

# 航天器与空间碎片的混合编队重构控制与应用

张文浩, 闻新, 院老虎, 刘家夫, 李威

(沈阳航空航天大学 航空航天学部, 沈阳 110136)

**摘要:** 针对空间碎片清理问题, 提出了一种利用航天器与空间碎片混合编队队形重构控制技术捕获碎片的方法。首先, 分析了地/月一日系  $L_2$  拉格朗日平动点附近的限制性三体环境, 并建立了编队卫星相对运动动力学模型; 其次, 提出了以太阳光压力作为航天器与空间碎片编队队形重构的控制力, 实现各从星接近空间碎片的目的; 最后, 设计了基于线性二次型的最优控制器, 并在 Matlab/Simulink 环境下进行仿真实验。仿真结果表明该方法可控制从星到达期望的位置(空间碎片的位置), 且太阳帆板的姿态变化在可控范围内, 进而证明了该方案可以应用于复杂空间环境下的碎片清理任务。

**关键词:** 编队飞行; 动力学建模; 空间碎片; 重构; 最优控制

**中图分类号:** V11      **文献标识码:** A      **文章编号:** 2095-7777(2015)03-0283-06

**DOI:** 10.15982/j.issn.2095-7777.2015.03.016

## 0 引言

随着全世界发射活动的增加, 航天器在任务结束后如不能有效的回收即会成为空间碎片, 对人类航天活动造成很大伤害, 因此对于清理空间碎片的研究是很有必要的<sup>[1]</sup>。目前国内外学者对空间碎片的捕获和清理可以分为三类: 一是刚性机械臂清理法, 该方法选用附有夹持装置的机械短臂或多自由度机械臂, 当卫星与空间碎片交会时进行捕获作业。二是绳系卫星系统, 该方法采用全柔性部件连接的多颗卫星对空间碎片进行捕获<sup>[2-4]</sup>。三是空间飞网系统, 该类方法采用大尺度柔性飞网进行在轨捕获<sup>[5-7]</sup>。综上, 现存的碎片捕获技术都是在抓捕系统上进行改进, 但并没有在卫星的灵活性、可操纵性上有所创新。

航天器编队是于 20 世纪 90 年代提出的, 是由一组空间分布的小卫星绕飞组成<sup>[8]</sup>。编队中各航天器通过协同控制与管理构成一颗虚拟大航天器, 其在应用领域的灵活性以及在轨可维护性方面都强于单颗大型航天器。国内外学者对于编队卫星系统建模、飞行控制以及队形重构做了很多研究<sup>[9-11]</sup>, 但很少提出航天器与空间碎片混合编队进行碎片捕获的方案。

本文将航天器和空间碎片看成一个整体, 提出一种混合编队的队形重构方案; 在地/月一日系的

$L_2$  点附近, 研究以编队飞行的模式去接近空间碎片的问题。首先在限制性三体环境下利用太阳和地月系对编队航天器的作用力, 建立编队卫星相对运动动力学模型。然后分析太阳对太阳帆板产生的太阳光压力, 提出了以此作为航天器与空间碎片编队飞行队形重构力的控制策略。利用线性二次型最优控制理论设计控制器, 实现各从星接近空间碎片的目的, 奠定对空间碎片的捕获基础。最后在 Matlab/Simulink 环境下进行实例仿真, 结果证明这种方法是可行的, 可以为实际编队卫星捕获空间碎片应用提供参考。

## 1 混合编队飞行的动力学模型

在地/月一日系下的  $L_2$  拉格朗日平动点附近, 编队航天器和空间碎片(下面简称“碎片”)分别受到太阳和地月系的作用力, 但其质量都很小, 对两天体产生的万有引力可以忽略。考虑到限制性三体问题的限制条件:

1) 空间飞行器的质量相对引力体是小量, 可以忽略其质量和对引力体的影响;

2) 两引力体绕其公共质心做圆运动<sup>[12]</sup>。

则整个混合编队模型可以近似作为一个圆型限制性三体问题(circular restricted three-body problem, CR3BP)来研究。

混合编队飞行研究的是碎片与若干从星的关

系,每颗从星与碎片的运动关系都是相似的,所以为了能方便简洁的说明问题,这里仅分析第  $i$  ( $i=1, 2, 3, \dots, n$ ) 颗从星与碎片的关系,以此作为整个编队飞行的基础。建立图 1 所示的空间坐标系,定义整个地/月一日系的质心为坐标系的原点,  $x$  轴指向  $m_E$ ,  $y$  轴垂直于  $x$  轴,  $z$  轴垂直于系统的滚转平面, 与  $x, y$  轴构成右手系。 $m_S$  和  $m_E$  是开普勒轨道中两个主要引力, 分别代表了太阳质量与地月系质量,  $m_D, m_F^i$  分别代表了编队碎片与编队中第  $i$  颗伴随卫星, 同时具有较小的质量 ( $m_D \cong m_F^i \ll m_E < m_S$ ), 忽略其对引力天体的影响。为了以下计算的简便, 采用归一化的方法, 令  $Gm_S = 1 - \mu, Gm_E = \mu$ 。

在捕获过程中,当编队卫星到达以空间碎片为虚拟主星的预定轨道后,进行队形重构,向中心靠拢对其进行轨道接近。由于天体的不断运动,  $L_2$  平动点的位置随着两颗引力天体之间的距离的改变而变化,但是其比例  $\gamma = l_2/l$  始终保持不变。图中  $l$  表示的是  $m_E$  和  $m_S$  之间的距离,  $l_2$  则表示  $L_2$  点到  $m_E$  的距离。

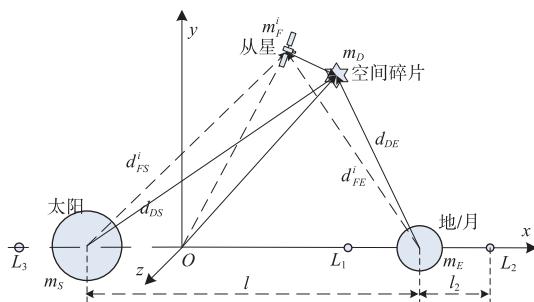


图 1 系统坐标

在图 1 坐标系中, 碎片与第  $i$  颗从星的轨道动力学方程可表示为

$$\ddot{r}_D = \ddot{d}_{DS} + \ddot{d}_{DE} = f_D - \frac{1-\mu}{d_{DS}^3} \ddot{d}_{DS} - \frac{\mu}{d_{DE}^3} \ddot{d}_{DE} \quad (1)$$

$$\ddot{\mathbf{r}}_F^i = \ddot{\mathbf{d}}_{\text{FS}}^i + \ddot{\mathbf{d}}_{\text{FE}}^i = \mathbf{f}_F^i - \frac{1-\mu}{d_{\text{FS}}^{i3}} \ddot{\mathbf{d}}_{\text{FS}}^i - \frac{\mu}{d_{\text{FE}}^{i3}} \ddot{\mathbf{d}}_{\text{FE}}^i \quad (2)$$

其中： $f_D$ 、 $f_F^i$  分别表示作用在碎片及第  $i$  颗从星上的轨道摄动力； $d_{DS}$ 、 $d_{DE}$  分别表示碎片到太阳和地月系的相对距离； $d_{FS}^i$ 、 $d_{FE}^i$  分别表示第  $i$  颗从星到太阳和地月系的相对距离。则从星与碎片的相对位置矢量为

$$\rho^i \equiv r_D - r_E^i \quad (3)$$

为便于应用,将其改写为分量形式。令  $i, j$  和  $k$  分别为  $ox, oy$  和  $oz$  轴的单位矢量,则有

$$\omega = -\omega_D k \quad (4)$$

$$\rho^i = x^i \mathbf{i} + y^i \mathbf{j} + z^i \mathbf{k} \quad (5)$$

其中:  $\omega_D$  为碎片瞬时轨道角速度;  $x^i, y^i$  和  $z^i$  为第  $i$  颗从星的坐标分量。则从星与碎片的相对运动加速度可被表示成式(6)的形式。

$$\ddot{\pmb{p}}^i = (\ddot{x}^i - \omega^2 x^i + 2\omega \dot{y}^i + \dot{\omega} y^i) \mathbf{i} + (\ddot{y}^i - \omega^2 y^i - 2\omega \dot{x}^i - \dot{\omega} x^i) \mathbf{j} + \ddot{z}^i \mathbf{k} \quad (6)$$

则从星与碎片之间的轨道动力学方程分量形式可以表示为

$$\ddot{x}^i + 2\omega \dot{y}^i + \dot{\omega} y^i - \omega^2 x^i = -$$

$$(1-\mu) \left[ \frac{x^i}{d_{FS}^{i-3}} + [x_D + (1+\gamma)l] \left( \frac{1}{d_{FS}^{i-3}} - \frac{1}{d_{DS}^{i-3}} \right) \right] -$$

$$\mu \left[ \frac{x^i}{d_{FE}^{i-3}} + [x_D + \gamma l] \left( \frac{1}{d_{FE}^{i-3}} - \frac{1}{d_{DE}^{i-3}} \right) \right] + f_{Fx}^i - f_{Dx}$$

(7)

$$\ddot{y}^i - \omega^2 y^i + 2\omega \dot{x}^i + \dot{\omega} x^i = - \\ (1-\mu) \left[ \frac{y^i}{d_{FS}^{-3}} + y_D \left( \frac{1}{d_{FS}^{-3}} - \frac{1}{d_{DS}^{-3}} \right) \right] - \\ \left[ \frac{x^i}{d_{FS}^{-3}} + y_D \left( \frac{1}{d_{FS}^{-3}} - \frac{1}{d_{DS}^{-3}} \right) \right] + f_R^i = f_D \quad (8)$$

$$\ddot{z}^i = -(1-\mu) \left[ \frac{\dot{z}^i}{d_{FS}^3} + z_D \left( \frac{1}{d_{FS}^{i-3}} - \frac{1}{d_{DS}^{i-3}} \right) \right] - \mu \left[ \frac{\dot{z}^i}{d_{FE}^{i-3}} + z_D \left( \frac{1}{d_{FE}^{i-3}} - \frac{1}{d_{DE}^{i-3}} \right) \right] + f_{Fz}^i - f_{Dz} \quad (9)$$

式中：

$$d_{\text{PS}} = \sqrt{x_p + (1+\gamma)l]^2 + y_p^2 + z_p^2}$$

$$d_{DE} = \sqrt{(x_D + \gamma l)^2 + \gamma_D^2 + z_D^2}$$

$$d_{\text{ES}}^i =$$

$$\sqrt{x^i + x_D + (1+\gamma)l}^2 + (y^i + y_D)^2 + (z^i + z_D)^2$$

$$d_{\text{EE}}^i = \sqrt{(x^i + x_D + \gamma l)^2 + (y^i + y_D)^2 + (z^i + z_D)^2}$$

从式(7)~式(9)中可以看出其存在非线性项  $d_{FS}^i$  和  $d_{FE}^i$ 。为了便于控制器的设计与分析,需要对其进行线性化。文献[13]中给出了线性化的方法,即将其展开成泰勒级数的形式,忽略高阶小量。对  $1/d_{FS}^{i3}$  和  $1/d_{FE}^{i3}$  进行线性化,则得

$$\frac{1}{d_{FS}^i} = \frac{1}{[x_D + (1+\gamma)l]^3} \left( 1 - \frac{3x^i}{x_D + (1+\gamma)l} \right) \quad (10)$$

$$\frac{1}{d_{EE}^{i-3}} = \frac{1}{[x_D + \gamma_l]^{i-3}} \left( 1 - \frac{3x^i}{x_D + \gamma_l} \right) \quad (11)$$

## 2 太阳光压模型

在日—地—月系统的  $L_2$  点附近，航天器受到的天体引力处于平衡状态，则控制力对其运动轨迹将

占有主导作用。文献[14]指出  $L_2$  点附近的编队所需控制力很小,较常规的推进方式来说,太阳帆控制力更容易实现编队轨迹规划。为研究太阳帆的光压力,需要建立图 2 所示的坐标系  $o-rht$ ,其原点与卫星质心固连,or 轴与太阳到太阳帆的矢径重合,并与入射光同向;oh 轴沿轨道面法向,ot 轴与其他两轴构成右手系。控制太阳帆光压力需要用到两个姿态角,倾斜角  $\alpha$  和时钟角  $\delta$ ,用来表示太阳帆帆面法向与轨道坐标系间的关系,其取值范围分别为  $\alpha \in [0, \frac{\pi}{2}]$ ,  $\delta \in [0, 2\pi]$ 。

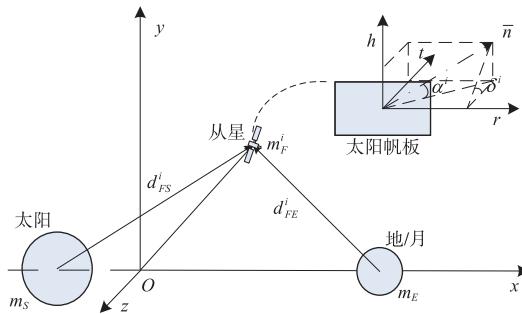


图 2 太阳帆板坐标系  
Fig. 2 Coordinate of solar sail

在太阳与太阳帆组成的二体模型系统中,假设太阳帆只受日心引力和太阳光压力,则从星受到的太阳光压力为

$$\mathbf{F}_s = \beta \frac{m_F (1 - \mu_s)}{r_i^2} (\hat{\mathbf{r}} \cdot \mathbf{n})^2 \cdot \mathbf{n} \quad (12)$$

式中: $r_i$  表示的是太阳与太阳帆之间的距离; $\hat{\mathbf{r}}$  表示太阳帆上所接受的太阳光压的单位量。 $\mu_s$  为太阳引力系数,大小为  $1.327\ 124\ 4 \times 10^{11}\ \text{km}^3/\text{s}^2$ , $\beta$  为轻巧数,表示太阳光压力加速度与太阳惯性加速度的比值

$$\beta = \frac{2p_0}{\mu_s} \frac{A_0}{m_F} \quad (13)$$

式中: $p_0$  为太阳光压系数  $p_0 = 1.04 \times 10^{17}\ \text{N}$ ; $A_0$  是太阳帆接受光压力的面积。利用式(12)和式(13),可以求得太阳光压力在太阳帆参考坐标系下的分量。

$$\begin{cases} f_r^i = \beta \frac{\mu}{r_i^2} \cos^3 \alpha^i \\ f_t^i = \beta \frac{\mu}{r_i^2} \cos^2 \alpha^i \cos \delta^i \\ f_h^i = \beta \frac{\mu}{r_i^2} \cos^2 \alpha^i \sin \delta^i \end{cases} \quad (14)$$

### 3 混合编队队形重构控制器设计

#### 3.1 模型简化

在限制性三体模型下,为了方便计算,可以假设

$l=1, l=\bar{l}=0$ 。则编队动力学模型式(7)~式(9)简化为

$$\ddot{x}^i = \left( 1 - \frac{3[x_D + (1 + \gamma)] + (1 - \mu)}{d_{DS}^3} - \frac{\mu + 3(x_D + \gamma)}{d_{DE}^3} \right) x^i + 2 \dot{y}^i + F_x^i \quad (15)$$

$$\ddot{y}^i = \left( 1 - \frac{3y_D + (1 - \mu)}{d_{DS}^3} - \frac{\mu + 3y_D}{d_{DE}^3} \right) y^i - 2 \dot{x}^i + F_y^i \quad (16)$$

$$\ddot{z}^i = \left( 1 - \frac{3z_D + (1 - \mu)}{d_{DS}^3} - \frac{\mu + 3z_D}{d_{DE}^3} \right) z^i + F_z^i \quad (17)$$

太阳光压力的简化形式参考文献[15]中的模型,同时结合式(13)和式(14)得

$$\begin{cases} F_x^i = f_{Fx}^i - f_{Dr} = (\mathbf{Q}_0 + q) \cos^3 \alpha^i \\ F_y^i = f_{Fy}^i - f_{Dy} = (\mathbf{Q}_0 + q) \cos^2 \alpha^i \cos \delta^i \\ F_z^i = f_{Fz}^i - f_{Dz} = (\mathbf{Q}_0 + q) \cos^2 \alpha^i \sin \delta^i \end{cases}$$

其中

$$\begin{aligned} \mathbf{Q}_0 &= \frac{1 - \mu}{r^2} \beta^i A_0 = \frac{2p_0(1 - \mu)}{\mu_s m_F r^2} A_0 \\ q &= \frac{2p_0(1 - \mu)}{\mu_s m_F r^2} \Delta a \end{aligned} \quad (18)$$

其中: $\Delta a$  表示太阳帆板面积的变化; $\mathbf{Q}_0$  为太阳帆的特征加速度; $q$  表示特征加速度的变化率。这里以太阳帆面积变化、倾斜角以及时钟角作为控制器输入来研究。令  $\mathbf{X}^i = [x^i \ y^i \ z^i \ \dot{x}^i \ \dot{y}^i \ \dot{z}^i]^T$  为系统的状态变量, $\mathbf{Y}^i = [x^i \ y^i \ z^i]^T$  为系统输出,则式(15)至式(17)可以写成状态方程的形式

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{X}}^i &= \mathbf{AX}^i + \mathbf{BU}^i \\ \mathbf{Y}^i &= \mathbf{CX}^i + \mathbf{DU}^i \end{aligned} \quad (19)$$

其中:

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} \mathbf{O}_{3 \times 3} & \mathbf{I}_{3 \times 3} \\ a_{41} & 0 & 0 & 0 & 2 & 0 \\ 0 & a_{52} & 0 & -2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & a_{63} & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{B} = [\mathbf{O}_{3 \times 3} \ \mathbf{I}_{3 \times 3}]^T$$

$$\mathbf{C} = [\mathbf{I}_{3 \times 3} \ \mathbf{O}_{3 \times 3}]$$

$$\mathbf{D} = \mathbf{O}$$

其中:

$$a_{41} = 1 - \frac{3[x_D + (1 + \gamma)] + (1 - \mu)}{d_{DS}^3} - \frac{\mu + 3(x_D + \gamma)}{d_{DE}^3}$$

$$a_{52} = 1 - \frac{3y_D + (1 - \mu)}{d_{DS}^3} - \frac{\mu + 3y_D}{d_{DE}^3}$$

$$a_{63} = 1 - \frac{3z_D + (1 - \mu)}{d_{DS}^3} - \frac{\mu + 3z_D}{d_{DE}^3}$$

### 3.2 控制率设计

本文采用线性二次型最优控制作为整个系统的控制算法,考虑燃料消耗以及控制时间等因素,最优控制函数  $\mathbf{U}^*(t)$ ,使下列性能指标泛函最小

$$J = \frac{1}{2} \int_{t_0}^{\infty} (\mathbf{X}^i(t)^T \mathbf{Q} \mathbf{X}^i(t) + \mathbf{U}^i(t)^T \mathbf{R} \mathbf{U}^i(t)) dt \quad (20)$$

式(20)右边的第一项反应的是控制系统的实际状态与理想状态的误差对系统性能的影响,第二项是对系统燃料消耗的控制。式中: $\mathbf{Q}$ 为半正定矩阵, $\mathbf{R}$ 为正定对称矩阵,分别表示系统的模型误差加权矩阵和控制矩阵。

通过求解黎卡提微分方程,求得矩阵  $\mathbf{P}(t)$  为

$$\dot{\mathbf{P}} = -\mathbf{P}\mathbf{A} - \mathbf{A}^T\mathbf{P} + \mathbf{P}\mathbf{B}\mathbf{R}^{-1}\mathbf{B}^T\mathbf{P} - \mathbf{Q} \quad (21)$$

则系统的反馈增益矩阵  $\mathbf{K}(t)$  以及最优控制  $\mathbf{U}^*(t)$  的关系为

$$\mathbf{U}^*(t) = -\mathbf{K}(t)\Delta\mathbf{X}^i(t) = -\mathbf{R}^{-1}\mathbf{B}^T\mathbf{P}(t)\Delta\mathbf{X}^i(t) \quad (22)$$

式中  $\Delta\mathbf{X}^i(t)$  表示第  $i$  颗从星与目标轨迹的轨道误差。

## 4 仿真校验

根据式(19),采用三颗从星“绕飞”空间碎片的编队形式。假设三颗卫星初始状态下在同一轨道上运行,但其相位角不同;设定其中一颗卫星的相位角为  $0^\circ$ ,则其他两颗卫星的相位角分别  $120^\circ$  和  $240^\circ$ ;假设每个从星的质量以及其太阳帆板的面积都相等。设初始轨道为半径  $1 \text{ km}$  的空间圆型编队,三颗卫星的初始参数如表 1 所示,各卫星总体指标如表 2 所示。碎片所处位置,即目标轨道可表示为

$$[x_0 \ y_0 \ z_0]^T = [0 \ 0 \ 0]^T$$

选取如下误差加权矩阵以及控制矩阵

$$\mathbf{Q} = \text{diag}([1 \ 1 \ 1 \ 1 \ 1 \ 1])$$

$$\mathbf{R} = \text{diag}([10^6 \ 10^6 \ 10^6])$$

根据以上参数进行仿真,其结果如图 3~图 5 所示。

表 1 编队卫星初始状态

Table 1 Initial state of formation satellites

从星	初始位置 $[x, y, z]^T / \text{m}$	初始速度 $[v_x, v_y, v_z]^T / (\text{m} \cdot \text{s}^{-1})$
1	[1000 0 0]	[0 -1.082 0.625]
2	[-500 750 -433]	[1.082 0.54 -0.33]
3	[-500 -750 433]	[-1.082 0.54 -0.33]

表 2 卫星仿真参数

Table 2 Parameters of simulation

仿真参数	数值
太阳帆板面积 $A_0 / \text{m}^2$	10
卫星质量 $m / \text{kg}$	200
引力常数 $\mu$	$3.04 \times 10^{-6}$
平动点距离比 $\gamma$	0.0098

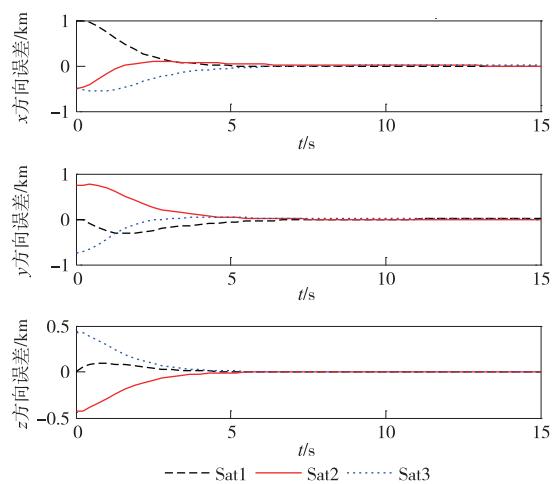


图 3 从星重构控制的位置误差

Fig. 3 Trajectory error of followers formation control

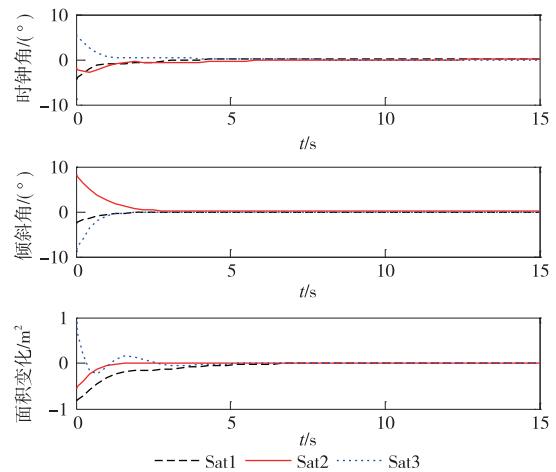


图 4 太阳帆板的被控参数

Fig. 4 Controlled parameters of solar sails

图 3 表示的是三颗从星的运动轨迹与目标轨迹的误差在坐标轴上的分量。从图中可以看出轨迹误差的变化渐进趋近与稳定,并且在 8 s 时刻趋于 0,即表示卫星运动轨迹达到目标轨道。

图 4 表示的是太阳帆板的时钟角、倾斜角和帆面面积的变化。从星太阳帆的倾斜角和时钟角变化维持在  $10^\circ$  以内,同时太阳帆面积变化在  $1 \text{ m}^2$  以内,这些都与  $L_2$  点基于太阳光压重构的编队卫星运动趋势一致。

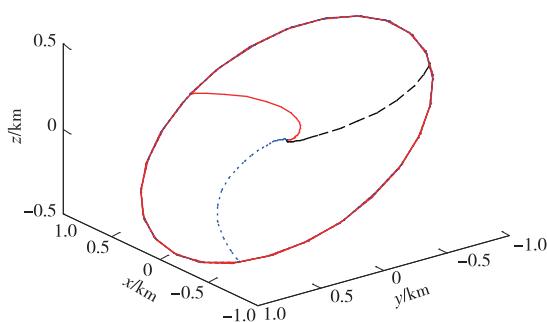


图 5 三维空间从星轨道

Fig. 5 Trajectory of followers in three dimensional space

图 5 表示三颗从星在空间坐标系下的运动轨迹。从图中可以直观的看出三颗从星在相同开普勒圆轨道上的不同相位角位置开始队形重构。经过动态过渡过程,最终到达目标轨道位置。

## 5 结 论

本文研究了在地/月—日系的  $L_2$  平动点附近,多颗卫星与空间碎片的混合编队动力学模型。分析了限制性三体问题下的卫星相对运动动力学,并采用了线性二次型最优控制作为控制率。考虑了太阳光压力作为摄动力,同时提出利用太阳帆板的姿态可控性将太阳光压力作为编队重构的控制力的策略。通过仿真可以看出,太阳帆板的姿态以及面积变化满足实际要求,同时由三颗从星组成的编队卫星也可以同时到达指定的空间碎片的位置,证明了该方法的可行性。后续的工作将探寻更精确的控制算法求得编队重构路线的最优解,以及在从星数量较大时的避撞问题。

## 参 考 文 献

- [1] Liou J C, Johnson N L. A sensitivity study of the effectiveness of active debris removal in LEO [J]. Acta Astronautica, 2008, 64(2-3): 236-243.
- [2] Jasper L, Schaub L. Input shaped large thrust maneuver with a tethered debris object [J]. Acta Astronautica, 2014 (96): 128-137.
- [3] 王东科, 黄攀峰, 孟中杰, 等. 空间绳系机器人目标逼近姿态协调控制 [J]. 宇航学报, 2014, 35(5): 546-553. [Wang D K, Huang P F, Meng Z J, et al. Coordinated attitude control of tethered space robot during target approaching phase [J]. Journal of Astronautics, 2014, 35(5): 546-553.]
- [4] Aslanov V, Yudintsev V. Dynamics of large space debris removal using tethered space tug [J]. Acta Astronautica, 2013(91): 149-156.
- [5] 翟光, 仇越, 梁斌, 等. 空间飞网捕获机器人系统时变惯量姿态动力学研究 [J]. 宇航学报, 2008, 29(4): 1131-1136. [Zhai G, Qiu Y, Liang B, et al. Research of attitude dynamics with time-varying inertia for space net capture robot system [J]. Journal of Astronautics, 2008, 29(4): 1131-1136.]
- [6] Cho S B, McClamroch N H. Attitude control of a tethered spacecraft [C] // The American Control Conference. Denver, Colorado: [s. n.], 2003.
- [7] 李京阳, 于洋, 宝音贺西. 空间飞网系统抛射参数优化研究 [J]. 宇航学报, 2012, 33(6): 823-828. [Li J Y, Yu Y, BaoYin H X. Projecting parameters optimization for space web systems [J]. Journal of Astronautics, 2012, 33(6): 823-828.]
- [8] 曹喜滨, 张锦绣, 王峰. 航天器编队动力学与控制 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2013: 1-3. [Cao X B, Zhang J X, Wang F. The dynamics and control of spacecraft formation flying [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2013: 1-3.]
- [9] Queiroz M S De, Kapila V, Yan Q. Adaptive nonlinear control of multiple spacecraft formation flying [J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2000, 23(3): 384-390.
- [10] Infeld S, Josselyn S, Murray W, et al. Design and control of libration point spacecraft formations [J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2007, 30(4): 899-909.
- [11] Li P, Cui P Y, Cui H T. Spacecraft formation control strategy on Sun-Earth Lissajous orbit [J]. Journal of Harbin Institute of Technology (New Series), 2009, 16(6): 805-809.
- [12] 刘瞰, 赵钧. 空间飞行器动力学 [M]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学出版社, 2003: 74-76. [Liu T, Zhao J. Dynamics Astronautic Vehicle [M]. Harbin: Harbin Institute of Technology Press, 2003: 74-76.]
- [13] 高有涛. 卫星编队飞行动力学建模与控制技术研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2010. [Gao Y T. Research on modeling and control techniques for satellite formation flying [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010.]
- [14] Marchand B G. Spacecraft keeping near the libration points of the Sun-Earth/Moon system [D]. USA: Purdue University, 2004.
- [15] Shahid K, Kumar K D. Multiple spacecraft formation reconfiguration using solar radiation pressure [J]. Acta Astronautica, 2014(103): 269-281.

作者简介:

张文浩,男,硕士研究生。主要研究方向:航空工程。

通信地址:辽宁省沈阳市道义南大街 37 号(110136)

E-mail: hszdzwh@163.com

## Control and Application of Mixed Formation of Spacecraft and Space Debris

ZHANG Wenhao, WEN Xin, YUAN Laohu, LIU Jiafu, LI Wei

(College of Aerospace Engineering, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China)

**Abstract:** In order to solve debris removal problem, a capture method of mixed formation of spacecraft and space debris is proposed. Firstly, the restricted three-body circumstance near the  $L_2$  point of Earth/Moon-Sun is analyzed and the relative dynamics model of formation satellites is established. Then, a control strategy, using sunlight pressure as the spacecraft and debris formation reconfiguration force, is proposed so that achieving the purpose of approaching debris by follower satellites. Lastly, a linear quadratic optimal controller is designed and simulated by Matlab/Simulink. The results show that the method can help control followers achieve the target track (location of space debris), while the change of the solar sail attitude is kept under control. Therefore, it proves that the method can applied to the debris removal problem in complex space environment.

**Key words:** formation flying; dynamics model; space debris; reconfiguration; optimal control

[责任编辑:宋宏]