techcn.scichina.com





论文 嫦娥五号探测器专题II

基于SPH方法航天器含贮箱液体晃动分离动力学 研究

刘汉武1,2,3*,张华1,2,3、胡震宇1,3、王金童1、禹志1、袁勇1

- 1. 上海宇航系统工程研究所, 上海 201109;
- 2. 上海市空间飞行器机构重点实验室, 上海 201108;
- 3. 行星地面力学与工程仿生联合实验室, 上海 201109
- * E-mail: jingxi105@163.com

收稿日期: 2021-03-27; 接受日期: 2021-05-31; 网络版发表日期: 2021-08-04 国家中长期科技发展规划重大专项工程资助项目

摘要 航天器在轨分离属于空间微重力环境下的多体动力学,而液体晃动属于复杂的非线性动力学,本文采用光 滑粒子流体动力学方法(SPH方法)模拟航天器贮箱中带有自由表面的液体非线性晃动、建立了含贮箱液体晃动的 航天器耦合分离动力学模型、通过航天器分离动力学及流-固耦合动力学分析、解决了贮箱燃料液体大幅晃动对 航天器分离姿态的影响问题,给出了液体晃动对航天器产生的干扰力和力矩,对比了考虑液体晃动和假设贮箱液 体为刚体得到航天器分离姿态的差异,不同液面高度对航天器分离姿态、干扰力和力矩的影响情况,分析结果为 弹簧分离机构的优化设计和分离安全性设计提供参考, 同时提高了航天器在轨姿态控制设计的可靠性.

关键词 航天器、液体晃动、光滑粒子流体动力学方法(SPH)、流-固耦合、分离动力学

1 引言

随着航天任务的复杂性和运载器能力的提升、航 天器的重量越来越大, 需要携带大型载荷和大量燃料 来完成复杂多样的航天任务. 一般采用多器串联、同 时在轨完成多次分离的方式进行, 分离的安全性、可 靠性直接影响航天任务的成败. 航天器分离过程涉及 分离速度、姿态等众多动力学设计指标问题, 由于地 面试验手段的局限、难以模拟空间零重力状态下的航 天器分离过程, 仿真分析成为基本方法和必要手段, 目前大型复杂航天器在轨分离动力学分析为达到高精 度和高可靠性。均会考虑多参数的偏差影响。张华等 人[1]在航天器分离仿真过程中引入了多参数、开展了 敏感性分析、打靶分析等: 沈晓凤等人[2]考虑了小卫 星偏心和加工误差等因素进行了蒙特卡罗分析; 赵刚 练等人[3]分析了不同分离导轨间隙对分离的影响; 卢 丽颖等人[4]研究了弹簧刚度、弹簧初始压缩量、子星 质量、弹簧安装位置偏差和姿态角偏差对分离速度的 影响:袁瑞[5]考虑太阳帆板的柔性效应对轨道运动的 影响和对姿态运动的影响进行了分析; 刘汉武等人[6] 考虑了太阳翼和分离舱的柔性特性对航天器分离的影 响: 张华等人[7]对两对接飞行器的分离过程和地面模

引用格式: 刘汉武, 张华, 胡震宇, 等. 基于SPH方法航天器含贮箱液体晃动分离动力学研究. 中国科学: 技术科学, 2021, 51: 938-947 Liu H W, Zhang H, Hu Z Y, et al. Simulation analysis of liquid sloshing separation in spacecraft with tank based on SPH method (in Chinese). Sci Sin Tech, 2021, 51: 938-947, doi: 10.1360/SST-2021-0123

© 2021 《中国科学》杂志社 www.scichina.com 拟试验过程进行了理论分析和仿真研究. 美国、俄罗斯、法国等国家也已经开展了大量的发射、分离方面的研究[8-10].

上述这些研究均未考虑贮箱液体晃动对航天器在 轨分离的影响. 航天器在执行任务时要进行多次变轨 机动、故需要携带大量的燃料、航天器在轨分离时间 一般很短, 分离机构需要提供较大的分离载荷, 此时 贮箱燃料液体已经超出了小幅晃动的范畴、液体的大 幅晃动对航天器分离姿态的影响将不可忽视。于强等 人[11]采用光滑粒子流体动力学(SPH)方法较好地解决 了有重力环境下的液体晃动问题: 岳宝增等人[12]采用 基于ALE描述的CBS有限元方法数值模拟球形贮箱中 三维液体大幅晃动, 提出了一种新颖的网格移动算法; 马超等人[13]采用绝对节点坐标列式流体单元研究了 矩形容器内液体晃动问题: 张挺等人[14]采用广义有限 差分法分析了二维水槽液体晃动问题; 王平平等人[15] 提出了一种改进的适用于多相流模拟的粒子算法、在 SPH水动力学模拟中得到很好的应用; 温鸿杰等人[16] 利用SPH方法模拟波浪在深海台礁上的传播变形过 程, 说明贮箱液体大幅晃动对航天器在轨姿态影响显 著, 考虑贮箱液体晃动的航天器分离动力学分析至关 重要.

本文采用SPH方法,建立了含贮箱液体燃料晃动的航天器耦合分离动力学模型,通过航天器分离动力学及流-固耦合动力学分析,研究了贮箱液体燃料大幅晃动对航天器分离姿态的影响,给出了液体晃动对航天器产生的干扰力和力矩,并研究了不同液面高度对航天器分离姿态、干扰力和力矩的影响规律.

2 分析方法

航天器贮箱形状通常较为复杂,一般的液体燃料 振动问题很难得到精确解,为了理论分析贮箱内液体 燃料的晃动特性,将贮箱形状简化为刚性的圆球形容 器,液体燃料简化为无旋无黏均匀不可压缩流体,从 理论角度出发研究贮箱液体晃动特性.

坐标系设置如图1所示, *x*和*y*轴在液体表面平面内, *z*轴垂直于液体表面. 假设贮箱液体在单连通区域为单值速度势函数, 可以得到速度场如下^[17]:

$$\mathbf{V} = \nabla \,\phi,\tag{1}$$

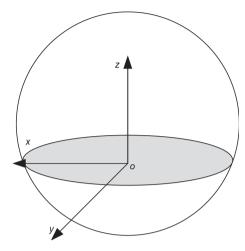


图 1 液面坐标系定义

Figure 1 Definition of liquid level coordinate system.

其中、V中速度梯度、 ϕ 为速度势.

贮箱液体单质点牛顿第二运动定律可表示为

$$\frac{1}{\rho}\Delta p + \mathbf{F}_{\mathbf{B}} = \mathbf{A},\tag{2}$$

其中, ρ 为贮箱液体密度,p为贮箱液体压强, F_B 为贮箱液体体力,A为贮箱液体加速度.利用如下关系:

$$\frac{\mathrm{d}(\Psi)}{\mathrm{d}t} = u \frac{\partial(\varphi)}{\partial x} + v \frac{\partial(\varphi)}{\partial y} + w \frac{\partial(\varphi)}{\partial z} + \frac{\partial(\varphi)}{\partial t},\tag{3}$$

其中, Ψ 是 φ 的函数.

上述方程可以重新写成:

$$\frac{\partial u}{\partial t} + u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} + w \frac{\partial u}{\partial z} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x},
\frac{\partial v}{\partial t} + u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} + w \frac{\partial v}{\partial z} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial y},
\frac{\partial w}{\partial t} + u \frac{\partial w}{\partial x} + v \frac{\partial w}{\partial y} + w \frac{\partial w}{\partial z} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial z} - \mathbf{A},$$
(4)

其中,假设贮箱液体体力仅由加速度场引起,同时贮箱 液体燃料是连续的,故

$$\nabla \cdot \mathbf{V} = 0. \tag{5}$$

给定初始条件和边界条件,通过方程(4)和(5)可以确定液体燃料的速度分量*u*, *v*, *w*和压力*p*.

式(1)代入式(5), 得到

$$\nabla^2 \phi = \frac{\partial^2 \phi}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \phi}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 \phi}{\partial z^2} = 0.$$
 (6)

假设贮箱液体燃料是无旋流体, ρ为常数, 方程(4)

先积分后线性化可得

$$\frac{\partial \phi}{\partial t} + gz + \frac{1}{\rho}p = 0,\tag{7}$$

其中, 加速度场为重力加速度. ϕ 从方程(6)确定, 贮箱液体燃料速度矢量V可由方程(1)求得, 压力分布p可由方程(7)求得. 作用于贮箱上的力和力矩可以由压力p积分得到.

3 航天器与液体燃料耦合动力学建模

航天器贮箱液体大幅晃动过程是一个复杂的流-固耦合问题,基于网格算法,拉格朗日网格无法单独 地、较好地模拟液体大幅晃动问题. 而SPH方法能更 好地解决复杂的流-固耦合问题和大变形问题. SPH是 一种无网格的数值模拟方法^[18],因此其可以在不需要 绘制特殊网格的情况下,更好地处理介质的扭曲和拉 伸,贮箱液体燃料可以利用该方法离散为若干粒子, 每个粒子都具有液体燃料的物理特性,如密度、质量 和速度等,并采用核函数积分近似,最后通过拉格朗 日N-S方程组,得到贮箱液体燃料粒子运动的常微分 方程组,可求得若干粒子的各物理量.

3.1 近似方法及控制方程

利用贮箱液体燃料粒子核函数将任意函数*f*(*x*)进行积分近似,即核函数近似为

$$\langle f(x) \rangle = \int_{\Omega} f(x') W(x - x', h) dx',$$
 (8)

式中, Ω 为包含x的积分域, W为核函数, h为定义W影响区域的光滑长度.

采用高斯型函数表达液体燃料粒子核函数如下:

$$W(R,h) = \alpha_d e^{-R^2},\tag{9}$$

式中, R为粒子间的相对距离; $\alpha = 1/\pi h^2$.

粒子化拉格朗日型的N-S连续性方程得到

$$\frac{\mathrm{d}\rho_i}{\mathrm{d}t} = \sum_{j=1}^N m_j v_{ij}^{\ \beta} \frac{\partial W_{ij}}{\partial x_i^{\ \beta}},\tag{10}$$

式中, ρ_i 为粒子密度;N为粒子i支持域内的粒子总数; m_j 为粒子质量; v_{ij} 为中心粒子与支持域内粒子的速度差, v_{ij} = v_i - v_j ; β 为坐标分量.

贮箱液体燃料粒子动量方程为

$$\frac{\mathrm{d}v_{i}^{\alpha}}{\mathrm{d}t} = -\sum_{j=1}^{N} m_{j} \left(\frac{p_{i}}{\rho_{i}^{2}} + \frac{p_{j}}{\rho_{j}^{2}} \right) \frac{\partial W_{ij}}{\partial x_{i}^{\alpha}} + \sum_{j=1}^{N} m_{j} \left(\frac{\mu_{i} \varepsilon_{i}^{\alpha\beta}}{\rho_{i}^{2}} + \frac{\mu_{j} \varepsilon_{j}^{\alpha\beta}}{\rho_{j}^{2}} \right) \frac{\partial W_{ij}}{\partial x_{i}^{\beta}}, \tag{11}$$

式中, v_i 为粒子速度; α , β 为坐标分量; p_i , p_j 为中心粒子 压强; μ_i , μ_j 为粒子的黏性系数; $\varepsilon_i^{\alpha\beta}$ 为剪应变率, 具体如 下式:

$$\varepsilon_{i}^{\alpha\beta} = \sum_{j=1}^{N} \frac{m_{j}}{\rho_{i}} v_{ji}^{\beta} \frac{\partial W_{ij}}{\partial x_{i}^{\alpha}} + \sum_{j=1}^{N} v_{ji}^{\alpha} \frac{\partial W_{ij}}{\partial x_{i}^{\beta}} - \left(\frac{2}{3} \sum_{j=1}^{N} \frac{m_{j}}{\rho_{j}} v_{ji} \nabla W_{ij}\right) \delta^{\alpha\beta}.$$

$$(12)$$

3.2 SPH方法的精度

SPH方法模拟的贮箱液体燃料是用弱可压缩性流体模型代替不可压缩流体,其中加入了人工可压缩率,误差为 $O(M^2)(M$ 为马赫数,M=v/c,v为流场中速度最大值,c为模型声速). 按照可压缩流体的状态方程计算液体燃料的压力:

$$p = \frac{c^2 \rho_0}{\gamma} \left[\left(\frac{\rho}{\rho_0} \right)^{\gamma} - 1 \right], \tag{13}$$

式中, ρ_0 为参考密度; γ 是常数,取为7.

故c影响着模拟精度, 一般c采用下式确定:

$$c^{2} = \max\left(\frac{v_{b}^{2}}{\delta}, \frac{vv_{b}}{\delta L}, \frac{FL}{\delta}\right),\tag{14}$$

式中, v_b 为整体流速; δ 为相对密度差; v为动力黏滞系数; F为体积力; L为特征长度.

3.3 边界条件

在贮箱与液体燃料的边界上,为保证液体燃料粒子既不穿透贮箱壁,也不能脱离贮箱壁,因此在贮箱壁上分布一组虚粒子,对附近的液体燃料粒子产生排斥力,排斥力的计算公式如下:

$$PB_{ij} = \begin{cases} D \left[\left(\frac{r_0}{r_{ij}} \right)^{n_1} - \left(\frac{r_0}{r_{ij}} \right)^{n_2} \right] \frac{x_{ij}}{r_{ij}^2}, & \frac{r_0}{r_{ij}} \le 1, \\ 0, & \frac{r_0}{r_{ij}} > 1, \end{cases}$$
(15)

式中, n_1 和 n_2 分别取值为12和4; r_0 为排斥力的作用范围: D为常数.

对于自由表面边界,采用Dirichlet边界条件方法,根据粒子i的粒子密度判断其是否位于自由边界上,如果粒子i的密度满足式(16),则认定其在自由表面上,并使其密度等于流体表面的实际密度.

$$\rho_i < \beta \rho_o, \tag{16}$$

式中, ρ_o 是自由表面流体的实际密度,参数 β 在 0.80~0.98之间,本文将其取值为0.95.

4 含贮箱液体晃动的耦合分离动力学建模

航天器分离机构将两个连接的飞行器分离主要靠安装在对接框面的4根分离推杆提供动力^[6],其中每一根的推力都是独立作用在对接框面上,且沿*x*(负)方向(图2):

$$F_{i} = \begin{cases} F_{0} + ku_{xi}, |u_{xi}| \le s_{0} \\ 0, |u_{xi}| > s_{0} \end{cases}, \quad i = 1, 2, 3, 4, \tag{17}$$

式中, F_i 是第i根推杆作用的推力, u_{xi} (\leq 0)是第i根推杆的端面在x方向的位移, F_0 ,k分别为分离推杆的预紧力和弹性常数, s_0 是弹簧推杆的最大伸出长度. 分离推杆作用在O点的力和力矩可简化为

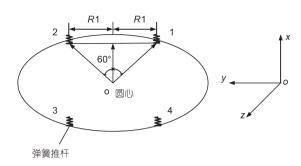


图 2 分离推杆作用点及坐标系

Figure 2 Separation of the push rod point and coordinate system.

$$\widetilde{\mathbf{F}} = -\begin{bmatrix} 4F_0 A_{11} & 4F_0 A_{21} & 4F_0 A_{31} & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}^{\mathrm{T}}$$

$$-4k \begin{bmatrix} \overline{\mathbf{A}}^{\mathrm{T}} \overline{\mathbf{A}} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & R_1^2 \overline{\mathbf{B}}^{\mathrm{T}} \overline{\mathbf{IB}} \end{bmatrix} \widetilde{\mathbf{u}}, \tag{18}$$

式中, $\tilde{\mathbf{r}}$ 和 $\tilde{\mathbf{u}}$ 分别为广义力和广义位移。 \mathbf{A} 和 \mathbf{B} 为与方向角有关的转换矩阵, \mathbf{I} 为一常数矩阵。

系统总动能

$$T = \frac{1}{2} \mathbf{v}^{\mathsf{T}} \mathbf{D} \mathbf{v},\tag{19}$$

式中, v为广义速度,

$$\mathbf{v} = \begin{bmatrix} \dot{u} \ \dot{v} \ \dot{w} \ \dot{\varphi} \ \dot{\theta} \ \dot{\psi} \end{bmatrix}^{\mathrm{T}}. \tag{20}$$

D为包含飞行器质量惯量特性及运动方向角的矩阵:

$$\mathbf{D} = \begin{bmatrix} m_1 + m_2 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & m_1 + m_2 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & m_1 + m_2 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & I_z & \theta \varepsilon I_x & \theta (I_y - I_z) \\ 0 & 0 & 0 & \theta \varepsilon I_x & I_x & (\varepsilon + \varphi)I_x \\ 0 & 0 & 0 & \theta (I_y - I_z) & (\varepsilon + \varphi)I_x & I_y + 2\varphi \varepsilon I_x \end{bmatrix}. \tag{21}$$

通过第二类拉格朗日方程

$$\frac{\mathrm{d}}{\mathrm{d}t}\frac{\partial \mathbf{T}}{\partial \mathbf{\tilde{v}}} - \frac{\partial \mathbf{T}}{\partial \mathbf{\tilde{u}}} = \mathbf{\tilde{F}}.$$
(22)

得到动力学方程:

$$\mathbf{D}\ddot{\mathbf{u}} + \mathbf{C}\dot{\mathbf{u}} + 4k\mathbf{Q}\hat{\mathbf{u}} = -\mathbf{f} + \mathbf{PB},\tag{23}$$

其中,

$$\mathbf{f} = \begin{bmatrix} 4F_0 & 4F_0 \varphi & -4F_0 \psi & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}^{\mathrm{T}}, \tag{24}$$

$$\mathbf{Q} = \begin{bmatrix} 1 & \varphi & -\psi & 0 & 0 & 0 \\ \varphi & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -\psi & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 3R_1^2 & 0 & -2\theta R_1^2 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -2\theta R_1^2 & 0 & R_1^2 \end{bmatrix}, \tag{25}$$

式中, D为广义质量阵; C为阻尼; Q为刚度系数.

航天器在轨分离通过爆炸螺栓解锁后,弹簧力开始作用,使得主被动飞行器分离,分离过程可以看作是一个大范围运动的动力学问题,利用刚体运动学理论可以得到主被动飞行器分离后的姿态,航天器在轨分离示意图(图3).

引入贮箱燃料的液体大幅晃动非线性特性,使得航天器分离动力学变得更加复杂,而SPH方法可以有效解决该问题,航天器主体结构采用拉格朗日网格单元建模,贮箱燃料采用光滑粒子建模,贮箱的半径为0.55 m,充液比为贮箱体积的1/3,单个贮箱燃料采用4146个SPH粒子,初始间距为0.03 m,建立燃料与贮箱流固耦合模型(图4),与航天器组合得到含液体晃动的航天器在轨分离耦合动力学模型(图5).

5 算例分析

我国探月工程三期重大专项旨在实现探月 "绕"、"落"、"回"总体路线规划的最后一步、探测器

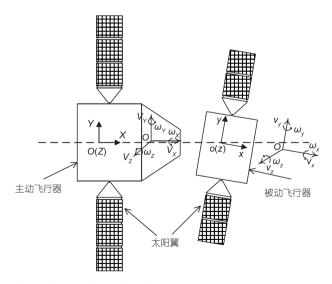


图 3 航天器在轨分离示意图

Figure 3 On orbit separation diagram of spacecraft.



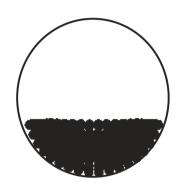


图 4 燃料与贮箱流-固耦合模型

Figure 4 Fluid-solid coupling model of fuel and tank.

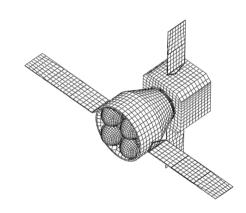


图 5 含液体晃动的航天器在轨分离动力学模型 Figure 5 Dynamic model of spacecraft separation in orbit with liquid sloshing.

由轨道器、上升器、着陆器、返回器四器组成,其中轨道器携带大量的液体燃料,并且探测器在轨将实现多次分离,液体燃料对其分离动力学特性影响最为显著,本文以轨道器与着陆器分离为例,研究液体燃料晃动对航天器分离动力学特性的影响.

5.1 贮箱液体晃动影响分析

轨道器与着陆器在接收到分离指令后,爆炸螺栓首先解锁,其分离界面安装的4个分离弹簧开始工作,为实现既定的分离速度提供动力,弹簧分离力作用曲

线如图6, 贮箱中剩余1/3液体燃料, 液体燃料的液面形状在分离力的作用下发生改变如图7所示.

由图7可知,液体燃料的液面在分离力的作用下发生大幅晃动,其液面形状也发生较大变化,最后液面发生破碎,与贮箱发生耦合运动.

分离机构为星体提供了足够的分离速度,同时为了减少控制难度,需要保证星体分离后不能产生较大的分离角速度,为了满足一定的分离速度和分离角速度指标,分离动力学分析需要给出分离后星体的姿态

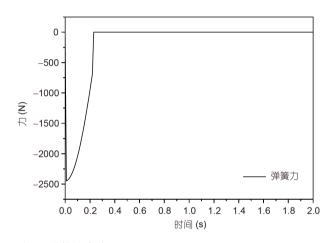


图 6 弹簧分离力
Figure 6 The separation force of spring.

参数,另外为了研究考虑液体晃动和不考虑液体晃动 (即星体为刚体)对航天器分离动力学的影响,故分别 给出了分离后星体的分离速度和角速度不同状态的对 比曲线如图8所示.

由图8和表1可知,星体在分离机构作用下分离速度发生突变,同时由于贮箱液体燃料的晃动耦合作用,星体分离速度发生波动,最终与刚体等效的分离速度结果较为接近;星体分离角速度在贮箱液体燃料的晃动耦合作用下发生较大波动,总体看来显著低于燃料刚体等效分析结果,故说明航天器贮箱燃料刚体等效考虑对于分离动力学分析较为严酷,若要得到较为准确的分离动力学模型和分析结果,需要考虑液体燃料的大幅晃动影响.

5.2 贮箱液体晃动影响分析

根据航天任务需要, 航天器在轨分离的时机各不相同, 有的在任务起始段分离, 这时贮箱燃料较多, 有的在任务结束段分离, 这时贮箱燃料较少. 为了分析不同分离时机贮箱液体晃动对航天器分离动力学的影响, 选取了贮箱液体余量为2/3, 1/2, 1/3和1/6液面进行分析, 给出星体分离速度和分离角速度的对比结果.

由图9可知,不同液体燃料余量得到航天器分离速度和分离角速度不同,1/6和1/3液体燃料余量液体晃动

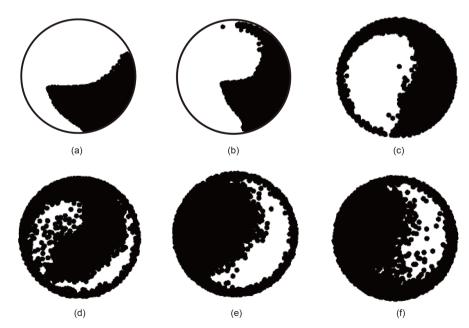


图 7 贮箱燃料液面形状. (a) 0.5 s; (b) 1.0 s; (c) 2.5 s; (d) 5.0 s; (e) 7.5 s; (f) 10 s Figure 7 Tank fuel level shape. (a) 0.5 s; (b) 1.0 s; (c) 2.5 s; (d) 5.0 s; (e) 7.5 s; (f) 10 s.

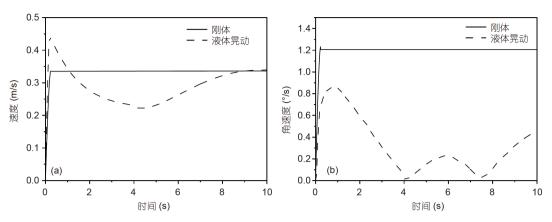


图 8 星体分离速度(a)和分离角速度(b)

Figure 8 Star separation velocity (a) and angular velocity (b).

表 1 贮箱液体晃动对航天器分离姿态的影响

Table 1 Influence of liquid sloshing in tank on spacecraft separation attitude

参数	刚体	含液体晃动
分离速度 (m/s)	0.336	0.339
分离角速度 (°/s)	1.206	0.462

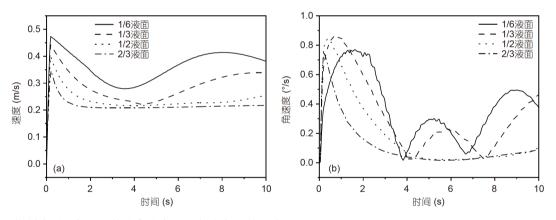


图 9 不同燃料余量对航天器的分离速度(a)和角速度(b)的影响

Figure 9 Influence of different fuel margins on separation velocity (a) and angular velocity (b) of spacecraft.

对航天器的分离姿态比1/2和2/3液体燃料余量液体晃动对航天器分离姿态影响较大,这是由于1/6和1/3液体燃料余量液体晃动效应明显,液体晃动产生的耦合作用较大,而1/2和2/3液体燃料余量液体晃动耦合作用较小,为了进一步说明贮箱不同液体燃料余量液体晃动对航天器分离姿态产生不同影响效果的原因,给出了贮箱液体晃动干扰力和力矩.

由图10可知, 贮箱不同液体燃料余量液体晃动产

生的耦合作用力和力矩较为复杂,液体晃动产生的非线性特性较为明显,总体看来1/6和1/3液体燃料余量液体与1/2和2/3液体燃料余量液体相比晃动作用力和力矩较大,这说明了1/6和1/3液体燃料余量液体晃动对航天器的分离姿态比1/2和2/3液体燃料余量液体晃动对航天器分离姿态影响较大的原因. 由此得到的液体晃动作用力和力矩可作为航天器动力学姿态控制的输入,为航天器分离后姿态控制的稳定性和准确性提供支撑.

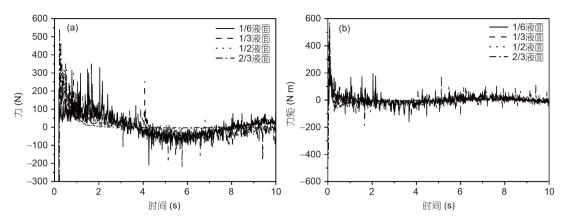


图 10 贮箱液体干扰力(a)和干扰力矩(b)

Figure 10 Interference force (a) and interference torque (b) of liquid in tank.

6 结论

为了考虑贮箱液体燃料大幅晃动对航天器在轨分离动力学分析的影响,基于光滑粒子流体动力学方法(SPH)建立了航天器含液体晃动的耦合分离动力学模型,并进行了航天器在轨分离动力学分析,根据分析结果得出以下结论.

(1) 贮箱液体燃料大幅晃动对航天器在轨分离姿态影响较大,液体燃料刚体等效难以得到准确的分离动力学模型,因此航天器在轨分离动力学分析考虑贮箱液体燃料大幅晃动的作用必不可少.

- (2) 不同液体燃料余量得到航天器分离速度和分离角速度不同,说明不同液体燃料余量液体晃动耦合作用大小不一致,可为航天器在轨分离的时机选择提供参考.
- (3) 含贮箱液体晃动的航天器在轨耦合分离动力学分析可给出液体晃动作用力和力矩,该作用力和力矩可作为航天器在轨姿态控制的输入,基于光滑粒子流体动力学方法(SPH)建立的含液体晃动的航天器在轨分离耦合动力学模型,保障了航天器整器动力学控制的准确性和可靠性,同时对我国探月工程三期重大专项的实施提供了技术支撑.

致谢 感谢探月三期工程嫦娥五号探测器总指挥、总设计师杨孟飞院士对本文的指导和意见.

参考文献

- 1 Zhang H, Hu Z Y, Liu H W, et al. Research on dynamic simulation of on-orbit aircraft separation based on multiple parameters deviation influence (in Chinese). J Dynam Control, 2018, 16: 295–301 [张华, 胡震宇, 刘汉武, 等. 基于多参数偏差影响的航天器分离动力学仿真研究. 动力学与控制学报, 2018, 16: 295–301]
- 2 Shen X F, Xiao Y Z, Du S H, et al. Dynamic simulation of eccentric sub-satellite based on Monte Carlo method (in Chinese). Aerosp Shanghai, 2014, 31: 12–17 [沈晓凤, 肖余之, 杜三虎, 等. 基于蒙特卡罗方法的小卫星偏心分离动力学分析. 上海航天, 2014, 31: 12–17]
- 3 Zhao G L, Jiang Y, Chen Y J, et al. Computational method for dynamics simulation of payload separation from satellite with rail clearance (in Chinese). Chin J Theoret Appl Mech, 2013, 45: 948–956 [赵刚练, 姜毅, 陈余军, 等. 考虑导轨间隙的在轨分离动力学计算方法. 力学学报, 2013, 45: 948–956]
- 4 Lu L Y, Meng X H, Xing Y L. Dynamic study of satellite space separation (in Chinese). J Dynam Control, 2014, 12: 165–169 [卢丽颖, 孟宪红, 邢依琳. 卫星空间分离动力学研究. 动力学与控制学报, 2014, 12: 165–169]
- 5 Yuan R. Investigation on the orbit maneuver dynamics and separation dynamics of spacecrafts (in Chinese). Dissertation for Master's Degree. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2009 [袁瑞. 航天器轨道机动动力学和分离动力学研究. 硕士学位论文. 上海: 上海交通大学,

2009]

- 6 Liu H W, Zhang H, Wang J T, et al. Simulation analysis of complex spacecraft separation dynamics considering characteristics of flexible multi-body (in Chinese). J Astronaut, 2017, 38: 352–358 [刘汉武, 张华, 王金童, 等. 考虑柔性多体特征的复杂航天器分离动力学仿真分析. 宇航学报、2017, 38: 352–358]
- 7 Zhang H, Xiao Y Z, Xu B H, et al. Analysis study on separation of aerospace vehicle and ground simulation test (in Chinese). J Astronaut, 2008, 29: 1761–1765 [张华, 肖余之, 徐博侯, 等. 空间飞行器的对接分离与地面模拟试验的仿真分析研究. 宇航学报, 2008, 29: 1761–1765]
- 8 Marti S K, Nesrin S K, Hudson G C, et al. Gravity air launching of Earth-to-orbit space vehicles. In: Space 2006. San Jose, 2006. AIAA 2006-7256
- 9 Sandau R. Status and trends of small satellite missions for Earth observation. Acta Astronaut, 2010, 66: 1-12
- 10 Rogers A Q, Paxton L J. Small satellite constellations for measurements of the near-Earth space environment. In: Digest of the Seventh International Symposium of the IAA. Berlin: Wis Senschaftund Technik Verlag, 2009
- 11 Yu Q, Wang T S. Dynamic analysis of large-scale amplitude liquid sloshing in the spacecraft (in Chinese). Sci Sin-Phys Mech Astron, 2019, 49: 024514 [于强, 王天舒. 航天器贮箱内液体大幅晃动动力学分析. 中国科学: 物理 力学 天文学, 2019, 49: 024514]
- 12 Yue B Z, Tang Y. Numerical simulation of three dimensional large-amplitude liquid sloshing in spherical containers (in Chinese). J Astronaut, 2016, 37: 1279–1284 [岳宝增, 唐勇. 球形贮箱中三维液体大幅晃动数值模拟. 宇航学报, 2016, 37: 1279–1284]
- 13 Ma C, Wei C, Tang L, et al. A study of Lagrangian fluid element based on absolute nodal coordinate formulation and its application in liquid sloshing (in Chinese). Eng Mech, 2015, 32: 58–67 [马超, 魏承, 汤亮, 等. 绝对节点坐标列式流体单元建模方法及在液体晃动问题中的研究. 工程力学, 2015, 32: 58–67]
- 14 Zhang T, Ren Y F, Yang Z Q, et al. Generalized finite difference method for non-linear free-surface problems of liquid sloshing (in Chinese). J Sichuan Univ (Eng Sci Ed), 2016, 48: 8–14 [张挺, 任聿飞, 杨志强, 等. 基于广义有限差分法求解非线性自由液面的液体晃动问题. 四川大学学报(工程科学版), 2016, 48: 8–14]
- 15 Wang P P, Zhang A M, Meng Z F. An improved particle shifting algorithm for multiphase flows in SPH method (in Chinese). Chin Sci Bull, 2020, 65: 729–739 [王平平, 张阿漫, 孟子飞. 一种改进的适用于多相流SPH模拟的粒子位移修正算法. 科学通报, 2020, 65: 729–739]
- 16 Wen H J, Zhang X, Ren B, et al. A numerical simulation of wave transformation over platform reef using SPH method (in Chinese). Chin Sci Bull, 2018, 63: 865–874 [温鸿杰, 张向, 任冰, 等. 规则波在岛礁地形上传播的SPH模拟. 科学通报, 2018, 63: 865–874]
- 17 Ouyang L H, Deng X T, Huo S H. Numerical simulation of sloshing based on volume of fluid method (in Chinese). Aeronaut Manuf Tech, 2013, 19: 75–79 [欧阳林辉, 邓晓涛, 霍世慧. 基于有限体积法的液体晃动数值模拟. 航空制造技术, 2013, 19: 75–79]
- 18 Fang Z, Li Y, Lan Q L, et al. Numerical simulation of liquid sloshing based on smoothed particle hydrodynamics method (in Chinese). J China Three Gorges Univ (Nat Sci), 2014, 36: 67–70 [方政, 李煜, 兰庆琳, 等. 基于SPH方法的液体晃动数值模拟. 三峡大学学报(自然科学版), 2014, 36: 67–70]

Simulation analysis of liquid sloshing separation in spacecraft with tank based on SPH method

LIU HanWu^{1,2,3}, ZHANG Hua^{1,2,3}, HU ZhenYu^{1,3}, WANG JinTong¹, YU Zhi¹ & YUAN Yong¹

The separation of spacecraft in orbit is based on multibody dynamics in a space microgravity environment, while liquid sloshing is studied based on complex nonlinear dynamics. In this study, the smoothed particle hydrodynamics (SPH) method was used to simulate liquid sloshing with a free surface in a spacecraft tank, and the separation dynamic model of the spacecraft and liquid fuel was established. Through the analysis of spacecraft separation dynamics and fluid–structure coupling dynamics, the problem of the influence of sloshing of the liquid in the fuel tank on spacecraft separation attitude was solved. The interference force and torque of liquid sloshing on the spacecraft can be obtained from the model fluid–structure coupling dynamics calculation. The separation attitude of spacecraft with liquid sloshing in the tank is different from that based on a rigid body assumption. The liquid levels affect the calculation results of spacecraft separation attitude, interference force, and torque. The analysis results provide a reference for the optimization design and separation safety design of the spring separation mechanism and improve the reliability of spacecraft attitude control design.

spacecraft, liquid sloshing, smoothed particle hydrodynamics (SPH), fluid-structure interaction, separation dynamics

doi: 10.1360/SST-2021-0123

¹ Aerospace Systems Engineering Shanghai, Shanghai 201109, China;

² Shanghai Key Laboratory of Spacecraft Mechanism, Shanghai 201108, China;

³ Joint Laboratory of Planetary Terramechanics and Bionic Engineering, Shanghai 201109, China