

对翻滚非合作目标终端逼近的姿轨耦合退步控制

李 鹏, 岳晓奎, 袁建平

(西北工业大学 航天学院, 710072 西安)

摘要: 为在空间操控任务中实施对翻滚非合作目标的安全逼近与抓捕, 论文建立了描述航天器近距离相对运动的六自由度动力学模型, 通过对模型的分析, 提出了扰动引起的耦合和动力学耦合. 针对模型的非线性和时变性, 对非线性高阶项进行多步递推得出系统化的积分退步控制器, 并基于李雅普诺夫稳定性理论证明了控制器的全局渐进稳定. 考虑到失控目标的旋转特性, 提出一种沿最大惯量轴方向的直线型同步自旋逼近策略以保证航天器在逼近过程中的安全性. 通过数值仿真验证了逼近策略的正确性以及控制律的有效性.

关键词: 自主逼近策略; 翻滚非合作目标; 耦合动力学; 退步控制

中图分类号: TH133; TP183

文献标志码: A

文章编号: 0367-6234(2013)01-0094-07

Coupled backstepping control for spacecraft to approach with a tumbling non-cooperative object during the final phase

LI Peng, YUE Xiaokui, YUAN Jianping

(School of Astronautics, Northwestern Polytechnical University, 710072 Xi'an, China)

Abstract: To insure the safety of autonomous approaching and capturing of a non-cooperative tumbling target in the on-orbit operating missions, 6 DOF dynamics model of relative translation and rotation is established to describe the relative motion of two spacecrafts in close distance, and the perturbation induced coupling and dynamic coupling existing in the model are presented to make clear what the coupling effect is. Due to the effects of time-varying and nonlinear terms in the model, the systemized integrator backstepping controller is derived after multi-step recursion with regard to the nonlinear high-order terms. The stability of the controller is proved to be global asymptotic stable based on the Lyapunov's stability theory. With the consideration of rotating characteristic of the target satellite, a linear synchronization rotating approach strategy along the maximum inertial axes is presented to ensure the safety during the final approach. The validity of approach strategy and the effectiveness of controller is verified by the numerical simulation.

Key words: autonomous approach strategy; tumbling non-cooperative target; coupled dynamics; backstepping control

随着空间技术的深入发展, 结构和功能越来越复杂的航天器被不断送入太空, 航天器及空间机器人的自主在轨操作受到广泛关注. 然而, 很多仍停留在轨的失效卫星构成了越来越多的太空垃

圾, 甚至航天器受到大气阻力影响造成轨道高度不断降低并最终坠落的情况也时有发生. 2009年2月, 美国一颗铱星与俄罗斯1993年发射的一颗已废弃的卫星在太空相撞并生成了几千块太空碎片. 2011年9月, 美国一颗已报废的“高层大气研究卫星”由于燃料耗尽在无控情况下坠落地面, 这些无论对于空间任务的开展还是地面人员的安全都构成了不可忽视的威胁. 空间碎片清理和对失效卫星捕获进行回收或修复的技术亟待解决, 而面向旋转非合作航天器的自主交会逼近技术是

收稿日期: 2011-12-28.

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(11172235, 61004124).

作者简介: 李 鹏(1986—), 男, 博士研究生;

岳晓奎(1970—), 男, 教授, 博士生导师;

袁建平(1957—), 男, 教授, 博士生导师.

通信作者: 李 鹏, 418539827@qq.com.

实施上述任务的基础. 与空间站或三轴稳定卫星等运动状态均为已知的目标不同, 失控或废弃卫星随着能量耗散可能绕本体最大惯量轴慢旋, 因此追踪航天器在逼近或临近操作过程中可能与目标或其柔性附件发生碰撞, 这给面向非合作目标的自主交会逼近技术带来更大的挑战.

在轨操作任务中, 航天器间相对距离不断减小的同时相对姿态也要满足一定的指向关系, 往往不允许在轨道控制之前进行姿态调整, 因此有必要建立追踪航天器与非合作目标的相对姿轨耦合动力学模型, 并设计一体化控制算法以实现相对轨道和姿态的同步控制. Matsumoto^[1-2]提出了飞越逼近思想用于空间机器人对目标的路径规划和制导, 并对逼近轨迹进行优化以适应不同的任务需要. Zhanhua Ma^[3]应用庞特里亚金最大值原理规划了对翻滚目标逼近的最优轨迹, 设计了使能量消耗最少的最优控制器, Subbarao^[4]和Welsh^[5]研究了空间机器人对目标在轨服务时的运动同步问题, 并基于反馈线性化方法设计了自适应控制器进行轨道姿态联合控制, F. Aghili^[6]针对空间机械臂在动力学参数不确定的情况下设计了最优控制器对旋转目标进行捕获和镇定, Ming Xin^[7]对追踪航天器进行远距离和大角度姿态机动时的情况, 设计了 θ -D控制器对轨道姿态和柔性附件振动进行一体化控制; Timmons K^[8]比较了轨道交会和临近操作不同方法, 分析了每种方法的优势和其中的关键技术. Dimatteo^[9]等开展了临近操作时对无控目标抓捕的地面实验, 对空间任务中所需要的关键技术进行了验证. 李九人^[10]设计了六自由度自适应滑模控制器使追踪航天器按照理想轨迹和参考姿态对无控旋转目标进行逼近. 对旋转目标的逼近策略除了要考虑目标运动特性, 接近过程中的安全性, 同时也应满足所要实施空间任务对动力学的要求. 但以上的研究工作大多将对旋转目标的逼近轨迹设计与对目标的在轨操作动力学独立考虑, 未能提出一种面向对旋转目标空间操作的安全, 可靠的逼近策略及相应的控制方法.

针对以上问题, 本文建立了在近距离相对运动情况下适用于对旋转目标接近的姿轨耦合动力学模型, 提出了模型中存在的摄动耦合和动力学耦合; 针对相对姿轨六自由度模型中典型的级联特性, 基于退步控制理论设计了姿轨耦合退步控制器; 根据在轨目标的运动状态提出了一种对缓慢翻滚非合作目标的安全逼近策略; 数值仿真验证了逼近策略的可靠性和控制律的有效性.

1 相对运动模型及问题描述

1.1 相关坐标系

1) 地心惯性坐标系 $o_i x_i y_i z_i (s_i)$; 2) 轨道坐标系 $oxyz(s_o)$: 原点 o 位于目标航天器质心, x 轴由地心指向原点, y 轴在轨道面内指向运动方向, z 轴满足右手定则; 3) 本体坐标系 $o_b x_b y_b z_b (S_b)$: 原点为航天器质心 o_b , x_b 、 y_b 、 z_b 分别与惯性主轴一致.

1.2 相对轨道动力学模型

在目标航天器轨道坐标系下, 选用非线性的T-H方程描述两航天器的相对运动:

$$\begin{cases} \ddot{x} = \dot{\theta}^2 x + \ddot{\theta} y + 2\dot{\theta} \dot{y} + \frac{\mu}{r_1^2} - \frac{\mu(r_1 + x)}{r_c^3} + f_{dx} + f_{cx}, \\ \ddot{y} = -\dot{\theta}^2 x + \dot{\theta}^2 y - 2\dot{\theta} \dot{x} - \frac{\mu y}{r_c^3} + f_{dy} + f_{cy}, \\ \ddot{z} = -\frac{\mu z}{r_c^3} + f_{dz} + f_{cz}. \end{cases} \quad (1)$$

其中: 追踪航天器和目标航天器分别用下标 c 和 t 表示; r_c 和 r_t 为地心到航天器质心的位置矢量; 追踪航天器质量为 m_c ; 从目标航天器指向追踪航天器的相对位置矢量 $\boldsymbol{\rho} = [x \ y \ z]^T$; \mathbf{f}_d 为两航天器受到的摄动加速度之差; \mathbf{f}_c 为追踪航天器轨道控制推力所产生的加速度; $\dot{\theta}$ 和 $\ddot{\theta}$ 为目标航天器的轨道角速度和角加速度, 经推导, 将式(1)化为如下级联形式的动力学方程:

$$\dot{\boldsymbol{\rho}} = \mathbf{v}, \quad (2)$$

$$\dot{\mathbf{v}} = -\mathbf{C}_1 \boldsymbol{\rho} - \mathbf{D}_1 \mathbf{v} - \mathbf{N}_1(\boldsymbol{\rho}) + \mathbf{F}_c + \mathbf{F}_d. \quad (3)$$

式中控制加速度和摄动加速度分别为

$$\mathbf{F}_c = [f_{cx} \ f_{cy} \ f_{cz}]^T, \quad \mathbf{F}_d = [f_{dx} \ f_{dy} \ f_{dz}]^T.$$

相对速度矢量 $\mathbf{v} = [v_x \ v_y \ v_z]^T$, 非线性项

$$\mathbf{N}_1(\boldsymbol{\rho}) = \left[\frac{\mu(r_1 + x)}{r_c^3} - \frac{\mu}{r_1^2} + \frac{2\mu x}{r_1^3} \ \frac{\mu y}{r_c^3} - \frac{\mu y}{r_1^3} \ \frac{\mu z}{r_c^3} - \frac{\mu z}{r_1^3} \right]^T,$$

$$\mathbf{C}_1 = \begin{bmatrix} 0 & -2\dot{\theta} & 0 \\ 2\dot{\theta} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{D}_1 = \begin{bmatrix} -\dot{\theta}^2 - \frac{2\mu}{r_1^3} & -\ddot{\theta} & 0 \\ \ddot{\theta} & -\dot{\theta}^2 + \frac{\mu}{r_1^3} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{\mu}{r_1^3} \end{bmatrix}.$$

1.3 相对姿态动力学模型

追踪航天器和目标航天器的姿态动力学方程为

$$J_c \dot{\omega}_c + \omega_c \times J_c \omega_c = T_{cc} + T_{cd}, \quad (4)$$

$$J_t \dot{\omega}_t + \omega_t \times J_t \omega_t = T_{td}. \quad (5)$$

式中: J_c, J_t 为两航天器的转动惯量; ω_c, ω_t 为两航天器本体系相对惯性系的旋转角速度; T_{cd}, T_{td} 为干扰力矩; T_{cc} 为追踪航天器的姿态控制力矩. 设追踪和目标航天器相对惯性系的姿态为 $q_c = [q_{c0} \quad \bar{q}_c^T]^T, q_t = [q_{t0} \quad \bar{q}_t^T]^T$, 则两航天器的相对姿态 $q_r = q_t^* \cdot q_c$. 追踪星相对目标星的角速度在追踪航天器本体系 s_{bc} 中的表示为

$$\omega_r = \omega_c - C_{bc}^{bt} \omega_t. \quad (6)$$

其中 $C_{bc}^{bt} = C_{cb}^i (C_{tb}^i)^T$, 对式(6)求导并乘以 J_c 可得

$$J_c \dot{\omega}_r = J_c \dot{\omega}_c - J_c C_{bc}^{bt} \dot{\omega}_t - J_c \omega_r \times (\omega_r - \omega_c). \quad (7)$$

将式(4)~(6)代入式(7)有

$$J_c \dot{\omega}_r + (\omega_r + C_{bc}^{bt} \omega_t) \times J_c (\omega_r + C_{bc}^{bt} \omega_t) - J_c \omega_r \times C_{bc}^{bt} \omega_t - J_c C_{bc}^{bt} J_t^{-1} (\omega_t \times J_t \omega_t) = T_{cb} + T_{cd} - J_c C_{bc}^{bt} J_t^{-1} (T_{tc} + T_{td}).$$

设 $S(\alpha)$ 为向量 α 的反对称矩阵, 将上式展开则有

$$J_c \dot{\omega}_r - S[J_c (\omega_r + C_{bc}^{bt} \omega_t)] \omega_r + S(C_{bc}^{bt} \omega_t) J_c \omega_r + J_c S(C_{bc}^{bt} \omega_t) \omega_r - J_c C_{bc}^{bt} J_t^{-1} S(\omega_t) J_t \omega_t + S(C_{bc}^{bt} \omega_t) J_c (C_{bc}^{bt} \omega_t) = (T_{cb} - J_c C_{bc}^{bt} J_t^{-1} T_{tc}) + (T_{cd} - J_c C_{bc}^{bt} J_t^{-1} T_{td}).$$

经推导, 将相对姿态动力学方程化为如下级联形式:

$$\dot{q}_r = \frac{1}{2} \Omega(q_r) \omega_r = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} -q_{r1} & -q_{r2} & -q_{r3} \\ q_{r0} & -q_{r3} & q_{r2} \\ q_{r3} & q_{r0} & -q_{r1} \\ -q_{r2} & q_{r1} & q_{r0} \end{bmatrix} \omega_r, \quad (8)$$

$$J_c \dot{\omega}_r = -C_2 \omega_r - N_2(\omega_r) + T_c + T_d. \quad (9)$$

其中:

$$T_c = T_{cb} - J_c C_{bc}^{bt} J_t^{-1} T_{tc}, T_d = T_{cd} - J_c C_{bc}^{bt} J_t^{-1} T_{td}, \\ N_2(\omega_r) = S(C_{bc}^{bt} \omega_t) J_c (C_{bc}^{bt} \omega_t) - J_c C_{bc}^{bt} J_t^{-1} S(\omega_t) J_t \omega_t, \\ C_2 = -S[J_c (\omega_r + C_{bc}^{bt} \omega_t)] + S(C_{bc}^{bt} \omega_t) J_c + J_c S(C_{bc}^{bt} \omega_t).$$

由于 $S[J_c (\omega_r + C_{bc}^{bt} \omega_t)]$ 为反对称矩阵, 且

$$S(C_{bc}^{bt} \omega_t) J_c + J_c S(C_{bc}^{bt} \omega_t) = -[S(C_{bc}^{bt} \omega_t) J_c + J_c S(C_{bc}^{bt} \omega_t)]^T.$$

因此矩阵 C_2 为反对称矩阵.

1.4 六自由度耦合动力学模型及分析

在方程(2)、(3)和(8)、(9)的基础上, 选取状态变量 $x_1 = [\rho \quad q_r]^T, x_2 = [v \quad \omega_r]^T$, 推导得到相对轨道姿态的六自由度耦合动力学方程为

$$\dot{x}_1 = A x_2, \quad (10)$$

$$M \dot{x}_2 = -C x_2 - D x_1 - N + U + P. \quad (11)$$

其中 E_3 为三阶单位阵,

$$A = \begin{bmatrix} E_3 & 0 \\ 0 & \frac{1}{2} \Omega(q_r) \end{bmatrix}, M = \begin{bmatrix} E_3 & 0 \\ 0 & J_c \end{bmatrix},$$

$$C = \begin{bmatrix} C_1 & 0 \\ 0 & C_2 \end{bmatrix}, D = \begin{bmatrix} D_1 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix},$$

$$N = [N_1(\rho) \quad N_2(\omega_r)]^T, U = [F_c \quad T_c]^T,$$

$$P = [F_d \quad T_d]^T.$$

姿轨控发动机沿卫星本体布设, 轨控推力通常在航天器本体系中实现, 推力矢量配置需要本体系相对于惯性系的姿态信息, 因此航天器在轨道机动时需要进行姿态调整以保证轨控推力作用于正确方向. 此外, 由于安装误差等因素未严格通过质心的轨控推力作用也会产生附加的姿态扰动. 这些都是由航天器的运动模型和控制力实现所决定, 是引起姿轨耦合的内在诱因, 主要体现在方程(11)的矩阵 C 和 U 中, 称之为动力学耦合.

在方程(11)的矩阵 P 中以重力梯度力矩 $T = (3\mu/r^5)S(r)Jr$ 为例, 干扰力矩的大小除与卫星本体转动惯量有关外还取决于轨道半径 r . 姿态改变会影响到作用于航天器的大气阻力和太阳光压等, 进而也将影响到航天器的轨控精度, 因此轨道和姿态存在着双向的相互影响. 这是姿轨耦合的外在诱因, 称之为摄动引起的耦合.

由于在六自由度相对运动方程(10)和(11)中存在动力学耦合与摄动耦合, 因此针对追踪航天器相对旋转目标的超近距离运动有必要设计一体化控制算法按照逼近策略对轨道姿态进行同步控制.

2 六自由度退步控制器设计

退步控制(Backstepping Control)是一种基于李雅普诺夫稳定性理论的控制递推设计方法, 通过对非线性模型中的高阶项进行多步递推设计, 得出系统化的反馈控制律和相应的李雅普诺夫函数, 使系统获得很好的全局或局部稳定性、跟随特性和参数鲁棒性. 用于描述对旋转非合作目标逼近过程的相对姿轨耦合模型状态多达十几维, 考虑挠性附件时甚至高达几十维, 基于非线性动力学模型的控制设计较为复杂. 退步控制设计方法具有结构化、系统化的优点, 使得设计过程更加灵活, 不仅可以对系统各阶子系统分别进行设计, 而且可以对子系统所存在的特殊问题单独考虑, 本文正是基于此方法设计了相对姿轨耦合

控制器. 定义期望状态变量 $\mathbf{x}_{d1} = [\boldsymbol{\rho}_d \ \mathbf{q}_d]^T$, $\mathbf{x}_{d2} = [\mathbf{v}_d \ \boldsymbol{\omega}_d]^T$ 和误差变量 $\mathbf{e}_1 = \mathbf{x}_1 - \mathbf{x}_{d1} = [\tilde{\boldsymbol{\rho}} \ \tilde{\mathbf{q}}]^T$, $\mathbf{e}_2 = \mathbf{x}_2 - \mathbf{x}_{d2} = [\tilde{\mathbf{v}} \ \tilde{\boldsymbol{\omega}}]^T$, 则有 $\dot{\mathbf{x}}_{d1} = \mathbf{A}\mathbf{x}_{d2}$, $\dot{\mathbf{e}}_1 = \mathbf{A}\mathbf{e}_2$, $\boldsymbol{\rho}_d, \mathbf{q}_d, \mathbf{v}_d, \boldsymbol{\omega}_d$ 分别为相对位置、四元数、速度和角速度的期望值.

2.1 积分退步控制器

定义状态变量 $\mathbf{z}_1 = \mathbf{e}_1, \mathbf{z}_2 = \mathbf{e}_2 - \boldsymbol{\alpha}_1$. 稳定函数 $\boldsymbol{\alpha}_1 = -\mathbf{A}^T \mathbf{z}_1$, 则有 $\dot{\mathbf{z}}_1 = \mathbf{A}(\boldsymbol{\alpha}_1 + \mathbf{z}_2)$, $\dot{\mathbf{z}}_2 = \dot{\mathbf{x}}_2 - \dot{\mathbf{x}}_{d2} - \dot{\boldsymbol{\alpha}}_1$. 定义一、二阶系统的李雅普诺夫函数为 $V_1(\mathbf{z}_1) = 0.5\mathbf{z}_1^T \mathbf{z}_1, V_2(\mathbf{z}_1, \mathbf{z}_2) = V_1 + 0.5\mathbf{z}_2^T \mathbf{M}\mathbf{z}_2$.

对 V_1 求导, 并将 $\boldsymbol{\alpha}_1$ 代入可得

$$\dot{V}_1 = -\mathbf{z}_1^T \mathbf{A}\mathbf{A}^T \mathbf{z}_1 + \mathbf{z}_1^T \mathbf{A}\mathbf{z}_2.$$

将式(11)代入 $\dot{\mathbf{z}}_2$ 可得

$$\mathbf{M}\dot{\mathbf{z}}_2 = \mathbf{M}\dot{\mathbf{x}}_2 - \mathbf{M}\dot{\mathbf{x}}_{d2} - \mathbf{M}\dot{\boldsymbol{\alpha}}_1 = -\mathbf{C}\mathbf{x}_2 - \mathbf{D}\mathbf{x}_1 - \mathbf{N} + \mathbf{U} + \mathbf{P} - \mathbf{M}\dot{\mathbf{x}}_{d2} - \mathbf{M}\dot{\boldsymbol{\alpha}}_1.$$

对 $V_2(\mathbf{z}_1, \mathbf{z}_2)$ 求导并将上式代入, 可得

$$\dot{V}_2 = \dot{V}_1 + \mathbf{z}_2^T [-\mathbf{C}\mathbf{x}_2 - \mathbf{D}\mathbf{x}_1 - \mathbf{N} + \mathbf{U} + \mathbf{P} - \mathbf{M}\dot{\mathbf{x}}_{d2} - \mathbf{M}\dot{\boldsymbol{\alpha}}_1]. \quad (12)$$

由于 $\mathbf{C}_1, \mathbf{C}_2$ 的反对称性, 矩阵 \mathbf{C} 亦为反对称矩阵, 则有 $\mathbf{z}_2^T [\mathbf{C}(\mathbf{x}_{d2} + \boldsymbol{\alpha}_1) - \mathbf{C}\mathbf{x}_2] = -\mathbf{z}_2^T \mathbf{C}\mathbf{z}_2 = 0$, 因此设计控制律

$$\mathbf{U} = \mathbf{C}(\mathbf{x}_{d2} + \boldsymbol{\alpha}_1) + \mathbf{D}\mathbf{x}_1 + \mathbf{N} - \mathbf{P} + \mathbf{M}\dot{\mathbf{x}}_{d2} + \mathbf{M}\dot{\boldsymbol{\alpha}}_1 - \mathbf{A}^T \mathbf{z}_1 - \mathbf{K}_d \mathbf{z}_2.$$

代入式(12), 推导出

$$\dot{V}_2(\mathbf{z}_1, \mathbf{z}_2) = -\mathbf{z}_1^T \mathbf{A}\mathbf{A}^T \mathbf{z}_1 - \mathbf{z}_2^T \mathbf{K}_d \mathbf{z}_2 < 0.$$

当 \mathbf{K}_d 为正定矩阵时, $V_2(\mathbf{z}_1, \mathbf{z}_2) > 0, \dot{V}_2(\mathbf{z}_1, \mathbf{z}_2) < 0$, 根据李雅普诺夫稳定性理论, 闭环系统的平衡点 $(\mathbf{z}_1, \mathbf{z}_2) = (0, 0)$ 一致渐进稳定, $t \rightarrow \infty$ 时, $\mathbf{e}_1 \rightarrow 0, \mathbf{e}_2 \rightarrow 0$, 也即 $\mathbf{x}_1 \rightarrow \mathbf{x}_{d1}, \mathbf{x}_2 \rightarrow \mathbf{x}_{d2}$.

2.2 PID 退步控制器

定义状态变量为 $\mathbf{z}_0 = \mathbf{A}^T \mathbf{e}_1, \mathbf{z}_1 = \dot{\mathbf{z}}_0 - \boldsymbol{\alpha}_0, \mathbf{z}_2 = 0.25\mathbf{e}_2 - \boldsymbol{\alpha}_1$, 稳定函数 $\boldsymbol{\alpha}_0 = -\mathbf{K}_0 \mathbf{z}_0, \boldsymbol{\alpha}_1 = -\mathbf{K}_1 \mathbf{z}_1 - \mathbf{z}_0 - \mathbf{A}^T \mathbf{e}_1 + \dot{\boldsymbol{\alpha}}_0$. 定义零阶、一阶和二阶系统的李雅普诺夫函数分别为

$$V_0(\mathbf{z}_0) = 0.5\mathbf{z}_0^T \mathbf{z}_0,$$

$$V_1(\mathbf{z}_0, \mathbf{z}_1) = V_0 + 0.5\mathbf{z}_1^T \mathbf{z}_1,$$

$$V_2(\mathbf{z}_0, \mathbf{z}_1, \mathbf{z}_2) = V_1 + 0.5\mathbf{z}_2^T \mathbf{M}\mathbf{z}_2.$$

对 V_0 求导, 并将 $\boldsymbol{\alpha}_0$ 代入可得

$$\dot{V}_0 = -\mathbf{z}_0^T \mathbf{K}_0 \mathbf{z}_0 + \mathbf{z}_0^T \mathbf{z}_1.$$

对 V_1 求导, 并将 $\boldsymbol{\alpha}_1$ 代入可得

$$\dot{V}_1(\mathbf{z}_0, \mathbf{z}_1) = \dot{V}_0 + \mathbf{z}_1^T \dot{\mathbf{z}}_1 = -\mathbf{z}_0^T \mathbf{K}_0 \mathbf{z}_0 - \mathbf{z}_1^T \mathbf{K}_1 \mathbf{z}_1 + \mathbf{z}_1^T \mathbf{z}_2.$$

由 \mathbf{z}_2 定义, 可得

$$4\mathbf{M}\dot{\mathbf{z}}_2 = \mathbf{M}\dot{\mathbf{x}}_2 - \mathbf{M}\dot{\mathbf{x}}_{d2} - 4\mathbf{M}\dot{\boldsymbol{\alpha}}_1 = -\mathbf{C}\mathbf{x}_2 - \mathbf{D}\mathbf{x}_1 - \mathbf{N} + \mathbf{U} + \mathbf{P} - \mathbf{M}\dot{\mathbf{x}}_{d2} - 4\mathbf{M}\dot{\boldsymbol{\alpha}}_1.$$

对 V_2 求导, 并将上式代入可得

$$\dot{V}_2 = \dot{V}_1 + \mathbf{z}_2^T (-\mathbf{C}\mathbf{x}_2 - \mathbf{D}\mathbf{x}_1 - \mathbf{N} + \mathbf{U} + \mathbf{P} - \mathbf{M}\dot{\mathbf{x}}_{d2} - 4\mathbf{M}\dot{\boldsymbol{\alpha}}_1).$$

设计控制律

$$\mathbf{U} = \mathbf{C}(\mathbf{x}_{d2} + \boldsymbol{\alpha}_1) + \mathbf{D}\mathbf{x}_1 + \mathbf{N} - \mathbf{P} + \mathbf{M}\dot{\mathbf{x}}_{d2} + 4\mathbf{M}\dot{\boldsymbol{\alpha}}_1 - \mathbf{z}_1 - \mathbf{K}_2 \mathbf{z}_2.$$

代入式(12), 则有

$$\dot{V}_2(\mathbf{z}_0, \mathbf{z}_1, \mathbf{z}_2) = -\mathbf{z}_0^T \mathbf{K}_0 \mathbf{z}_0 - \mathbf{z}_1^T \mathbf{K}_1 \mathbf{z}_1 - \mathbf{z}_2^T \mathbf{K}_2 \mathbf{z}_2 < 0.$$

当 $\mathbf{K}_0, \mathbf{K}_1, \mathbf{K}_2$ 为正定矩阵时, $V_2(\mathbf{z}_1, \mathbf{z}_2) > 0, \dot{V}_2(\mathbf{z}_1, \mathbf{z}_2) < 0$, 根据李雅普诺夫稳定性理论可知, 系统一致渐进稳定.

2.3 追踪航天器姿轨控一体化推力器布设

假定追踪航天器为长方体结构, 且近距离的相对姿轨控制均由小推力器完成, 姿轨控推力器空间布设采用参考文献[11]中的布设形式, 如图 1 所示.

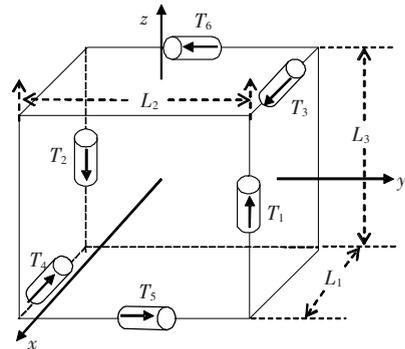


图 1 追踪航天器姿轨控推力器布设

其中, L_1, L_2, L_3 为追踪星边长, $T_i, i \in (1, 2, \dots, 6)$ 代表 6 个推力器所提供的姿轨控制推力. 定义向量 $\mathbf{T} = [T_1 \ T_2 \ T_3 \ T_4 \ T_5 \ T_6]^T$, 则追踪航天器所需的控制力 \mathbf{F}_c 和控制力矩 \mathbf{T}_{cc} 与推力器所施加推力的转换关系为

$$\mathbf{T} = \mathbf{B}^{-1} \begin{bmatrix} \mathbf{F}_c \\ \mathbf{T}_{cc} \end{bmatrix}.$$

其中, 矩阵

$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 & -1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & -1 \\ 1 & -1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ L_2/2 & L_2/2 & 0 & 0 & L_3/2 & L_3/2 \\ -L_1/2 & -L_1/2 & L_3/2 & L_3/2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -L_2/2 & -L_2/2 & L_1/2 & L_1/2 \end{bmatrix}.$$

3 数值仿真与分析

由于失控卫星可能处于空间翻滚状态, 安装于追踪航天器上的机械臂等装置在对旋转目标进行在轨操作时可能会对本体产生较大的姿态扰

动,为确保空间任务的顺利进行,必须设计一种面向在轨操作的安全可靠的逼近策略.

直线型同步自旋逼近策略使得追踪航天器对旋转目标捕获之前,利用视觉传感器等相对导航设备通过不断测量目标运动状态得到相对位置和目标的旋转角速度等信息. 终端逼近时,追踪航天器首先飞至目标最大惯量轴指向上方的一定距离处悬停,保持与目标的相对距离,重新定向追踪航天器以跟踪目标的姿态和旋转角速度. 然后,追踪航天器再以缓慢速度减小相对距离,沿直线轨迹靠近目标. 最终到达指定位置,实现对旋转目标的逼近,进入机械臂的工作范围. 达到并保持两航天器无相对转动的状态不仅有利于对目标的观测和确定目标航天器上进行操作的特征位置,还可以扩大机械臂等装置操作的时间窗口,更能大大减小作业过程中因目标旋转而对本体可能造成的姿态扰动,避免姿态失稳情况的发生. 从而减少追踪航天器用于姿态镇定的能量消耗,节约有限的星上能源. 虽然在空间各种干扰力矩的长时间作用下,目标的姿态可能按照非常值角速度旋转,但在较短时间内仍可近似认为是沿最大惯量轴的常值旋转角速度.

数值仿真从追踪航天器结束对翻滚目标的轨迹交会,进入最终逼近段开始. 同时认为目标航天器的运动状态可通过测量得到,仿真中考虑导航误差对控制过程的影响. 考虑到逼近时间很短,认为追踪航天器除受到控制力和控制力矩外,不再受到其他外力影响.

3.1 姿轨耦合退步控制仿真

目标航天器的轨道六要素为 $a = 7\ 300\text{ km}$, $e = 0.005$, $\Omega = \pi/6$, $i = \pi/4$, $\omega = \pi/6$, $tp = 0$. 初始相对位置和相对速度分别为 $\boldsymbol{p} = [-15\ -10\ 40]^T\text{ m}$, $\dot{\boldsymbol{p}} = [0.6\ -0.2\ 0.3]^T\text{ m/s}$, 期望相对位置和速度为 $\boldsymbol{p}_d = [0\ 0\ 5]^T\text{ m}$, $\dot{\boldsymbol{p}}_d = [0\ 0\ 0]^T\text{ m/s}$. 假设追踪航天器质量为 800 kg , 转动惯量阵 $\boldsymbol{J}_c = \text{diag}[320\ 265\ 460]$. 初始相对姿态四元数和角速度为 $\boldsymbol{q}_r = [0.787\ 4\ 0.3\ 0.5\ 0.2]^T$, $\boldsymbol{\omega}_r = [0.01\ -0.02\ 0.03]^T\text{ rad/s}$. 初始时刻目标航天器的本体系与轨道系重合,且绕轨道面法线方向的最大惯量轴以角速度 $\boldsymbol{\omega} = [0\ 0\ 0.05]^T\text{ rad/s}$ 旋转. 追踪航天器的姿轨控推力器采用 10 N 小推力发动机,推力器推力误差为 $0.1\text{ N}(3\sigma)$. 相对位置和相对速度测量精度为 $1\text{ cm}(3\sigma)$ 和 $1\text{ cm/s}(3\sigma)$, 相对姿态角和相对角速度的测量精度为 $0.02^\circ(3\sigma)$ 和 $0.01^\circ/\text{s}(3\sigma)$. 采用 Matlab 软件建立仿真环境,仿真时间为 300 s ,步长 0.1 s . 仿真结果如图 2~图 3 所示.

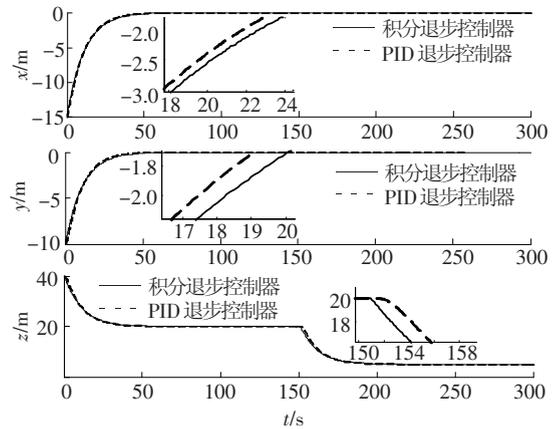


图 2 目标航天器轨道坐标系下相对位置曲线

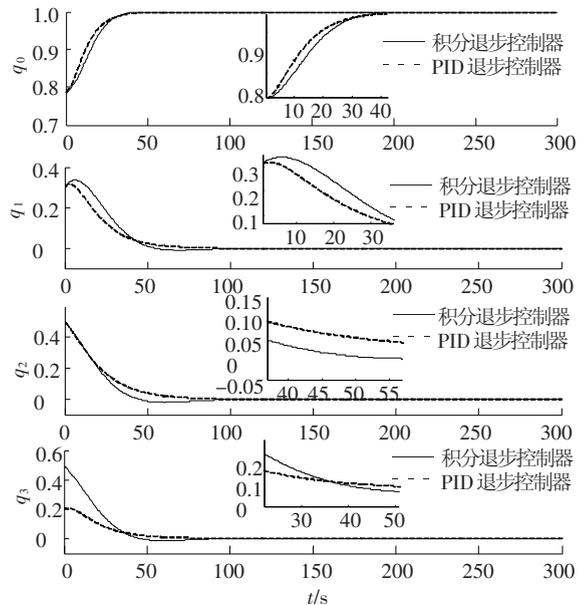


图 3 相对姿态四元数曲线

由图 2,第 50 s 时 x, y 方向的相对距离基本控制到零. 在目标旋转的最大惯量轴方向,也即 $+z$ 方向,追踪航天器运动到目标正上方 20 m 处,在此位置悬停以进行姿态调整. 由图 3,在 $50 \sim 150\text{ s}$ 时,追踪星根据目标航天器的运动状态进一步重新定向进行姿态跟踪,在 150 s 时,相对姿态四元数 \boldsymbol{q}_r 已趋近于 $[1\ 0\ 0\ 0]^T$,追踪航天器实现与目标航天器的姿态同步后,继续保持两航天器无相对转动的状态. 从以上两图可知,在 $150 \sim 200\text{ s}$ 时,追踪航天器从目标正上方逐渐向指定位置运动,第 200 s 时,基本达到预期位置,进入机械臂的工作范围,为下一阶段要进行的在轨操作等任务做好准备.

由图 4,图 5 可知,在 $50 \sim 150\text{ s}$ 时,为保证逼近安全,追踪航天器在安全距离进行姿态调整,两航天器相对速度基本为零,达到相对静止状态. 第 150 s 时,轨控发动机再次施加速度脉冲使追踪航天器以不到 1 m/s 速度向目标缓慢运动,以保证逼近过程的安全性. 由以上两图可知,第 200 s 时,相对速度和角速度均都已经被控制

到零, 表明追踪星运动到目标上方指定位置, 以目标角速度进行同步自旋, 以确保追踪航天器安全, 精确的对旋转目标进行在轨维护等空间操作。

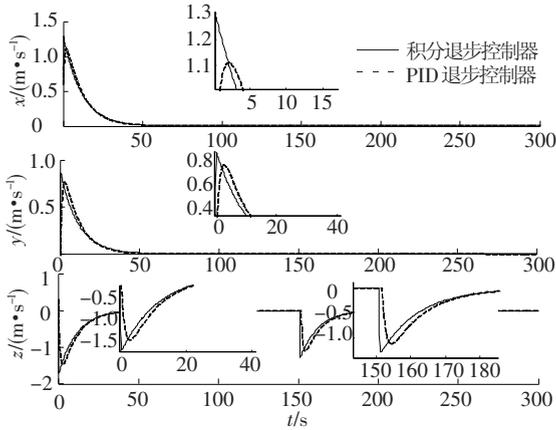


图 4 目标航天器轨道坐标系下相对速度曲线

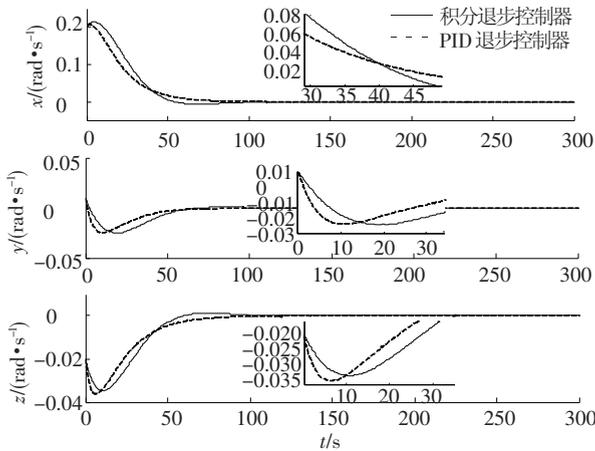


图 5 相对姿态角速度曲线

从图 6 可知, 由于初始时刻相对位置和相对姿态的偏差较大, 执行机构施加的轨道控制力和姿态控制力矩也相应较大. 在 150 s 时, 再次施加轨道控制推力使追踪航天器向目标逼近. 随着距离的接近并到达指定位置, 发动机推力逐渐衰减到零. 整个控制过程中, 各轴向姿轨控发动机推力连续可变, 发动机推力均在正常输出范围内, 实现了对旋转目标逼近过程的控制。

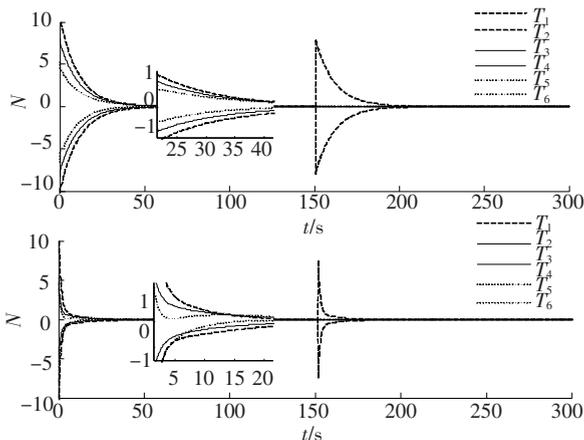


图 6 姿轨控发动机推力曲线

3.2 控制性能对比仿真

为了比较两种控制器在完成相同任务要求情况下的控制效果, 分别对控制精度和能量消耗两个方面进行仿真. 根据动能定理, 能量消耗量等于动能的改变量. 设 v_k 和 ω_k 分别为 k 时刻追踪航天器的速度和角速度, 则轨道控制和姿态控制的能量消耗为^[12]

$$W_{\text{轨控}} = \sum_{k=1}^n \left| \frac{1}{2} m v_k^2 - \frac{1}{2} m v_{k-1}^2 \right|,$$

$$W_{\text{姿控}} = \sum_{k=1}^n \left| \frac{1}{2} I \omega_k^2 - \frac{1}{2} I \omega_{k-1}^2 \right|.$$

总能量消耗

$$W_{\text{总}} = W_{\text{轨控}} + W_{\text{姿控}}.$$

表 1 列出了两种控制器在控制过程中的总能量消耗. 由图 7, 图 8 可知, 在达到相同的控制要求情况下, 虽然在姿态调整阶段, 积分退步控制器的能量消耗略小于 PID 退步控制器, 但在对目标逼近的轨道控制阶段, 积分退步控制器的能量消耗却远大于 PID 退步控制器。

表 1 能量消耗对比

控制器	能量消耗/(J)		
	轨道控制	姿态控制	总能量
积分退步控制器	5 576.2	21.443	5 597.643
PID 退步控制器	4 195.3	24.587	4 219.887

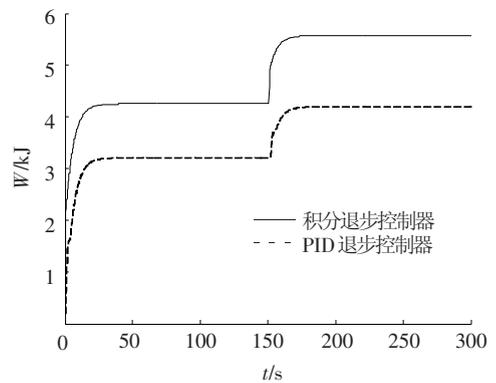


图 7 轨道控制能量消耗

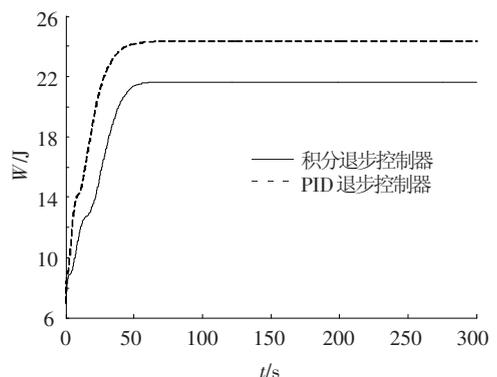


图 8 姿态调整能量消耗

表 2 对两种控制方法的控制精度进行了比较,

可以看出, PID 退步控制器的控制精度略低于积分退步控制器, 但控制精度可以达到相对位置误差小于 0.01 m, 相对速度误差小于 0.001 m/s. 将相对

四元数转换为欧拉角后, 角度误差小于 0.01° , 角速度误差小于 0.01 rad/s. 两种控制器的控制精度都能满足逼近过程中的任务要求.

表 2 控制精度对比

控制器 类型	参数误差					
	位置/m	速度/($\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$)	俯仰角/ $(^\circ)$	偏航角/ $(^\circ)$	滚转角/ $(^\circ)$	角速度/($\text{rad} \cdot \text{s}^{-1}$)
积分退步控制器	7.6×10^{-3}	-6.8×10^{-4}	-0.003 5	-0.002 8	-0.003 2	4.398×10^{-4}
PID 退步控制器	10.3×10^{-3}	-9.6×10^{-4}	0.007 2	0.005 1	0.006 9	-9.674×10^{-3}

4 结 论

1) 建立了近距离运动的轨道姿态耦合动力学模型对两航天器的相对轨道和姿态运动进行完整描述, 提出了模型中引起轨道姿态相互影响的动力学耦合和摄动耦合.

2) 针对目标的运动状态, 提出了一种面向空间操作的直线型同步自旋逼近策略.

3) 基于退步控制理论设计了六自由度积分退步控制器和 PID 退步控制器, 利用李亚普诺夫直接法证明了控制器的稳定性. 通过数值仿真验证了控制器的有效性, 从控制精度和控制能量消耗两个方面对控制器进行了对比分析. 控制算法简单易行, 控制量曲线平滑, 可作为工程应用的参考.

参考文献

- [1] MATSUMOTO S. Fly-by approach and guidance for uncontrolled rotating satellite capture [C]//The AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. Reston; AIAA, 2003; 1-10.
- [2] MASTUMOTO S. Approach planning and guidance for uncontrolled rotating satellite capture considering collision avoidance [C]//Proceeding of the 7th International Symposium on Artificial Intelligence, Robotics and Automation in Space. Tsukuba. 2003.
- [3] MA Zhanhua. Optimal control for spacecraft to rendezvous with a tumbling satellite in a close range [C]//International Conference on Intelligent Robots and Systems. Piscataway; IEEE. 2006; 4109-4114.
- [4] SUBBARAO K. Nonlinear control of motion synchronization for satellite proximity operations [J]. Journals of Guidance, Control and Dynamics, 2008, 31(5):1284-1294.
- [5] WELSH S J. Adaptive synchronization and control of free flying robots for capture of dynamics free-floating spacecrafts [C]//AIAA Astroynamics Specialist Conference and Exhibit, Reston, VA: AIAA. 2004, 2: 1193-1214.
- [6] AGHILI F. Optimal control for robotic capturing and passivation of a tumbling satellite with unknown dynamics [C]//AIAA Guidance Navigation and Control Conference and Exhibit. Reston, VA: AIAA, 2008; AIAA-2008-7274.
- [7] XIN M. Nonlinear optimal control of spacecraft approaching a tumbling target [J]. Aerospace Science and Technology, 2011, 15(2): 79-89.
- [8] TIMMONS K K. Approach and capture for autonomous rendezvous and docking [C]//Aerospace Conference, 2008 IEEE. Piscataway; IEEE, 2008; 1-6.
- [9] DIMATTEO J. Proximity operations testing with a rotating and translating resident space object [C]//AIAA Guidance Navigation and Control Conference. Reston VA; AIAA, 2009; AIAA-2009-6293.
- [10] 李九人, 李海阳, 唐国金. 对无控旋转目标逼近的自适应滑模控制 [J]. 宇航学报, 2011, 32(4): 816-822.
- [11] XU Yunjun. Chattering free sliding mode control for a 6 DOF formation flying mission [C]//AIAA Guidance Navigation and Control Conference. Reston, VA: AIAA, 2005; AIAA-2005-6464.
- [12] 王剑颖, 梁海朝, 孙兆伟. 基于对偶数的相对耦合动力学与控制 [J]. 宇航学报, 2010, 31(7): 1711-1717.

(编辑 张 宏)