

旋转目标的多星协同近距离姿轨耦合控制^{*}

徐影 张进[†]

(国防科技大学 空天科学学院, 长沙 410073)

摘要 针对多星快速绕飞与同步逼近吸附旋转目标的近距离协同操作任务,首先,考虑旋转目标、观测星和逼近星的大小及形状,基于相对轨道和相对姿态动力学模型,分析设计了适用于空间任意方位的期望绕飞平面和期望姿态指向;观测星期望姿态保持观测设备始终指向旋转目标,逼近星期望姿态保持与目标星姿态同步;然后,考虑碰撞规避,推导了基于误差四元数和误差角速度反馈的比例-微分控制律以及一种基于人工势场法的近距离安全制导控制方法,通过二者相结合对相对姿态及相对轨道进行控制;最后,通过 3 星观测、2 星逼近的近距离操作问题对提出的方法进行测试.仿真结果表明,3 颗观测星均能够成功躲避其它卫星碰撞,并沿着期望的轨道运行,2 颗逼近星能够同时安全逼近,并吸附到目标表面设定位置,观测星和逼近星实际姿态均能快速收敛到期望值,验证了提出控制方法的有效性.

关键词 多星协同, 近距离操作, 快速绕飞, 逼近, 碰撞规避, 姿轨耦合控制

DOI: 10.6052/1672-6553-2020-115

引言

以航天器救援与延寿、碎片清理等为代表的在轨服务^[1-3]任务,是航天事业的重要发展方向,而近距离操作是在轨服务的关键环节.由多颗小卫星协同完成近距离操作,在完成任务效率、灵活性、故障风险等方面相对单服务星操作方式具有优势.在失效卫星或碎片的近距离操作任务中,目标有可能在进行高速旋转,给近距离操作带来了更大挑战.

对旋转目标的多星近距离快速绕飞与逼近吸附是实施上述操作的基础.短时间内对目标进行全方位观测,获取目标的三维立体图像并确定可吸附视线特征点,需要观测星进行快速绕飞,以此为后续逼近吸附提供保障.而旋转目标的逼近吸附作为在轨服务任务中一项非常关键的技术,不仅需要对逼近星的相对轨道进行控制,以接近目标吸附端口,而且由于目标旋转其吸附端口随本体运动,还需要对逼近星的相对姿态进行控制,使其对接端口始终对准目标吸附端口.由此可见,逼近星逼近吸附旋转目标的过程中,相对姿态和相对轨道是耦合的.

近年来,对于卫星近距离操作相对位置和姿态耦合的控制已有一定的研究,其中有部分专门针对

单服务星姿轨耦合控制的研究,如刘昱晗^[4]基于视线坐标系下的姿轨一体化动力学模型,将滑模变结构控制、反步设计法和界限 Lyapunov 函数相结合设计了滑模干扰观测器,能有效抵抗外界未知干扰提高系统鲁棒性;吴云华^[5]等人在双星编队控制中,考虑初始和终端状态约束、物理结构约束和太阳规避约束等,结合最优控制和高斯伪谱法,将连续推力离散化转成非线性规划问题;刘将辉^[6]考虑追踪器与失控翻滚目标的相对位置和姿态耦合作用,采用滑模控制与径向基函数网络方法,实现安全快速逼近翻滚目标;张庆展^[7]等基于相对状态误差矢量,建立了姿轨耦合误差动力学模型,考虑未知有界干扰和对接装置的安装部位等因素,设计了相对姿轨一体化耦合控制律.也有专门针对多星轨道设计优化的研究,如许丹丹^[8]针对空间目标绕飞详查问题,分析了 6 颗卫星分布在 3 个轨道上和 4 颗卫星分布在 4 个轨道上两种轨道设计方法,可实时全覆盖观测目标;张玉琨^[9]对卫星编队的轨道设计进行了详细的研究,从编队飞行的动力学分析和运动学分析探讨了卫星编队的构成机理,同时分析了考虑摄动椭圆轨道上的编队轨道设计;赵照^[10]基于地球同步轨道卫星的多星近距离接近任务,对与

2019-11-07 收到第 1 稿, 2020-06-30 收到修改稿.

* 国家自然科学基金资助项目(11572345)

† 通讯作者 E-mail: zhangjin@nudt.edu.cn

目标星异面的巡查星采用面内修正轨道方法,建立了基于共面机动的多星近距离接近任务规划模型。但是目前针对多星协同姿轨耦合控制的研究还较少,多星协同操作在带来更高效率与任务完成能力的同时,其组织与管理远较单航天器在轨操控复杂,其姿轨耦合控制、规划协调等技术更加困难,也有更高的要求,需要对其进行深入研究。

针对以上问题,本文考虑观测星的期望姿态指令由当前相对轨道位置决定的控制指令耦合关系(期望姿态随轨道的变化而变化),逼近星的期望姿态要求与旋转目标姿态同步,通过期望绕飞坐标系的建立,设计了适用于空间任意方位的期望绕飞平面。考虑多星协同近距离操作的轨迹安全性,分析设计了基于姿态误差反馈的比例-微分控制律,以及基于引力势函数与障碍物斥力势函数相结合的混合人工势场法,能够对旋转目标安全快速绕飞观测及同步逼近。通过数值仿真验证了所提方法的有效性。

1 动力学模型

假设目标模型为由一个立方体主体加两个薄的长方体形太阳帆板组成,观测星和逼近星均由一个立方体主体组成,如图1所示。 $o_b x_b y_b z_b$ 为目标星本体坐标系,其中,目标星质心 o_b 为坐标原点, $o_b x_b$ 轴、 $o_b y_b$ 轴和 $o_b z_b$ 轴分别沿着目标星立方体主体的长、宽、高方向。 $o_{bb} x_{bb} y_{bb} z_{bb}$ 为逼近星本体坐标系,其定义与目标本体系定义类似。

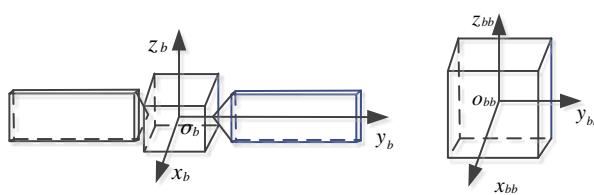


图1 目标星和观测(逼近)星几何模型

Fig.1 The geometric model of target and observation (approaching) satellite

其余坐标系的定义如图2所示。 $OXYZ$ 为地心赤道惯性坐标系,其中地心 O 为坐标原点, OX 轴在赤道平面内由地心指向春分点方向, OZ 轴垂直于赤道平面指向北极方向, OY 轴由右手法则确定。 $o_o x_o y_o z_o$ 为目标星轨道坐标系,其中目标星质心 o_o 为坐标原点, $o_o x_o$ 轴沿着目标星的地心失径 \vec{r}_t 方向, $o_o z_o$ 轴沿着目标星轨道动量矩矢量方向, $o_o y_o$ 轴由

右手定则确定。 $o_{gb} x_{gb} y_{gb} z_{gb}$ 为观测星的本体坐标系,其定义与逼近星本体坐标系定义类似。

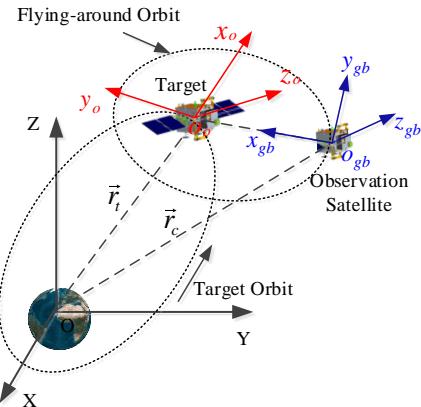


图2 坐标系统

Fig.2 Coordinate system

1.1 相对轨道动力学模型

假设目标星轨道为近圆轨道,不考虑摄动力的影响,在目标星轨道坐标系中描述两卫星间的相对运动,线性化得到一组常微分方程,该方程称为 Clohessy-Wiltshire(即 C-W 方程),具体表达式为^[11]

$$\begin{cases} \ddot{x} - 2n\dot{y} - 3n^2x = a_x \\ \ddot{y} + 2n\dot{x} = a_y \\ \ddot{z} + n^2z = a_z \end{cases} \quad (1)$$

式中, n 为目标星的平均轨道角速度, $[a_x, a_y, a_z]^T$ 为施加在卫星上的控制加速度在目标星轨道坐标系三轴方向上的分量。

定义相对运动状态矢量 $X = [\mathbf{r}, \mathbf{v}]^T = [x, y, z, \dot{x}, \dot{y}, \dot{z}]^T$, 式(1)可改写为

$$\dot{X} = AX + BU \quad (2)$$

$$\text{式中, } A = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 3n^2 & 0 & 0 & 0 & 2n & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -2n & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -n^2 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, B = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix},$$

$$U = \begin{bmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{bmatrix}.$$

1.2 相对姿态动力学模型

卫星本体系由地心惯性坐标系按照 3-2-1(即 $z-y-x$)的转序旋转得到,欧拉角依次为偏航角 ψ 、俯仰角 θ 、滚转角 ϕ 。用欧拉角描述卫星姿态形象直观,然而在研究大角度姿态机动时却容易产生奇异,四元数则不会出现奇点,且表示的运动方程形

式简单.因此用四元数 $\mathbf{q} = [q_0, \tilde{\mathbf{q}}]^T = [q_0, q_1, q_2, q_3]^T$ 来描述卫星姿态, q_0 为四元数标部, $\tilde{\mathbf{q}}$ 为四元数矢部, 其姿态运动学方程为

$$\dot{\mathbf{q}} = \frac{1}{2} \mathbf{R}(\mathbf{q}) \boldsymbol{\omega} \quad (3)$$

式中, $\mathbf{R}(\mathbf{q}) = \begin{bmatrix} -q_1 & -q_2 & -q_3 \\ q_0 & -q_3 & q_2 \\ q_3 & q_0 & -q_1 \\ -q_2 & q_1 & q_0 \end{bmatrix}$, $\boldsymbol{\omega}$ 是卫星本体坐标

系相对于地心惯性坐标系的角速度矢量在卫星本体坐标系中的表示.将卫星视为刚体,由动量矩定理可得卫星姿态动力学方程为

$$\mathbf{J}\dot{\boldsymbol{\omega}} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{J}\boldsymbol{\omega} = \mathbf{T}_o + \mathbf{T}_g + \mathbf{T}_d \quad (4)$$

式中, \mathbf{J} 为卫星的转动惯量, \mathbf{T}_o 为卫星所受的外界干扰力矩, \mathbf{T}_g 为卫星所受的重力梯度力矩, \mathbf{T}_d 为施加在卫星上的期望控制力矩.

2 观测逼近协同任务设计

观测星与逼近星协同对旋转目标进行近距离绕飞与逼近的场景如图3所示.三颗观测星分布在三个绕飞轨道上,轨道平面夹角为45°,两颗逼近星对称分布在目标星两侧.任务要求观测星观测设备视线轴始终指向目标星质心,且观测星在绕飞过程中成功躲避其它卫星防止碰撞保证安全性,逼近星在逼近旋转目标的过程中姿态保持与目标星同步,避免目标星旋转对逼近安全性造成的影响.

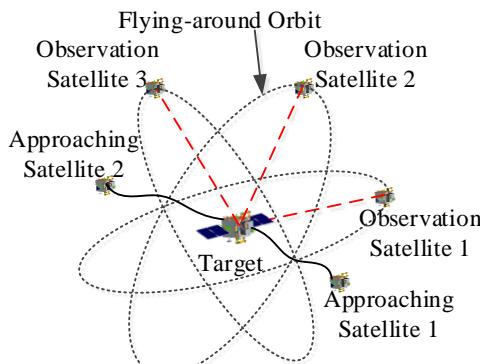


图3 观测逼近协同任务场景图

Fig.3 Observation approximation cooperative mission scene graph

2.1 期望轨道

(1) 快速绕飞

为便于设计期望绕飞平面,首先定义绕飞坐标系,如图4所示.绕飞坐标系 $o_r x_r y_r z_r$ 由目标星轨道

坐标系 $o_o x_o y_o z_o$ 按照3-2的转序旋转得到,旋转角依次为 $\alpha, -\beta$.因此从目标星轨道坐标系到绕飞坐标系的转换矩阵为

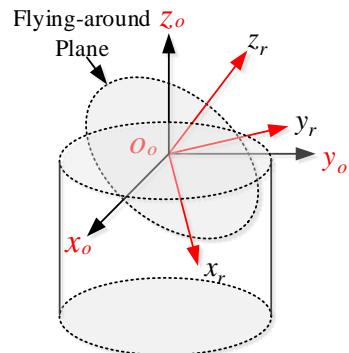


图4 绕飞坐标系

Fig.4 Flying around coordinate system

$$\mathbf{R}_o^r = \mathbf{R}_y(-\beta) \mathbf{R}_z(\alpha) \quad (5)$$

假设卫星在绕飞平面内绕飞角速度不变,则绕飞相位角 φ 表示为

$$\varphi = \varphi_0 + \omega_r t \quad (6)$$

式中, φ_0 为初始绕飞相位角, $\omega_r = 2\pi/T_r$ 为绕飞角速度只与绕飞周期 T_r 有关.绕飞平面内表示的期望相对位置单位矢量为

$$\mathbf{r}_d^r = [\cos\varphi \ \sin\varphi \ 0]^T \quad (7)$$

在目标星轨道坐标系中表示的期望相对位置矢量为

$$\mathbf{r}_d^o = \rho_d (\mathbf{R}_o^r)^T \mathbf{r}_d^r \quad (8)$$

式中, ρ_d 为期望绕飞半径.

(2) 逼近吸附

与绕飞段求解期望轨道不同的是,逼近吸附段的期望相对位置矢量不再是可以设计的量,而是与旋转目标的姿态运动有关,逼近的目标表面视线特征点位置随目标的转动而不断变化.假设两个视线特征点关于目标星质心对称分布,在目标本体系下位置矢量为 \mathbf{n}_a^{tb} 和 \mathbf{n}_b^{tb} .

惯性参考系到目标本体系的姿态转移矩阵为

$$\mathbf{R}_i^b(\mathbf{q}_t) = \begin{bmatrix} q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 & 2q_0q_3 + 2q_1q_2 & -2q_0q_2 + 2q_1q_3 \\ -2q_0q_3 + 2q_1q_2 & q_0^2 - q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 & 2q_0q_1 + 2q_2q_3 \\ 2q_0q_2 + 2q_1q_3 & -2q_0q_1 + 2q_2q_3 & q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 \end{bmatrix} \quad (9)$$

式中, \mathbf{q}_t 为目标星的姿态四元数.逼近星在目标轨道系的期望位置矢量表示为

$$\mathbf{r}_{cd}^o = \mathbf{R}_{tb}^o [-\rho_{cd} \mathbf{n}_a^{tb}] \quad (10)$$

式中, ρ_{cd} 为逼近星与目标星期望的最终停止距离, $\mathbf{R}_{tb}^o = \mathbf{R}_i^o (\mathbf{R}_i^{tb})^T$ 为目标本体系到轨道系的转移矩阵.

2.2 期望姿态

在绕飞过程中观测星姿态要求观测设备视线轴始终指向目标星质心,假设观测星观测设备视线轴和体坐标系x轴重合,则期望姿态本体系对应的三轴单位矢量在目标星轨道坐标系下表示为^[12]

$$\mathbf{i}_d^o = -\frac{\mathbf{r}_d^o}{\|\mathbf{r}_d^o\|}, \mathbf{k}_d^o = \frac{\mathbf{i}_d^o \times \boldsymbol{\omega}_g}{\|\mathbf{i}_d^o \times \boldsymbol{\omega}_g\|}, \mathbf{j}_d^o = \mathbf{k}_d^o \times \mathbf{i}_d^o \quad (11)$$

由目标星轨道坐标系到观测星期望姿态本体系的转移矩阵为

$$\mathbf{R}_o^{gdb} = [\mathbf{i}_d^o \ \mathbf{j}_d^o \ \mathbf{k}_d^o]^T \quad (12)$$

则由地心惯性系到观测星期望姿态本体系的转移矩阵为

$$\mathbf{R}_i^{gdb} = \mathbf{R}_o^{gdb} \mathbf{R}_i^o \quad (13)$$

联立式(9)和式(13)反解可得到观测星期望姿态四元数.

同时,由于目标星位于观测设备视场中,观测星自身也需旋转,其旋转角速度等于 \mathbf{r}_d 的旋转速度,由瞬时角速度的概念可得出期望的旋转角速度和角加速度:

$$\boldsymbol{\omega}_d^o = \frac{\mathbf{r}_d^o \times \mathbf{v}_{rel}^o}{\|\mathbf{r}_d^o\|^2}, \dot{\boldsymbol{\omega}}_d^o = \frac{\mathbf{r}_d^o \times \mathbf{a}_{rel}^o}{\|\mathbf{r}_d^o\|^2} \quad (14)$$

式中, $\mathbf{a}_{rel}^o = \ddot{\mathbf{r}}_d^o + 2\boldsymbol{\omega}_t \times \dot{\mathbf{r}}_d^o + \boldsymbol{\omega}_t \times (\boldsymbol{\omega}_t \times \mathbf{r}_d^o) + \dot{\boldsymbol{\omega}}_t \times \mathbf{r}_d^o$, $\mathbf{v}_{rel}^o = \dot{\mathbf{r}}_d^o + \boldsymbol{\omega}_t \times \mathbf{r}_d^o$.

3 控制方法

3.1 基于比例微分控制器的姿态控制

实际姿态四元数与期望姿态四元数的误差、实际姿态角速度与期望姿态角速度的误差是姿态反馈控制的关键.定义 \mathbf{q} 为姿态本体系相对地心惯性系的姿态四元数, \mathbf{q}_d 为期望姿态本体系相对地心惯性系的姿态四元数, \mathbf{q}_e 为姿态本体系相对期望姿态本体系的误差四元数.由四元数运算法则可得误差四元数的表达式为^[13]

$$\mathbf{q}_e = \mathbf{q}_d^{-1} \otimes \mathbf{q} = \begin{bmatrix} q_{d0} & q_{d1} & q_{d2} & q_{d3} \\ -q_{d1} & q_{d0} & q_{d3} & -q_{d2} \\ -q_{d2} & -q_{d3} & q_{d0} & q_{d1} \\ -q_{d3} & q_{d2} & -q_{d1} & q_{d0} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{bmatrix} \quad (15)$$

式中,“ \otimes ”为四元数运算算子.由式(15)可知,当姿态本体系与期望姿态本体系重合时,误差四元数 $\mathbf{q}_e = [\pm 1, 0, 0, 0]^T$,即控制目的是使误差四元数标量部分为 ± 1 ,矢量部分为0.则由误差四元数可得期望姿态本体系到本体系的姿态转移矩阵为

$$\mathbf{R}_{db}^b = (q_{e0}^2 - \tilde{\mathbf{q}}_e^T \tilde{\mathbf{q}}_e) \mathbf{I}_{3 \times 3} + 2\tilde{\mathbf{q}}_e \tilde{\mathbf{q}}_e^T - 2q_{e0} \tilde{\mathbf{q}}_e \quad (16)$$

式中, $\tilde{\mathbf{q}}_e = \begin{bmatrix} 0 & -q_{e3} & q_{e2} \\ q_{e3} & 0 & -q_{e1} \\ -q_{e2} & q_{e1} & 0 \end{bmatrix}$.姿态本体系相对期望姿态本体系的误差角速度为

$$\boldsymbol{\omega}_e = \boldsymbol{\omega} - \mathbf{R}_{db}^b \boldsymbol{\omega}_d \quad (17)$$

式中, $\boldsymbol{\omega}$ 为当前姿态角速度, $\boldsymbol{\omega}_d$ 为期望姿态角速度.由误差四元数和误差角速度可得期望控制力矩为

$$\mathbf{T}_d = \mathbf{J} [K_p \tilde{\mathbf{q}}_e + K_D \boldsymbol{\omega}_e] \quad (18)$$

式中, K_p 为比例控制参数, K_D 为微分控制参数.

3.2 基于人工势场法的轨道控制

(1) 引力加速度

引力加速度是由期望位置引力场产生的控制加速度,引导观测星从初始位置运动到终端期望位置.引力势函数及引力加速度的具体表达式详见参考文献[11].

(2) 斥力加速度

斥力加速度是由障碍物斥力场产生的控制加速度,目的是避免卫星与障碍物发生碰撞.当卫星与障碍物之间的距离小于安全距离时,斥力场产生斥力加速度迫使卫星远离障碍物.避撞控制区域及障碍物对卫星的斥力加速度求解见参考文献[11].

4 仿真分析

假设目标星运行在圆轨道上,轨道半径为7158.140km,目标星与观测逼近星的尺寸参数设置如表1所示.目标卫星转动惯量为 $\mathbf{J} = \text{diag}(1, 1, 1) \times 10^3 \text{kg} \cdot \text{m}^2$,三颗观测星和两颗逼近星有相同的转动惯量 $\mathbf{J} = \text{diag}(8, 8, 8) \text{kg} \cdot \text{m}^2$,控制器参数 $K_p = 1.0$, $K_D = -1.0$.设定观测星绕飞周期为600s,绕飞半径为20m,逼近目标表面视线特征点位置为 $\mathbf{n}_a^{tb} = [1, 0, 0]^T \text{m}$, $\mathbf{n}_b^{tb} = [-1, 0, 0]^T \text{m}$,逼近星最终停泊位置距目标1.2m,要求逼近星最大相对速度 $\mathbf{v}_{max} \leq 1.0 \text{m/s}$,最大控制加速度 $\mathbf{a}_{max} \leq 0.1 \text{m/s}^2$.仿真时间为700s,仿真步长为0.1s.各卫星的姿态参数设置如表2所示,轨道参数设置如表3所示.表中Obs代表观测星(Observation Satellite),OpS代表逼近星(Opportunities Satellite).

表1 目标星与观测逼近星尺寸参数

Table 1 Parameters of target and Obs(OpS)

	Length(m)	Width(m)	Height(m)
Target main body	2	2	2
Target solar arrays	0.03	8	0.6
Obs(OpS)	0.4	0.4	0.4

表2 初始姿态参数

Table 2 Initial attitude parameters

Parameter	Value
Obs1 initial attitude angle(°)	$[10, 10, 10]^T$
Obs1 initial attitude angular velocity(rad/s)	$[1, 1, 1]^T \times 10^{-3}$
Obs2 initial attitude angle(°)	$[20, 20, 20]^T$
Obs2 initial attitude angular velocity(rad/s)	$[2, 1, 2]^T \times 10^{-3}$
Obs3 initial attitude angle(°)	$[30, 30, 30]^T$
Obs3 initial attitude angular velocity(rad/s)	$[3, 1, 3]^T \times 10^{-3}$
Ops1 initial attitude angle(°)	$[30, 45, 20]^T$
Ops1 initial attitude angular velocity(rad/s)	$[1, -1, 1]^T \times 10^{-3}$
Ops2 initial attitude angle(°)	$[30, 45, 20]^T$
Ops2 initial attitude angular velocity(rad/s)	$[2, -1, 2]^T \times 10^{-3}$
Target initial attitude angle(°)	$[30, 45, 20]^T$
Target initial attitude angular velocity(rad/s)	$[2, -2, 2]^T \times 10^{-3}$

表3 初始轨道参数

Table 3 Initial orbit parameters

Parameter	Value
Obs1 initial position(m)	$[20.6, -4.2, 6.5]^T$
Obs1 initial velocity(m/s)	$[0, 0, 0]^T$
Obs2 initial position(m)	$[11.6, -2.4, 18.5]^T$
Obs2 initial velocity(m/s)	$[0, 0, 0]^T$
Obs3 initial position(m)	$[-14.3, 3.5, 16.4]^T$
Obs3 initial velocity(m/s)	$[0, 0, 0]^T$
Ops1 initial position(m)	$[12.7, -14]^T$
Ops1 initial velocity(m/s)	$[0, 0, 0]^T$
Ops2 initial position(m)	$[-12, -7, 14]^T$
Ops2 initial velocity(m/s)	$[0, 0, 0]^T$

设计观测星1对观测星2和观测星3进行避撞机动, 观测星2对观测星3进行避撞机动, 观测星3不对观测星1和观测星2进行避撞机动. 三颗观测星与两颗逼近星的总体运行轨迹如图5所示, 两颗逼近星单独的运行轨迹如图6所示. 由这两幅图可知, 三颗观测星由起始点出发平滑地过渡到期望绕飞平面上沿着预定轨迹运行, 并且观测星1和观测星2能够成功躲避其它观测星避免碰撞. 两颗逼近星对称逼近到目标表面期望停泊位置, 由于目标旋转, 逼近星轨迹为弧线.

图7-12为三颗观测星的相对位置及相对速度变化曲线. 从这些图中可以看出, 除初始阶段外, 在100s~200s和400s~500s之间观测星1和观测星2相对速度有两处变化较大的地方, 这两处正是由于避撞机动所产生的速度变化, 而观测星3不施加避撞机动, 因此相对位置和相对速度曲线相对平滑, 与图5中观测星绕飞轨迹相吻合.

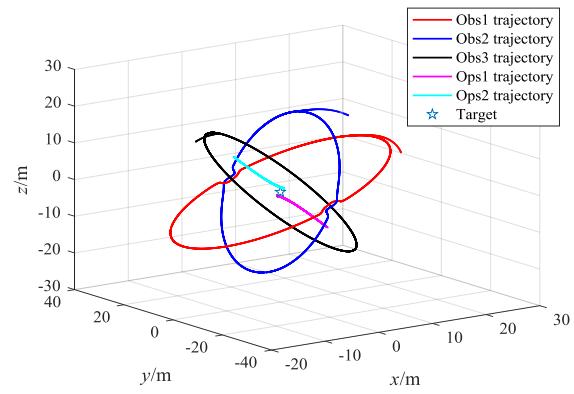


图5 观测星与逼近星总体运行轨迹

Fig.5 The overall trajectory of Obs and Ops

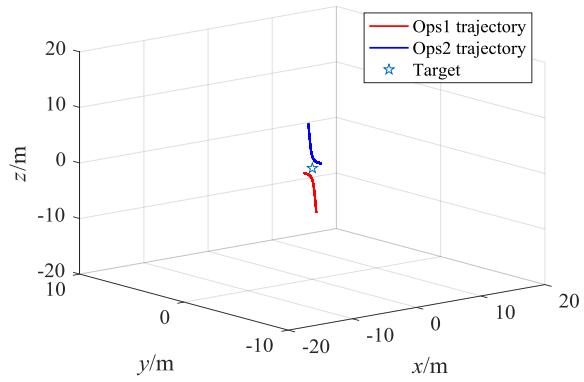


图6 逼近星运行轨迹

Fig.6 The trajectory of Ops

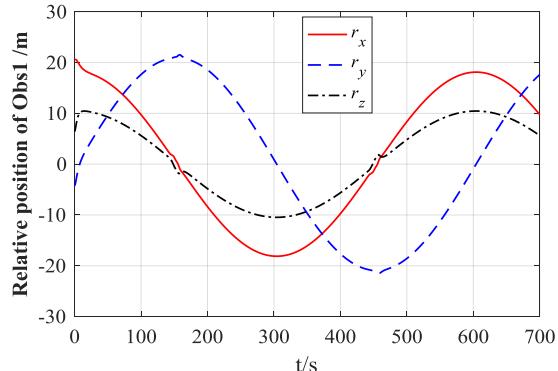


图7 观测星1相对位置变化曲线

Fig.7 Relative position variation curve of Obs1

图13为绕飞过程中三颗观测星相互之间的距离, 从图中可看出, 三条曲线均在设定的安全线之上, 说明运行过程中三颗观测星没有发生碰撞, 证明了规避机动控制律的有效性. 图14-16为三颗观测星的控制加速度变化曲线. 观测星1和观测星2加速度曲线均有三处变化明显的地方, 其中初始阶段观测星要捕获期望轨道, 所以加速度变化迅速, 中间两个时刻均为碰撞规避机动时产生的加速度.

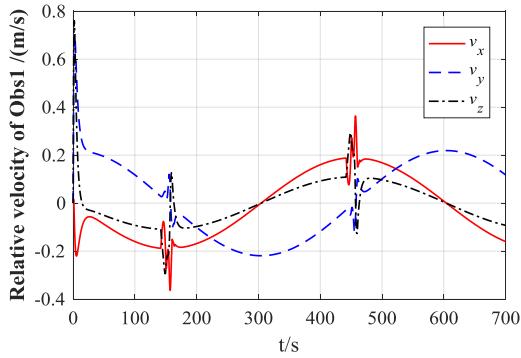


图8 观测星1相对速度变化曲线

Fig.8 Relative velocity variation curve of Obs1

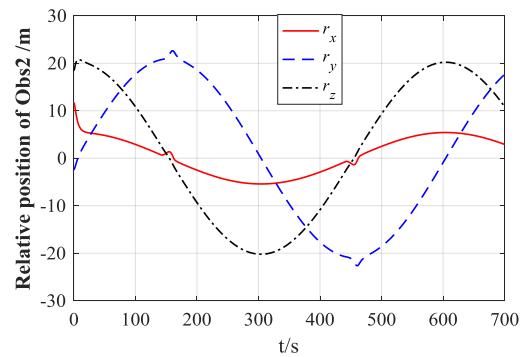


图9 观测星2相对位置变化曲线

Fig.9 Relative position variation curve of Obs2

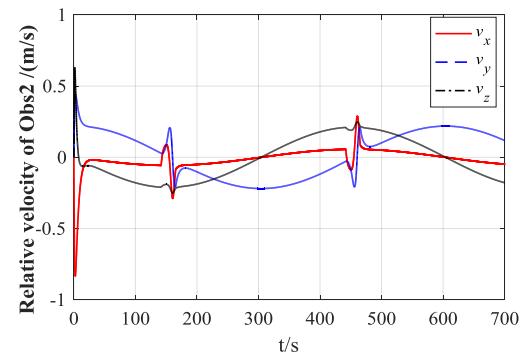


图10 观测星2相对速度变化曲线

Fig.10 Relative velocity variation curve of Obs2

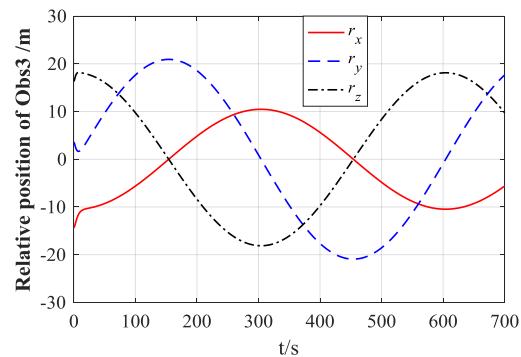


图11 观测星3相对位置变化曲线

Fig.11 Relative position variation curve of Obs3

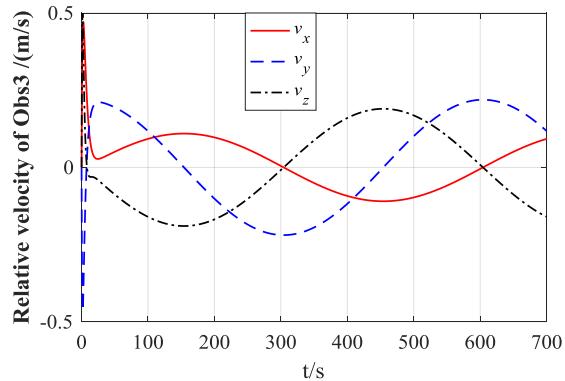


图12 观测星3相对速度变化曲线

Fig.12 Relative velocity variation curve of Obs3

而观测星3只在初始捕获期望轨道时加速度较大,捕获到期望轨道后以较小的加速度运行,中间时刻没有避撞机动,所以加速度变化相对较小.

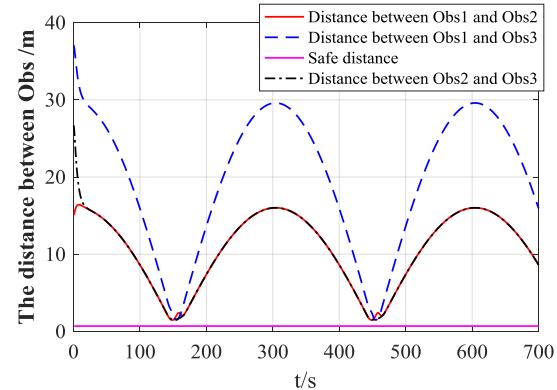


图13 观测星之间的距离

Fig.13 The distance between different Obs

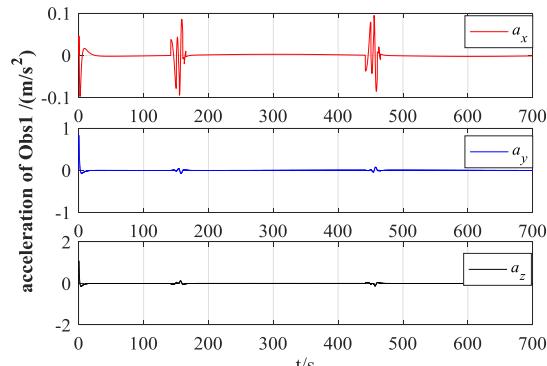


图14 观测星1控制加速度变化曲线

Fig.14 Acceleration variation curve of Obs1

以观测星1为例展示姿态控制仿真结果.图17-图18为观测星1的姿态角和姿态角速度的跟踪曲线图,由图可知,在15s内,不论是姿态角还是姿态角速度实际值均能快速收敛到期望值,跟踪效果较好.

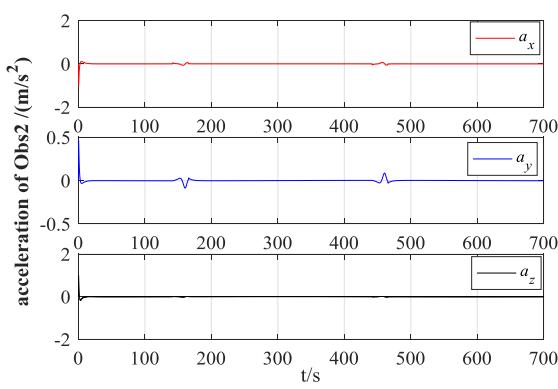


图15 观测星2控制加速度变化曲线

Fig.15 Acceleration variation curve of Obs2

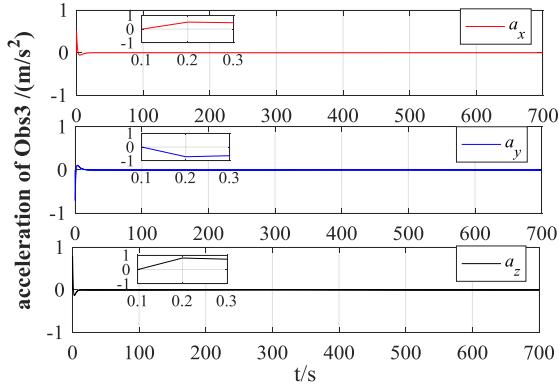


图16 观测星3控制加速度变化曲线

Fig.16 Acceleration variation curve of Obs3

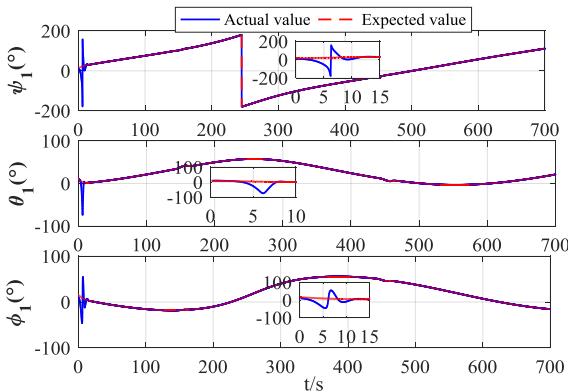


图17 观测星1姿态角变化曲线

Fig.17 Attitude angle variation curve of Obs1

图19-图20为观测星1误差四元数和误差角速度变化曲线,从图中可看出误差四元数标量部分迅速收敛到1并保持不变,同时矢量部分快速收敛到0,而误差角速度的三个分量均快速收敛到0,与图17和图18结果相吻合,说明姿态控制达到了期望的效果.图21为观测星1的控制力矩变化曲线,除初始时刻捕获期望姿态需要较大的控制力矩外,只在碰撞规避机动时有较小的变化幅值,其余时刻

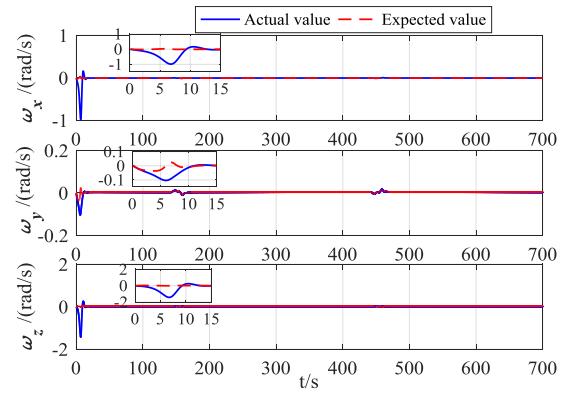


图18 观测星1姿态角速度变化曲线

Fig.18 Attitude angular velocity variation curve of Obs1

控制力矩均较小.

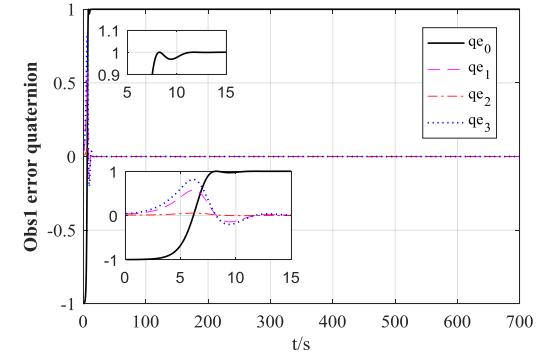


图19 观测星1误差四元数变化曲线

Fig.19 Error quaternion variation curve of Obs1

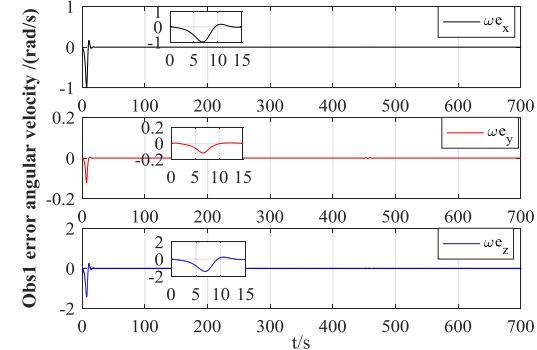


图20 观测星1误差角速度变化曲线

Fig.20 Error angular velocity variation curve of Obs1

图22-图23为逼近星1的相对位置和相对速度变化曲线图.从这两幅图中可以看出,在550s左右,逼近星相对位置三分量收敛到固定值并保持不变,逼近星相对速度三分量收敛到0,且在整个逼近过程中相对速度各分量均小于允许的最大相对速度1.0m/s,说明逼近星按照要求到达设定的目标表面视线特征点位置.

图24为逼近星相对目标星的距离变化曲线,

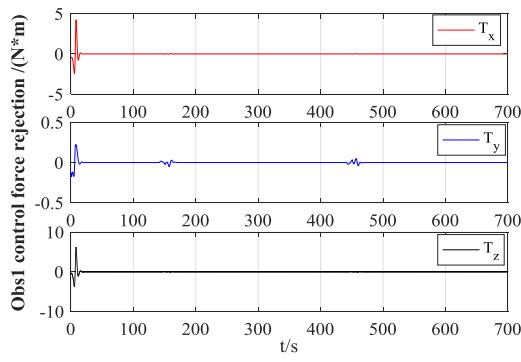


图21 观测星1控制力矩变化曲线

Fig.21 Control rejection variation curve of Obs1

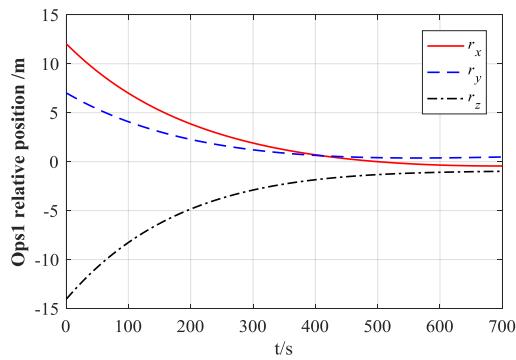


图22 逼近星1相对位置变化曲线

Fig.22 Relative position variation curve of Ops1

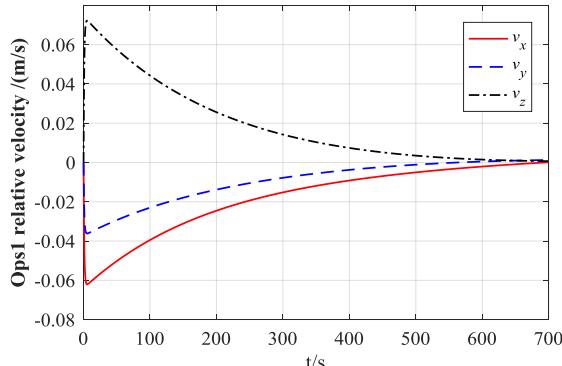


图23 逼近星1相对速度变化曲线

Fig.23 Relative velocity variation curve of Ops1

逼近距离最终收敛到期望距离并保持稳定,与图22-图23结果相吻合.图25为逼近星1的控制加速度变化图,在初始时刻捕获期望轨道需要较大的加速度度外,其余时刻均以较小的加速度逼近目标星,且逼近过程中加速度值小于允许的最大加速度值 0.1m/s^2 满足要求.

5 小结

本文主要对旋转目标的多星协同近距离绕飞观测与逼近吸附姿轨耦合控制问题进行了研究,采

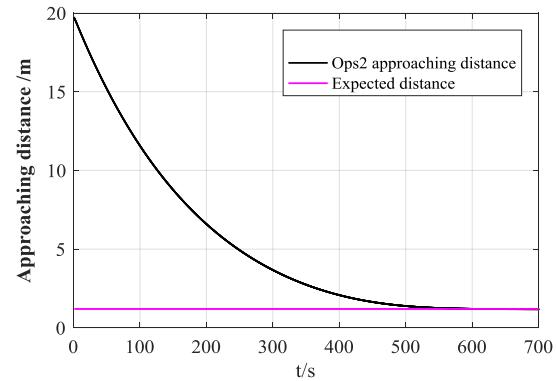


图24 逼近星1逼近距离变化曲线

Fig.24 Approaching distance variation curve of Ops1

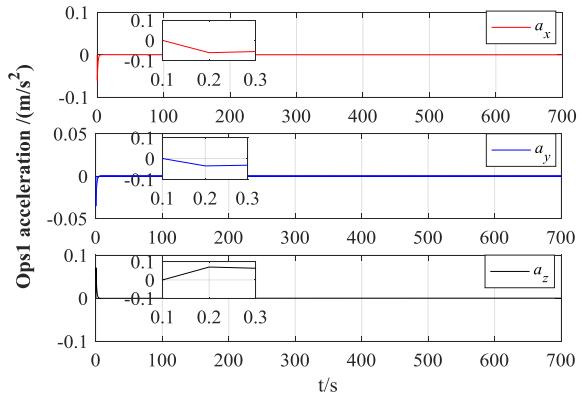


图25 逼近星1控制加速度变化曲线

Fig.25 Acceleration variation curve of Ops1

用基于误差反馈的比例-微分控制律进行相对姿态控制,采用基于人工势场法的控制律对相对轨道进行控制.仿真结果表明:

(1)在相对姿态的控制过程中,观测星与逼近星实际姿态角和实际姿态角速度均快速成功地跟踪上期望值,且跟踪效果较好.

(2)三颗观测星从非绕飞平面内的初始位置快速平滑地过渡到期望绕飞平面沿预定轨道运行,并且绕飞过程中成功躲避与其它卫星的碰撞,保证了轨迹的安全性;在观测星测量信息支持下,两颗逼近星对称逼近到目标表面特定位置,且逼近过程中相对速度和加速度始终满足允许的最大值要求.

参 考 文 献

- 1 Wang M, Luo J, Yuan J, et al. Detumbling strategy and coordination control of kinematically redundant space robot after capturing a tumbling target. *Nonlinear Dynamics*, 2018, 92(3):1023~1043
- 2 Luo Y Z, Tang G J, Parks G. Multi-objective optimization of perturbed impulsive rendezvous trajectories using phys-

- ical programming. *Journal of Guidance Control & Dynamics*, 2012, 31(6):1829~1832
- 3 Bellerose J, Miotto P, Singh L, et al. Payload use, close proximity operations and guidance, navigation and control at near earth asteroids. In: Proceedings of 36th Annual AAS Guidance and Conference, 2013
- 4 刘昱晗.在轨服务航天器姿轨一体化控制研究[硕士学位论文].哈尔滨:哈尔滨工业大学,2017:36~51(Liu Y H. Research on on-orbit servicing spacecraft integrated orbit and attitude control [Master Thesis]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2017:36 ~ 51(in Chinese))
- 5 吴云华,曹喜滨.编队卫星相对轨道与姿态一体化耦合控制.南京航空航天大学学报,2010,42(1):14~19(Wu Y H, Cao X B. Relative orbit and attitude integrated coupled control for formation satellite. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2010, 42(1): 14 ~ 19(in Chinese))
- 6 刘将辉,李海阳.对失控翻滚目标逼近的神经网络自适应滑模控制.宇航学报,2019,40(6):685~693(Liu J H, Li H Y. Adaptive sliding mode control based on neural network for approaching to an uncontrolled tumbling satellite. *Journal of Astronautics*, 2019, 40(6):685 ~ 693(in Chinese))
- 7 张庆展,靳永强.服务航天器超近程逼近目标的相对姿轨耦合控制.系统工程与电子技术,2015,37(1):141~147(Zhang Q Z, Jin Y Q. Coupled control of relative position and attitude for servicing spacecraft approaching the target in close proximity. *Systems Engineering and Electronics*, 2015, 37(1):141 ~ 147(in Chinese))
- 8 许丹丹,张庆展.空间目标多星多角度实时近距离三维详查研究.上海航天,2018,35(4):70~77(Xu D D, Zhang Q Z. Design and analysis of multi-satellite, multi-view and real-time 3d observation mission. *Aerospace Shanghai*, 2018,35 (4):70 ~ 77(in Chinese))
- 9 张玉琨.卫星编队飞行的动力学与控制技术研究[硕士学位论文].长沙:国防科技大学,2002:35 ~ 48(Zhang Y K. Research on dynamics and control technology of satellite formation flight [Master Thesis]. Changsha: National University of Defense Technology, 2002: 35 ~ 48 (in Chinese))
- 10 赵照.多星在轨服务任务规划技术研究[硕士学位论文].长沙:国防科技大学,2016:5 ~ 10(Zhao Z. Planning approaches for multi-spacecraft on-orbit service mission [Master Thesis]. Changsha: National University of Defense Technology, 2016:5 ~ 10(in Chinese))
- 11 许丹丹.多航天器近距离协同操作安全控制与任务规划研究[硕士学位论文].长沙:国防科技大学,2018:13 ~ 18(Xu D D. Study on safety control and mission planning for multi-spacecraft cooperative proximity operations [Master Thesis]. Changsha: National University of Defense Technology, 2018:13 ~ 18(in Chinese))
- 12 朱彦伟,杨乐平.航天器快速绕飞任务的六自由度滑模控制研究.宇航学报,2009,30(4):1484~1485(Zhu Y W, Yang L P. 6-DOF sliding mode control for fast spacecraft circumnavigation Mission. *Joumal of Astronautics*, 2009, 30(4):1484 ~ 1485(in Chinese))
- 13 刘远贺.空间翻滚目标超近距离相对运动制导控制策略研究[硕士学位论文].长沙:国防科技大学,2018:48 ~ 50(Liu Y H. Research on guidance and control strategy of close-range relative motion against space tumbling target [Master Thesis]. Changsha: National University of Defense Technology, 2018:48 ~ 50(in Chinese))

ATTITUDE-ORBIT COUPLING METHOD FOR MULTI-SATELLITE COLLABORATIVE PROXIMITY CONTROL OF ROTATING TARGET *

Xu Ying Zhang Jin[†]

(College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract The proximity operation mission of multi-satellite flying around and approaching to adsorb a rotating target is established. Considering the sizes and shapes of the rotating target, the flying-around observation, and approaching satellites, also based on the relative orbit and relative attitude dynamics model of satellites, the expected trajectories and attitudes of each observation satellite and approaching satellite are analyzed and designed, which are suitable for fast flying-around and approaching adsorption in any direction of space. The expected attitude of an observation satellite is designed so that its observation device always points to the target, and the expected attitude of the approaching satellite is designed to be the same with the state of the absorbing point. Considering collision avoidance, a proportional-differential control law is proposed based on error quaternion and error angular velocity feedback, and a proximity safety guidance control method based on artificial potential field method is also derived. The relative attitude and relative orbit are controlled by combination of the above two control methods. The proposed method is tested by the proximity operation problem of 3-satellite observation and 2-satellite approaching. The simulation results show that all the three observation satellites can successfully avoid the collision with other satellites and operate along the desired orbit, and the two approaching satellites can safely approach and adsorb to the pre-set position of the target surface at the same time. The actual attitude of observation satellite and approaching satellite can converge quickly to the expected value and keep the observation equipment pointing to the rotating target all the time, which confirms the effectiveness of the proposed control method.

Key words multi-satellite collaboration, proximity operation, quickly fly around, approaching, collision avoidance, attitude-orbit coupling control

Received 7 November 2019, revised 30 June 2020.

* The project supported by the National Natural Science Foundation of China(11572345)

† Corresponding author E-mail: zhangjin@nudt.edu.cn