

大气制动期间探测器的气动特性和轨道计算*

张文普, 韩波, 张成义

(浙江大学 航空航天学院 流体工程研究所, 杭州 310027)

(周哲玮推荐)

摘要: 以 NASA 火星全球勘测(MGS)号探测器作为大气制动计算模型,应用 DSMC 方法模拟了探测器在大气制动期间的稀薄气体动力学特性,分析了不同来流密度情况下探测器的流场特性、气动特性的变化情况以及气体动力学系数的变化关系,并提出了气动力-气动热-轨道一体化计算模型,利用 DSMC 模拟技术以及经典动力学理论对大气制动轨道变化进行了计算和分析.研究表明:行星大气密度、探测器俯仰角、偏航角的变化对探测器的气动特性有重要影响,计算结果与文献中的结果表现出很好的一致性;气动力-气动热-轨道一体化计算可以模拟大气制动过程,模拟所得到的大气制动轨迹反映出较好的制动效果.

关键词: 大气制动; 稀薄气体动力学; DSMC 方法; 火星探测器; 气动特性; 轨道计算

中图分类号: V411.4; V412.4+1 **文献标志码:** A

DOI: 10.3879/j.issn.1000-0887.2010.09.002

引言

大气制动技术属于一种气动辅助变轨技术,通过利用目的行星上层大气的阻力作用来控制探测器的速度,从而使探测器快速准确地到达预定轨道(图1).这一过程不需要或很少消耗探测器所携带的推进剂,因此能够降低探测器的发射成本^[1],增加探测器的入轨有效载荷.

20世纪60年代,美国航空航天局(NASA)的专家首次提出了大气制动技术的概念^[2],但直到20世纪90年代,随着人类一系列行星探测任务的开展,大气制动及相关技术才成为行星探测中的关键技术之一,并获得了很大的发展.首先是1990年的Magellan金星探测器首次成功应用了大气制动技术,还有接下来相继发射的火星全球勘测(Mars global surveyor)、奥德赛(Odyssey)、火星侦察轨道器(Mars reconnaissance orbiter)等探测器^[3]也都成功应用了大气制动技术.

1994年Haas等^[4]利用DSMC方法对大气制动期间Magellan探测器稀薄气体动力学特性进行了模拟,主要分析了力矩系数、气动阻力系数、热流量随偏航角、俯仰角的变化规律,并与

* 收稿日期: 2009-12-23; 修订日期: 2010-07-09

基金项目: 航天科技 CAST 基金资助项目(CAST2006023)

作者简介: 张文普(1971—),男,陕西汉中,副教授,博士(联系人. Tel: +86-571-87952682; E-mail: wpzhang@zju.edu.cn).

自由分子流区域的结果进行了对比分析,验证了分子碰撞对探测器气动性能的影响。

1999年 Wilmoth 等^[5]利用 LaRC-3D 和 DAC DSMC 程序分别对火星全球勘测探测器(MGS)在大气制动期间的稀薄气动特性进行了计算分析,给出了气动阻力系数、力矩系数的变化曲线,并对不同结构的气动稳定性能进行了分析。

2002年 Takashima 等^[6]利用 DAC DSMC 程序对火星 Odyssey 的气动特性进行了计算分析,并重点分析了气动特性计算结果的可靠性。

2004年 Kumar 等^[7]对大气制动和大气捕获轨道进行了研究,分别建立了大气制动的轨道动力学模型和气动热模型。

2007年 Spencer 等^[1]对大气制动的成本和风险进行了研究,具体分析了4次火星探测任务的大气制动成本以及风险影响因素,最后得出结论,在今后的探测任务中,是否采用大气制动技术不能单从节省燃料的角度考虑,应综合评估成本和风险等因素。

大气制动技术作为行星探测中的一项创新性技术,在行星探测任务中发挥着越来越重要的作用。从总体研究情况来看,国外该技术的研发以 NASA 发展最为成熟,主要集中于气动特性的计算、轨道和姿态的模拟、大气制动成本和风险的评估以及过程的优化和控制等方面。本文将从气动特性和轨道计算两个方面进行研究。

1 大气制动期间气动特性的模拟

大气制动是利用目的行星近地点附近大气阻力进行的(图1)。考虑到此时探测器的运行速度非常高,再加上轨道间大气密度的变化,在这一过程中,探测器所遇到的一些气动特性变化对大气制动过程及探测器本身会产生很大影响。因此,在大气制动期间,如何控制探测器在近地点处的高度(大气密度随高度降低呈增大趋势)以获取合适的大气阻力作用来进行制动,而又不会因压力、热流密度过大破坏探测器的结构是关键问题。

1.1 模拟方法

大气制动期间探测器所遇到的气体流动问题属于稀薄气体动力学研究的范畴。从 NASA 最近的探测数据显示,大气制动大多处于稀薄流动的过渡领域。目前,国内外在处理过渡领域的流动问题时一般采用 DSMC 方法,其基本思想是在计算机中用大量的模拟分子去模拟实际的气体分子运动。DSMC 方法不仅成功解决了过渡领域中各种实际流动问题,另外,在模拟复杂外形绕流时,DSMC 模拟给出了与实验准确相符的结果^[8]。

1) 碰撞处理

对于 VSS 分子碰撞模型^[9-10],分子的散射规律为

$$b = d \cos^{\alpha}(\chi/2), \quad (1)$$

其中, b 是分子间的瞄准距离, d 是分子的直径, χ 是散射中相对速度的偏转角, α 是偏转角余弦的幂次。

$\cos \chi$ 可以进行如下取样得到:

$$\cos \chi = 2(r_f)^{1/\alpha} - 1, \quad (2)$$

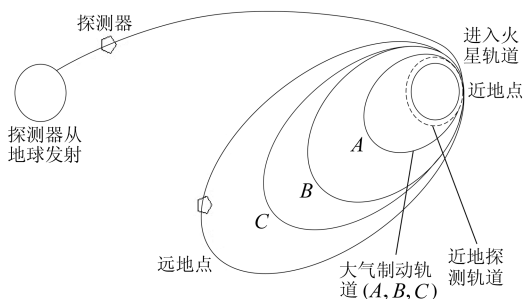


图1 大气制动过程示意图

其中 r_f 是随机数.

碰撞后分子的相对速度为

$$u_r^* = u_r \cos \chi + \sin \chi \cos \varepsilon (v_r^2 + w_r^2)^{1/2}, \quad (3)$$

$$v_r^* = v_r \cos \chi + \sin \chi (c_r w_r \sin \varepsilon - u_r v_r \cos \varepsilon) / (v_r^2 + w_r^2)^{1/2}, \quad (4)$$

$$w_r^* = w_r \cos \chi + \sin \chi (c_r v_r \sin \varepsilon - u_r w_r \cos \varepsilon) / (v_r^2 + w_r^2)^{1/2}, \quad (5)$$

其中, u_r, v_r, w_r 是分子碰撞前的相对速度 c_r 的 3 个分量, 而 u_r^*, v_r^*, w_r^* 为碰撞后的相对速度 c_r^* 的 3 个分量, ε 为碰撞平面与参考平面的夹角.

2) 边界处理

对于来流边界, 新进入流场的分子数按自由来流给定:

$$N_i = n \sqrt{\frac{kT}{2\pi m}} \{ e^{-(Scos\theta)^2} + \sqrt{\pi} (Scos\theta) [1 + \operatorname{erf}(Scos\theta)] \}, \quad (6)$$

其中, erf 为误差函数, $\operatorname{erf}(a) = \frac{2}{\sqrt{\pi}} \int_0^a e^{-y^2} dy$, S 为分子速度比, $S = \frac{U}{\sqrt{2RT}}$.

对于分子与物面的漫反射情况, 反射后的速度服从 Maxwell 分布. 在 DSMC 中实现如下:

$$u = -(\ln(r_f))^{1/2} / \beta, \quad (7)$$

$$v = V \cos \theta, \quad (8)$$

$$w = V \sin \theta, \quad (9)$$

其中 $\beta = \left(2 \frac{k}{m} T_r\right)^{-1/2}$, $V = (-\ln(r_f))^{1/2} / \beta$, $\theta = 2\pi r_f$.

3) 气动特性的计算

气动力和气动热的计算是根据入射分子和反射分子数通量、动量通量、能量通量进行的.

作用于物面的气动压力

$$p = \frac{\sum mu_i - \sum mu_r}{\Delta t \cdot S}, \quad (10)$$

作用于物面的粘性应力

$$\tau = \frac{\sum mv_i - \sum mv_r}{\Delta t \cdot S}, \quad (11)$$

表面热流量

$$q = \frac{\sum E_i - \sum E_r}{\Delta t \cdot S}, \quad (12)$$

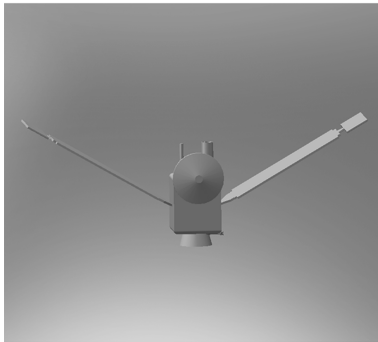
其中, i, r 分别代表入射分子和反射分子; E 表示分子的能量; Δt , S 分别为作用时间和作用面积.

另外, 在进行热流计算时, 除了考虑分子平动能外, 还需要考虑分子自身的内能, 即转动能和振动能, 由于振动特征温度较高, 本文的数值计算中分子内能假定只有转动能. 平动能与转动能之间在分子碰撞后能量分配采用 Larsen-Borgnakke 模型^[9].

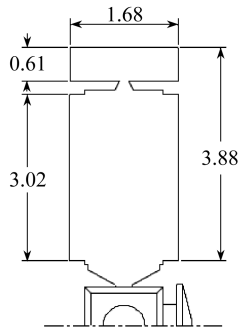
1.2 探测器的几何模型及模拟条件

由于实际的探测器结构是非常复杂的, 为了便于计算分析, 一般的研究中都会将实际模型进行简化处理. 本文应用 NASA 在 1997 年发射的火星全球勘测 (MGS) 号探测器^[5] 作为计算模型, 通过 CAD 处理, 图 2 给出了大气制动期间探测器简化模型图 (图 2(a)), 其中太阳能板是

主要的制动面,为了提高制动的效率,设计人员在每个太阳能板的一端增加一个阻力辅助翼 (drag flap),其关键结构尺寸参见图 2(b)。图 2(c)是探测器的非结构面网格模型。图 2(d)是探测器飞行坐标示意图。



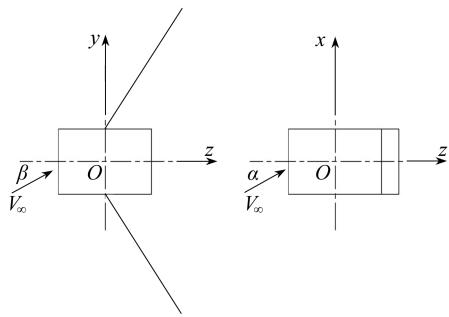
(a) 大气制动模型 CAD 图



(b) 大气制动模型关键结构尺寸(单位:m)



(c) 非结构面网格模型



(d) 坐标示意图

图 2 大气制动模型(MGS)

为了便于对比分析,本文的部分算例采用了文献[5,11]中一些经典的计算条件.太阳能板与 y 方向的夹角为 30° (见图 2(d)),火星大气由 $95.37\% \text{CO}_2$ 和 $4.63\% \text{N}_2$ 组成,来流速度为 $4\,811 \text{ m/s}$,来流气体温度为 148 K ,所有物面温度设为 300 K ,流动特征长度取为 8.73 m . 流场计算区域为 x 方向 $(-1.5 \text{ m}, 2.8 \text{ m})$, y 方向 $(-7.3 \text{ m}, 8.5 \text{ m})$, z 方向 $(-3.4 \text{ m}, 7.4 \text{ m})$. 分子碰撞采用 VSS 模型,分子与物面的反射为漫反射模型.表 1 给出了高度、密度、数密度、Knudsen 数对应关系。

表 1 高度-密度-数密度-Knudsen 数对应表

H/km	$\rho/(\text{kg}/\text{km}^3)$	n	Kn
100.0	120.0	$1.669\,7 \times 10^{18}$	0.071 7
110.0	60.0	$0.834\,9 \times 10^{18}$	0.143 5
120.0	16.7 *	$0.232\,4 \times 10^{18}$	0.515 4
130.0	12.9 *	$1.794\,9 \times 10^7$	0.667 2
135.0	12.0	$1.669\,7 \times 10^{17}$	0.717 3
170.7	0.08 *	$1.113\,0 \times 10^{15}$	105.989

注 带“*”的量表示 NASA 实测值。

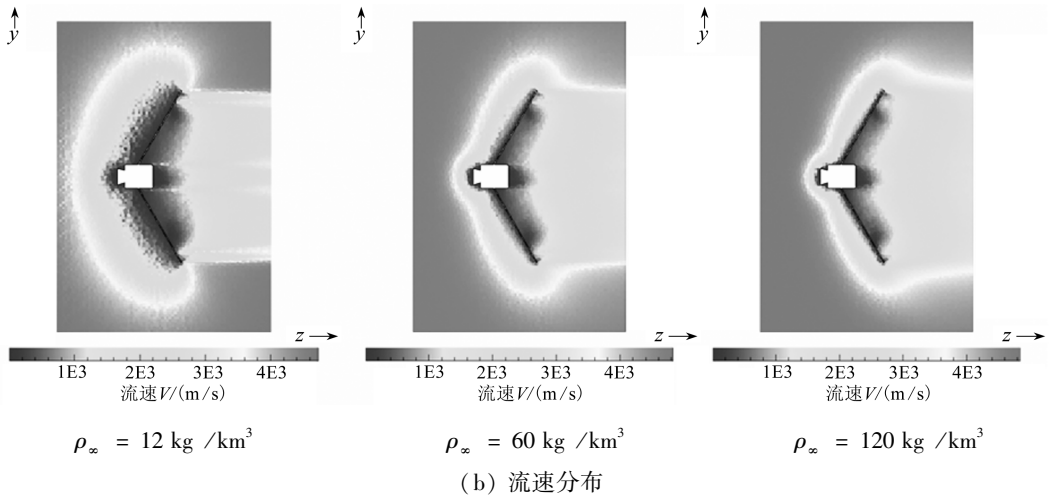
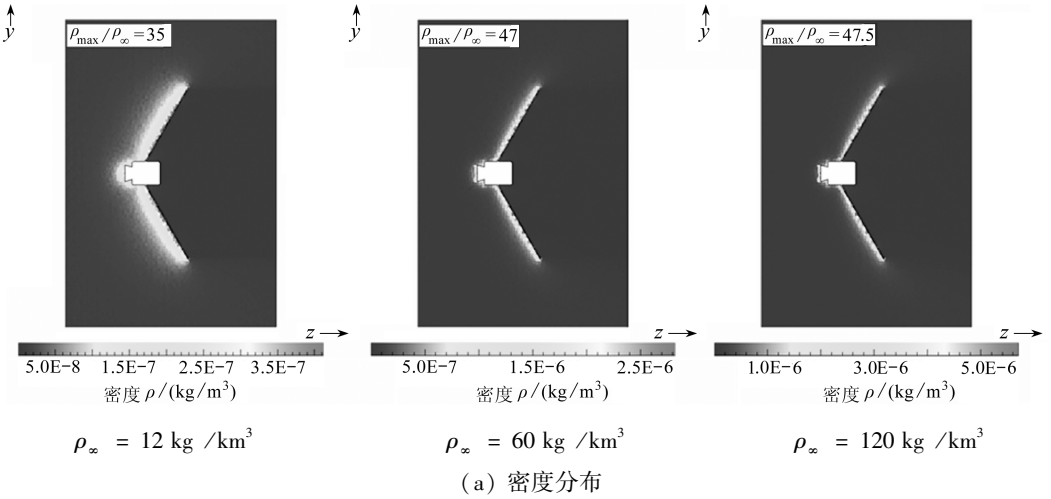
来流速度的 3 个分量计算如下：

$$\begin{cases} V_x = V_\infty \sin\alpha, \\ V_y = V_\infty \sin\beta \cos\alpha, \\ V_z = V_\infty \cos\beta \cos\alpha. \end{cases} \quad (13)$$

1.3 结果分析

为了分析大气制动模型(MGS)的稀薄气体动力学特性,以下重点计算了 $\alpha = 0, \beta = 0$, 来流速度为 $4\ 811\ \text{m/s}$, 来流密度为 $12\ \text{kg}/\text{km}^3, 60\ \text{kg}/\text{km}^3, 120\ \text{kg}/\text{km}^3$ 时的流场特性和气动特性分布情况。

图3给出了来流密度分别为 $12\ \text{kg}/\text{km}^3, 60\ \text{kg}/\text{km}^3, 120\ \text{kg}/\text{km}^3$ 时大气制动模型MGS的流场特性分布情况。从图3(a)可以看到,高密度区主要集中在面对来流方向的太阳能板表面附近,计算结果显示,随着来流密度的增加,探测器表面的最大密度与来流密度之比值也随之增大。图3(b)是流动速度的变化情况。图3(c)和图3(d)是探测器表面热流量和压力分布情况,结果显示,热流密度和压力分布是不均匀的,比如在探测器主要结构和太阳能板的边缘处表现出更大的热流密度,而在其它部位热流密度则相对较小。随着来流密度的增加,探测器表面热流和压力都呈现明显的升高趋势。其中不同密度情况下的最大热流密度值分别为 $685.8\ \text{W}/\text{m}^2, 3\ 227\ \text{W}/\text{m}^2, 6\ 493\ \text{W}/\text{m}^2$, 而最大压力值依次为 $0.303\ \text{N}/\text{m}^2, 1.534\ \text{N}/\text{m}^2, 3.102\ \text{N}/\text{m}^2$ 。



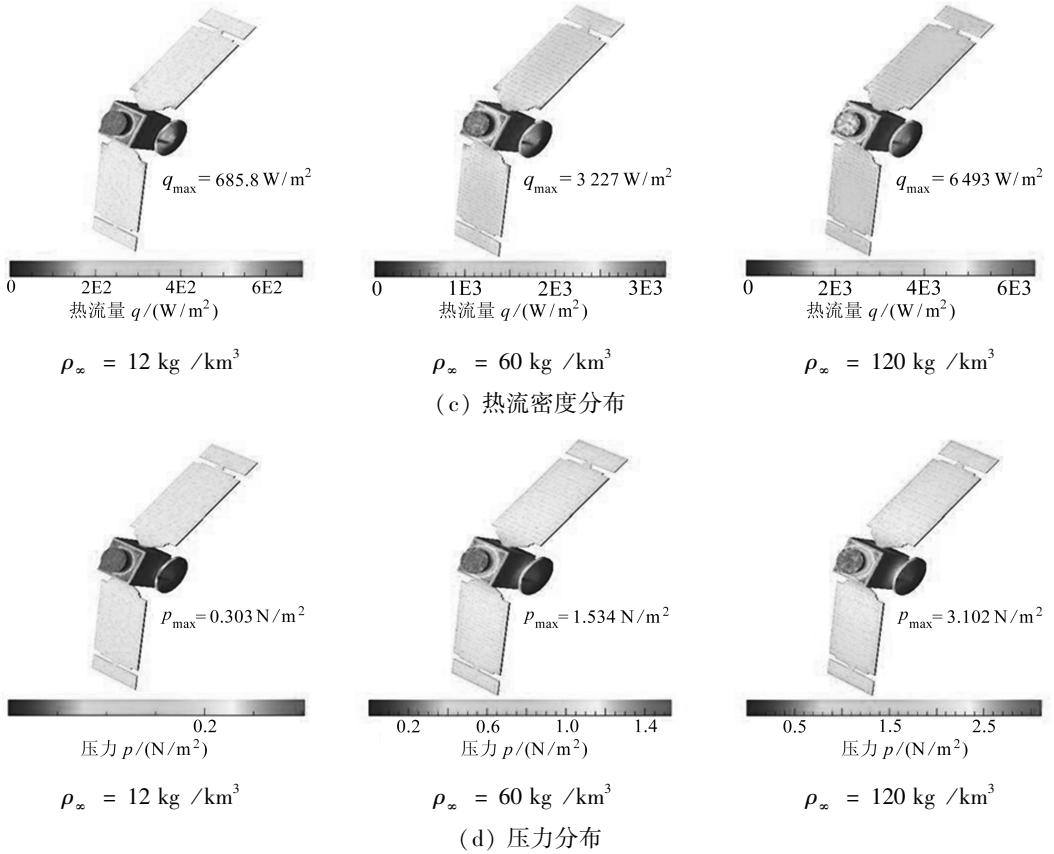


图 3 不同来流密度下 MGS 的流场特性

在实际的大气制动过程中,由于气动阻力的作用,探测器在近地点处的高度会发生相应的波动(见图 4)^[12],为了获取合适的大气阻力进行大气制动,而又不至于破坏探测器的关键结构,我们往往要根据实际的飞行状况和探测器的材料特性来给定一个制动范围,也即将探测器表面的热流密度和表面压力的上下极限值控制在一定的区域内。例如,在 1997 年的火星全球勘测号(MGS)探测器^[12]进行大气制动的主阶段,根据探测器的结构性能,限定了探测器所受的表面压力最大值不能超过 0.68 N/m²。依据图 3(d)计算结果,只有密度为 12 kg /km³ 所对应的高度适合进行大气制动过程,而其它两个高度由于探测器所承受的最大压力超过预定边界,有可能对探测器的结构造成破坏,因此必须通过轨道姿态调整尽量予以避免。以上分析可见,精确地对探测器在大气制动过程中所遇到的气动热、气动力大小进行模拟计算是非常重要的。

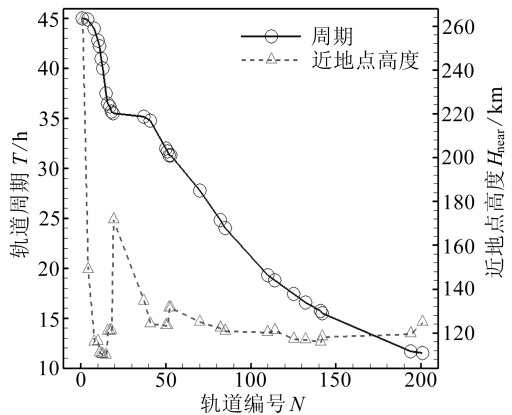
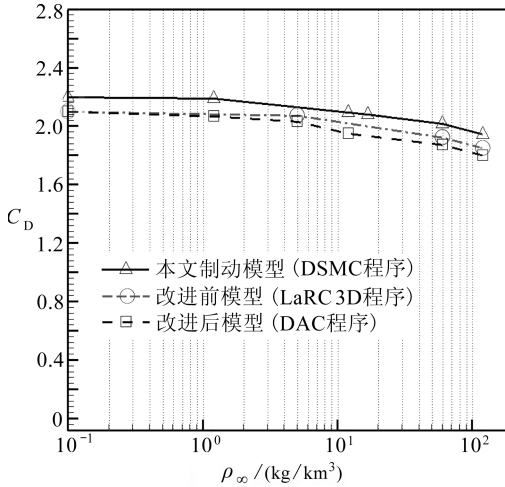


图 4 实际大气制动期间近地点的变化

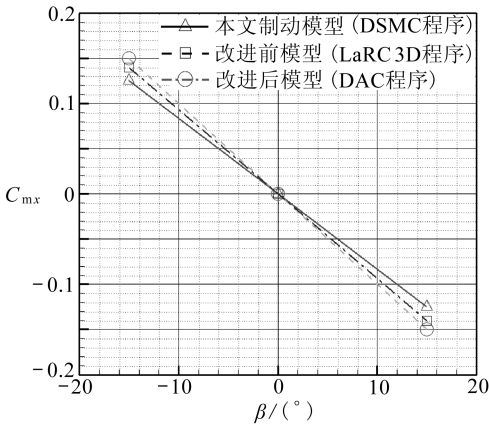
以下给出了探测器在大气制动期间气动特性变化曲线,总结这些变化规律有利于我们对实际大气制动过程进行有效的控制和优化。另外,为了验证目前所用程序计算的可靠性,以下

气动特性的计算结果与 Wilmoth 等^[5]的结果进行了对比分析。

图 5(a)是气动阻力系数随来流密度的变化曲线,实线表示本文的计算结果,另外两条曲线是文献中的计算结果^[5]。计算结果显示,阻力系数随密度增加呈现下降趋势,其值最大下降了 13%,这反映了当地大气的稀薄程度对探测器的气动特性会产生很大的影响。另外,从图中可以看出,3 条曲线的总体变化趋势是一致的,其值符合良好,证明了本文 DSMC 计算程序是可靠的,计算精度良好。

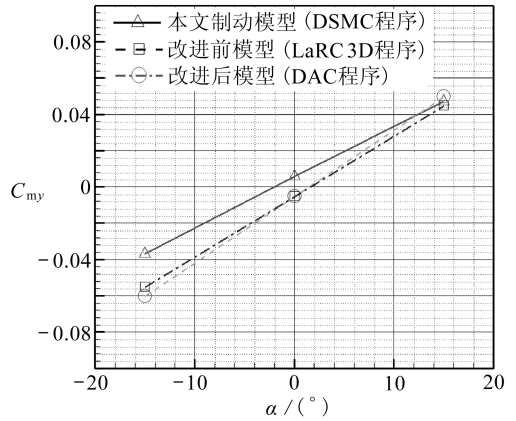


(a) 气动阻力系数随来流密度的变化情况



(b) 偏航力矩系数的变化情况

$$C_D = \frac{F_D}{0.5 \rho_\infty V_\infty^2 A_{\text{ref}}}, \quad (14)$$



(c) 俯仰力矩系数的变化情况

图 5 气体动力学系数的变化情况

$$C_{m,[x,y,z]} = \frac{M_{[x,y,z]}}{0.5 \rho_\infty V_\infty^2 A_{\text{ref}} L}, \quad (15)$$

其中 C_D 为阻力系数, F_D 为探测器所受阻力, ρ_∞ 为来流密度, V_∞ 为来流速度, $C_{m,[x,y,z]}$ 为 x, y, z 3 个方向的力矩系数, $M_{[x,y,z]}$ 为 x, y, z 3 个方向的力矩, A_{ref} 为大气制动模型的参考面积, 其值为 13.2 m^2 , L 为流动特征长度。

2 气动力-气动热-轨道一体化计算

探测器在经过大气捕获过程进入火星的椭圆轨道后,为了达到预定的近似圆形轨道,探测器必须通过一系列的大气制动过程.在大气制动中,根据 DSMC 计算的气动力变化如何预测探测器高度和速度的变化量,以获取最优的大气制动轨道,这是轨道计算需要解决的问题.

我们假设探测器从近地点附近切入火星轨道.由于探测器的初始切入速度和高度 V_0, H_0 是已知的,当地的大气密度 $\rho(h)$ 又可以选择合适的大气模型来求取,这样我们就可以通过 DSMC 程序来计算出此时的气动阻力.根据受力分析可知,探测器在大气制动过程中,主要受引力和和气动阻力作用而围绕火星运动.因此,依据轨道动力学学方程^[7]可以计算出探测器在一个时间步长内的运动情况,包括探测器的速度变化 ΔV 、高度变化 ΔH .最后,通过 n 个时间步,可以得到整个大气制动过程中轨道的变化情况.

通过以上分析,由于我们可以预先对探测器的气动力和气动热进行模拟计算,因此,在大气制动过程中,我们就可以参照探测器本身规定的动压极限和热量极限来调整探测器的姿态以获取最优的轨道变化量,这就是气动力-气动热-轨道一体化计算(见图 6).

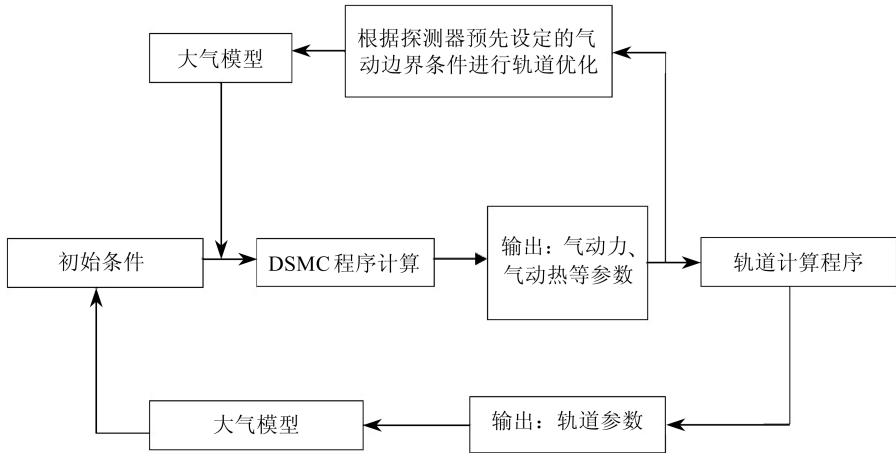


图 6 气动力-气动热-轨道一体化计算

表 2

速度-高度-气动力计算结果

高度 H/km	$V = 1\,000\text{ m/s}$	$V = 2\,000\text{ m/s}$	$V = 3\,000\text{ m/s}$	$V = 4\,000\text{ m/s}$	$V = 5\,000\text{ m/s}$
100	1.442	5.797	13.23	23.77	37.46
110	0.782 5	2.934 5	6.923	12.35	19.44
120	0.250 7	0.852 9	2.027	3.564	5.576
130	0.201 8	0.670 2	1.583	2.777	4.316
170.7	0.001 426	0.003 85	0.010 77	0.018 73	0.028 86

注 气动力的单位为 N.

为了方便轨道程序的计算,通过对不同来流速度和来流密度的气动特性进行分析(见表 2),我们拟合出一个气动阻力与来流速度、来流密度的近似公式:

$$F_D = KV_\infty^2 \rho_\infty, \quad (16)$$

其中系数 $K = 12.02\text{ m}^2$.

引用以下火星大气模型^[13]:

$$\rho(h) = \begin{cases} \rho_0 e^{-(h-h_0)/10}, & h < 110\,000, \\ \rho_0 e^{-(h-h_0)/9}, & h \geq 110\,000, \end{cases} \quad (17)$$

其中, $\rho(h)$ 是随高度 h 变化的大气密度, $\rho_0 = 16.7 \times 10^{-9} \text{ kg/m}^3$, $h_0 = 120\,000 \text{ m}$.

作为算例, 选择初始的切入速度为 $V_0 = 4\,790 \text{ m/s}$, 探测器离火星表面的初始高度 $H_0 = 130 \text{ km}$, 火星的半径 $r_{\text{Mars}} = 3\,380 \text{ km}$, 探测器的质量 $m = 767 \text{ kg}$, 时间步长 $\Delta t = 0.837 \text{ s}$, 时间步数 $n = 1\,500\,000$.

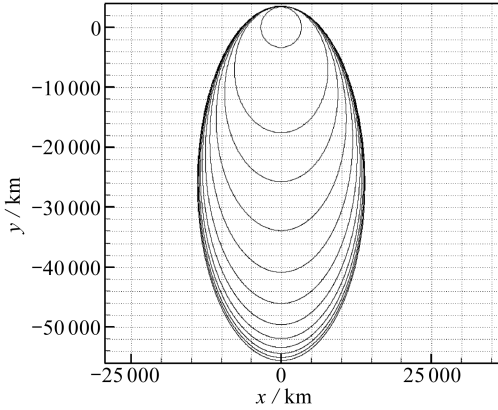


图7 大气制动模拟轨迹图

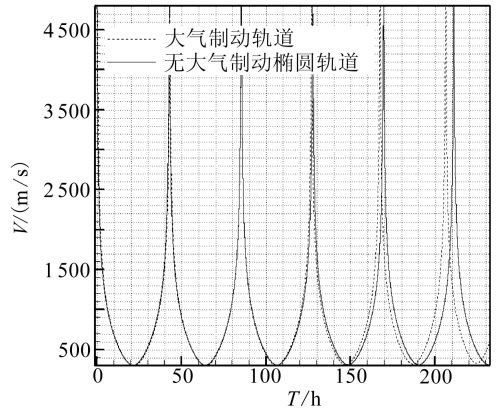


图8 大气制动期间探测器速度变化情况

表3 大气制动前后轨道参数对比

制动前			制动后		
近地点 $H_{\text{near}}/\text{km}$	远地点 H_{far}/km	周期 T/h	近地点 $H_{\text{near}}/\text{km}$	远地点 H_{far}/km	周期 T/h
130	55 592	42.9	72	17 599	14.9

图7是根据以上条件计算的大气制动轨道变化情况。从图中我们可以看到,通过第一阶段的大气制动,探测器的轨道发生了明显的变化,远地点的高度不断降低,制动效果明显。图8是探测器速度随时间的变化情况,图中实线是无大气制动条件下理想椭圆轨道运动的速度变化情况,而虚线表示的是大气制动条件下的轨道速度变化情况。从图中可以观察到,在相同的时间步长内,大气制动后的轨道周期明显小于大气制动前的轨道周期。表3给出了大气制动前后关键轨道参数的对比情况,数据显示制动效果是很明显的。

需要特别说明的是,以上所提出的大气制动模型与真实的飞行状态是有差距的,为了突出大气制动效果以及现有计算条件的限制,本文所设计的大气制动一体化模型是理想模型,仅考虑了气动阻力的影响。实际的火星大气制动过程往往需要数月时间,历经数百条轨道,需同时考虑到当地行星大气的不确定性、俯仰角、偏航角、姿控发动机的瞬态助推作用等因素的影响。

3 结 论

大气制动技术作为行星探测中一种创新性的变轨技术,正越来越多地应用于火星探测等深空探测任务中。大气制动过程中,由于目的行星大气的复杂性,探测器会遇到一系列的气动问题,针对这些问题进行研究,不仅可以进一步优化探测器的结构,还可以对大气制动轨道进行优化。本文主要从大气制动期间探测器的气动特性和大气制动轨道变化两个方面进行了研究,得到了以下结论:

1) 对于流场特性,高密度区域主要集中在太阳板表面附近,探测器表面最大密度与来流密度的比值随着来流密度的增加呈现升高趋势。探测器表面的压力和热流密度分布是不均匀的,在主结构和边缘处表现出更大的热流,而在其他部位则相对较小,且随着来流密度的增加,压力和热流密度也明显增大。

2) 分析了气体动力学系数的变化情况,气动阻力系数随来流密度的增加有所降低,力矩系数的变化趋势总体反映了探测器气动性能的稳定性。计算结果与文献中的结果进行了对比分析,符合良好,证明了本文 DSMC 程序计算结果是可靠的。

3) 提出了气动力-气动热-轨道一体化计算模型,这一计算模型与方法可以模拟大气制动过程。本文应用上述模型与方法将 DSMC 程序计算得到的气动特性耦合到轨道模拟中,并选取合适的大气模型,计算了探测器的大气制动轨迹,表现出很好的制动效果。

为进一步发展和完善气动力-气动热-轨道一体化计算的大气制动模拟方法,使其能更加准确地模拟整个大气制动过程,应不断提高 DSMC 程序计算的可靠性和效率,并考虑更为精确的行星大气模型以及实际大气制动条件。

参考文献:

- [1] Spencer David A, Tolson Robert. Aerobraking cost and risk decisions[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2007, **44**(6): 1285-1293.
- [2] Repic E M, Boobar M G, Chapel F G. Aerobraking as a potential planetary capture mode[J]. *J Spacecraft*, 1968, **5**(8): 921-926.
- [3] Gladden Roy E. Mars reconnaissance orbiter: aerobraking sequencing operations and lessons learned[R]. AIAA 2008-3353, 2008.
- [4] Haas Brian L, Schmitt Durwin A. Simulated rarefied aerodynamics of the Magellan spacecraft during aerobraking[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1994, **31**(6): 980-985.
- [5] Wilmoth R G, Rault D F G, Shane R W, Tolson R H. Rarefied aerothermodynamic predictions for Mars global surveyor[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1999, **36**(3): 314-322.
- [6] Takashima Naruhisa, Wilmoth Richard G. Aerodynamics of Mars Odyssey[R]. AIAA-2002-4809, AIAA Atmospheric flight mechanics conference and exhibit, 5-8 August, 2002.
- [7] Kumar Mrinal, Tewari Ashish. Trajectory and attitude simulation for aerocapture and aerobraking[R]. AIAA 2004-5284, 2004.
- [8] Lebeau G J, Lumpkin III F E. Application highlights of the DSMC analysis code software for simulating rarefied flow[J]. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, 2001, **191**(6/7): 595-609.
- [9] 沈青. 稀薄气体动力学[M]. 北京:国防工业出版社,2003.
- [10] Bird G A. *Molecular Gas Dynamics and the Direct Simulation of Gas Flows*[M]. Oxford: Clarendon Press, 1994.
- [11] Shane Russell W, Tolson Robert H, Rault Didier F G. Mars global surveyor aerodynamics for maneuvers in Martian atmosphere[R]. AIAA 1997-2509-199, 1997.
- [12] Lyons D T, Beerer J G, Esposito P, Johnston M, Willcockson W. Mars global surveyor: aerobraking mission overview[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1999, **36**(3): 307-313.
- [13] Mazarico Erwan, Zuber Maria T, Lemoine Frank G, Smith David E. Atmospheric density dur-

ing the aerobraking of Mars Odyssey from radio tracking data[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2007, 44(6): 1165-1171.

Spacecraft Aerodynamics and Trajectory Simulation During Aerobraking

ZHANG Wen-pu, HAN Bo, ZHANG Cheng-yi

(*Institute of Fluid Engineering, School of Aeronautics and Astronautics,
Zhejiang University, Hangzhou 310027, P. R. China*)

Abstract: The direct simulation Monte Carlo method (DSMC) was used to simulate rarefied aerodynamic characteristics during the aerobraking process of NASA Mars Global Surveyor (MGS) spacecraft. The research focused on the flowfield and aerodynamic characteristics distribution under various freestream densities, and the variation regularity of aerodynamic coefficients was analyzed. Also, an aerodynamics-aeroheating-trajectory integrative simulation model was developed to preliminarily calculate the aerobraking orbit transfer by combining DSMC technique and classical kinematics theory. Results show that the effect of planetary atmospheric density, spacecraft yaw and pitch attitudes on the spacecraft aerodynamics is significant. The numerical results are in good agreement with the existing results in the literature. The aerodynamics-aeroheating-trajectory integrative simulation model is proved to be able to simulate the orbit transfer in the complete aerobraking mission, and current results of spacecraft trajectory show that the aerobraking maneuvers give good performance of attitude control.

Key words: aerobraking; rarefied gas dynamics; DSMC; Mars spacecraft; aerodynamic characteristic; trajectory simulation