

文章编号: 1001-2486(2009)06-0043-07

空间机器人抓捕任务的六自由度同步控制逼近策略*

朱彦伟, 杨乐平

(国防科技大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

摘要: 利用空间机器人抓捕目标卫星是航天器在轨服务的主要模式之一。针对空间机器人对无控旋转卫星的抓捕逼近问题, 为了提高适合抓捕的时间范围, 研究了六自由度(6-DOF)同步控制逼近策略。采用修正罗德里格斯参数描述姿态, 给出了无控旋转卫星的运动模型; 假设空间机器人采用动量轮控制姿态, 通过分开处理轨道同步和姿态同步建立了 6-DOF 同步控制问题模型; 考虑惯量参数的不确定性, 利用自适应输出反馈控制原理, 分别推导了轨道同步和姿态同步跟踪控制律。仿真算例表明在空间机器人惯量参数不确定和摄动作用下可以有效实现同步跟踪。

关键词: 在轨抓捕; 六自由度; 逼近; 同步控制; 自适应输出反馈

中图分类号: V448 **文献标识码:** A

6-DOF Synchronization Control Approach Strategy for Space Robots Capture Mission

ZHU Yan-wei, YANG Le-ping

(College of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: On-orbit capture by space robots is one of the main modes of spacecraft on-orbit servicing. For space robots capture of uncontrolled rotating satellites, the 6-DOF synchronization control approach strategy is investigated to improve the time horizon to suit grasp. Firstly, the target motion model is provided, and the attitude is described by modified Rodrigues parameters. Then suppose that the attitude control of space robot is actuated by momentum wheels, the 6-DOF synchronization control is conducted in two phases: translational control and rotational control. In consideration of the uncertainty in inertia parameters, the control laws for translational and rotational synchronization are derived respectively by adaptive output feedback control. The simulation results show that the models and algorithms are efficient under the condition of unknown bounded disturbances and inertia parameters uncertainty.

Key words: on-orbit capture; 6-DOF; approach; synchronization control; adaptive output feedback

航天技术与应用的飞速发展使得对航天器自主在轨服务的需求越来越强, 空间机器人技术应运而生^[1]。空间机器人是指具有自主感知与快速机动能力, 能够利用搭载的机械臂抓捕或释放目标, 从而完成各种在轨服务功能的新型航天器。利用空间机器人抓捕卫星是航天器在轨服务的主要模式之一, 其技术可行性已在多个研究项目中得到了演示验证^[2]。

空间机器人可以看成是由飞行基座和机械臂系统构成的复合体, 通过飞行基座与机械臂系统的协同工作完成抓捕任务。空间机器人抓捕任务过程可大致划分为机动逼近、接触抓捕和捕后控制三个阶段^[3-4]。其中, 机动逼近段对飞行基座进行控制; 接触抓捕段主要对机械臂进行控制; 捕后控制段对空间机器人与目标卫星的复合体进行控制。目前, 有关空间机器人抓捕的文献大多是研究机械臂的控制。本文针对机动逼近段开展研究, 其任务是逐步减小与目标卫星的相对距离, 并维持期望的相对姿态, 确保目标抓捕位置进入机械臂工作空间。从动力学特性看, 机动逼近段属于航天器近距离相对运动范畴。机动逼近是实施抓捕的前提, 逼近策略与目标的旋转特性(三轴稳定或无控旋转)密切相关。对于三轴稳定卫星的逼近, 可以采用空间交会的相关研究成果, 相对比较成熟。对于无控旋转卫星的逼近,

* 收稿日期: 2009-04-25

基金项目: 国家部委基金资助项目

作者简介: 朱彦伟(1981-), 男, 讲师, 博士。

Matsumoto^[5]考虑到面内相对运动轨迹的凸逼近特性,提出了 Fly-by 逼近策略,完全基于相对动力学逼近目标,利用空间机器人与抓捕点位置的瞬时相对静止实施抓捕。尽管逼近过程简单,逼近轨迹被动安全,但适合抓捕的时间范围有限。为了提高适合抓捕的时间范围,采用 6-DOF 同步控制逼近策略,通过复杂控制使空间机器人与目标卫星保持 6-DOF 同步。

1 目标运动模型

利用修正罗德里格斯(MRP)参数描述姿态,引入三个坐标系:惯性坐标系 \mathcal{N} 、目标轨道坐标系 \mathcal{H} 和目标体坐标系 \mathcal{B} 。 \mathcal{N} 到 \mathcal{H} 的转换矩阵 C_{NH} 通过目标卫星的轨道根数计算^[6]。 \mathcal{N} 到 \mathcal{B} 的转换矩阵可由 \mathcal{B} 相对于 \mathcal{N} 的姿态 MRP 参数 σ_i 计算得到:

$$C_{NB} = C(\sigma_i) = I_{3 \times 3} - 4 \frac{1 - \sigma_i^T \sigma_i}{(1 + \sigma_i^T \sigma_i)^2} \tilde{\sigma}_i + \frac{8}{(1 + \sigma_i^T \sigma_i)^2} \tilde{\sigma}_i^2 \quad (1)$$

式中, $\tilde{\sigma}_i$ 表示矢量叉乘运算的反对称矩阵。

\mathcal{H} 到 \mathcal{B} 的转换矩阵为 $C_{HB} = C_{NB} C_{NH}^T$ 。

1.1 姿态运动

在体坐标系 \mathcal{B} 中,目标卫星的姿态运动模型为^[7]

$$\dot{\varphi} = G(\sigma_i) \omega_i / 4, \quad \dot{\sigma}_i = J_i^{-1} (-\tilde{\omega}_i J_i \omega_i + M_{dt} + M_g) \quad (2)$$

式中, ω_i 为目标卫星相对于惯性系的姿态角速度; $\sigma_i = [\sigma_1 \ \sigma_2 \ \sigma_3]^T$ 为目标卫星相对于惯性系的姿态 MRP 参数, J_i 为惯量矩阵, M_{gt} 为重力梯度矩, M_{dt} 为未建模摄动外力矩。

$$G(\sigma_i) = (1 - \sigma_i^T \sigma_i) I_{3 \times 3} + 2\tilde{\sigma}_i + 2\sigma_i \sigma_i^T = \begin{bmatrix} 1 - \sigma_1^T \sigma_1 + 2\sigma_1^2 & 2(\sigma_1 \sigma_2 - \sigma_3) & 2(\sigma_1 \sigma_3 + \sigma_2) \\ 2(\sigma_2 \sigma_1 + \sigma_3) & 1 - \sigma_2^T \sigma_2 + 2\sigma_2^2 & 2(\sigma_2 \sigma_3 - \sigma_1) \\ 2(\sigma_3 \sigma_1 - \sigma_2) & 2(\sigma_3 \sigma_2 + \sigma_1) & 1 - \sigma_3^T \sigma_3 + 2\sigma_3^2 \end{bmatrix} \quad (3)$$

1.2 轨道运动

在惯性系 \mathcal{N} 中,目标卫星的绝对运动方程表示为

$$\begin{bmatrix} \dot{r} \\ \dot{v} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{0} & I \\ -\mu/r^3 & \mathbf{0} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} r \\ v \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{0} \\ f_{dt} \end{bmatrix} \quad (4)$$

式中, r_i 、 v_i 分别为目标卫星在惯性系中的绝对位置和速度矢量, f_{dt} 为摄动加速度。

估计出目标卫星在某一时刻的运动状态,可以运用上述方程(2)、(4)预测目标的运动状态。

2 同步控制逼近模型

同步控制逼近策略使空间机器人与目标卫星保持 6-DOF 同步,并确保目标卫星在机械臂的工作空间内,以便随时进行抓捕。将同步控制分为两个阶段处理^[8]: 第一阶段进行轨道控制,使相对位置矢量指向目标卫星的对接口,并逐步缩短相对距离,直到目标卫星进入机械臂的工作空间,然后维持该距离;第二阶段在保持轨道控制的前提下,重定向空间机器人,使空间机械臂指向相对位置矢量,从而达到 6-DOF 同步。由于控制过程复杂,对空间机器人的控制性能要求高,所以这里假设轨道控制由推力器实施,姿态控制由动量轮实施。

2.1 问题建模

空间机器人与目标卫星的初始相对状态如图 1 所示。目标卫星自由飘浮(不施加轨道控制和姿态控制),坐标系 \mathcal{B} 中的单位向量 p_i^B 表示抓捕位置的方位。若抓

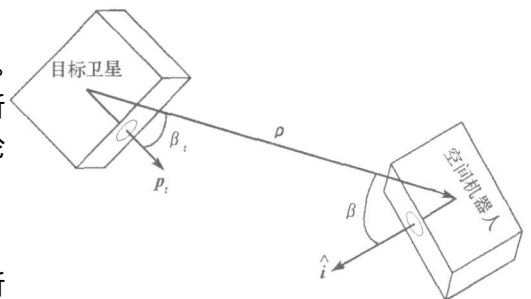


图 1 初始状态

Fig. 1 Initial configuration

捕点距离目标质心的距离为 ρ_g , 则坐标系 \mathcal{N} 中的期望终端位置矢量为

$$\rho_M^H = (\rho_g + \forall \rho_g) C_{BH} p_t^B \quad (5)$$

式中, $\forall \rho_g$ 表示机械臂的有效操作范围。

为计算空间机器人的期望姿态, 还需引入空间机器人坐标系 \mathcal{P} 和空间机器人期望姿态坐标系 \mathcal{D} 。坐标系 \mathcal{D} 的三个坐标轴单位矢量定义为

$$\hat{i}^H = -C_{BH} p_t^B, \quad \hat{k}^H = \hat{i}^H \times z^H, \quad \hat{j}^H = \hat{k}^H \times \hat{i}^H \quad (6)$$

式中, z^H 为目标卫星轨道法向的单位矢量。由此可得坐标系 \mathcal{N} 到 \mathcal{D} 的转换矩阵为

$$C_{HD} = [\hat{i}^H \quad \hat{j}^H \quad \hat{k}^H]^T \quad (7)$$

坐标系 \mathcal{N} 到 \mathcal{D} 的转换矩阵为 $C_{ND} = C_{HD} C_{NH} = C(\sigma_d)$, 进而可以求出期望的姿态 MRP 参数 σ_d [7]。

坐标系 \mathcal{N} 到 \mathcal{P} 的转换矩阵可由 \mathcal{P} 相对于 \mathcal{N} 的姿态 MRP 参数 σ_c 计算得到, 参见式 (1)。

坐标系 \mathcal{P} 到 \mathcal{D} 的转换矩阵为 $C_{DP} = C_{NP} C_{ND}^T = C(\varepsilon)$, ε 为空间机器人实际姿态相对于期望姿态的 MRP 参数, 它描述了姿态误差。

同步控制需要确保精确相对位置跟踪和姿态同步, 使得空间机器人的机械臂与目标位置的抓捕位置始终保持对准。尽管分开处理相对位置控制和姿态控制, 但二者是耦合的, 这是由同步问题的属性决定的。

轨道控制的目标是确保空间机器人始终指向目标卫星的抓捕位置, 并维持一定的安全距离, 即 $\beta_t \rightarrow 0, \rho \geq \rho_M$, 如图 2 所示。姿态控制的目标是使空间机器人的机械臂在相对位置矢量的反方向上, 即 $\beta_p \rightarrow 0$, 如图 3 所示。

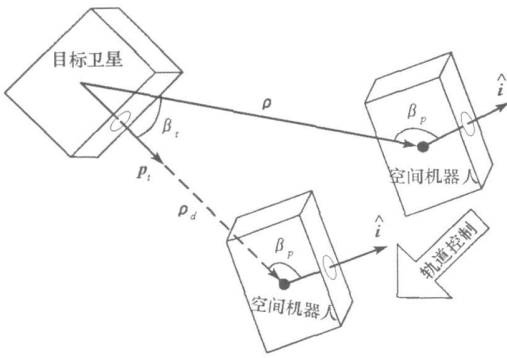


图 2 轨道控制

Fig. 2 Translational control

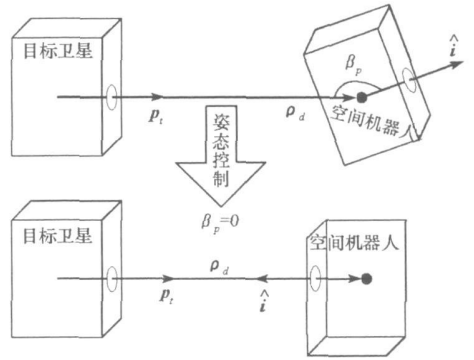


图 3 姿态控制

Fig. 3 Rotational control

2.2 控制律推导

考虑到空间机器人的惯性参数无法精确已知, 采用自适应输出反馈控制 [9]。控制律推导采用忽略摄动的简化动力学模型。

(1) 轨道控制律

相对轨道动力学采用完全非线性动力学模型, 在坐标系 \mathcal{N} 中建立, 忽略摄动影响, 则 [10-11]

$$\begin{cases} \dot{x} = \theta^2 x + \theta y + 2\theta z - \mu/r_t^2 - \mu(r_t + x)/r_c^3 + F_x/m_c \\ \dot{y} = -\theta x + \theta^2 y - 2\theta z - \mu y/r_c^3 + F_y/m_c \\ \dot{z} = -\mu z/r_c^3 + F_z/m_c \end{cases} \quad (8)$$

式中, $r_c = \sqrt{(r_t + x)^2 + y^2 + z^2}$, θ 为目标卫星的真近点角, F_c 为作用在空间机器人上的控制力。

记

$$A_1 = \begin{bmatrix} \theta^2 + 2\mu/r_i^3 & \ddot{\theta} & 0 \\ -\ddot{\theta} & \theta^2 - \mu/r_i^3 & 0 \\ 0 & 0 & -\mu/r_i^3 \end{bmatrix}, \quad A_2 = \begin{bmatrix} 0 & 2\theta & 0 \\ -2\theta & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad g = \begin{bmatrix} -\mu(r_i + x)/r_c^3 + \mu/r_i^2 - 2\mu x/r_i^3 \\ -\mu y/r_c^3 + \mu y/r_i^3 \\ -\mu z/r_c^3 + \mu z/r_i^3 \end{bmatrix}$$

则式(8)可化为

$$m_c \ddot{\rho} = m_c A_1 \rho + m_c A_2 \dot{\rho} + m_c g(\rho) + F_c \quad (9)$$

为确保安全,将轨道控制的参考轨迹设计为

$$\rho^* = [\rho_M - (\rho_M - \rho_0)e^{-\beta t}] C_{BH} p_i^B \quad (10)$$

记相对位置跟踪误差为 $e_1 = \rho - \rho^*$, 相对速度跟踪误差为 $e_2 = \dot{\rho} - \dot{\rho}^*$, 则相对轨道误差动力学为

$$\dot{e}_1 = e_2, \quad m_c \dot{e}_2 = m_c A_1 \rho + m_c A_2 \dot{\rho} + m_c g(\rho) + F_c - m_c \ddot{\rho}^* \quad (11)$$

假设空间机器人的相对状态可以测量,考虑质量不确定性,采用自适应输出反馈控制,则可以设计如下控制律:

$$F = -\hat{m}_c K e_1 - \hat{m}_c P e_2 - \hat{m}_c \Psi, \quad \dot{\hat{m}}_c = \Gamma e_2^T (\Psi + K e_1) \quad (12)$$

式中, K 、 P 为正定矩阵, $\Psi = A_1 \rho + A_2 \dot{\rho} + g(\rho) - \ddot{\rho}^*$, \hat{m}_c 为空间机器人质量估计, $\Gamma > 0$, 为调节参数。

令 $\bar{m}_c = m_c - \hat{m}_c$, 假设短时间内 m_c 不变化或变化缓慢, 则 $\dot{\bar{m}}_c = -\dot{\hat{m}}_c$ 。为了证明控制律的渐近稳定性, 定义 Lyapunov 函数:

$$V = \frac{1}{2} m_c e_1^T K e_1 + \frac{1}{2} m_c e_2^T e_2 + \frac{1}{2} \bar{m}_c \Gamma^{-1} \bar{m}_c \quad (13)$$

对式(13)求导, 并将式(11)、(12)代入其中, 可得

$$\dot{V} = m_c e_1^T K \dot{e}_1 + m_c e_2^T \dot{e}_2 + \bar{m}_c \Gamma^{-1} \dot{\bar{m}}_c = -\hat{m}_c e_2^T P e_2 + m_c e_2^T A_2 e_2 = -\hat{m}_c e_2^T P e_2 \leq 0 \quad (14)$$

上式推导过程利用了反对称矩阵 A_2 的性质 ($e_2^T A_2 e_2 = 0$)。依据 Lyapunov 稳定性理论, 控制律(12)可保证系统一致渐近稳定。

(2) 姿态控制律

忽略摄动力矩影响, 则空间机器人的姿态动力学模型(在坐标系 \mathcal{D} 中建立)为

$$\dot{\varphi} = G(\sigma) \omega_d/4, \quad J_c \dot{\omega}_c = -\tilde{\omega}_c J_c \omega_c + M_c \quad (15)$$

式中, ω_c 为 \mathcal{D} 相对于 \mathcal{N} 的角速度在 \mathcal{D} 中的表示。

姿态控制问题描述涉及坐标系 \mathcal{N} 、 \mathcal{D} 和 \mathcal{D} 。记 \mathcal{D} 相对于 \mathcal{N} 的角速度、角加速度在 \mathcal{D} 中分别表示为 ω_d 、 $\dot{\omega}_d$, 则在 \mathcal{D} 中, 角速度误差 $\delta\omega = \omega_c - \omega_d$, 误差动力学模型为^[7-8]

$$\dot{\varepsilon} = G(\varepsilon) \delta\omega/4, \quad J_c \dot{\delta\omega} = -\tilde{\omega}_c J_c \omega_c + M_c - J_c [\dot{\omega}_d - \tilde{\omega}_c \omega_d] \quad (16)$$

式中, ε 为姿态误差, J_c 为空间机器人的惯量矩阵, M_c 为控制力矩, 由动量轮提供, 其模型为

$$A \dot{\Omega} + \tilde{\omega}_c A \Omega = -M_c \quad (17)$$

式中, A 为动量轮的惯量矩阵, Ω 为动量轮的转动角速度。

将式(17)代入式(16), 可得动量轮控制的姿态跟踪误差动力学模型:

$$\dot{\varepsilon} = G(\varepsilon) \delta\omega/4, \quad J_c \dot{\delta\omega} = -\tilde{\omega}_c J_c \omega_c - A \dot{\Omega} - \tilde{\omega}_c A \Omega - J_c [\dot{\omega}_d - \tilde{\omega}_c \omega_d] \quad (18)$$

假设空间机器人的姿态和姿态角速度可以测量, 考虑惯量矩阵 J_c 和 A 的不确定性, 采用自适应输出反馈, 则可以设计如下控制律:

$$\dot{\Omega} = \hat{A}^{-1} [G^T(\varepsilon) K \varepsilon/4 + P \delta\omega - \hat{J}_c \dot{\omega}_d - \tilde{\omega}_d (\hat{A} \Omega + \hat{J}_c \omega_d)], \quad \dot{\hat{\eta}} = \Gamma W_d^T \delta\omega \quad (19)$$

式中, 上标“ $\hat{\cdot}$ ”表示估计值, $\Gamma \in \mathbf{R}^{15 \times 15}$, 为正定矩阵(调节矩阵),

$$\hat{\eta} = [J_{11} \quad J_{12} \quad J_{13} \quad J_{21} \quad J_{22} \quad J_{23} \quad J_{31} \quad A_{11} \quad A_{12} \quad A_{13} \quad A_{21} \quad A_{22} \quad A_{23} \quad A_{31} \quad A_{32} \quad A_{33}]^T$$

$$W_d = [-W_{d1} \quad -W_{d3} \quad -W_{d2} \quad -W_{d4}]^T, \quad \omega_d = [\omega_{d1} \quad \omega_{d2} \quad \omega_{d3}]^T, \quad \dot{\omega}_d = [\dot{\omega}_{d1} \quad \dot{\omega}_{d2} \quad \dot{\omega}_{d3}]^T$$

$$W_{d1} = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_{d1} \omega_{d3} & \omega_{d1} \omega_{d2} & -\omega_{d2} \omega_{d3} & -\omega_{d3} \omega_{d3} + \omega_{d2} \omega_{d2} & \omega_{d3} \omega_{d2} \\ \omega_{d1} \omega_{d3} & \omega_{d2} \omega_{d3} & \omega_{d3} \omega_{d3} - \omega_{d1} \omega_{d1} & 0 & -\omega_{d2} \omega_{d1} & -\omega_{d3} \omega_{d1} \\ \omega_{d1} \omega_{d2} & -\omega_{d2} \omega_{d2} + \omega_{d1} \omega_{d1} & -\omega_{d3} \omega_{d2} & \omega_{d2} \omega_{d1} & \omega_{d3} \omega_{d1} & 0 \end{bmatrix}$$

$$W_{d2} = \begin{bmatrix} 0 & -\Omega_1 \omega_{d3} & \Omega_1 \omega_{d2} & -\Omega_2 \omega_{d3} & -\Omega_3 \omega_{d3} + \Omega_2 \omega_{d2} & \Omega_3 \omega_{d2} \\ \Omega_1 \omega_{d3} & \Omega_2 \omega_{d3} & \Omega_3 \omega_{d3} - \Omega_1 \omega_{d1} & 0 & -\Omega_2 \omega_{d1} & -\Omega_3 \omega_{d1} \\ \Omega_1 \omega_{d2} & -\Omega_2 \omega_{d2} + \Omega_1 \omega_{d1} & -\Omega_3 \omega_{d2} & \Omega_2 \omega_{d1} & \Omega_3 \omega_{d1} & 0 \end{bmatrix}$$

$$W_{d3} = \begin{bmatrix} \varpi_1 & \varpi_2 & \varpi_3 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \varpi_1 & 0 & \varpi_2 & \varpi_3 & 0 \\ 0 & 0 & \varpi_1 & 0 & \varpi_2 & \varpi_3 \end{bmatrix}, \quad W_{d4} = \begin{bmatrix} \varrho_1 & \varrho_2 & \varrho_3 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \varrho_1 & 0 & \varrho_2 & \varrho_3 & 0 \\ 0 & 0 & \varrho_1 & 0 & \varrho_2 & \varrho_3 \end{bmatrix}$$

令 $\bar{\eta} = \eta - \hat{\eta}$, 假设短时间内惯量参数不变化或变化缓慢, 则 $\dot{\hat{\eta}} = -\dot{\eta}$ 。为了证明控制律的渐近稳定性, 令 $\bar{A} = A - \hat{A}$, $\bar{J}_c = J_c - \hat{J}_c$, 定义 Lyapunov 函数:

$$V = \frac{1}{2} \varepsilon^T K \varepsilon + \frac{1}{2} \delta \omega^T J \delta \omega + \frac{1}{2} \bar{\eta}^T \Gamma^{-1} \bar{\eta} \quad (20)$$

对上式求导, 并将式(18)、(19)代入其中, 可得

$$\begin{aligned} \dot{V} &= \varepsilon^T K \varepsilon + \delta \omega^T J_c \delta \omega + \bar{\eta}^T \Gamma^{-1} \dot{\eta} \\ &= \delta \omega^T [-P \delta \omega - \bar{J}_c C(\varepsilon) \varpi - \bar{\lambda} \bar{A} \Omega - \bar{\lambda} \bar{J} \omega_d - \bar{A} \varpi] - \delta \omega^T W_d \bar{\eta} \\ &= -\delta \omega^T P \delta \omega \leq 0 \end{aligned} \quad (21)$$

依据 Lyapunov 稳定性理论, 控制律(19)可保证系统一致渐近稳定。

3 仿真算例

假设轨道控制开始时刻 ($t_0 = 0$) 目标轨道参数(长半轴/偏心率/轨道倾角/近地点幅角/升交点赤经/真近点角)分别为 7158.14km, 0.01, 30°, 60°, 120°, 30°, 其轨道运动考虑 J_2 项摄动, 采用 JGM-3 地球模型的相关参数; 其姿态运动考虑重力梯度矩和未建模摄动力矩 M_{di} ; $p_i = [1 \ 0 \ 0]^T$, $\rho_i = 4\text{m}$ 。

假设 $J_i = \text{diag}[100 \ 150 \ 90] \text{ kg} \cdot \text{m}^2$, $J_c = \text{diag}[200 \ 250 \ 150] \text{ kg} \cdot \text{m}^2$, $A_c = \text{diag}[12 \ 15 \ 10] \text{ kg} \cdot \text{m}^2$, $m_c = 100\text{kg}$; 仿真过程中, 目标卫星、空间机器人的未建模摄动力矩 M_{di} 分别为

$$M_{di}(t) = [3.2 \ -4.5 \ 5.6]^T \times 10^{-4} \sin(0.04t) \text{ N} \cdot \text{m}, \quad M_{dc}(t) = [1.2 \ 2.4 \ 1.6]^T \times 10^{-4} \sin(0.05t) \text{ N} \cdot \text{m}$$

空间机器人的相对摄动加速度为 $\Delta f_d = \text{diag}[1.8 \ -2.0 \ -1.5] \times 10^{-5} \text{ m/s}^2$ 。假设可以进行完全状态测量, 不考虑测量不确定性, 考虑空间机器人惯量参数的不确定性, 取 $\hat{m}_{c,0} = 95\text{kg}$, $\hat{A}_{c,0} = \text{diag}[14 \ 16 \ 12] \text{ kg} \cdot \text{m}^2$, $\hat{J}_{c,0} = \text{diag}[180 \ 240 \ 160] \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ 。

轨道控制初始状态(在轨道控制前, 空间机器人与目标卫星质心保持相对静止; 轨道控制初始时刻选择为抓捕位置方位与 ρ_0 尽量一致, 以尽量减少初始误差):

$$\rho_0 = [0 \ 20 \ 0]^T \text{ m}, \quad \vartheta_0 = [0 \ 0 \ 0]^T \text{ m/s}$$

$$\sigma_{i0} = [-0.02 \ 0.015 \ -0.25]^T$$

$$\omega_{i0} = [0.002 \ 0.01 \ 0.00]^T \text{ rad/s}$$

取 $\beta = 1/120$, $K = 2 \times 10^{-3} I_{3 \times 3}$, $P = 5 \times 10^{-2} I_{3 \times 3}$, $\Gamma = 10$, 仿

真时间 30min, 则空间机器人质心的运动轨迹(逼近轨迹)如图 4 所示。图 5 描述了相对距离随时间的变化曲线, 表明整个仿真过程满足安全距离要求。图 6 给出了推力器控制力作用曲线, 为连续推力, 可通过连续变推力的工程化方法, 转化为继电型推力。

图 7 给出了相对位置矢量的跟踪误差曲线, 表明可以实现有效跟踪。图 8 给出了空间机器人估计

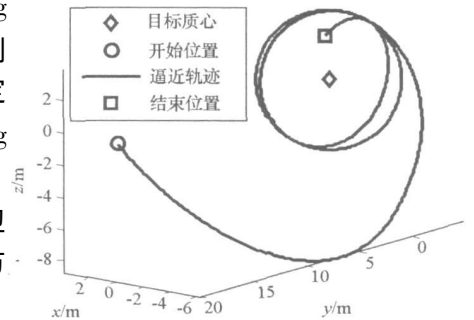


图 4 逼近轨迹

Fig. 4 Approach trajectory

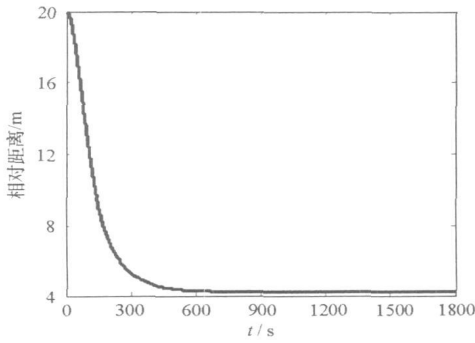


图5 相对距离变化

Fig. 5 Relative distance versus time

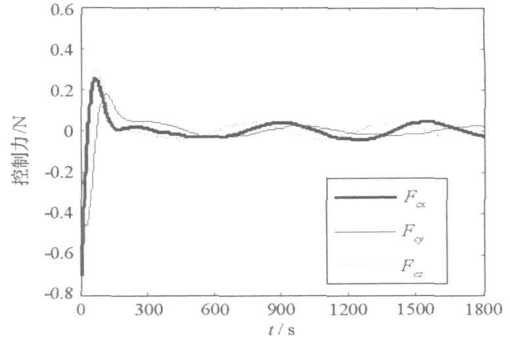


图6 控制力作用

Fig. 6 Control force versus time

质量的变化曲线,表明估计质量会收敛到一个稳态值,但不是真值,这是由自适应控制方法决定的。

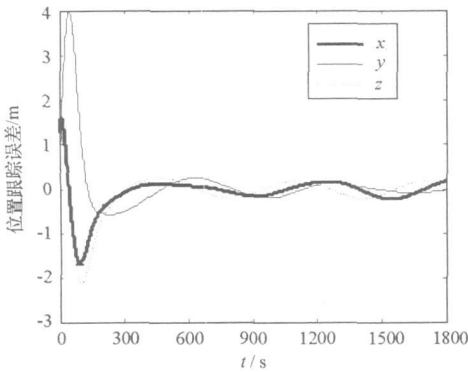


图7 位置跟踪误差

Fig. 7 Position tracking error force versus time

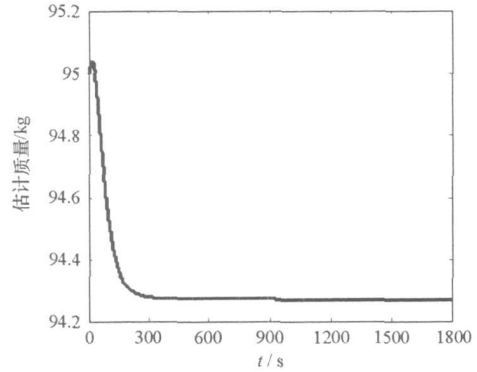


图8 估计质量变化

Fig. 8 Estimated mass versus time

姿态控制过程中空间机器人机械臂始终对准抓捕位置,且相对距离逼近 ρ_M ,选择从 $t = 1200s$ 开始姿态控制,假设此时

$$\hat{\eta} = [180 \ 0 \ 0 \ 240 \ 0 \ 160 \ 14 \ 0 \ 0 \ 16 \ 0 \ 12]^T$$

$$\sigma_c = [0.2 \ -0.2 \ 0.15]^T$$

$$\omega_c = [0 \ 0 \ 0]^T \text{rad/s}$$

取

$$\Gamma = 400 \times \text{diag}[200 \ 10 \ 10 \ 200 \ 10 \ 200 \ 10 \ 5 \ 5 \ 10 \ 4 \ 4]$$

$$K = 2I_{3 \times 3}, \quad P = 10I_{3 \times 3}$$

则姿态控制仿真曲线如图 9~ 11 所示。图 9 给出了姿态跟踪误差曲线,表明可以实现有效跟踪。图 10 描述了动量轮的角速度变化曲线,所有的惯量参数估计均收敛到一个稳态值(非真值),图 11 给出了惯量参数估计的收敛曲线。姿态误差稳定收敛到容许范围后,可以随时实施抓捕,因此有效提高了适合抓捕的时间范围。

需要指出的是,仿真曲线与控制参数、调节参数的取值密切相关。仿真算例验证了控制律在空间机器人惯量参数不确定和摄动作用下的有效性。

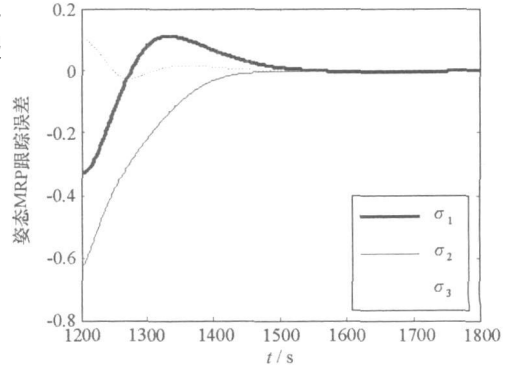


图9 姿态跟踪误差

Fig. 9 Attitude tracking error

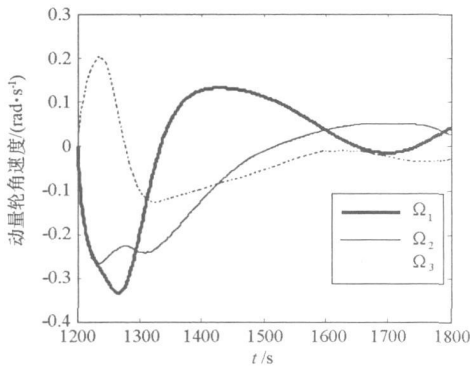


图 10 动量轮角速度曲线
Fig. 10 Wheel angular velocity versus time

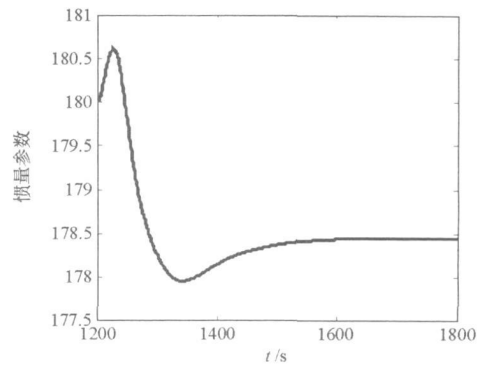


图 11 惯量参数估计变化曲线
Fig. 11 Estimated inertia parameter versus time

4 结论

针对空间机器人抓捕无控旋转卫星的机动逼近问题, 通过分开处理轨道同步和姿态同步, 采用自适应输出反馈控制原理, 有效解决了惯量参数不确定下的 6-DOF 同步控制逼近问题, 为无控旋转卫星抓捕的机动逼近提供了一种可行的解决方案, 使得可以在机动逼近完成后随时对目标实施抓捕。

参考文献:

- [1] 崔乃刚, 王平, 郭继峰. 空间在轨服务技术发展综述[J]. 宇航学报, 2007, 28(4): 33-39.
- [2] 翟光, 仇越, 梁斌. 在轨捕获技术发展综述[J]. 机器人, 2008, 30(5): 467-480.
- [3] Toglia C, Palmerini G B, Gasbarri P. Basic Aspects in Designing Grasper Mission[C]//58th International Astronautical Congress, Hyderabad, India, 2007.
- [4] Yoshida K, Dimitrov D, Nakanishi H. On the Capture of Tumbling Satellite by a Space Robot [C]//IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems, Beijing, China, 2006.
- [5] Matsumoto S, Dubowsky S, Jacobsen S. Fly-by Approach and Guidance for Uncontrolled Rotating Satellite Capture [C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, Austin, Texas, 2003.
- [6] 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[J]. 宇航学报, 2009, 30(4): 1482-1487.
- [7] 张玉钲. 卫星编队飞行的动力学与控制技术研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2002.
- [8] Welsh S J, Subbarao K. Adaptive Synchronization and Control of Free Flying Robots for Capture of Dynamic Free-floating Spacecrafts[C]//AIAA AAS Astrodynamics Specialist Conference and Exhibit, Providence, Rhode Island, 2004.
- [9] Singla P, Subbarao K, Junkins J L. Adaptive Output Feedback Control for Spacecraft Rendezvous and Docking under Measurement Uncertainty [J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2006, 29(4): 892-902.
- [10] Van der Ha J, Mugellesi R. Analytical Models for Relative Motion under Constant Thrust [J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 1990, 13(4): 644-650.
- [11] Vaddi S S, Vadali S R, Alfriend K T. Formation Flying: Accommodating Nonlinearity and Eccentricity Perturbations [J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2003, 26(2): 214-223.