

航天器分子污染返回流计算方法

焦子龙¹, 庞贺伟²

(1. 中国空间技术研究院总装与环境工程部, 北京 100094; 2. 中国空间技术研究院, 北京 100094)

摘要: 随着对航天器长寿命、高性能、高可靠要求的不断提高, 污染逐渐成为影响任务成功的重要因素之一, 数值模拟是评估分子污染的主要手段之一。对返回流计算方法进行了总结, 详细介绍不同方法的理论基础、计算细节, 对方法的优缺点、适用性等进行了比较分析。

关键词: 分子污染; 返回流; 自散射; 背景散射

中图分类号: V524.3; V211.3

文献标识码: A

文章编号: 1000-1328 (2009) 02-0415-07

DOI: 10.3873/j.issn.1000-1328.2009.00.002

0 引言

随着对航天器长寿命、高性能、高可靠要求的不断提高, 污染逐渐成为影响任务成功的重要因素之一。已有的经验表明, 必须对航天器进行全过程污染分析与控制。

根据污染物尺寸可将污染分类为颗粒污染和分子污染。分子污染造成的影响是多方面的, 主要包括: 1) 沉积造成的表面性能退化, 例如影响热控表面的发射率或吸收率, 降低光学元器件的工作性能等; 2) 在航天器内部或周围形成的气体环境, 导致局部气体密度增高, 可能影响光学观测; 3) 分子污染物还会与周围环境相互作用, 使得污染效应进一步加强, 如紫外辐照会使得有机沉积物质变暗, 更顽强得吸附于敏感表面上; 原子氧也会与硅树脂污染物作用, 使得它变为永久沉积于敏感表面的硅酸盐层, 造成太阳吸收率大大增加。

由于污染情况复杂, 必须对其进行详细的数值模拟分析。在污染源分析、污染传输机制、污染沉积效应三个污染分析关键环节中, 国内外研究最多、理论最完善的是污染传输机制研究。本文尝试对污染传输计算方法中返回流的计算方法进行总结, 详细介绍不同方法的理论基础、计算细节, 对方法的优缺点、适用性等进行了比较分析。

1 污染分子传输

1.1 污染传输机制

污染分子传输与卫星周围环境有关、与卫星几何构型有关、与污染源及敏感表面性质有关。

围绕卫星的环境决定于卫星所处高度的空间环境物质和卫星放出的尘粒及气体。与污染分子传输有关的两个区域是: 飞行卫星的前部形成的凝聚区和卫星尾部形成的稀薄区。凝聚区是中性环境粒子(分子和原子)与卫星前部碰撞的结果。在碰撞后, 这些热速度远低于卫星速度的粒子被反射回去, 在卫星头部形成一个滞流区。结果使这个区域的粒子浓度增大。除了被反射的粒子外, 这个区域还含有未反射的环境粒子和由航天器排出的粒子。稀薄区是由卫星掠过空间环境粒子而形成的, 主要由速度远高于卫星速度的电子构成, 也包括由卫星放气产生的分子。由于这个区域内的分子速度矢量背离卫星飞行方向, 如果不碰到卫星上的某些突出物, 它们将不会引起污染影响。显然, 凝聚区将产生最大的污染影响。

污染分子的传输过程可以用 Boltzmann 方程进行描述, 因此污染传输分析以稀薄气体动力学的研究为理论基础。

污染分子传输过程(传输机制)一般可以分为两类, 即视线传输和返回流。分类的依据是污染分子是否通过分子间碰撞到达敏感表面。

(1) 视线传输 (line-of-sight, LOS): 污染分子通过与表面碰撞到达敏感表面, 可以分为直接视线传输 (direct LOS) 与表面反射间接视线传输 (surface reflect LOS)、衰减视线传输 (LOS with attenuation) 等几种。一般来说, 污染量与两表面的距离的平方成反比 (和角系数成正比)。所有传输机制中, 直接视线传输带来的污染量最大。表面反射污染量仅次于直接视线传输。如图 1 所示, 底部的表面 S_1 为污染源, 产生的污染分子 A 如果沉积在表面 S_2 上, 为直接视线传输; 如果 A 又从 S_2 解吸, 沉积于 S_3 , 称为表面反射视线传输。

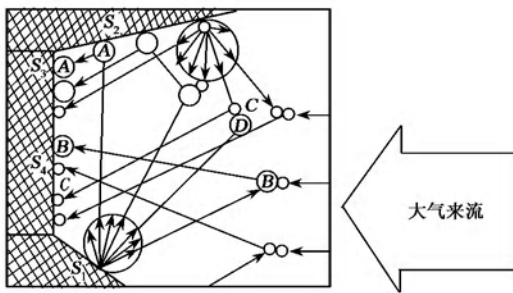


图 1 传输机制示意图

Fig. 1 Molecular contaminant transport mechanism

(2) 返回流 (return flux, RF) 包括自散射 (self scatter RF)、背景散射 (ambient scatter RF) 等。自散射指放气分子之间发生碰撞而有一部分污染分子返回敏感表面。背景散射则是放气分子与轨道环境分子碰撞返回表面。由于要考虑分子间碰撞, 返回流最难于求解。总的来说返回流通量正比于分子的碰撞截面、源通量。分子越重, 平均速度较小, 平均自由程越小, 在表面附近经受碰撞较多, 相应的返回流越大。如图 1 所示, 从污染源 S_1 和 S_2 产生的污染分子 C 和 D 发生碰撞, C 改变了运动方向, 最终沉积于表面 S_4 , 为自散射; 污染分子 B 与环境分子碰撞, 沉积于 S_4 , 为背景散射。

1.2 求解方法

针对返回流问题, 从 20 世纪 70 年代起不同研究者发展了不同的求解方法, 主要可以分为两大类: 解析方法与 Monte-Carlo 数值模拟方法, 如图 2 所示。解析方法通过理论分析, 对物理问题进行适当简化, 获得返回流的表达式求解。而 Monte-Carlo 方法则直接通过对分子运动过程进行统计模拟, 得到返回流的统计值。

上述计算方法中, 对于自散射和背景散射, 均只考虑二体弹性碰撞。除 DSMC 方法可采用更复杂的

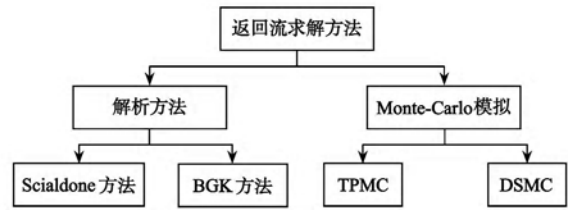


图 2 返回流求解方法

Fig. 2 Solution method for return flux contamination

分子模型外, 均假设分子模型为硬球模型。放气分子从污染源表面发射, 认为符合余弦规律。不同污染源产生的返回流污染效应, 可以叠加。

为了求得返回流, 首先需要确定的关键参数是平均自由程: 自散射平均自由程 λ_D 和背景散射平均自由程 λ_A 。

由于环境气体分子与航天器的相对运动速度比污染分子的热运动速度大得多, 因此环境气体分子与污染分子的相对运动速度可近似取为航天器轨道速度, 则污染分子与环境气体分子碰撞的平均自由程^[1]可表示为

$$\lambda_A = \frac{\bar{c}}{n_\infty \sigma_{12} V_\infty} \quad (1)$$

其中, n_∞ 为环境气体密度, V_∞ 为航天器轨道速度, 约 7700m/s。 σ_{12} 为碰撞截面。

例如对于低地球轨道, 环境气体主要是原子氧。根据上式求得低轨道背景散射平均自由程如表 1。设放气分子分子量为 100, 平均热运动速度 250m/s, 与原子氧的碰撞截面 $1E-19m^2$ 。

表 1 LEO 背景散射平均自由程

Table 1 Mean free path of ambient scattering on LEO

轨道高度	原子氧密度 (m^3)	平均自由程 (m)
350km 太阳活动高年	4E+14	80
350km 太阳活动低年	6E+13	500
400km 太阳活动高年	2E+14	150
400km 太阳活动低年	2E+13	1500
450km 太阳活动高年	1E+14	300
450km 太阳活动低年	6E+12	5000

从表 1 可以看出, 碰撞平均自由程在 $10^2 \sim 10^3$ 量级, 大于在低轨道运行的航天器尺寸, 对于一般卫星其努森数 $Kn \sim 10$, 但对于空间站、飞船等大型航天器, 则 $Kn \sim 1$ 。根据稀薄气体流动的领域划分^[2], 低轨道背景散射问题处于过渡流区, 因此要正确计算返回流必须考虑碰撞对分子运动的影响。

下面考虑自散射的平均自由程。放气分子在污

污染源表面附近区域的平均自由程^[3]为

$$\lambda_D = \frac{1.496c_m}{(2\pi)^{3/2}q_N d_1^2} \quad (2)$$

其中, c_m 为放气分子的最可几速率, d_1 为放气分子直径, q_N 为单位时间单位面积污染源的放气分子个数。典型的航天器有机材料放气速率约为 $1E-11\text{g}/\text{cm}^2\text{s}$, 则 $q_N \sim 4E+12/\text{m}^3$ 。可知平均自由程为 $1E+6\text{m}$ 量级。同低轨道背景散射相比, 可知自散射平均自由程远大于背景散射, 因而其引起的污染返回流也远小于背景散射。

2 返回流计算方法

2.1 解析方法

2.1.1 Scialdone 方法

J. J. Scialdone 针对球形航天器开发了计算返回流的解析方法^[4], 可以用来计算背景散射返回流。

对于半径为 R 的球形航天器, 污染源表面单位时间放气分子数为 N_D , 假设这些放气分子各自独立直到与背景分子发生碰撞, 则到达径向距离 x 处的分子数为

$$N_x = N_D e^{-x/\lambda_D} \quad (3)$$

而在 $x + \Delta x$ 处的分子数为

$$N_{x+\Delta x} = N_D e^{-(x+\Delta x)/\lambda_D} \quad (4)$$

两式之差表示与背景分子发生碰撞的放气分子数为 (当 $\Delta x \ll \lambda_D$)

$$\Delta N_x = N_D e^{-x/\lambda_D} \frac{\Delta x}{\lambda_D} \quad (5)$$

用球壳面积 $4\pi(R+x)^2$ 除以式(5), 可以得到 x 处单位面积上 Δx 区间的散射分子数为

$$n_s = \frac{N_D e^{-x/\lambda_D}}{4\pi\lambda_D(R+x)^2} \Delta x \quad (6)$$

以卫星作为参照系时, 这些分子以碰撞前后速度之差 v_n 向卫星移动。要求得单位时间内撞到卫星单位面积上的返回分子总数即返回流通量, 将式(4)对 x 从 $0 \rightarrow \infty$ 积分可得

$$N'' \approx \frac{N_D}{4\pi\lambda_D R} \quad (\lambda_D \gg R) \quad (7)$$

因为放气分子通量为 $\phi_D = \frac{N_D}{4\pi R^2}$, 所以返回流比率为

$$\frac{\phi''}{\phi_D} = \frac{R}{\lambda_D} \quad (8)$$

图 3 为球形航天器返回流比率, 图中纵坐标为

返回流比率, 横坐标为轨道高度。可以看出, 随着航天器轨道高度增加, 返回流比率迅速减小, 1000km 左右返回流比率已达 $1E-7$ 。

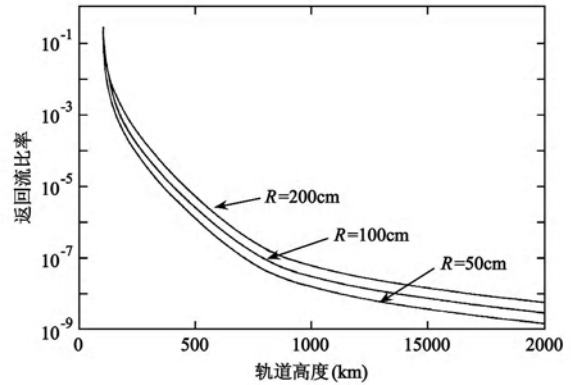


图 3 球形航天器返回流比率

Fig. 3 The ratio of return flux of spacecraft

2.1.2 求解 BGK 方程

由于 Boltzmann 碰撞项十分复杂, 导致该方程求解十分困难。许多研究者做了很多工作试图简化碰撞项以减少求解难度, 这其中最著名的工作是 Bhatnagar, Gross, Krook 提出的模型方程, 简称为 BGK 方程^[5]。该方程具有如下形式:

$$\frac{\partial f}{\partial t} + \mathbf{c} \cdot \frac{\partial f}{\partial \mathbf{r}} + \mathbf{F} \cdot \frac{\partial f}{\partial \mathbf{c}} = \left(\frac{\partial f}{\partial t} \right)_c = \nu (f_0 - f) \quad (9)$$

上式中, f_0 为局部平衡分布即 Maxwell 分布, ν 为碰撞频率。

需要注意的是研究者提出 BGK 方程时, 其适用的条件是近平衡态, 而返回流问题绝对不属于此状态。因此使用 BGK 方法需要对方法的正确性进行分析验证。Robertson 对该问题进行分析后, 认为采用 BGK 方法是可行的^[6]。Robertson 首次将 BGK 方程用于球形航天器的返回流求解, 随后这种方法进一步发展, 编制了计算机程序用于计算航天器返回流, 例如 MOLESCAT、NASAN、COMOVA 等软件。下面给出利用 BGK 方程计算返回流的基本思路^[6,7], 具体的计算步骤可以参考文献 [8]。

对于双组元的碰撞, BGK 方程具有如下形式:

$$\begin{aligned} \frac{\partial f}{\partial t} + \mathbf{c} \cdot \frac{\partial f}{\partial \mathbf{r}} &= \nu_{11} (M_{11} - f_1) + \nu_{12} (M_{12} - f_1) \\ \frac{\partial f_2}{\partial t} + \mathbf{c} \cdot \frac{\partial f_2}{\partial \mathbf{r}} &= \nu_{22} (M_{22} - f_2) + \nu_{21} (M_{21} - f_2) \end{aligned} \quad (10)$$

其中, 下标 ii 表示某组分自碰撞, ij 表示组分间分子

碰撞。 ν 为碰撞频率, M 表示平衡态 Maxwell 速度分布, V_{ij} 为平均速度。

$$M_{ij} = \left(\frac{m_i}{2\pi k T_{ij}} \right)^{3/2} n_i \exp \left(- \frac{m_i}{2\pi k T_{ij}} (c - V_{ij})^2 \right)$$

若认为返回流问题为处于近自由分子流条件, 则放气分子的分布函数 f_1 可以表示成如下形式:

$$f_1 = f_{1,0} + \hat{f}_1 \quad (11)$$

其中, $f_{1,0}$ 为自由分子流解, 表示的是放气分子从污染源逸出遭遇碰撞前的分布, \hat{f}_1 为碰撞引起的偏离。当只考虑由于分子间碰撞引起的返回流问题时, 返回的污染分子速度指向航天器表面, $f_{1,0}$ 等于零。将式 (11) 代入 BGK 方程, 可得:

$$\frac{\partial \hat{f}_1}{\partial t} + c \cdot \frac{\partial \hat{f}_1}{\partial r} = \nu_{11} (M_{11} - \hat{f}_1) + \nu_{12} (M_{12} - \hat{f}_1) \quad (12)$$

其中, ν_{11}, ν_{12} 分别为自散射和背景散射的碰撞频率。

\hat{f}_1 可以表示成自散射 \hat{f}_{11} 与背景散射 \hat{f}_{12} 的叠加, $\hat{f}_1 = \hat{f}_{11} + \hat{f}_{12}$ 。则上式化为:

$$\frac{\partial \hat{f}_{11}}{\partial t} + c \cdot \frac{\partial \hat{f}_{11}}{\partial r} = \nu_{11} (M_{11} - \hat{f}_{11}) - \nu_{12} \hat{f}_{11} \quad (13)$$

$$\frac{\partial \hat{f}_{12}}{\partial t} + c \cdot \frac{\partial \hat{f}_{12}}{\partial r} = \nu_{12} M_{12} - \nu_{11} \hat{f}_{12} \quad (14)$$

方程 (13) 描述自散射的返回流, 方程 (14) 描述背景散射的返回流。求解这两个方程, 就可以得到返回流率 (return flux):

$$q_{1j} = \int_0^{2\pi} \int_0^{\pi} \nu_{1j} \cos \phi n_1 (f_{1j} - g_{1j}) dr' d\omega \quad (15)$$

式中: 下标 j 为 1 代表自散射, 为 2 代表背景散射。 ϕ 为敏感表面的法线方向与返回流速度矢量反方向的夹角。碰撞频率 $\nu_{11} = 1.11 n_1 V_1 \sigma_{11}$, $\nu_{12} = 1.023 n_2 V_2 \sigma_{12}$ 。 f_{1j} 为散射分子的分布函数, 其表达式为:

$$\hat{f}_{1j} = \frac{1}{2\pi^{3/2}} e^{-\left(s_{1j} \sin \alpha_{1j}\right)^2} \left\{ s_{1j} \cos \alpha_{1j} e^{-\left(s_{1j} \sin \alpha_{1j}\right)^2} + \frac{\sqrt{\pi}}{2} \left[1 + 2 \left(s_{1j} \cos \alpha_{1j} \right)^2 \right] \left[1 + \operatorname{erf} \left(s_{1j} \sin \alpha_{1j} \right) \right] \right\}$$

α_{1j} 为返回流速度矢量与平均速度矢量的夹角。 g_{1j} 为考虑散射返回分子之间的碰撞对 f_{1j} 的修正, 它远小于 f_{1j} , 可忽略不计。 S_{1j} 为速度比, $S_{1j} =$

$$\sqrt{\frac{m_1}{2kT_{1j}}} V_{1j}$$

当航天器是简单的球形或者平板时, 可以得出

解析形式返回流表达式, 但对于复杂几何构型则需要数值求解。

2.2 Monte-Carlo 方法

2.2.1 DSMC 方法

目前计算稀薄气体动力学最精确的数值模拟方法是直接模拟蒙特卡罗方法 (Direct Simulation Monte-Carlo, DSMC)。它基于真实分子运动的物理模型, 能反映气体分子运动的微观特性。并且得到了实验广泛的验证, 理论上也与 Boltzmann 具有一致性。

进行精确的返回流模拟的关键在于正确模拟分子之间的碰撞, 而真实气体流动中, 气体分子的运动与碰撞总是相互耦合的, 要在计算机中真实地再现这一物理现象极为困难。DSMC 方法的关键技术在于在一定的时间间隔内将分子的迁移运动与分子间碰撞的解耦处理, 即将分子的迁移运动视为匀速直线运动, 在其迁移过程中没有其它分子与之碰撞。

DSMC 方法流程如图 4 所示, 其模拟的步骤如下:

(1) 根据所建的简化物理模型, 设定模拟分子的初始状态, 并划分网格。

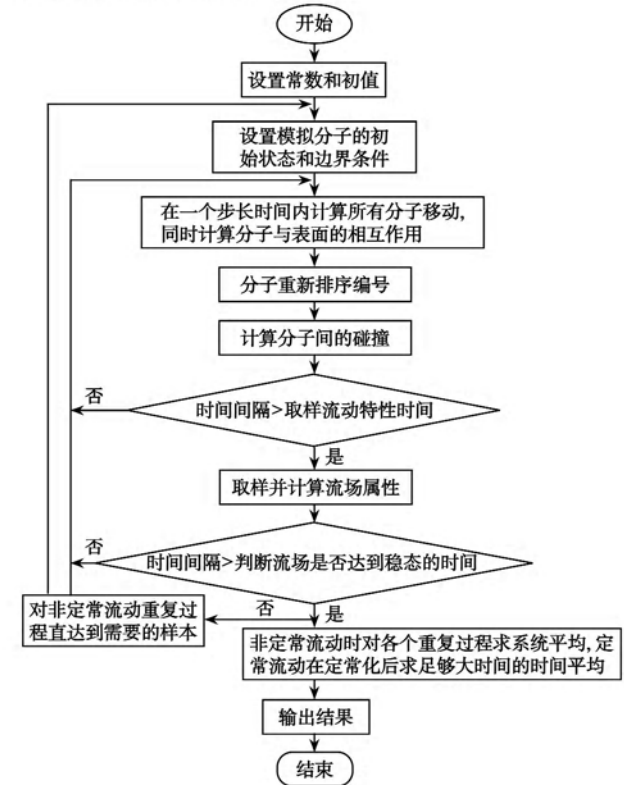


图 4 DSMC 方法流程图

Fig. 4 The flowchart of DSMC method

(2) 设定放气分子的初始位置和初始速度。随机布置分子的初始坐标,按照 Maxwell 分布规律给每个分子赋予初始速度。

(3) 模拟分子的运动。按照分子的速度计算出模拟分子在一个时间步长内由初始位置出发的行程,确定出分子到达的新位置。模拟分子到达新位置后可能超越所设定的边界,此时必须计算模拟分子与边界间的相互作用。在入口边界处,按照入口边界条件确定在时间步长内进入计算区域的新分子数目以及它们的运动状态。

(4) 模拟分子重新编号。经过一个时间步长的运动,需要按照事先规定的模拟分子编号方法更新分子的编号索引,为接下来计算分子间相互碰撞做准备。

(5) 碰撞计算。计算相应于一个时间步长的所有碰撞。模拟分子碰撞计算是 DSMC 方法至关重要的步骤。

(6) 判断是否取样。判断时间间隔是否达到取样时间,如果达到取样时间,则对网格内模拟分子实施统计计算,求得流场各宏观物理量在网格中心位置的值。否则,继续循环运行步骤 (3)~(5)。

(7) 判断流动是否达到定常。如果流动在宏观上为定常,则进行流场各物理量的统计计算。如果流动为非定常流,则需要重复计算以获得所需的取样规模后再对流场各物理量进行统计平均。

可以看出,DSMC 方法需要模拟大量分子的运动和碰撞。Bird 指出,要达到可接受的模拟精度,每个网格需要布置 20 个左右的分子。这导致计算时间较长。并且,对于国际空间站等具有复杂几何形体的航天器划分计算网格需要大量的编程工作,增大了方法的应用难度。

2.2.2 TPMC 方法

考虑到 DSMC 方法的计算量较大,计算时间长的缺点,一些研究者^[3]尝试采用试验粒子蒙特卡罗方法 (Test Particle Monte-Carlo, TPMC) 进行返回流计算。TPMC 方法应用硬球碰撞模型,考虑二体弹性碰撞,采用统计方法对大量单个放气分子的运动、碰撞和轨迹进行模拟,以获得相应的散射分布和返回流比率。

该方法假设:(1)放气分子流和环境分子流服从麦克斯韦速率分布;(2)放气分子飞离表面时其方向服从余弦分布。

TPMC 方法模拟的流程图如图 5 所示,其模拟

的基本步骤为:

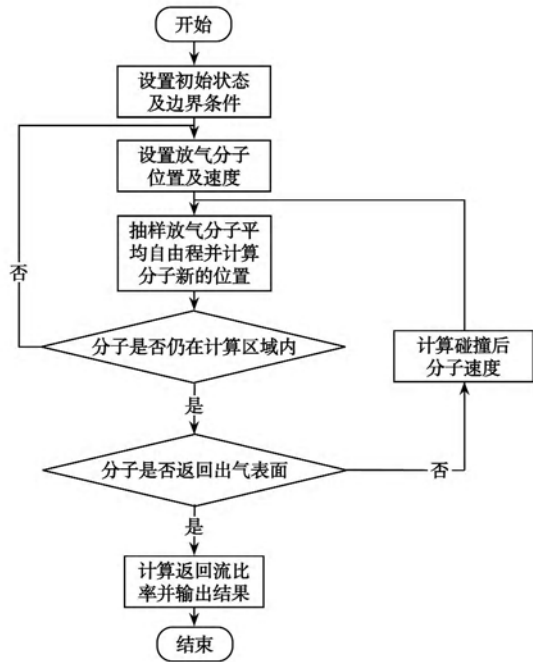


图 5 TPMC 方法流程图

Fig. 5 The flowchart of TPMC method

(1) 根据航天器轨道环境及放气表面特性设置初始参数及边界条件。

(2) 设置放气分子位置及速度。随机布置放气分子的初始坐标,按照 Maxwell 分布律赋予分子速度。

(3) 抽样分子的自由程。分子在空间运动自由程 λ_1 后会与其他分子发生碰撞。自由程 λ 服从 Maxwell 指数分布规律,因此 λ_1 可通过随机抽样得出^[3]:

$$\lambda_1 = \lambda_0 \ln(1/R_f) \quad (16)$$

其中, R_f 为随机数; λ_0 为平均自由程,对于自散射,由公式 (1) 给出;对于背景散射,由下式给出:

$$\lambda_0 = \frac{2S_0}{n_\infty \sigma_{12} \left[e^{-S_r} + \frac{\sqrt{\pi}}{2} \left(2S_r + \frac{1}{S_r} \right) \text{erf}(S_r) \right]} \quad (17)$$

式中, S_0 为放气分子与背景分子最可几速度比; S_r 为轨道速度与背景分子最可几速度比。其他参数参见公式 (1)。

抽样得到分子自由程后,可计算得到粒子新的位置。

(4) 判断粒子是否仍处于计算区域内,若否,结束对该粒子的跟踪,重新产生一个试验粒子并跟踪。

(5) 判断分子是否返回放气表面,若否,计算分

子碰撞后速度,转到(3)继续计算;若是,结束对该粒子的跟踪,重新产生一个试验粒子并跟踪。

(6) 当跟踪粒子达到需要的样本数后,计算返回流比率并输出结果。返回流比率定义为返回放气表面的样本分子数与总的抽样分子数的比。

从上述计算过程可以看出,TPMC 方法不需要划分空间网格,仅在计算返回流表面分布时需要划分网格,因此极大减少了编程的工作量。并且,TPMC 每个循环仅追踪单个放气分子,可利用并行计算等技术提高计算效率。

2.3 方法比较

对上述方法进行比较可以了解各种方法的优缺点,方便在不同的任务需求下采用最合适、最经济的计算方法。

Ma P. T. 等人^[9]比较了 BGK 和 DSMC 求解的返回流。他们计算了简化的 MSX 分子污染模型,结果显示,两个方法符合较好,但 BGK 的结果较 DSMC 要高。Bird G. A.^[10]与 Roussel J. F. 等人^[1]也进行了 BGK 与 DSMC 的比较,认为 BGK 会高估返回流。Robertson 指出^[6],在稠密区 BGK 给出的结果可以认为较精确,但稀薄区给出的结果仅能算作实际返回流的上限。

图 6 是 BGK、DSMC、TPMC 三种方法计算得到的圆盘返回流比率。纵坐标为返回流比率,横坐标为分子量的平方根。从 DSMC 模拟结果可以看出,随着分子量增加,平均自由程变小,返回流逐渐增大;但分子量继续增大时,背景分子的撞击不足以使如此重的大分子获得返回敏感表面的速度(Bird 称为速度保持效应,persistence of velocity,即大分子碰撞后在很大程度上仍保持其原来的速度方向),因而返回流又逐渐减小。可以看出,TPMC 的结果与 DSMC 趋势十分一致,而且相差不大,而 BGK 方法的计算结果当分子量较大时误差较大,这是由于 BGK 方法中没有计及放气分子与背景分子质量相差较大的影响。

2.4 方法应用情况

Scialdone^[11]对在 AE-D 卫星上进行的返回流试验进行了计算并与实测数据进行了比较。该试验在 250km 轨道高度上进行,采用一个氙源作为气源,采用质谱计探测返回的分子密度。试验结果显示返回流比率为 2.46%。采用 2.1.1 的解析方法计算得到的返回流比率为 1.27%。可以看出,计算与试验结果的符合程度还是比较好的,同时也说明在低轨

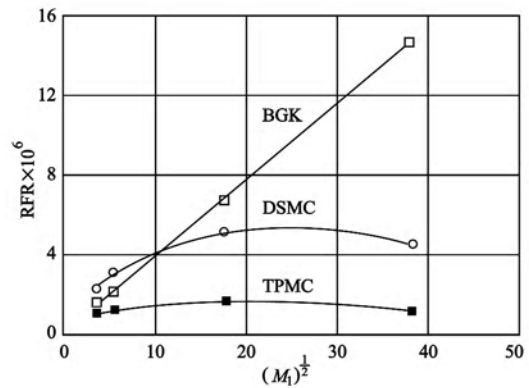


图 6 BGK、DSMC、TPMC 返回流计算结果比较^[3]

Fig. 6 Comparison of computational results of BGK, DSMC, TPMC

道返回流造成的污染不能忽略。

对于国际空间站 (ISS) 这样大型的航天器,采用 DSMC 或 TPMC 这种计算量较大的统计模拟方法计算航天器的污染目前来说还不现实,因此研究者采用了 BGK 方法。NASA 和 ESA 均已开发成功针对 ISS 的污染环境模拟软件包,分别是 NASAN 和 COMOVA^[1]。对两者进行比较发现,其结果的吻合程度较好,主要的误差来源于几何模型的细致程度不同。

采用 DSMC 方法研究返回流污染的报道很少。Woronowicz 和 Rault^[12,13]采用三维 DSMC 方法对 UARS 卫星放气污染进行了建模,目的是分析有效载荷红外通道的污染。模拟的轨道环境为 600km,背景分子为原子氧,温度 1000K,密度 $6E + 12/m^3$,卫星表面温度 300K。模拟计算了热控多层、白漆、硅胶等多种材料及内部气体排放等污染源造成的污染情况,发现氙泄露造成的返回流最大,同时泄露对航天器周围气体密度分布等也有较大影响。

国内对返回流污染研究较少。王先荣^[14]曾对 TPMC 方法进行过文献研究,李中华^[15]采用 TPMC 方法计算了圆球返回流、卫星本体及太阳帆板组成的几何体的返回流问题。

3 结论

本文对分子污染传输机制中返回流污染分析方法进行了总结,重点介绍了 Scialdone 方法、BGK 方法、TPMC 和 DSMC 方法。通过对主要返回流机制背景散射返回流算例的对比分析发现,TPMC 方法计算结果与 DSMC 方法相差不大,但计算量远小于 DSMC,因此从实用角度考虑它更适合于返回流污

染模拟。

对比国内外返回流污染研究情况,国内对于返回流污染的关注还很少,随着空间试验室和空间站的逐步实施,需要大力加强对这方面的研究。

参考文献:

- [1] Roussel J F, Soares C E, Schmidl W D. Development and validation of a new return flux model for the international space station [C]. SPIE 4774: 172 - 183.
- [2] 沈青. 稀薄气体动力学 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2003. [SHEN Qin. Rarefied Gas Dynamics [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2003 (in Chinese).]
- [3] Fan C, Gee C, Fong M C. Monte carlo simulation of molecular flux on simple spacecraft surfaces due to self-and ambient-scatter of outgassing molecules [R]. AIAA 93 - 2867.
- [4] Scialdone J J. Self-contamination and environment of an orbiting satellite [R]. NASA TN-D6645.
- [5] Bhatnagar P L, Gross E P, Krook M. A model for collision processes in gases [J]. Phys. Rev., 1954, 94: 511 - 525.
- [6] Robertson S J. Bhatnagar-gross-krook model solution of backscattering of outgas flow from spherical spacecraft [J]. Progress in Astronautics and Aeronautics, 1977, 51: 479 - 489.
- [7] Абрамовский Е Р, Басс В П. Аэродинамические Характеристики Тел В Разреженном Газе [M]. -Днепропетровск: ДГУ, 1986, 128.
- [8] Fong M C, Lee A L. BGK method to determine thruster plume backscatter [C]. SPIE 1329: 318 - 325.
- [9] Ma P T, et al. BGK contamination model of the MSX satellite and comparison with monte-carlo simulation data [C]. SPIE 1754, 1992.
- [10] Bird G A. Spacecraft outgas ambient flow interaction [J]. J. Spacecraft, 1981: 31 - 35.
- [11] Scialdone J J. Correlation of self-contamination experiments in orbit and scattering return flux calculations [R]. NASA TN D-8438, 1977.
- [12] Rault D F G, Woronowicz M S. Spacecraft contamination investigation by direct simulation monte carlo-contamination on UARS/ HALOE [R]. AIAA 93 - 0724, 1993.
- [13] Woronowicz M S, Rault D F G. On predicting contamination levels of HALOE optics aboard UARS using direct simulation monte carlo [R]. AIAA 93 - 2869, 1993.
- [14] 王先荣. 空间飞行器表面出气形成的自散射和环境散射分子流的蒙特卡罗模拟 [J]. 载人航天, 1996, 5. [WANG Xian-rong. Monte-Carlo simulation of self - scattering and ambient-scattering molecular flux due to spacecraft outgassing [J]. Manned Spaceflight, 1996, 5 (in Chinese).]
- [15] 李中华, 飞行器材料高空放气污染蒙特卡罗数值模拟 [C]. 中国宇航学会首届学术年会, 2005. [LI Zhong-hua. Monte-Carlo numerical simulation of contamination on aircraft due to material outgassing at high altitude [C]. 1st Annual Meeting of Chinese Society of Astronautics, 2005 (in Chinese).]

作者简介: 焦子龙 (1979 -), 男, 博士生, 工程师, 研究方向为航天器污染。

通信地址: 北京市 5142 信箱 99 分箱 (100094)

电话: (010) 6874879

E-mail: jiaozilong@yahoo.com

Simulation Methods for Return Flux of Molecular Contamination

JIAO Zi-long, PANG He-wei

(Beijing Institute of Space Environment Engineering, Beijing 100094, China)

Abstract: As the requirements to long life time, high performance and reliability evolved, the molecular contamination is becoming a more important factor to mission success. Numerical simulation was the main tod for evaluating contamination level. In this article, the studies on simulation method for return flux of molecular contamination have been reviewed. The theory, computation detail, applicability of methods, including method Scialdone, BGK, TPMC, DSMC, were introduced and compared.

Key words: Molecular contamination; Return flux; Ambient scatter; Self-scatter