

航天飞行中的稀薄气体动力学^{*}

沈 青

中国科学院力学所, 北京 100080

摘要 飞船、宇航探测器、航天飞机等复杂外形航天器给气体动力学, 包括稀薄气体动力学提出了新的要求。本文简要介绍了为计算过渡领域中气动力与热而发展的基于位置元概念的 DSMC 方法的通用算法。该方法解决了计算物面通量量的技术难点并已用于模拟圆球、飞船、类航天飞机的绕流。正在进行的航天实践, 如麦哲伦飞船对金星的探测、行星大气中的气动制动、伽利略飞船的木星之行、尾屏蔽在太空中获得高真空的实验等等提出了新的气动问题, 稀薄气体动力学和 DSMC 方法是有力的工具。

关键词 稀薄气体动力学; DSMC 方法; 航天飞行; 气动制动; 尾屏蔽装置

中图分类号 V211.1

0 引 言

对于航天飞行来说, 了解飞行器在过渡领域所受的气动力和气动热有着愈发重要的意义。DSMC 方法^[1]已被证明是在此领域中预言气动力、热的有力工具。我们最近发展了基于位置元概念的 DSMC 算法的新方案, 解决了计算物面通量量如热流、压力的难点问题^[2,3]。方法已用来求解圆球、飞船、类航天飞机等外形的气动力、热问题。本文首先对于这一方法做一简要介绍。接着, 介绍近期国外的一些航天活动, 包括麦哲伦飞船对金星的探索, 行星大气中的气动制动, 伽利略飞船的木星之行, 利用尾屏蔽装置在太空中获取高真空的实验等等。我们认为, 气动制动和获取高真空是我们应注意的技术, 其中会遇到新的气动问题, 而稀薄气体动力学及 DSMC 方法则是有力的工具。

1 DSMC 位置元算法的一种新方案

求解过渡领域中复杂外形的绕流问题, 可以用针对具体外形的个别 DSMC 程序, 但这样做费时而且需分别调试。Bird 发展了基于位置元概念的通用程序, 并用来求解了发动机尾流和航天飞机附近的流场^[4,5]。模拟所得升阻比与飞行数据相符, 证明了该方法的價值, 但没有解决表面上通量特征量的计算问题。我们采用位置元的概念, 为解决表面分布的通量特征量, 如压力、热流的计算问题, 提出了分子在表面反射的几率判据。其基础是计算出物体在每个位置元上所张的面元 ΔS 面积。无论所研究的外形是由解析式或由离散数据给出, 均求出物体表面与表面位置元立方体的所有棱线的交点, 而物体表面在表

* 国家自然科学基金资助项目

收稿日期: 1997-04-21

面元上所张的面积 ΔS 用构成立方体上所张的面的几个三角形面积之和来表征。确定 ΔS 是计算表面通量特征量所必需的,同时也用来做为分子究竟在哪一表面上反射的基础。在发现一个分子与一表面元相遇后,并不立即确定分子就在其上反射,而是考察分子前进路程上所有的表面元,分子在某一表面元上反射的几率正比于该表面元的 ΔS_i :

$$P_i = \Delta S_i / \sum_{k=1}^N \Delta S_k, \quad i = 1, \dots, N \quad (1)$$

当用较粗的网格时,将这一判据加以改变以估计分子掠过可能性。当在分子运动前方有外部位置元,或当 $\mathbf{n} \cdot \mathbf{e}_v$ 符号由负变正时(\mathbf{n} :表面单位法向量, \mathbf{e}_v :单位来流分子速度向量),分子有掠过表面的可能性。应用如下判据:分子在第一次碰到的表面元反射的几率为:

$$P_1 = \Delta S_{1,proj} / \Delta A_{proj} \quad (2)$$

其中 ΔA_{proj} 是位置元立方体在分子速度方向上的投影面积, $\Delta S_{1,proj}$ 是 ΔS_1 在同一方向上的投影面积。 $\Delta S_{1,proj} = -\Delta S_1 \cdot \mathbf{n} \cdot \mathbf{e}_v$, ΔA_{proj} :位置元三个侧面的投影和

$$\Delta A_{proj} = \frac{|v_x| + |v_y| + |v_z|}{v} \Delta l^2 \quad (3)$$

Δl 是位置元边长。分子在前 $i-1$ 个表面元不反射而在第 i 个元上反射的几率是

$$P_i = \Delta S_{i,proj} / (\Delta A_{proj} - \sum_{k=1}^{i-1} \Delta S_{k,proj}) \quad (4)$$

这一判据仅对一维情况是正确的,一般情况仅是一种近似,但它允许分子掠过表面,这对于 Δl 不是太小时是很重要的,因而是实际而有效的。

为了分辨出在一时间步长 Δt 从物面反射的分子走过的很短的路途 $v_w \Delta t$,看来至少将其分为 5 个步长 $v_w \Delta t \sim 5 \Delta l$ 。为了捕捉激波结构,分子在激波过渡区在 Δt 内走过的路程 $v_i \Delta t$ 应小于激波过渡带的厚度 $v_i \Delta t < d_i \sim 10 \lambda_\infty$ 。这两个要求合并成为

$$\Delta l < 2 \lambda_\infty / (v_i / v_w) \quad (5)$$

或者
$$\Delta l < \lambda_\infty / 5, \text{ 对于 } v_i \sim 10 v_w \quad (6)$$

这对于高超声速流和不太热的壁是典型的估值。(6)的要求太苛刻,尤其对于小 K_n 数情况。故方法中用实数来记录分子位置。位置元像素网格只用来定义飞船的形状,记录下来元素的 ΔS 和表面法向的方向余弦。

在我们的方案中,网格由网格元素构成,后者由 $n \times n \times n$ 个位置元构成(算例中用 $n=2$)。碰撞对从同一网格中选取,但要满足其间距要小于一定值的条件,这样实行起来容易,但要付出计算时间长的代价。采取了一种网格自适应技术。新的网格元不断向正在构筑的网格增添至网格包括有平均网格分子数。构筑网格的优先方向在最小密度梯度方向。

方法用来求解了圆球、飞船和类航天飞机等的气动力、热问题。做为例子给出了机身长度为 0.29m 的类 Hermes 航天飞机的计算结果。来流条件为 85km 高程下, $T_\infty = 181\text{K}$, $\rho_\infty = 7.96 \times 10^{-6} \text{kg/m}^3$, 平均分子量 28.96g/mol, $v_\infty = 7.5 \text{km/s}$, $T_w = 350\text{K}$, 攻角为 20° 。模拟区划分为 $128 \times 128 \times 128$ 的位置元,飞船外形布置在 $73 \times 17 \times 46$ 个位置元的区域内, $\Delta l = 0.004\text{m}$ 。模拟中用了 175000 个模拟分子和 35000 个网格。

图 1,2 给出 $x=0.285$ 位置上的等密度和等温度线。图 3,4 给出飞船对称线上迎风面和背风面上的压力和热流分布。

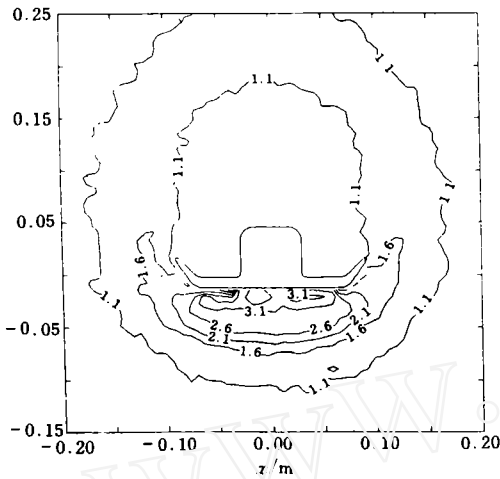


图 1 航天飞机模型周围等密度线(单位: ρ_∞)
 $x=0.285\text{m}, H=85\text{km}, \alpha=20^\circ$

Fig. 1 Isopyclics around space plane model at $x=0.285\text{m}, H=85\text{km},$ incidence angle 20° in the unit of ρ_∞

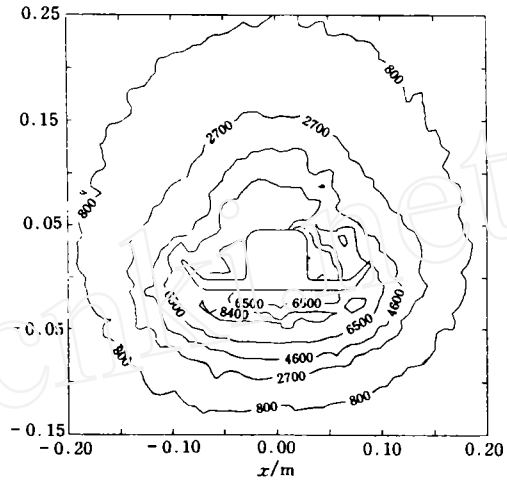


图 2 航天飞机模型周围等温线(单位:K)
 $x=0.285\text{m}, H=85\text{km}, \alpha=20^\circ$

Fig. 2 Isothermals of around space plane model at $x=0.285\text{m}, H=85\text{km},$ incidence angle 20° , in the unit of K

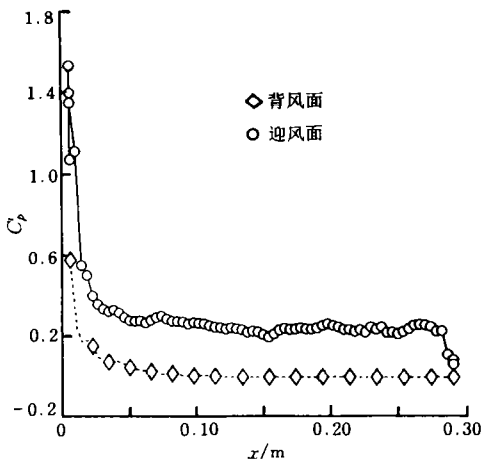


图 3 飞行器对称平面上的压力分布,
 $C_p = 2p_i / \rho_\infty U_\infty^2, H=85\text{km}, \alpha=20^\circ$

Fig. 3 Pressure distribution in the symmetric plane of the vehicle. $C_p = 2p_i / \rho_\infty U_\infty^2,$ $H=85\text{km},$ incidence angle 20°

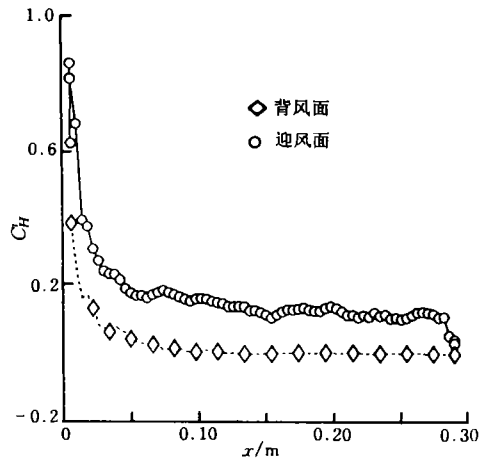


图 4 飞行器对称平面上的热流分布,
 $C_H = 2q_i / \rho_\infty U_\infty^3, H=85\text{km}, \alpha=20^\circ$

Fig. 4 Heat flux distribution in the symmetric plane of the vehicle. $C_H = 2q_i / \rho_\infty U_\infty^3,$ $H=85\text{km},$ incidence $\alpha=20^\circ$

2 一些近期国外航天活动及其中的气动问题

目前世界上航天活动十分活跃。1995 年 6 月 29 日“阿特兰蒂斯”号航天飞机与“和

平”号空间站对接,这是正式建设国际空间站前(1997年11月)的7次对接的第一次。国际空间站计划除美、俄外,欧洲航天局、日本、加拿大也将参加。欧洲航天局已落实经费,日本已用H-2发射了回收空间平台。月球上氦3的发现更促进人类重返月球的计划加紧进行。我们这里介绍另外一些国际航天活动。

(1) 麦哲伦的金星之行

麦哲伦(Magellan)飞船是1990年8月10日进入绕金星椭圆轨道($e=0.392$)的宇航飞行器^[6]。以243天为一研究周期,前三周期利用合成小孔雷达测绘了金星97%的表面。第4周期得到了金星赤道附近的360°全经度的高分辨率引力数据。从1993年5月25日起经过70天(730圈)的气动制动,将轨道远重心点从8500km降到541km,偏心率改变得近似为1,而没有动用大的推进消耗。从近似为圆的轨道上所得的引力数据要精确和重要得多,证明了成功的气动制动的效益。

麦哲伦飞船原来不是设计用来进行大气制动的,所以要采用小气动力的多次进入最低点的办法,每次改变速度2m/s,最终达到速度差1200m/s的目标。同时要精确了解热适应以做热控制的估算以及气动力的计算。

热适应的测量^[7]采用了一个简单的模型。起制动作用的太阳能电池板的两侧的受热由气动热(正比于 A_c ,热适应系数)、太阳能流、辐射和热传导间的平衡所决定。所得到的 A_c 从0.64变化到0.90,显得与局地太阳时间(LST)相关,而后者是随着轨道圈数而增加的。一个解释是没有考虑来自金星的热流和漫反射,另一个可能是热适应系数真的因为表面的不断“风化”而增加。原子氧的剥蚀的确使阳光吸收率由0.32减小到0.16。另有较复杂的模型给出的最佳拟合值为 $A_c=0.63$ 。 A_c 意想不到的大变化是因模型不全面,还是反映了粒子撞击引起了表面变化,是一个需要进一步研究的问题。

对麦哲伦飞船在金星大气高度136~140km,速度8.6km/s的条件下进行了DSMC模拟(如[8]等),发现分子碰撞效应是使气动力、热比自由分子流值降低约7%~10%。如将麦哲伦飞船的太阳能板向相反方向倾斜构成一种“风车”的形状,气动矩将改变飞船姿态,控制系统则保持飞船的姿态并给出所受气动力的量度。由于升力与法向和切向动量适应系数之值有强的依赖而阻力则不敏感,这是一个通过测量飞船扭矩得到动量传递系数的机会^[9]。

(2) 进入行星大气的气动制动

人类踏上月球迄今已过了四分之一世纪,宇航界在讨论着重返月球和载人的火星之行(最早可能在2016年)的问题。这些载人航行的实现都应在新的技术水平上,以较低的成本进行。从降低起飞重量的角度考虑,利用行星大气进行气动制动就是非常有利的中段。从月球返回以及在火星降落和从火星返回均可利用气动制动。事实上,在阿波罗飞船和航天飞机上均利用了气动制动。而在HITEN(进入地球大气)^[10]和麦哲伦飞船(进入金星大气)上进行了有效的应用和实验,并探讨了火星旅行飞船(MEV)进入二氧化碳大气的气动制动问题^[11]。

对HITEN飞船进行的气动制动实验对导航与控制、操作可行性及气动制动过程中的气动力、热环境均进行了研究。再入地球的速度为11km/s,两次通过近地点的高度为125和120km,相应的 K_n 数为3.9和2.1。理论计算与飞行数据表明,气动力的结果相符

而气动热在两者之间有差距。究其原因,一是计算未计及氧原子在表面的复合,二是热流计的校准问题。

火星旅行飞船(Mars Excursion Vehicle, MEV)是升阻比可达1到1.6的三角翼状的飞船,将用来在火星上降落,利用火星大气产生的阻力减速。MEV从椭圆停靠轨道下降,约在100km高度进入大气,并沿着通过路程极大的轨道到达火星表面。流动领域包括从自由分子流到连续流的广阔范围,从高超声速到亚声速。利用高升阻比的气动闸,驻点传热率将为 $15\text{W}/\text{cm}^2$,比不考虑高升阻比的气动俘获的高热流 $80\text{W}/\text{cm}^2$ (其中 $2/3$ 为辐射传热)要降低很多。准确估算飞船所受压力、力矩和热流与温度将是十分重要的。

(3) 伽利略在木星大气中的烧蚀

伽利略飞船是NASA1989年发射的航天器,预计经6年后到达木星,以研究其大气、卫星和周围磁层。当其进入木星的氢氦大气层时,相对速度达到 $48\text{km}/\text{s}$ 。进入木星大气的动能大都将在30s内耗散掉。飞船用碳酚醛为防热层材料。在如此高的再入速度下,甚至在稀薄条件下,防热层将发生热解并由表面向流动中喷射气体。对飞船气动力的DSMC模拟^[12]要与碳化烧蚀材料热响应与烧蚀(CMA)程序^[13]联系起来。从飞船前方发出的热解粒子本身的动量作用趋于使阻力增加,而它们对于来流的影响显然是减少入射到表面的动量从而使阻力减小。 $Re_\infty=103$ 时,阻力增加,说明前一效应显著。在更高的来流密度和热解喷射时,传热与阻力均减小,说明飞船前的分子碰撞显出其阻挡作用。

(4) 尾屏蔽装置—太空真空实验室

利用太空进行材料加工是太空研究商业前景的主要课题,迄今主要进行的是利用微重力环境的探索。其实,太空还提供了高质量的高真空环境,这对于材料加工尤其是薄膜生长亦十分关键。晶体外延生长技术主要在地面高真空设备上进行,但近地轨道空间高真空获得的可能性也值得注意。

尾屏蔽装置(Wake Shield Facility, WSF)^[14]是约4m直径的盘状结构,由航天飞机释放,其尾迹区中安放分子束晶体外延生长器。它以比轨道上分子热速度大得多的速度扫过空间而形成锥形的高真空尾迹。理论上真空可达约 10^{-14}Pa 。而当真空室中没有其它活动时,最好的地面真空系统约能达到约 10^{-11}Pa 到约 10^{-12}Pa 。

尾屏蔽装置于1994年2月返回地球。初步分析表明达到了约 10^{-10}Pa 的真空度。由于航天飞机周围的水蒸气和冰晶的存在不可能得到预期的约 10^{-14}Pa 的真空,但进一步改善是可能的。

3 讨 论

(1) 国际航天活动非常活跃,中心是美、俄、欧、日、加联合研制的“阿尔法”国际空间站,下一步是人类重返月球。我国似能以参加国际合作或瞄准超前的技术开展航天活动为明智,而不是孤立的搞一些已有的技术,这样可以参与开发和共享最先进的航天技术,为人类的宇航活动做出自己的贡献。

(2) 麦哲伦, HITEN 和 MEV 的经验都说明进入行星大气和重返地球大气时利用气动制动是有益和可行的,在我们的航天活动中应该利用此项技术。

(3) 在应用太空的研究中,开发较多的是微重力。尾屏蔽装置的经验表明,在空间获得

高质量的高真空环境是现实的,在开发晶体外延生长等空间材料工艺方面有广阔的应用前景。应将高真空的获取与应用列入对空间的开展和利用的研究中去。

(4)在对我们有实际意义的气动制动和获取高真空的实验中,所遇到的气动领域,包括了自由分子流到连续介质的过渡领域,稀薄气体动力学的计算与模拟以及实验探索应有重要的地位,其中直接模拟统计方法,特别是位置元方法^[1,2]可以作为基本的计算工具。

参 考 文 献

- 1 Bird G A. Molecular Gas Dynamics and the Simulation of Gas Flows. Oxford, Clarendon Press, 1994.
- 2 沈青,胡振华,徐晓燕,樊菁. 过渡领域三维绕流直接统计模拟位置元方法的一种新方案. 空气动力学学报, 1996, 14(3): 295~303
- 3 Shen C, Fan J, Hu Z, Xu X. A New Version of Position Element Algorithm of DSMC in Calculation of Three-Dimensional Transitional Flows, in Proceedings of Rarefied Gas Dynamics-20, ed. by Shen, C., 1997. 162~167
- 4 Bird G A. Influence of Local Configuration on the Backflow from Small Rocket Thrusters, AIAA Paper 90~0147, 1990.
- 5 Bird G A. Application of the Direct Simulation Monte Carlo Method to the Full Shuttle Geometry, AIAA Paper 90~1632, 1990.
- 6 Curtis H R. Magellan: Aerobraking at Venus. Aerospace America, January, 1994.
- 7 Lyons D T. Measuring the Thermal Accommodation Coefficient While Aerobraking Magellan, Rarefied Gas Dynamics 19, vol. 2, ed. by Harvey, J. and Lord, G., 1995. 1408~1414
- 8 Hass B L, Schmitt D A. Simulated Rarefied Aerodynamics of the Magellan Spacecraft During Aerobraking, AIAA Paper 93~3676, 1993.
- 9 Lyons D T, Hurlbut F C. Measuring Lift Coefficient in Free Molecular Flow while Aerobraking Magellan, Rarefied Gas Dynamics 18, Progress in Astro & Aeronautics, vol. 160, 1994. 53~63
- 10 Abe T. Numerical Analysis of Aerothermodynamics Environment of HITEN Spacecraft Aerobrake Experiment, Ibid, 1994. 12~24
- 11 Le Doux S T, Cao H V, Vas I E. Manned Mars Entry Vehicle Aerothermodynamic Analysis, Ibid, 1994. 25~34
- 12 Has B L, Milos F S. Simulated Rarefied Entry of the Galileo Probe into the Atmosphere of Jupiter, AIAA Paper 94~2043, 1994.
- 13 Moyer D B, Rindal R A. An Analysis of the Chemically Reacting Boundary Layer and Charring Ablator, NASA CR-1061, 1968.
- 14 Justiz C, Ignatiev A, Sega R. The Wake Shield Flight Experiment-Preliminary Results of Shuttle Flight 1, Rarefied Gas Dynamics 19, vol. 2, ed. by Harvey, J. and Lord, G., 1995. 1359~1365

RAREFIED GAS DANAMICS IN SPACE FLIGHT

Shen Qing

Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100080

Abstract The flight of space vehicles, probes and shuttles set new demand on gas dynamics, including rarefied gas dynamics. The present paper briefly introduces the general program version of DSMC method based on the position element concepts developed by us in calculating the aerodynamic force and heating of transitional flows. The new version resolves the difficulties involved in calculating the flux characteristics on the

body surface and has been applied in simulating the flows around sphere, capsule and shuttle models. Recent space flight projects, such as sounding of Venus by the Magellan spacecraft, the aerobraking in the Earth's and planetary atmosphere, the mission of Galileo probe to Jupiter, the experiment of gaining high vacuum environment in space by utilizing wake shield facility, put forward new aerodynamic problems. Rarefied gas dynamics and DSMC method are powerful tools in solving these problems.

Key words rarefied gas dynamics; DSMC method; space flight; aerobraking; wake shield facility

应用“发光机翼”进行风洞测量

德国航空航天研究院(DLR)和俄罗斯及意大利的合作机构共同研制成功一种叫做“压敏漆”(PSP)一系统的测气动压力的测量方法。这个新方法的研制成功表明了和风洞流动试验方面取得了显著的进展。将来空气动力学家应用它可以无接触地和片式地对风洞模型上的压力分布进行测量。进行这种测量要靠一种感光的“传感器—色层”来实现。

目前德国航空航天研究院流体力学所在哥廷根跨声速风洞中对不伦瑞克研究中心研制成的一个飞机模型进行了这种测量新技术的试验。在不用昂贵的压力孔情况下测量了压力分布和涡结构,其精度是迄今世界上唯一的。此外应用这种测量新技术有可能使长期以来必不可少的风洞天平成为多余。

用光学方法测量压力是空气动力学家长久期盼的愿望,因为测量时气流本身不因放进传感器而受干扰。因此理想的是一种似乎无传感器的测量,测量时用光来显示流动状况并使用高功率照相机来拍摄。正是这个PSP—系统目前提供了这些优点。

首先是在风洞模型上涂上一种透明的特殊颜料,其重要特性是:它与压力变化有关,通过激光激励,根据所出现的气流密度改变颜色。在这里应用了荧光原理:激光促使颜料分子发光,只要它事先不与绕流的空气的氧分子碰撞。那么压力越高,“碰撞”就越多,“发光”也就必然地越少。因此,变暗的颜色表示压力高。

涂上的色层只有 $5\mu\text{m}$ 厚,与模型表面总压分布相比较,可以证明压差本身还只是在千分率范围内,与应用情况有关的测量时间大约是 $1\mu\text{s}\sim 1\text{s}$ 。因此这个新的PSP方法特别适用于螺旋桨、涡轮机以及直升机旋翼等研制上面,因为在这些实验物体上它可极快地获得大量的测量数据。如此复杂的测量如果应用传统的测量技术必须花费很多的钱,而应用这个新技术就省多了。

高义才 摘自《DLR—Nachrichten》. Heft 85
(Feb. 1997)