird 非时间计 数器法 (NTC)进行碰撞对的选取;网格大小约为分 子自由程的三分之一,每个网格内分布大于 10 个分 子。

表 1. Ar 原子和 N, 分子的相关参数

工质	ω	<i>T_{nf}</i> [K]	$d_{\rm ref}$ [m]
Ar	0.734	1000	3.595×10^{-10}
$N_{_2}$	0.7	290	4.110×10^{-10}

2.3 边界条件

流场左边界和上下边界属于流动区域,进入边界 的分子热运动速度分量按 Maxwell 速度分布函数产 生,再迭加各方向的宏观速度便得到进入计算区域分 子的各速度分量。新进入流场的模拟分子均匀随机分 布在来流边界的网格面上,其运动时间为Δ*t*·*ranf*,即 时间步长Δ*t*内的任一可能值。

当分子运动到右出口边界,由于流场中 X 方向速 度远远超过热运动速度,所以假设右边界基本没有分 子从外部进入计算边界,边界处理为"真空"边界。

2.4 热力学碰撞模型

在本文的计算中,模拟分子碰撞后的平动能、转动能和振动能分配采用了 Borgnakke-Larsen 的唯象 模型^[6]。因此在 DSMC 计算中弹性碰撞次数、转动非 弹 性 碰 撞 次 数 与 振 动 非 弹 性 碰 撞 次 数 之 比 为

 $(1-\frac{1}{Z_{R}}-\frac{1}{Z_{V}}):(\frac{1}{Z_{R}}):(\frac{1}{Z_{V}}),$ 这里 Z_{R} 为转动松弛碰 撞数, Z_{V} 为振动松弛碰撞数,通常可取 $Z_{R} = 5$,而 Z_{V} 采用了 Bird 在文献给出的表达式,即:

$$Z_{V} = (C_{1} / T^{\omega}) \exp(C_{2} T^{-1/3})$$
(1)

式中 C_1 和 C_2 是根据气体的不同组分对应的常数, ω 为粘性指数, T是分子碰撞的有效温度。在上述计算中,对于非弹性碰撞中能量的分配采取了平动能 E_r 和振动能 E_v 以及转动能 E_R 分别进行分配的办法。当振动能被激发, 令 $E_v = R_f E_c$,式中 $R_f \ge 0~$ 1的随机数。而振动能的最大值占总能量的概率

$$P_{\max} = \left(1 - \frac{E_V}{E_T + E_V}\right)^{\frac{3}{2} - \omega_{12}}$$
(2)

上式中 ω_{12} 是气体粘性系数的温度幂指数。若 $R_f < P_{max}$,则碰撞后的振动能 $E_v^* = E_v$,否则重新 选择随机数 R_f ,直到满足 $R_f < P_{max}$ 为止。

当转动能被激发,碰撞后的转动能

$$E_{R}^{*} = (1 - R_{f}^{\frac{5}{2} - \omega_{12}})(E_{T} + E_{R})$$
(3)



3.4 种工况下圆锥绕流数值结果

首先考虑锥体高超声速绕流的非平衡态效应,图 2 是当 Knudsen 数取 Kn=0.05, M_∞=25 时,分别 以 Ar 原子和 N₂ 分子作为计算工质的高超声速锥体 绕流高超声速气体绕圆锥流动的平动温度分布图。从 图中可以看出对于高超声速圆锥绕流问题,在锥体头 部温度达到最大值。对于 N₂ 分子作为计算工质的热力 学非平衡态效应非常显著。由于高超声速气体在壁面 附近气体速度降低、温度增高,激发了 N₂ 分子的振动 能和转动能,将平动能转换成为振动能和转动能,所 以非平衡态总温最大值(约 10000K)远远低于不考虑 非平衡态的总温(约 17000K)。



图 2. Kn=0.05 时,高超声速锥体绕流的温度等值线图, (a) Ar 原子; (b) N, 分子

图 4.26 给出了 N₂做为计算工质,对相同来流速 度下(Ma=25),不同稀薄程度(Knudsen 数Kn 从 0.05 增加到 2.0)的工况 2-4 的温度等值线图。随着 Knudsen 数Kn 从 0.05 增加到 2.0,流场的发生了很明 显的变化。一方面流场的激波发生了变化:当 Kn=0.05时圆锥前端有很明强的附体激波产生,随 着 Knudsen 数的增加,激波层厚度增大;当Kn=2时, 气体的稀薄程度接近自由分子区,分子之间的相互碰 撞很少,圆锥表面没有激波产生,流场变化区域很大。



图 3 : Ma=25,不同 Knudsen 数下的总温等值线图,(a) Kn=0.05 时,流场总温的等值线图;(b) Kn=0.1 时,流场总温的等值线图;(c) Kn=0.25 时,流场总温的等值线图;(d) Kn=2 时,流场总温的等值 线图

图 4 给出了不同 Knudsen 数下沿锥体壁面热流系数 C_H ^[7]的分布图, S 是从锥体顶点 a 开始沿着壁面到取值点的距离, L 是锥体的总长度。从热流系数 C_H 沿锥体壁面分布图上可以看出:一方面无论来流稀薄程度如何,热流系数的峰值出现在锥体的顶点 a



附近。随着来流沿壁面 ab 流动,热流系数的值单调 下降,在肩部 b 点达到最小,在锥体壁面 bc 段热流 系数为零。另一方面随着 Knudsen 数的增大热流系数 在顶点 a 附近的下降速度减小,肩部 b 点的值也相应 降低。



图 4. 沿锥体壁面热流系数分布图

4 总结

本文本文采用非结构三角网格单元,应用 DSMC 方法对于不同 Knudsen 数(0.02~2.0 范围)下的 4 种 工况下高超声速稀薄气体绕锥体流动问题进行数值模 拟。模拟结果表明(1)气体在激波附近的热力学非平衡 态效应非常显著。由于激波附近气体温度增高,激发 分子的振动能和转动能,将平动能转换成为振动能和 转动能,所以非平衡态总温最大值远远低于不考虑非 平衡态的总温,这与理论分析吻合(2)锥体绕流典型 的特征是附体激波,随着超声速气体绕圆锥流过,强 烈的非平衡现象出现在圆椎边界。随着稀薄程序的增加,激波层厚度增加,激波强度降低。当气体的稀薄程度接近自由分子区,锥体表面没有激波产生(3)随着 Knudsen 数的增大,热流系数沿锥体表面下降的速率降低。这些数值结果对有效的完成飞行器热防护具有十分重要的意义。

References (参考文献)

- [1] Wang Bao-guo, Liu Shu-yan, Huang Wei-guang. Gas Dynamics
 [M].Beijing: Five university presses of Science Technology and Industry for National Defence, 2005: 527-576.
 王保国,刘淑艳,黄伟光. 气体动力学[M]. 北京: 国防科工委五 所院校(北京理工大学、北京航空航天大学、西北工业大学、 哈尔滨工业大学、哈尔滨工程大学)联合出版社,2005: 527-576.
- [2] Bird G A. Molecular Gas Dynamics and the Direct Simulation of Gas Flow [M]. Oxford: Clarendon Press, 1994: 109-145.
- [3] Shen Qing. Get Acquainted with Rarefied Gas Dynamics [J]. Mechanics and Engineering, 2002, 24(6): 1-14.
 沈青.认识稀薄气体动力学 [J]. 力学与实践, 2002, 24(6): 1-14.
- [4] Wang Bao-guo, Li Rong-xian, Ma Zhi-ming. Calculation of Turbulent Flow over Three-Dimensional Turbine Rotor Blade Rows with Film Cooling on Unstructured Grids[J]. Journal of Aerospace Power, 2001, 16(3): 224-231. 王保国,李荣先,马智明,等. 非结构网格下含冷却孔的涡轮 转子三维流场计算[J].航空动力学报. 2001, 16(3): 224-231.
- [5] Wang Bao-guo, Liu Shu-Yan, YANG Ying-Jun. Unstructure-grid Numerical Solution of The 3D Unsteady Navier-Stokes Equations in A Turbine Stage [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2004, 25(6): 940-942. 王保国, 刘淑艳,杨英俊,等. 非结构网格下涡轮级三维非定 常 N-S 方程的数值解[J]. 工程热物理学报 2004, 25(6): 940-942.
- [6] Borgnakke C and Larsen PS. Statistical collision model for Monte Carlo simulation of polyatomic gas mixture [J]. Journal of Computational Physics, 1975, 18(4): 405-420.
- [7] Wang Bao-guo, Liu Shu-Yan, Wang Xin-quan. Heat Transfer
 [M].Beijing: China Machine Press, 2009.
 王保国,刘叔艳,王新泉,等. 传热学[M].北京: 机械工业出版社, 2009.