

姿控发动机高空羽流流场 DSMC 仿真及算法研究*

黄琳 任兵 吴其芬

(国防科技大学航天技术系 长沙 410073)

摘要 本文分析了高空羽流流场的特性, 论述了 DSMC 方法的原理以及涉及到的关键技术, 应用 DSMC 方法数值求解了喷管出口附近及倒流区流场。仿真结果表明 DSMC 方法能够精确描述这一区域的流场特性。

关键词 姿控发动机, 高空羽流, 倒流区, DSMC 仿真, 稀薄气体力学

分类号 V211. 25, V231

The Study of DSMC Method in the High-altitude Plume Flowfield of Attitude-Control Thruster

Huang Lin Ren Bing Wu Qifen

(Department of Aerospace Technology, NUDT, Changsha, 410073)

Abstract In this paper, the character of high altitude plume flowfield is analyzed. The principle of DSMC method and its key points are also discussed. Then, the flowfield of nozzle exit vicinity and backflow region are calculated by using DSMC method. The results show that with this method, the flow property of this region can be accurately described.

Key words attitude control thruster, high altitude plume, backflow region, DSMC method, rarefied gas dynamics

在轨飞行器姿控发动机点火后形成的羽流流场将对位于流场内的飞行器表面及太阳能帆板产生撞击, 引起力的、热载的及表面污染的效应。这些效应将引起在轨飞行器的无控移动, 并对太阳能帆板以及飞行器携带的光电敏感元件产生损害。因此, 对高空羽流流场及污染效应的计算有重要的实践意义。

高空条件下, 在轨飞行器受到的环境压力低于 10mbar, 一般被当作真空处理, 这时喷口喷出的燃气将不受干扰地迅速膨胀。由于无反压作用, 位于喷管内亚音速边界层及低马赫数的超音速边界层内的气体在膨胀过程中, 将绕过唇口, 进入出口平面的上游区域, 形成倒流区。前向流的外缘区域及倒流区中气体的质量密度极低, 应用连续流方法不能得出正确结果。目前, DSMC 方法是处理高空羽流流场流动问题唯一有效的方法。因此, 对姿控发动机高空羽流流场的 DSMC 仿真及算法研究, 不仅具有重要的实践意义, 而且还具有重要的理论意义。对于高空羽流流场的计算, 国外起步较早, 见文献 [1]。但由于倒流区内气体密度远远小于前向流区, 给 DSMC 仿真造成一定困难, 因此有关这一区域流场计算的资料较少; 国内研究尚处于起步阶段, 目前计算仅限于前向流区^[2]。本文在分析了流动物理特征的基础上, 对处理技巧进行了改进, 用 DSMC 方法数值模拟了出口附近及倒流区羽流流场, 得到了符合物理规律的结果, 不仅为研究羽流流场对飞行器表面及太阳能帆板产生的各种效应奠定了基础, 还为研究羽流场对姿控发动机自身表面产生的各种效应奠定基础。

* 1997 年 11 月 20 日收稿

第一作者: 黄琳, 女, 1975 年生, 博士生

1 高空羽流流场的 DSMC 仿真

若将高空羽流场近似地当作是由处于圆锥顶点的源向锥体真空飞散而成, 那么根据质量守恒及贝努利方程即得到羽流场密度 ρ , 温度 T 与矢径模值 r 之间的关系为

$$\begin{aligned}\rho &= A \rho_c \left(1 - \frac{r^2}{R^2}\right)^{\frac{1}{\gamma-1}} \\ T &= B \rho_c^{\gamma-1} \left(1 - \frac{r^2}{R^2}\right)\end{aligned}\quad (1)$$

其中 A, B 是与半锥角有关的常数; ρ_c 是圆锥顶点处的密度; R 是某一时刻羽流场外缘距圆锥顶点的距离; r 是流场内任一点的矢径模值。可见, 在羽流流场内, 随 r 增加, ρ, T 呈幂律下降^[3]。大密度梯度, 造成各网格内仿真分子数目差别非常悬殊, 给 DSMC 仿真造成极大困难。本文以均衡各网格仿真分子数目为目标, 在区域分解, 网格划分及权函数配置三方面进行了研究, 解决了上述困难, 得到了包括倒流区在内的羽流流场的 DSMC 仿真结果。

2 DSMC 方法

2.1 概述

DSMC 方法用有限多个仿真分子代替大量真实气体分子, 通过跟踪仿真分子的运动轨迹并对仿真分子进行统计来求解真实气体流动。DSMC 方法的主要特征在于将仿真分子的迁移运动与碰撞解耦处理。迁移运动可视为匀速直线运动, 在得到新的位置坐标后, 将其固定, 并在网格内抽样碰撞对, 进行碰撞计算。整个模拟是一个时间过程, 由定常向非定常发展, 最后, 对网格内仿真分子物理量进行时间和空间统计, 得到宏观统计量。

2.2 关键技术

· 计算区域及网格划分

由于羽流流场密度变化剧烈, 受机时和内存的限制, 本文将计算区域分为如图 1 所示的 $ABCD$ 和 $HCEF$ 两个区域, 分别进行求解, 两区域间按通量守恒彼此相互联系。首先计算 $HCEF$ 区, HG 边可视为真空边界。在得到 GD 边的物理量之后, 将其作为入口边界条件, 计算 $ABCD$ 区。由于两区域有较大的重叠部分, 因此有效地避免了分区造成的物理量间断。如要提高精度, 可以对两区域进行迭代计算。

图 1 中, $BC = 8r_e$, $CE = 3.5r_e$, $EF = 4r_e$, $FG = r_e$, 其中 r_e 为喷管出口半径。 GF 为喷管出口平面, $ABHG$ 即为倒流区。

鉴于流场的轴对称性, 采用柱坐标进行网格划分。DSMC 方法要求网格长度大约为分子平均自由程的 $1/3$, 且同一网格内, 流动物理量变化小。本文采用了弹簧拉伸的思想, 以流场的密度梯度为标准进行网格划分。

· 碰撞模拟

碰撞模拟包括碰撞对的抽样及碰撞后仿真分子速度的计算。理论推导得到碰撞抽样几率为

$$P_c = \frac{(\sigma g)}{(\sigma g)_{\max}}$$

其中 P_c 为分子碰撞几率, σg 为分子碰撞截面 σ 与分子相对速率 g 的乘积, $(\sigma g)_{\max}$ 为每一网格内 σg 的最大值。 P_c 与 $[0, 1]$ 间的随机数 R 比较, 按照取舍法判断碰撞是否发生。这样保证了计算得到的碰撞频率与分子实际碰撞频率的一致性。

本文不考虑分子内能激发, 故分子间碰撞可视为完全弹性碰撞。碰撞后两分子的速度分别为

$$V_a = G + \frac{\mu_{ab}}{m_a} g \quad V_b = G - \frac{\mu_{ab}}{m_b} g$$

式中下标 a, b 分别表示分子 a , 分子 b ; 上标 “ ” 表示碰撞后的物理量; μ_{ab} 是碰撞对的兼并质量; G 是碰撞对的质量中心速度; $g = g \cdot n$ 是碰撞后分子 a 与 b 的相对速度; g 为碰撞前的相对速率, n 为碰

撞后相对速度的单位矢量。对于完全弹性碰撞， n 的可能方向呈各向同性分布。即 $n = (n_x, n_y, n_z)$ ，其中 $n_x = \cos\Psi_1$ ， $n_y = \sin\Psi_1\cos\Psi_2$ ， $n_z = \sin\Psi_1\sin\Psi_2$ ， Ψ_1, Ψ_2 为欧拉角。欧拉角 Ψ_1, Ψ_2 按照以下随机抽样方式得到： $\cos\Psi_1 = 2R_1 - 1$ ， $\Psi_2 = 2\pi R_2$ ，这里 R_1, R_2 均为在 $[0, 1]$ 上均匀分布的随机数。

· 权函数

由于高空羽流场内流场密度变化很大，为避免网格内仿真分子数目差别悬殊，致使统计涨落过大或浪费大量机时，在网格中设置权函数。在迁移运动中，如果分子运动至一个新网格，则应根据两网格权函数之比对仿真分子进行相应的复制和删除。

2.3 边界条件

计算区域中 AB, BC 视为真空边界，处理时认为无粒子进入。对于 CE 边，由于径向宏观速度很大，同时气体迅速膨胀，温度、密度迅速下降，导致径向宏观速度远大于分子热运动速度。在 DSMC 仿真时，也可近似认为无粒子进入。轴线 FE 按对称条件处理。 GF 为连续流入口边界。在每个时间步长内，需计算从 GF 边进入计算区域的仿真分子个数，并对仿真分子分别赋予所需要的物理量值。

3 计算条件

- | | |
|--------------------------------|-----------------------------|
| 出口半径 r_e : 2.375mm | 驻点温度: 1170K |
| 喷管面积比: 62.6mm ² | 驻点压强: 1.57×10^6 Pa |
| 出口马赫数: 5.78 | 燃气组分: 肼 |
| 燃气的粘性系数: 4.03×10^{-5} | 比热比: 1.37 |

入口边界 GF 处气体各物理量的值由喷管内流场的计算结果给出。喷管壁面视为绝热壁。

4 仿真结果

图 2、图 3 是计算区域内的温度及马赫数等值线图。上述等值线的趋势符合流动的物理规律。图 4、图 5 是 MN 上密度及温度的变化曲线。从中看出，离轴线较远时，气体密度迅速下降，同时， X 与 Y 方向的温度差距逐渐增大，表明气体处于热力学非平衡态；轴线附近各物理量梯度为 0，符合轴对称条件。图 6、图 7 是 PQ 边密度及速度变化曲线。图中表明，倒流区的质量密度比前向流区大约小五个数量级，证明该区域内连续介质假设早已不再成立；轴向速度为负，说明此区域流动为反向流动，符合倒流区的流场特征。由此可得结论：DSMC 方法能够正确描述喷管出口附近及倒流区羽流流场，在处理稀薄气体流动方面具有其它方法不可替代的优越性，更不是连续流所能描述的。

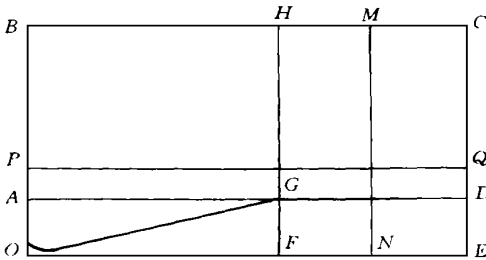


图 1 计算区域分区图

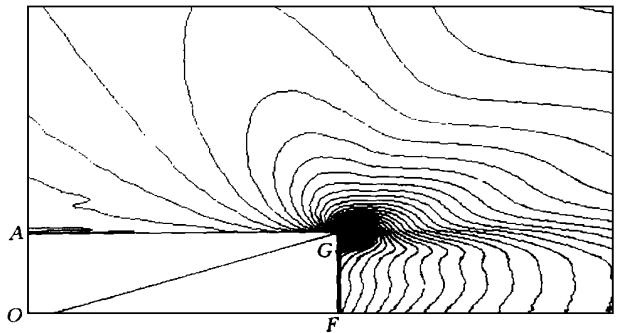


图 2 流场温度等值线

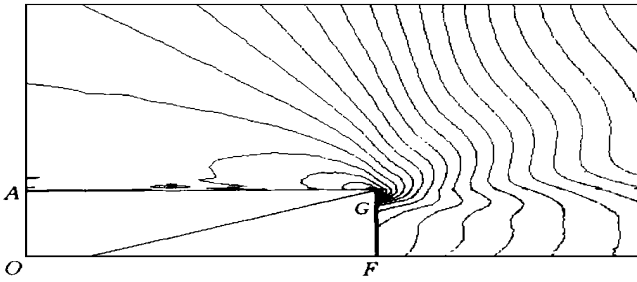


图3 流场马赫数等值线

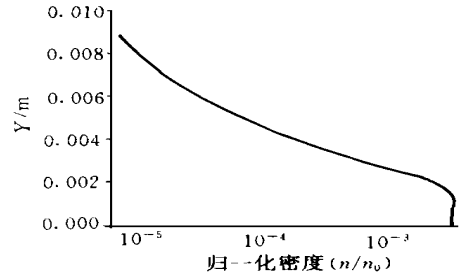


图4 MN 边密度分布曲线

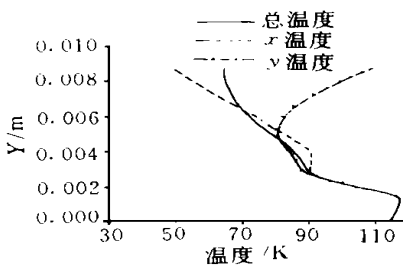


图5 MN 边温度变化曲线

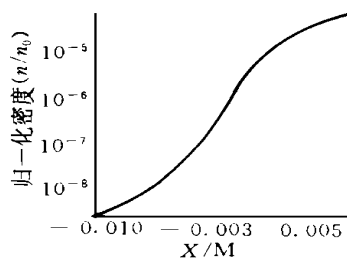


图6 PQ 边密度变化曲线

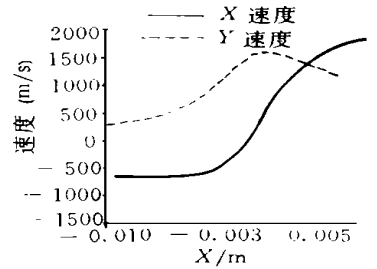


图7 PQ 边速度变化曲线

参考文献

- 1 Boyd I. Modeling of Satellite Control Thruster, thesis submitted for PhD. degree, University of Southamton, England, 1988
- 2 蔡国飙, 王慧玉等. 真空小喷管羽流场的 Monte Carlo 直接模拟, 推进技术, 1996, 18 (2)
- 3 泽尔道维奇. 激波和高温流体动力学现象物理学 (上册). 张树材译, 北京: 科学出版社, 1980
- 4 Bird G A. Molecular Gas Dynamics. Oxford Clarendon Press, 1976
- 5 McDonald J D, Baganoff Donald. Vectorization of partical simulation method for hypersonic rarefied flow, AIAA 88 ~ 2735
- 6 Doo Y C, Nelaon D A. Analysis of small bipropellant engine internal flows by DSMC method, AIA A 87 ~ 1548