

跨大气层飞行器姿态控制相关三维稀薄气体流动的 Monte Carlo 模拟

刘宏立, 樊菁, 沈青

(中国科学院力学研究所高温气体动力学开放研究实验室, 北京, 100080)

[摘要] 本文利用直接模拟 Monte Carlo 位置元 (DSMC-PE) 方案模拟了跨大气层飞行器姿态控制相关的两个典型的稀薄气体流动, 真空轴对称射流冲击平板和楔形垂直相交平板稀薄气体绕流。真空轴对称射流在近平板表面的压力、剪应力和热流分布的计算结果, 与 Legge (1991) 和 Döring (1990) 的测量数据一致; 楔形垂直相交平板表面压力分布计算结果, 与 Allegre 和 Raffin (1992) 实验数据的比较, 也令人满意。上述计算表明, DSMC-PE 是处理航天领域稀薄气流的有力工具。

[关键词] 稀薄气体流动, 位置元方案, DSMC, 跨大气层飞行器姿态控制

0 引言

姿态控制是保证飞行器再入大气层时安全稳定性的关键问题。反作用控制系统 (Reaction Control System, 简称 RCS) 和气动控制面是跨大气层飞行器姿态控制常用手段。在高空, 由于空气稀薄、密度降低, 气动控制面失效, RCS 变得尤为重要。RCS 射流与外部来流相互作用, 使跨大气层飞行器周围流场变得非常复杂, 改变了飞行器表面的压力分布。为了达到预期姿态目的, 准确地预报改变后的表面压力分布成为飞行器设计普遍关心的问题。1990年, 美国和欧洲联合召开再入问题专题会议, 选择了8个典型问题作为数值模拟和实验的对象, 其中第5个问题为楔形垂直相交平板稀薄气体绕流, 就是以 RCS 为背景的。

数值模拟是预报射流与外部来流及平板间相互作用的常用手段。在求解过渡领域流动问题的诸多方法中, 目前只有 DSMC 方法^[1]是可以模拟这一领域三维真实气体流动的方法。本文利用依据 DSMC 位置元 (DSMC-PE) 方案^[2, 3]编制的名为 3R 的三维非平衡稀薄气流通用程序^[4], 模拟了真空轴对称火箭喷管射流垂直及倾斜冲击平板问题, 将平板表面的压力分布、剪切力分布和热流分布的模拟结果与 Legge (1991) 和 Döring (1990) 的测量数据进行比较, 计算结果与实验结果符合得很好; 同时本文模拟了楔形垂直相交平板稀薄气体绕流, 并与 Allegre 和 Raffin (1992) 的实验数据比较, 结果也令人满意。以上计算证明, DSMC-PE 是处理航天领域稀薄气流的有力工具。

1 DSMC 位置元方案^[2, 3]

直接模拟蒙特卡罗 (DSMC) 方法^[1]是在计算机中追踪大量模拟分子的运动、碰撞、内能变化及与壁面的相互作用等等, 这些模拟分子的位置坐标、速度分量以及内能都存贮在计算机中, 并且因分子的运动、分子与边界的碰撞以及分子之间的碰撞而随时间不断地改变。模拟过程中时间参数与真实流动中的物理时间等同, 所有的计算都是非定常的, 定常流状态可以作为非定常流的一个长时间的状态而得到。

网格方案是决定该方法模拟结果的有效性和精确性的重要因素。Bird 提出的位置元算法^[5, 6]与无结构网格算法^[7]相比较, 追踪分子的效率要高得多, 但是往往不能准确地反映物体表面的真实情况。90 年代初期, 我们发展了新的位置元方案^[2, 3], 建立了与该方案相适应的分子与物面碰撞确定论判据^[8]和表面元自动标识方法^[9], 编制了取名为 3R 的三维非平衡稀薄气流通用程序^[4], 该方案追踪分子的效率与 Bird 位置元算法相当, 同时使用无结构网格细致描述物体表面, 保证了计算结果的高精度。目前, 我们已经使用 3R 通用程序成功模拟了多种高速稀薄气流^[2, 4, 8-10]。

2 真空轴对称射流冲击平板

在真空环境中, 火箭喷流将快速膨胀, 形成一个影响范围广大的羽流场。了解这类羽流场的气动特性, 特别是它对飞行器表面的作用力, 是实现飞行器姿态稀薄气体操纵控制的基础。本文考虑真空环境下轴对称射流与附近平板的相互作用, 图 1 给出了问题的示意图, 其中 L 代表喷嘴出口中心到平板的距离, x 代表从喷嘴中心在平板上的投影沿 x 轴正向所量取的距离, β 代表入射角, r^* 为喷嘴出口半径。

Legge^[11]和 Döring^[12]实验研究了真空轴对称射流与附近平板的相互作用, 并分别测量了射流在平板表面的压力、剪切力和热流分布。实验中, 气体为氮气, $r^* = 1\text{ mm}$, $L = 40\text{ mm}$, 喷口总压 $p_0 = 1000\text{ Pa}$, 总温 $T_0 = 300\text{ K}$, 喷口流速等于当地声速, 平板表面温度 $T_w = 300\text{ K}$ 。在 Legge 实验中, 真空腔背压 $p_b = 0.045\text{ Pa}$, 在 Döring 实验中, 背景压力 $p_b = 0.090\text{ Pa}$ 。

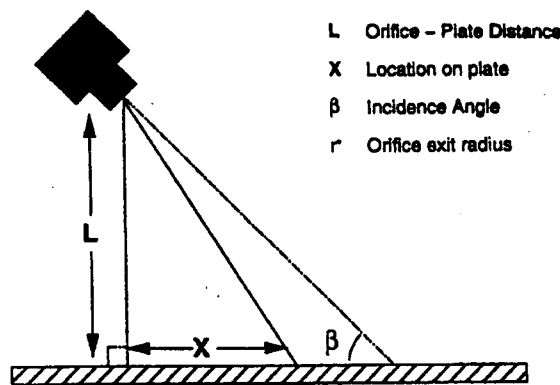


图 1 真空轴对称射流与附近平板相互作用示意图

Fig. 1 Schematic of flat-plate impingement

利用声速喷管条件（即出口 Mach 数 $M_E = 1$ ）和等熵关系可以求出喷管出口条件：温度 $T_E = 252.2\text{K}$ ，出口压力 $p_E = 528.3\text{Pa}$ ，出口速度 $V_E = 323\text{m/s}$ 。

计算区域为 $40 \times 120 \times 120 \text{ mm}^3$ 的长方体，它被划分为 $80 \times 120 \times 120$ 个位置元。在计算到达稳态后，时间步长取为 1×10^{-6} 秒，启动模拟软件采样子程序，通过模拟分子微观量的统计平均，求出宏观流场和平板表面的压力、剪应力和热流。

图 2 比较了 $\beta = 90^\circ$ 和 $\beta = 45^\circ$ 时羽流的密度、温度和喷管轴线方向的速度等值线的 DSMC 位置元计算结果。可以看到， $\beta = 90^\circ$ 的流场是对称的， $\beta = 45^\circ$ 的流场向右偏斜。由于真空环境，气流膨胀迅速，密度下降很快，例如，沿平板方向离开喷管轴线大约 $2.5L$ 的地方，流场密度只有喷管出口密度 ρ_E 的万分之一左右。由于平板的存在，羽流场在快速膨胀后，开始压缩，直至平板表面滞止下来，这个过程清晰地反映在温度和喷管轴线方向速度等值线分布中。由于膨胀，沿着喷管轴线方向，温度减小、速度增大，膨胀气流遇到平板后反射，压缩作用使得温度得到恢复，速度逐步减小。

图 3、4 分别给出了 $\beta = 90^\circ$ 和 $\beta = 45^\circ$ 时，轴对称喷流膨胀羽流场对平板表面作用力的 DSMC 位置元模拟结果与 Legge 的压力和剪应力测量数据及 Döring 的热流测量数据的比较，图中无量纲压力和剪应力的定义为

$$\hat{p} = (p/p_0) \left(L/r^* \right)^2 \quad (3)$$

$$\hat{\tau} = (\tau/p_0) \left(L/r^* \right)^2 \quad (4)$$

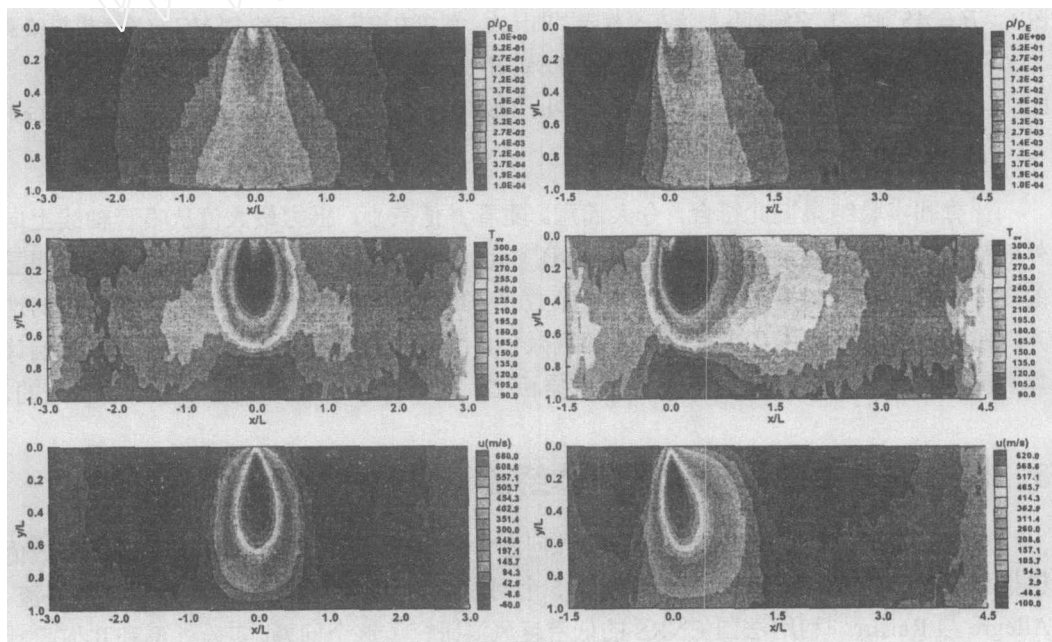


图 2 DSMC 位置元方法给出的真空轴对称射流场。左： $\beta = 90^\circ$ ；右： $\beta = 45^\circ$ ；上：密度；中：温度；下：喷管轴线方向速度。

Fig. 2 The flow character of the axisymmetric jet into vacuum by DSMC. Left: $\beta = 90^\circ$; right: $\beta = 45^\circ$; top: density; mid: temperature; underside: velocity along the axis of nozzle.

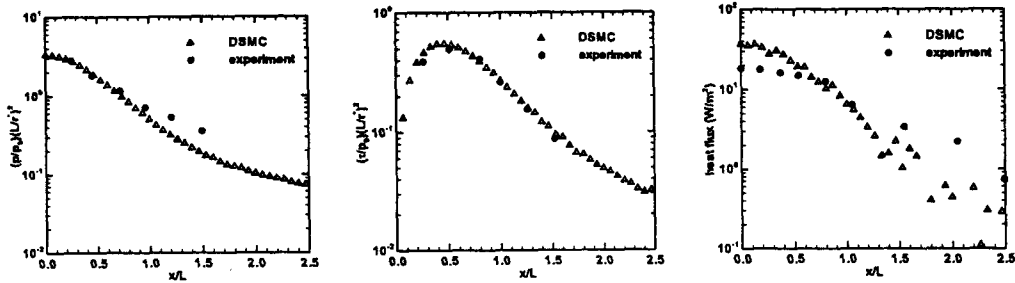


图3 $\beta = 90^\circ$ 时, 真空轴对称射流在平板表面的压力、剪切力和热流分布的 DSMC 位置元模拟结果与测量数据的比较。左: 压力; 中: 剪切力; 右: 热流。

Fig. 3 Comparison between results calculated by DSMC-PE and that measured at $\beta = 90^\circ$. Left: pressures; mid: shear stress; right: heat flux.

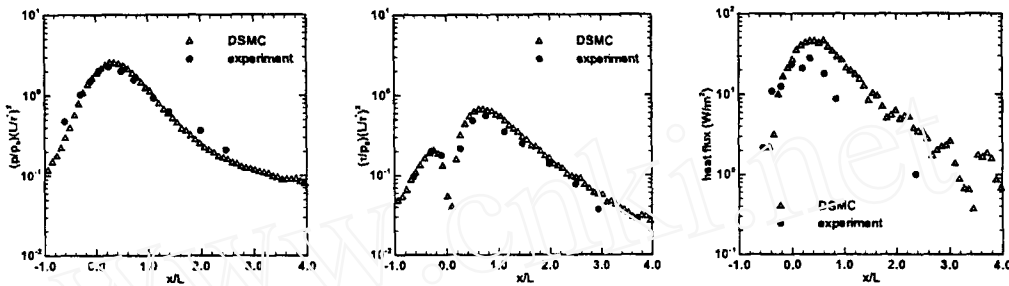


图4 $\beta = 45^\circ$ 时, 真空轴对称射流在平板表面的压力、剪切力和热流分布的 DSMC 位置元模拟结果与测量数据的比较。左: 压力; 中: 剪切力; 右: 热流。

Fig. 4 Comparison between results calculated by DSMC-PE and that measured at $\beta = 45^\circ$. Left: pressures; mid: shear stress; right: heat flux.

计算和实验结果彼此符合, 令人满意。随着 β 值减小, 压力最大值从喷管轴线上向外偏移, 剪应力的最大值, 即使当 $\beta = 90^\circ$, 也偏离喷管轴线。热流计算结果存在明显的统计涨落, 涨落与撞击平板模拟分子个数 N_s 的平方根成反比, 在远离喷管轴线的地方, 羽流场密度下降了几个量级, N_s 相应减小, 涨落更为严重。不过, 涨落尚不影响计算热流分布趋势, 它们与 Döring 实验数据相比, 细节上有些差别, 变化特点是一致的。

3 楔形垂直相交平板稀薄气体绕流

1990 年, 美国和欧洲联合召开了再入问题专题会议, 选择了 8 个典型问题作为数值模拟和实验的对象, 以 RCS 为背景的第 5 个问题就是楔形垂直相交平板稀薄气体绕流。Allegre 与 Raffin^[13] 利用法国 CNRS 的低密度风洞研究了这个问题, 实验外形和几何尺寸如图 5, 平板有一定厚度, 前缘为楔形, 来流密度 ρ_∞ 、温度 T_∞ 和速度 U_∞ 分别 $1.7 \times 10^{-5} \text{ kg/m}^3$, 13.3 K 和 1502 m/s , 对应的来流 Mach 数和 Reynolds 数分别为 20.2 和 285 cm^{-1} 。实验测量了站位 A-I 上的表面压力分布, 其中站位 A 沿 x 方向, 站位 B-E

沿 z 方向，站位 F-I 沿 y 方向。

为了便于与测量数据比较，计算在实验条件下进行。计算域为 $270 \times 130 \times 120 \text{ mm}^3$ 的长方体区域，划分为 $130 \times 60 \times 60$ 个位置元。时间步长为 1×10^{-6} 秒，计算达到定常后，启动位置元程序中的采样子程序，通过模拟分子微观量的统计平均求出宏观流场和楔形表面压力分布。

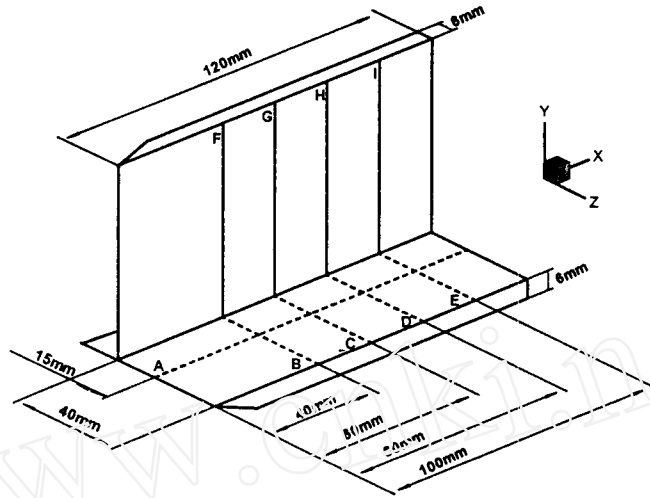


图 5 楔形垂直相交平板外形几何尺寸。

Fig. 5 Overall dimensions for perpendicularly interacting wedge-plates.

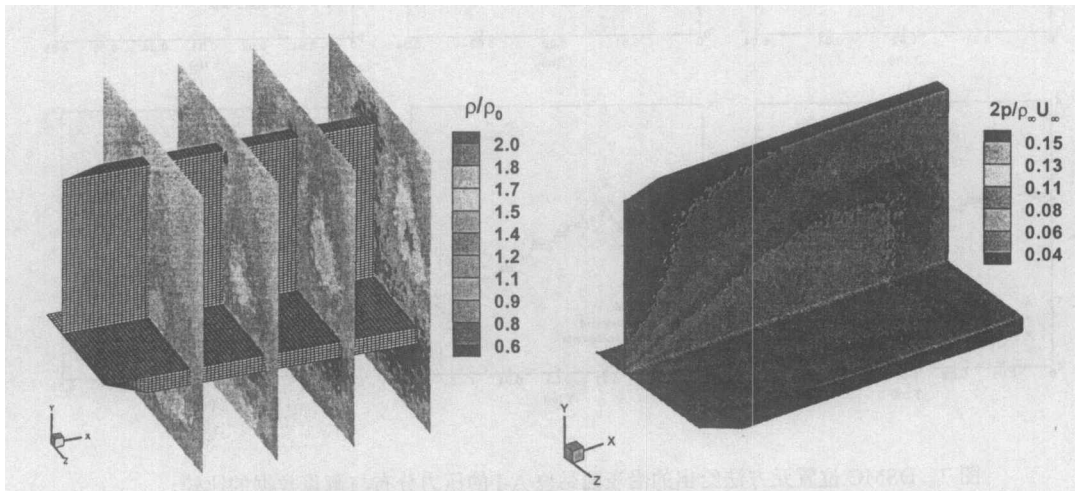


图 6 DSMC 位置元方法给出的楔形垂直相交平板模拟结果。左：密度场；右：表面压力分布。

Fig. 6 The numerical results for perpendicularly interacting wedge-plates by DSMC-PE. Left: density contours; right: surface pressures.

图6是DSMC位置元程序给出的楔形垂直相交平面三维稀薄气体绕流场沿 x 方向不同截面密度等值线分布及表面压力分布。可以看出,在两个平板相交的角部,来流速度受到最大阻滞,使得气体密度增大,并沿 y 和 z 两个方向向外扩散。压力分布关于两个平板交线对称,沿 x 方向压力由于压缩先升高,后膨胀下降。

图7比较了站位 A-I 表面压力分布的 DSMC 位置元结果与 Allegre 和 Raffin 的测量数据,其中蓝圆点是 Tarabini 等^[14]利用 Potter 与 Blanchard^[15]建议的测压孔校正方法,修正红方块的实验原始数据得到的。计算结果与原始实验数据趋势一致,细节上有些差别,计算结果与修正后的实验数据,不仅趋势一致,细节也更加符合。

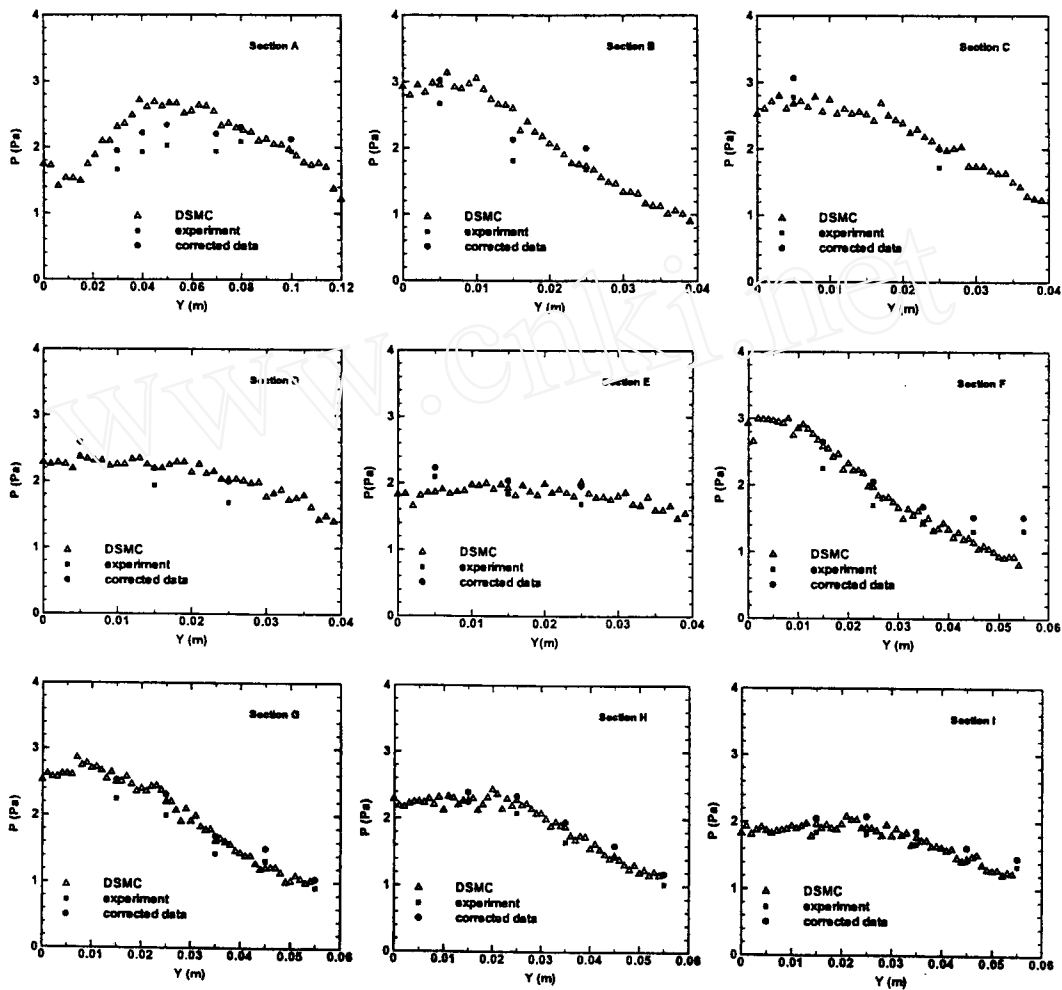


图7 DSMC 位置元方法给出的沿表面站位 A-I 的压力分布与测量数据的比较。

Fig. 7 Comparison of computed surface pressures by DSMC-PE and measured wall pressures on sections A-I.

4 结论

本文利用 DSMC 位置元方法 3R 通用程序, 对跨大气层飞行器姿态控制相关的关键问题, 即真空火箭喷流与物面相互作用问题和多物面稀薄气体绕流相互干扰问题, 进行了研究。分别模拟了真空轴对称射流与附近平板的相互作用, 以及国际上研究稀薄气体操纵控制特性的标准问题——楔形垂直相交平板稀薄气体绕流, 计算结果与已有的实验数据比较令人满意, 计算得到的流场细致反映了真空环境下射流膨胀过程、与物面相互作用特点以及相交物面之间的相互扰动方式。这对于深入理解稀薄气体操纵特性机理有重要意义, 也为跨大气层飞行器实际外形稀薄气动操纵特性的统计模拟奠定了基础。

[参 考 文 献]

- [1] Bird GA. Molecular Gas Dynamics and the Direct Simulation of Gas Flows. Clarendon Press, Oxford, 1994.
- [2] 沈青, 樊菁, 胡振华, 徐晓燕, 过渡领域三维绕流直接统计模拟的新算法. 空气动力学学报, 1996, 14: 467
- [3] Shen C, Fan J, Hu ZH, Xu XY. A new version of position element algorithm of DSMC calculation of three-dimensional transitional flows. Rarefied Gas Dynamics, edited by C. Shen, 1997: 162
- [4] 樊菁, 沈青, DSMC 方法过渡区三维气动力热计算通用软件. 363 技术总结报告, 1998.
- [5] Bird GA. Application of the DSMC method to the full shuttle geometry. AIAA paper 90-1692, 1990
- [6] Bird GA. AIAA Paper 90-0147, 1990
- [7] Dietrich S, Boyd ID. Scalar and Parallel Optimized Implementation of the Direct Simulation Monte Carlo Method. Journal of Computational Physics, 1996, 126: 328
- [8] 樊菁, 刘宏立, 沈青, 陈黎明, 直接统计模拟位置元算法中的分子表面反射的确定论判据. 空气动力学学报, 2000, 18: 180
- [9] Liu HL, Fan J, Shen C. Validation of a hybrid grid scheme of DSMC in simulating three-dimensional transitional flows. Proceedings of the 23rd International Symposium on Rarefied Gas Dynamics, Whistler, July 20-25, 2002.
- [10] 刘宏立, 樊菁. 跨大气层飞行器稀薄气体操纵特性研究. 中国国防科学技术报告, 2003.
- [11] Legge H. Plume Impingement Forces on Inclined Flat Plates. Rarefied Gas Dynamics 17, ed. by Alfred E. Beylich, 1991: 955
- [12] Döring S. Experimental Plume Impingement Heat Transfer on Inclined Flat Plates. DLR, German Aerospace Research Center, TRIB 222-90 A 36, Germany, 1990
- [13] Allegre J, Raffin M. Experimental Study on Control-Jet/Corner-Flow Interaction. SESSIA, 1759/92.1133, Meudon, France, Nov. 1992.
- [14] Tartabini PV, Wilmoth RG, Rault FG (1995) Direct simulation Monte Carlo calculation of a jet interaction experiment. Journal of Spacecraft and Rockets, 32: 75
- [15] Potter JL, Blandchard RC. Thermomolecular Effect on Pressure Measurements with Orifices in Transitional Flow. Rarefied Gas Dynamics 17, ed. by Alfred E. Beylich, 1991: 1459

MONTE CARLO SIMULATION OF THREE-DIMENSIONAL RAREFIED GAS FLOWS ON TRANS-ATMOSPHERE VEHICLES ATTITUDE CONTROL

LIU Hong-Li, FAN Jing, SHEN Ching

(*Laboratory for High Temperature Gas Dynamics Institute of Mechanics,*

Chinese Academy of Sciences, Beijing 100080, China)

[Abstract] This article investigates several typical flows on trans-atmosphere vehicles attitude control, namely axisymmetric jets into vacuum impacting on a flat plate, and rarefied gas flows past perpendicularly interacting wedge-plates, using our position element algorithm of the direct simulation Monte Carlo (DSMC-PE) method. The calculated pressure, shear stress and heat flux distributions over the plate surface in the axisymmetric jet into vacuum are agreement with measured data by Legge (1990) and Döring (1990), respectively; comparison of the calculated surface pressure distribution over the perpendicularly interacting wedge-plate against Allegretti & Raffin's experimental data (1992) is satisfactory. These calculations show that DSMC-PE is a powerful tool to analyze rarefied gas flows in the aerospace context.

[Key words] rarefied gas flows, position element algorithm, DSMC, trans-atmosphere vehicles attitude control