

姿控发动机高空羽流撞击效应的 DSMC 方法研究^①

黄 琳 吴其芬 任 兵

(国防科技大学航天技术系, 长沙, 410073)

摘 要: 分析了姿控发动机高空羽流撞击效应的特点,应用 DSMC 方法数值求解了由于高空羽流撞击流场中的表面而产生的力及热效应,并与工程估算方法进行了比较。结果表明:DSMC 方法能够精确描述羽流撞击表面所产生的力及热效应,工程估算方法的应用则具有较大的局限性。

主题词: 姿控火箭发动机, 高空环境, 羽流, 撞击效应⁺, 数值仿真

分类号: V439.7

STUDY OF DSMC METHOD FOR EXHAUST PLUME IMPINGEMENT EFFECTS ON SPACECRAFT SURFACES

Huang Lin Wu Qifen Ren Bing

(Dept. of Aerospace Technology, National Univ. of Defence Technology, Changsha, 410073)

Abstract: The main character of high-altitude exhaust plume impingement effects was analyzed. The impingement effects were calculated using DSMC method for two typical surface positions and compared with that of engineering approximate method. The results show that DSMC method can accurately describe the force and heat load induced by plume impingement while engineering approximate method has limitations in its application.

Subject terms: Attitude control rocket engine, High altitude environment, Plume, Impingement effects⁺, Numerical simulation

1 引 言

姿控发动机在轨条件下,外界环境近似为真空,燃气将不受干扰地迅速膨胀,一部分燃气还将到达距喷管轴线超过90°的区域,形成倒流区。因此,飞行器表面不可避免地受到高空羽流的撞击作用,从而产生力的、热的及表面污染的效应。这些效应将引起飞行器的无控运动,导致推力效率降低和燃料的过度消耗;可能会损害飞行器携带的光电敏感元件。为此本文在对姿控发动机喷管内流场及真空羽流场数值模拟^[1,2]的基础上,运用 DSMC 方法数值求解了姿控发动机高空羽流撞击作用而产生的力及热效应,并与工程估算方法进行比较,得到了符合实际的计算结果。

2 高空羽流撞击效应的特点

高空羽流对飞行器表面的撞击可能出现在三种流态中。依据 Knudsen 数 $K_n = \lambda/l_{ref}$ (λ 为

^① 收稿日期: 1998-06-22, 修回日期: 1998-11-10

分子平均自由程, l_{ref} 可以取能反应撞击效应的某一特征长度) 划分: $K_n \gg 1$ 为自由分子流区; $K_n \approx 1$ 为过渡流区; $K_n \ll 1$ 为连续流区。不同流态中气体与固壁相互作用的机理及效果不同。连续流区, 气流撞击壁面后, 将在壁面附近产生激波和边界层。而自由分子流区, 分子间不存在相互碰撞, 气流与固壁的相互作用主要表现为单个分子对壁面的撞击作用。与空气动力学中通常遇到的物体绕流问题相比, 高空羽流对固壁表面的撞击作用有两个特点: (1) 来流是非均匀的, 有时甚至是非平衡流动; (2) 撞击仅发生在局部表面。

3 工程估算方法

现在广泛应用的计算羽流流场的简化模型是 Simons 模型及其改进型。流场中任意一点 (r, θ) 的密度表达式为: $\rho(r, \theta) / \rho^* = A_p (r^*/r)^2 f(\theta)$, 式中各物理量的意义见文献 [3]。

(1) 连续流区 ($K_n < 0.1$) 中, 压力计算采用修正的 Newton 公式 $C_p = (p_s - p_\infty) / (\rho u^2 / 2) = C_{p0} \cos^2 \alpha \approx [(\lambda + 3) / (\lambda + 1)] \cos^2 \alpha$ 。切应力 C_τ 及热流量 q 的计算公式见文献 [6]。此外, 文献 [4, 5] 还分别介绍了如下公式:

$$\frac{p_s}{p_{s,\text{ref}}} = \left(\frac{Z_N}{r^*} \right)^4 \cdot f(\theta) \cdot \frac{1}{2l}, \quad \frac{p_s}{p_0} \cdot \left(\frac{Z_N}{r^*} \right)^2 = C_p \cdot \sin^2 \alpha \cdot A_p \cdot \cos^{\frac{2}{\gamma-1}} \left[\frac{(\alpha + \theta)}{\theta_{\text{lim}}} \cdot \frac{\pi}{2} \right]$$

(2) 自由分子流区 ($K_n > 10$), 来流为自由分子流, 羽流撞击效应的计算存在精确的解析表达式。取相容系数 $\sigma_p = (p_i - p_r) / (p_i - p_w)$, $\sigma_\tau = (\tau_i - \tau_r) / \tau_i$, $\sigma_E = (E_i - E_R) / (E_i - E_w)$ 均为 1, 得到:

$$p_s = \frac{1}{2} \cdot \frac{\rho u^2}{s^2} \cdot \left[\left[\frac{1}{\sqrt{\pi}} s \cdot \sin \alpha + \frac{1}{2} \sqrt{\frac{T_w}{T}} \right] e^{-(s \cdot \sin \alpha)^2} + \left\{ \left[(s \cdot \sin \alpha)^2 + \frac{1}{2} \right] + \frac{1}{2} \sqrt{\frac{T_w}{T}} \cdot \pi (s \cdot \sin \alpha) \right\} \cdot [1 + \text{erf}(s \cdot \sin \alpha)] \right]$$

其中 $s = \frac{u}{\sqrt{2RT}} = \sqrt{\frac{\gamma}{2}} \cdot Ma$, 切应力及热流量的计算公式见文献 [7]。

(3) 在过渡流区, 一般采用将连续流区与自由分子流区的计算结果相关联的工程方法计算 C_p, C_τ 。表达式为: $\frac{C_p(K_{np}) - C_{p,c}}{C_{p,\text{FM}} - C_{p,c}} = f(K_{np})$, $\frac{C_\tau(K_{n\tau}) - C_{\tau,c}}{C_{\tau,\text{FM}} - C_{\tau,c}} = f(K_{n\tau})$ 。

下标“C”及“FM”分别表示连续流区及自由分子流区的值。 $f, K_{np}, K_{n\tau}$ 的表达式见文献 [6]。

4 DSMC 方法

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空气体流动。其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。由非定常向定常发展。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。若流场中存在固体表面, 则当分子碰撞到表面时, 通过对入射分子及反射分子的法向和切向动量及能量统计, 再对时间及空间求平均, 即可得到表面所受到的压力、剪切力及热流量。DSMC 方法的关键技术为:

(1) 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 $P = (\sigma g) / (\sigma g)_{\max}$, σg 为分子碰撞截面与分子相对速率的乘积, P 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 $V'_a = G + (\mu_{ab}/m_a) g$, $V'_b = G - (\mu_{ab}/m_b) g$ 。

(2) 权函数: 由于高空羽流场内密度变化很大, 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量, 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。

(3) 分子与壁面的相互作用模型: 分子碰撞到壁面后, 与壁面间进行动量和能量交换, 然后被反射。反射分子的速度服从形如方程 (1) 的 Maxwellian 分布。其中 T_r 为反射后气体的温度。定义调节因子 $\sigma = (T_i - T_r) / (T_i - T_w)$, 下标 i, r, w 分别表示入射、反射及壁面处的值。本文计算中取 $\sigma = 1$, 即认为气体对壁面是完全热适应的, 此时 $T_r = T_w$, 分子与壁面间的能量交换最大。分子与壁面碰撞后的速度按照方程 (1) 抽样即可, C 为气体分子的热运动速度。

$$f(C) = \left(\frac{m}{2\pi k T_r} \right)^{\frac{3}{2}} \cdot e^{-\frac{mC^2}{2kT_r}} \quad (1)$$

5 计算区域及边界条件

本文针对高空羽流撞击效应中最典型的两种情况分别进行了计算。图1是平板 AB 与喷管轴线垂直时的计算区域, 图2是平板 PQ 与喷管轴线平行时的计算区域。 O 为喷管出口截面的位置, $ABCD$ 为计算区域。其中 $OF = 60 r_e$, $OE = 3 r_e$, $\angle DOE = 51.7^\circ$, r_e 为喷管出口半径。图1中, AD , BC 视为真空边界, 处理时为无粒子进入; 轴线 EF 按对称条件处理, CD 为入口边界。在每个时间步长内, 需计算从 CD 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。图2中, DA , CB , AB 均为真空边界, CD 为入口边界, 处理方法同图1。计算所选发动机尺寸及工作状态为: 出口半径 $r_e = 2.38 \text{ mm}$, 驻点温度 $T_0 = 1\,170 \text{ K}$, 驻点压强 $p_0 = 1.57 \text{ MPa}$, 喷管面积比 $\epsilon = 60$, 燃气组分是肼分解产物。

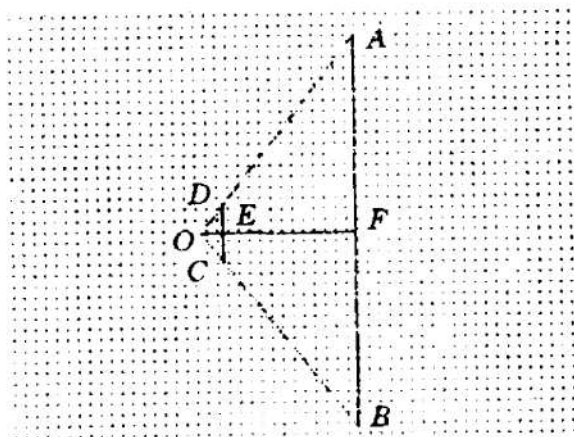


Fig. 1 Computation region for plate perpendicular to the axis

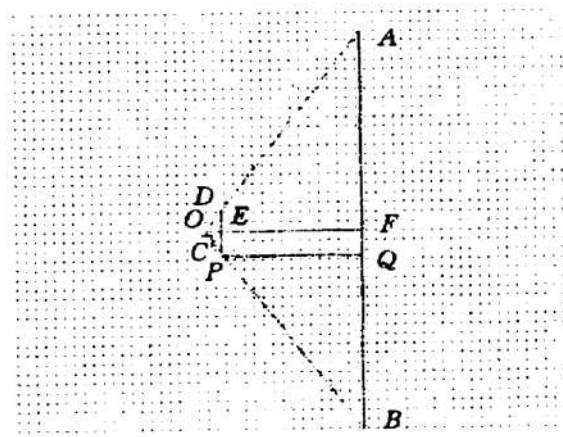


Fig. 2 Computation region for plate parallel to the axis

6 计算结果及分析

图3~图10是平板与喷管轴线垂直及平行时沿平板的 Knudsen 数、压强、切应力及热流量的分布曲线。从图3~6可以看出, 当平板与轴线垂直, DSMC 方法与工程估算方法得到的压强与切应力基本一致, 而热流量则有较大出入, 连续流区尤其如此。这说明连续流区热流量的工

程估算是非常粗糙的。从图7~10可以看出,当平板与轴线平行,自由分子流区 DSMC 方法与工程估算方法得到的压强、切应力及热流量基本一致,而连续流区及过渡流区二者差别较大,说明连续流区的工程估算方法不适用于来流与平板法线方向夹角较大的情况。从图8中还可看出,不同的工程估算方法之间也存在着显著差别。

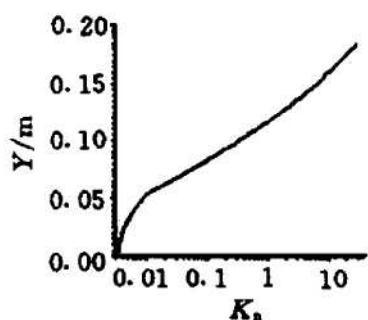
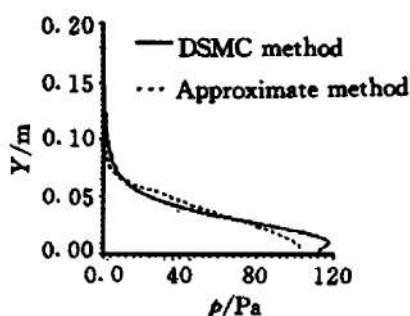
Fig. 3 K_n number along AB

Fig. 4 Pressure profile along AB

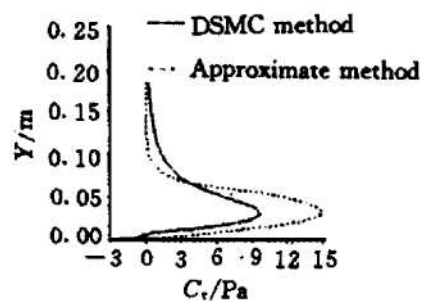


Fig. 5 Shear stress along AB

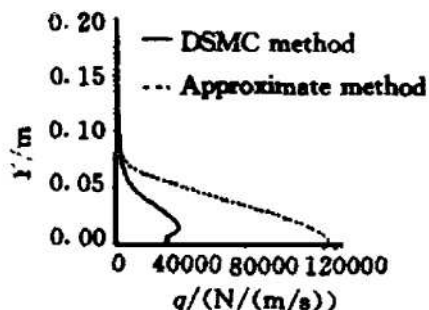


Fig. 6 Heat flux along AB

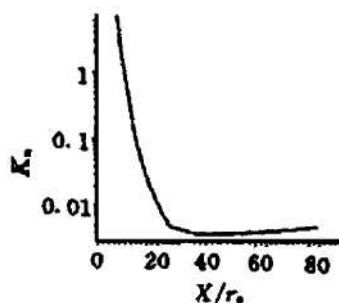
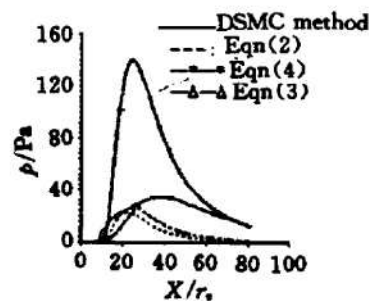
Fig. 7 K_n number along PQ

Fig. 8 Pressure profile along PQ

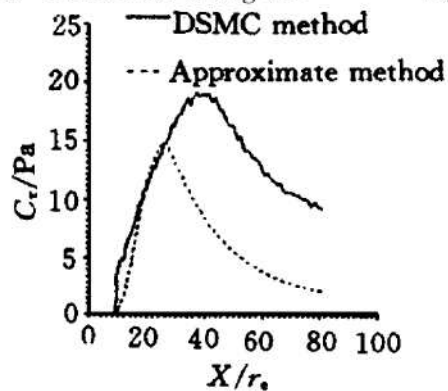


Fig. 9 Shear stress along PQ

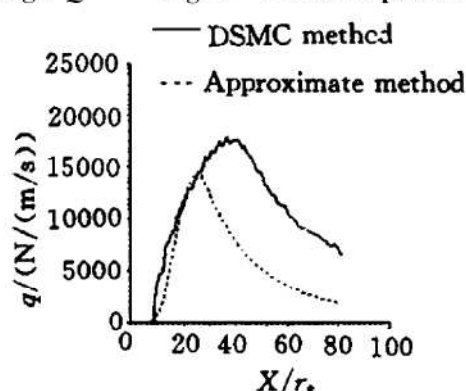


Fig. 10 Heat flux along PQ

参 考 文 献

- 1 黄琳, 郑忠华, 吴其芬. 姿控发动机喷管内流场及推力计算研究. 推进技术, 1998, 19 (6)
- 2 蔡国飙, 王慧玉, 庄逢甘. 真空羽流场的 N-S 和 DSMC 耦合数值模拟. 推进技术, 1998, 19 (4)
- 3 Simons G A. Effect of nozzle boundary layers on rocket exhaust plumes. AIAA J, 1972, 10 (11): 1534~1535
- 4 Lengrand J C. Underexpanded free jets and their interaction with adjacent surface. AIAA J, 1982, 20 (1): 27~28
- 5 Boettcher R D. A study of rocket exhaust plumes and impingement effects on spacecraft surfaces. DFVLR, IB 222-811981, A28
- 6 Legge H, Boettcher R D. Modelling control thruster plume flow and impingement. Proc 13th Int. Symp RGD, 1985: 983~992
- 7 Bird G A. Molecular gas dynamics. Clarendon Press, Oxford: 1976.