

角速度有界的在轨抓捕航天器姿态控制

徐琳^{1,2}, 代睿¹, 殷春武¹, 段中兴¹

(1. 西安建筑科技大学 信息与控制工程学院, 陕西 西安 710055;
2. 西北工业大学 自动化学院, 陕西 西安 710129)

摘 要: 航天器在非合作目标的抓捕过程中, 其姿态跟踪控制问题通常会受到角速度有界约束, 对此提出了一种基于双环递归跟踪的自适应控制算法。根据抓捕过程中航天器转动惯量呈现出的非线性变化特性, 利用线性回归算子将未知转动惯量矩阵转换成未知向量, 并设计自适应律估计该向量。在系统设计时, 外环采用有界虚拟角速度作为虚拟控制输入保证姿态的精确跟踪; 内环基于障碍 Lyapunov 函数设计出包含转动惯量估计值的自适应控制律, 理论证明了有界约束的角速度可对虚拟角速度实现快速精确跟踪, 整个跟踪过程误差有界; 然后通过数值仿真, 分析非合作目标轨迹追踪的抓捕过程, 结果表明所设计的算法具有较强的有效性和鲁棒性。

关 键 词: 航天器; 非合作目标; 姿态控制; 角速度; 双环控制
中图分类号: V448.22; TP273 **文献标志码:** A **文章编号:** 1000-2758(2022)03-0636-09

随着人类空天活动的增加, 漂浮在太空中的空间碎片对在轨航天器的威胁也与日俱增, 因此清除空间碎片 (或其他非合作目标) 成为航天领域可持续发展必须解决的问题。最常用的清除方式是采用机械臂捕获并回收空间碎片, 在此过程中航天器会因机械臂运动而出现质心偏移和姿态偏差, 因此设计出具有较强鲁棒性的自适应控制器, 从而保证抓捕航天器的安全运行, 具有重要的工程应用价值。

无序飞行的空间碎片其质量与速度均未知。航天器在抓捕空间碎片过程中, 航天器的质心必定发生偏移, 从而导致转动惯量摄动量变化规律不可预知。因此, 必须采用自适应控制技术或智能逼近系统对转动惯量摄动部分进行补偿, 提升系统对参数摄动的鲁棒性。文献[1-5]主要是设计自适应律实时估计未知转动惯量, 并基于不同的应用环境构建包含转动惯量估值的自适应姿态控制算法; 文献[6-8]则主要将转动惯量分离为名义部分和摄动部分, 并采用诸如极限学习机、神经网络、模糊系统等智能逼近系统逼近由转动惯量摄动引起的摄动部分, 并将其作为控制器的补偿性输入。以上研究工作虽然

都解决了参数摄动问题, 但所用算法均存在转动惯量估计精度不足、智能逼近系统结构复杂等缺陷。

在抓捕空间碎片过程中, 不仅存在转动惯量摄动问题, 还存在导航带宽和角速率陀螺量程的限制问题, 因此航天器的角速度必须限制在有界范围内。早期学者重点关注的是航天器控制输入饱和约束的解决方案^[9-13]。近些年, 航天器角速度有界约束的研究才被重视^[14-17]。文献[14]在考虑航天器角速度有界和转动惯量摄动条件下, 设计了一种反演自适应控制算法; 文献[15]基于抗退绕控制方法提出了角速度和控制输入有界的控制算法; 文献[16]给出了一种 L2 增益控制算法, 文献[17]设计了一种改进的非线性反馈控制器。

本文以航天器捕获非合作目标过程中的姿态稳定控制为应用背景, 在考虑航天器角速度有界约束条件下, 采用双环递归跟踪控制方法, 设计出航天器自适应跟踪控制器。设计思路如下: 对航天器外环系统的姿态运动学方程预设了一个有界虚拟角速度作为外环虚拟控制的输入, 使得外环系统姿态角能够平稳快速收敛至期望角度; 对于航天器内环系统,

本算法基于矩阵变换算子将转动惯量矩阵转换成关于转动惯量元素向量的回归方程,构建自适应更新律在线估计上界未知的转动惯量;根据包含角速度跟踪误差的障碍李亚普诺夫函数(barrier Lyapunov function, BLF),设计出自适应姿态控制器,驱动实际角速度快速跟踪外环预设虚拟角速度,同时保持角速度的有界性。

1 抓捕控制问题描述

刚体航天器在抓捕非合作目标过程中,质心偏移导致的主转动惯量的变化规律可描述为:

- 1) 在抓捕过程最初阶段,主转动惯量会随着机械臂伸展而逐渐增加;
- 2) 在捕获非合作目标瞬间,非合作目标的无序运动反作用于航天器,导致主转动惯量产生一个未知的突增;
- 3) 在机械臂回收阶段,主转动惯量则会逐步递减。

令航天器在捕获非合作目标瞬间受到的瞬时强干扰为 d_1 。再考虑外部环境干扰 d_2 ,则抓捕航天器的实际外部干扰为

$$d = d_1 + d_2 \tag{1}$$

基于单位四元数 $\{q_0, \boldsymbol{q}\} = \{q_0, q_1, q_2, q_3\}$ 的航天器姿态运动学的方程式为^[2]

$$\begin{cases} \dot{\boldsymbol{q}} = \frac{1}{2} \boldsymbol{q}^\times \boldsymbol{\omega} + \frac{1}{2} q_0 \boldsymbol{\omega} \\ \dot{q}_0 = -\frac{1}{2} \boldsymbol{\omega}^\text{T} \boldsymbol{q} \end{cases} \tag{2}$$

式中, $\boldsymbol{q}^\text{T} \boldsymbol{q} + q_0^2 = 1$ 。 $\boldsymbol{\omega} \in \mathbf{R}^3$ 为角速度矢量。为满足航天器的实际物理约束,角速度 $\boldsymbol{\omega}$ 需满足约束 $\|\boldsymbol{\omega}\|_\infty \leq \omega_{\max}$ ($\|\cdot\|_\infty$ 表示 L_∞ 空间范数,下同)的要求。惯性坐标系 I 到体坐标系 F 的转换矩阵 $\boldsymbol{R}$ 满足^[2]

$$\boldsymbol{R}(\boldsymbol{q}, q_0) = (q_0^2 - \boldsymbol{q}^\text{T} \boldsymbol{q}) \boldsymbol{I}_3 + 2 \boldsymbol{q} \boldsymbol{q}^\text{T} - 2 q_0 \boldsymbol{q}^\times \tag{3}$$

式中: $\boldsymbol{I}_3$ 为单位矩阵; $\boldsymbol{R}$ 为单位正交矩阵。

刚体航天器姿态动力学方程为^[2]

$$\boldsymbol{J} \dot{\boldsymbol{\omega}} = -\boldsymbol{\omega}^\times (\boldsymbol{J} \boldsymbol{\omega}) + \boldsymbol{u} + \boldsymbol{d} \tag{4}$$

式中: $\boldsymbol{d} \in \mathbf{R}^3$ 为(1)式中的有界外部干扰,且 $\|\boldsymbol{d}\|_\infty \leq D$, 常数 D 为干扰最大值; $\boldsymbol{u} \in \mathbf{R}^3$ 为控制输入矢量。转动惯量矩阵 $\boldsymbol{J}$ 分解为名义矩阵 $\boldsymbol{J}_0$ 和摄动矩阵 $\Delta \boldsymbol{J}$, 即 $\boldsymbol{J} = \boldsymbol{J}_0 + \Delta \boldsymbol{J}$ 。由于非合作目标的动力学特性不可预知,所以转动惯量 $\boldsymbol{J}$ 的上界未知。 $\boldsymbol{\omega}^\times$

为矢量 $\boldsymbol{\omega} = [\omega_1, \omega_2, \omega_3]^\text{T}$ 的反对称矩阵

$$\boldsymbol{\omega}^\times = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_3 & \omega_2 \\ \omega_3 & 0 & -\omega_1 \\ -\omega_2 & \omega_1 & 0 \end{bmatrix} \tag{5}$$

那么可以把航天器在轨抓捕非合作目标时的姿态控制问题转换为:当存在外部干扰 $\boldsymbol{d}$ 和转动惯量 $\boldsymbol{J}$ 摄动的复杂条件下,基于航天器动力学系统(2)与(4)设计鲁棒控制器 $\boldsymbol{u}$,使闭环系统渐近稳定。即当 $t \rightarrow \infty$ 时有

$$\boldsymbol{q}(t) \rightarrow 0, \boldsymbol{\omega}(t) \rightarrow 0 \tag{6}$$

且角速度满足约束 $\|\boldsymbol{\omega}\|_\infty \leq \omega_{\max}$ 。

2 相关定义和引理

定义1^[18-19] 在区域 Ω 内,非线性系统 $\dot{\boldsymbol{x}} = \boldsymbol{f}(\boldsymbol{x})$ 有定义,正定函数 $V(\boldsymbol{x})$ 连续可微。若 $V(\boldsymbol{x})$ 满足:

- 1) 当 $\boldsymbol{x} \in \Omega$ 趋近于 Ω 的边界时(如 $\|\boldsymbol{x}\| \rightarrow k_b$),有 $V(\boldsymbol{x}) \rightarrow \infty$;
- 2) 存在正常数 b ,对于初值为 $\boldsymbol{x}(0) \in \Omega$ 的系统 $\dot{\boldsymbol{x}} = \boldsymbol{f}(\boldsymbol{x})$,其解 $\boldsymbol{x}$ 有 $V(\boldsymbol{x}) \leq b$;

则定义函数 $V(\boldsymbol{x})$ 为障碍李亚普诺夫函数。

引理1^[18] 考虑一阶系统 $\dot{\boldsymbol{\eta}} = \boldsymbol{h}(t, \boldsymbol{\eta})$, 其中 $\boldsymbol{\eta} = (\boldsymbol{e}_1^\text{T}, \boldsymbol{\nu}^\text{T})^\text{T}$, 而且函数 $\boldsymbol{h}(t, \boldsymbol{\eta})$ 关于 $\boldsymbol{\eta}$ 满足局部 Lipschitz 条件;对于 t 而言,函数 $\boldsymbol{h}(t, \boldsymbol{\eta})$ 为分段连续。设正定函数 $U(\cdot)$ 与 $V_1(\cdot)$ 为连续可微,使 $\|\cdot\| \rightarrow k_{b1}$ 时 $V_1(\cdot) \rightarrow \infty$ 和 $\gamma_1(\|\cdot\|) \leq U(\cdot) \leq \gamma_2(\|\cdot\|)$ 成立。(其中 $\|\cdot\|$ 为 L_2 空间范数, $\gamma_1(\cdot), \gamma_2(\cdot)$ 为 K_∞ 类函数)。令 $V(\boldsymbol{\eta}) = V_1(\boldsymbol{e}_1) + U(\boldsymbol{\nu})$, 且 $\|\boldsymbol{e}_1(0)\| < k_{b1}$, 则如果不等式(7)成立

$$\dot{V}(\boldsymbol{\eta}) = \frac{\partial V}{\partial \boldsymbol{\eta}} \boldsymbol{h} \leq 0 \tag{7}$$

则对于 $t \in [0, \infty)$ 有 $\|\boldsymbol{e}_1(t)\| < k_{b1}$ 。

证明 因为 $\dot{V}(\boldsymbol{\eta}) \leq 0$, 说明函数 $V(\boldsymbol{\eta})$ 为单调递减函数, 则有 $V(\boldsymbol{\eta}(t)) \leq V(\boldsymbol{\eta}(0))$ 。又 $V(\boldsymbol{\eta}) = V_1(\boldsymbol{e}_1) + U(\boldsymbol{\nu})$, 且 $V_1(\boldsymbol{e}_1), U(\boldsymbol{\nu})$ 正定, 则有 $0 \leq V(\boldsymbol{\eta}(t)) \leq V(\boldsymbol{\eta}(0))$, 根据条件可知 $\gamma_1(\|\boldsymbol{\nu}\|) \leq U(\boldsymbol{\nu}) \leq \gamma_2(\|\boldsymbol{\nu}\|)$, 所以 $V_1(\boldsymbol{e}_1)$ 有界。根据 $\|\boldsymbol{e}_1(0)\| < k_{b1}$ 和 $\|\boldsymbol{e}_1\| \rightarrow k_{b1}$ 时 $V_1(\boldsymbol{e}_1) \rightarrow \infty$, 可得到 $\boldsymbol{e}_1$ 是有界的, 且对任意的 $t \in [0, \infty)$ 满足 $\|\boldsymbol{e}_1(t)\| < k_{b1}$ 。

引理2^[20] (Barbalat 引理) 设 $x: [0, \infty) \rightarrow \mathbf{R}$ 平方可积, 即 $\int_0^\infty x^2(t) dt \leq \infty$, 则如果对于 $t \in [0,$

∞), 有 $x(t)$ 存在且有界, 则 $\lim_{t \rightarrow \infty} x(t) = 0$ 。

定义 2 令向量 $\mathbf{a} = (a_1, a_2, a_3)^T$, 定义线性回归算子

$$\mathbf{L}(\mathbf{a}) = \begin{bmatrix} a_1 & 0 & 0 & a_2 & a_3 & 0 \\ 0 & a_2 & 0 & a_1 & 0 & a_3 \\ 0 & 0 & a_3 & 0 & a_1 & a_2 \end{bmatrix} \quad (8)$$

令 $\xi = (J_{11}, J_{22}, J_{33}, J_{12}, J_{13}, J_{23})^T$, 则有

$$\begin{bmatrix} J_{11} & J_{12} & J_{13} \\ J_{12} & J_{22} & J_{23} \\ J_{13} & J_{23} & J_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} a_1 \\ a_2 \\ a_3 \end{bmatrix} = \mathbf{L}(\mathbf{a})\xi \quad (9)$$

3 控制器设计

本文采用双环递归跟踪控制方法设计航天器的姿态跟踪控制器, 并分别对闭环系统的稳定性以及角速度的全程有界性进行理论推导。

3.1 外环控制器设计

考察以角速度作为输入量的外环运动学方程。一方面, 过大的角速度会破坏航天器的平稳性, 另一方面, 受航天器物理硬件设备的限制, 角速度难以达到较大的理论数值, 因此, 为设计更符合工程应用的姿态跟踪控制器, 必须要求角速度有界。为了限定外环系统中角速度的输入范围, 本文设计有界虚拟角速度输入

$$\omega_v = -\omega_r \tanh(k_1 q) \quad (10)$$

式中, $\omega_r > 0$ 为外环运动学方程中可允许的最大虚拟角速度值, 常数 $k_1 > 0$ 。图 1 反映了 ω_v 某一分量的变化特性。

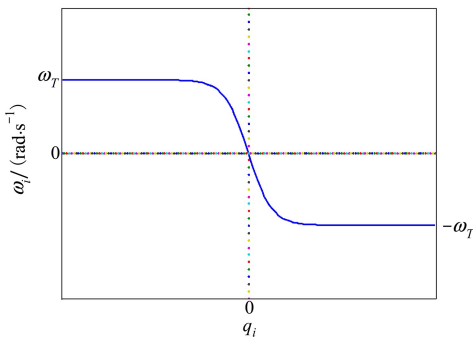


图 1 虚拟角速度分量的变化特性

如前文所述, 为了确保外环系统(2)的渐近稳定性, 本文预设了虚拟角速度 ω_v 。由此构造出 Lyapunov 函数

$$V_1(q) = (q_0 - 1)^2 + \mathbf{q}^T \mathbf{q} \quad (11)$$

对 $V_1(q)$ 关于时间 t 求导

$$\dot{V}_1(q) = 2(q_0 - 1)\dot{q}_0 + 2\mathbf{q}^T \dot{\mathbf{q}} = \mathbf{q}^T \boldsymbol{\omega} \quad (12)$$

可见, 当实际角速度 $\boldsymbol{\omega}$ 为虚拟角速度 $\boldsymbol{\omega}_v$ 时, 有

$$\dot{V}_1(q) = \mathbf{q}^T \boldsymbol{\omega}_v = -\omega_r \mathbf{q}^T \tanh(k_1 \mathbf{q}) \leq 0 \quad (13)$$

根据 Lyapunov 第二稳定性理论可知, 当 $t \rightarrow \infty$ 时, $q_0 \rightarrow \pm 1, \mathbf{q} \rightarrow \mathbf{0}$ 。

3.2 内环鲁棒追踪控制器设计

设 $\boldsymbol{\omega}$ 为内环系统(4)输出的实际角速度。内环自适应控制器 $\mathbf{u}$ 的设计目标为: 能够实现 $\boldsymbol{\omega}$ 快速跟踪预设有限虚拟角速度 $\boldsymbol{\omega}_v$ 。

设 $\mathbf{e}$ 为 $\boldsymbol{\omega}$ 与 $\boldsymbol{\omega}_v$ 的跟踪误差

$$\mathbf{e} = \boldsymbol{\omega} - \mathbf{R}\boldsymbol{\omega}_v \quad (14)$$

构造如下 BLF 函数

$$V_2(\mathbf{e}) = \frac{\lambda_{J_{\max}} \omega_e^2}{\pi} \tan\left(\frac{\pi \mathbf{e}^T \mathbf{J} \mathbf{e}}{2\lambda_{J_{\max}} \omega_e^2}\right) \quad (15)$$

式中, $\lambda_{J_{\max}}$ 代表转动惯量 $\mathbf{J}$ 的最大特征值, 常数 $\omega_e > 0$ 为误差 $\mathbf{e}$ 的上界。 $\tan(\cdot)$ 为正切函数。对 $V_2(\mathbf{e})$ 关于 t 求导, 有

$$\begin{aligned} \dot{V}_2(\mathbf{e}) &= \frac{\lambda_{J_{\max}} \omega_e^2}{\pi} \sec^2\left(\frac{\pi \mathbf{e}^T \mathbf{J} \mathbf{e}}{2\lambda_{J_{\max}} \omega_e^2}\right) \frac{2\pi \mathbf{e}^T \mathbf{J} \dot{\mathbf{e}}}{2\lambda_{J_{\max}} \omega_e^2} = \\ &\sec^2\left(\frac{\pi \mathbf{e}^T \mathbf{J} \mathbf{e}}{2\lambda_{J_{\max}} \omega_e^2}\right) \mathbf{e}^T \mathbf{J} \dot{\mathbf{e}} = \\ &\sec^2\left(\frac{\pi \mathbf{e}^T \mathbf{J} \mathbf{e}}{2\lambda_{J_{\max}} \omega_e^2}\right) \mathbf{e}^T (\mathbf{J} \dot{\boldsymbol{\omega}} - \mathbf{J} \dot{\mathbf{R}} \boldsymbol{\omega}_v - \mathbf{J} \mathbf{R} \dot{\boldsymbol{\omega}}_v) = \\ &\sec^2\left(\frac{\pi \mathbf{e}^T \mathbf{J} \mathbf{e}}{2\lambda_{J_{\max}} \omega_e^2}\right) \mathbf{e}^T [-\boldsymbol{\omega}^\times \mathbf{J} \boldsymbol{\omega} + \mathbf{u} + \mathbf{d} - \\ &\mathbf{J} \boldsymbol{\omega}^\times \mathbf{R} \boldsymbol{\omega}_v + \omega_r k_1 \mathbf{J} \mathbf{R} \text{diag}(\text{sech}^2(k_1 \mathbf{q})) \dot{\mathbf{q}}] = \\ &\sec^2\left(\frac{\pi \mathbf{e}^T \mathbf{J} \mathbf{e}}{2\lambda_{J_{\max}} \omega_e^2}\right) \mathbf{e}^T [-\boldsymbol{\omega}^\times \mathbf{J} \boldsymbol{\omega} - \mathbf{J} \boldsymbol{\omega}^\times \mathbf{R} \boldsymbol{\omega}_v + \\ &\frac{1}{2} \omega_r k_1 \mathbf{J} \mathbf{R} \text{diag}(\text{sech}^2(k_1 \mathbf{q})) (\mathbf{q}^\times \boldsymbol{\omega} + q_0 \boldsymbol{\omega}) + \mathbf{u} + \mathbf{d}] \end{aligned} \quad (16)$$

式中, $\text{diag}(\cdot)$ 表示关于向量“ $\cdot$ ”的对角矩阵。

$\frac{1}{2} \omega_r k_1 \mathbf{J} \mathbf{R} \text{diag}(\text{sech}^2(k_1 \mathbf{q})) (\mathbf{q}^\times \boldsymbol{\omega} + q_0 \boldsymbol{\omega}) - \boldsymbol{\omega}^\times \mathbf{J} \boldsymbol{\omega} - \mathbf{J} \boldsymbol{\omega}^\times \mathbf{R} \boldsymbol{\omega}_v$ 关于转动惯量矩阵 $\mathbf{J}$ 的元素向量呈线性关系, 利用线性回归算子将该式转换成线性回归方程

$$\mathbf{Y} \xi = \frac{1}{2} \omega_r k_1 \mathbf{J} \mathbf{R} \text{diag}(\text{sech}^2(k_1 \mathbf{q})) (\mathbf{q}^\times \boldsymbol{\omega} + q_0 \boldsymbol{\omega}) - \boldsymbol{\omega}^\times \mathbf{J} \boldsymbol{\omega} - \mathbf{J} \boldsymbol{\omega}^\times \mathbf{R} \boldsymbol{\omega}_v \quad (17)$$

式中

$$Y = L \left(\frac{1}{2} \omega_r k_1 R \text{diag}(\text{sech}^2(k_1 q)) (q^\times \omega + q_0 \omega) \right) - \omega^\times L(\omega) - L(\omega^\times R \omega_v) \quad (18)$$

将(17)式代入(16)式得到

$$\dot{V}_2(e) = \sec^2 \left(\frac{\pi e^T J e}{2 \lambda_{jmax} \omega_e^2} \right) e^T (Y \xi + u + d) \quad (19)$$

当转动惯量 J 已知时,设计姿态控制器

$$u = -Y \xi - D \text{sign}(e) - k_2 e \quad (20)$$

式中,常数 $k_2 > 0$, $\text{sign}(\cdot)$ 为符号函数。将(20)式的控制输入表达式代入(19)式得到

$$\begin{aligned} \dot{V}_2(e) &= \sec^2 \left(\frac{\pi e^T J e}{2 \lambda_{jmax} \omega_e^2} \right) e^T \cdot \\ &[Y \xi + d - Y \xi - D \text{sign}(e) - k_2 e] = \\ &\sec^2 \left(\frac{\pi e^T J e}{2 \lambda_{jmax} \omega_e^2} \right) e^T [d - D \text{sign}(e) - k_2 e] \leq \\ &- \sec^2 \left(\frac{\pi e^T J e}{2 \lambda_{jmax} \omega_e^2} \right) k_2 \|e\|^2 \leq 0 \end{aligned} \quad (21)$$

根据(21)式可知,在转动惯量矩阵 J 已知时,若 $t \rightarrow \infty$,则有 $e \rightarrow 0$,即

$$\lim_{t \rightarrow \infty} e = 0 \quad (22)$$

证毕

至此,内环子系统和外环子系统在其各自控制输入下,各闭环系统的稳定性得证。接下来证明双环递归控制下闭环系统的稳定性。

3.3 双环追踪控制稳定性分析

定理 1 当转动惯量 J 已知时,姿态控制器(20)式能保证航天器姿态控制系统(2)式,(4)式渐近稳定,且当 $t \rightarrow \infty$ 时有 $q(t) \rightarrow 0, \omega(t) \rightarrow 0$ 。

证明 $\int_0^\infty \|e\|^2 dt$ 有界,因为根据(21)式有

$$\int_0^\infty k_2 \sec^2 \left(\frac{\pi e^T J e}{2 \lambda_{jmax} \omega_e^2} \right) e^T e dt + V_2(\infty) \leq V_2(0)。$$

因四元数的元素 $q_i (i = 0, 1, 2, 3)$ 满足 $q_i \in [0, 1]$,则适当选择参数 k_1 ,恒有 $\tanh(k_1 q) \geq q$,则

$$\begin{aligned} \dot{V}_1(q) &= q^T \dot{\omega} = -\omega_r q^T R \tanh(k_1 q) + q^T \dot{e} = \\ &-\omega_r q^T R q + q^T \dot{e} = \\ &-\omega_r q^T [(q_0^2 - q^T q) I_3 + 2 q q^T - 2 q_0 q^\times] q + \\ &q^T \dot{e} = -\omega_r \|q\|^2 + q^T \dot{e} \leq \\ &-\omega_r \|q\|^2 + \frac{\chi}{2} \|q\|^2 + \frac{1}{2\chi} \|e\|^2 = \\ &-\left(\omega_r - \frac{\chi}{2} \right) \|q\|^2 + \frac{1}{2\chi} \|e\|^2 \end{aligned} \quad (23)$$

选择足够小的 χ 使 $\beta = \omega_r - \frac{\chi}{2} > 0$,则

$$\dot{V}_1(q) \leq -\beta \|q\|^2 + \frac{1}{2\chi} \|e\|^2 \quad (24)$$

对(24)式在 $[0, \infty]$ 上积分,并将 $V_1(q) = (q_0 - 1)^2 + q^T q = 2 - 2q_0(t)$ 代入,得

$$\begin{aligned} \int_0^\infty \beta \|q\|^2 dt &\leq V_1(0) - V_1(\infty) + \frac{1}{2\chi} \int_0^{t_1} \|e\|^2 dt = \\ 2 - 2q_0(0) - (2 - 2q_0(\infty)) &+ \frac{1}{2\chi} \int_0^{t_1} \|e\|^2 dt = \\ 2(q_0(\infty) - q_0(0)) &+ \frac{1}{2\chi} \int_0^{t_1} \|e\|^2 dt \end{aligned} \quad (25)$$

$|q_0(t)| \leq 1$,所以 $|2(q_0(\infty) - q_0(0))| \leq 2$,又 $\int_0^\infty \|e\|^2 dt$ 有界,得到 q 平方可积。根据 q, q_0 和 ω 有界可得 $\dot{q}$ 有界。根据 Barbalat 引理可得 $\lim_{t \rightarrow \infty} q = 0$ 。根据 $e = \omega - R \omega_v$ 及 $t \rightarrow \infty$ 时 $q \rightarrow 0, e \rightarrow 0$,可以得到 $\omega \rightarrow 0$ 。

证毕

因为 $\lim_{\|e\|_\infty \rightarrow \omega_e} V_2(e) = \infty$,且 $\|e(0)\|_\infty < \omega_e$,根据引理 1,得到如下推论:

推论 1 当转动惯量 J 已知时,在控制器(20)作用下,对于 $t \in [0, \infty)$, ω 与 ω_v 的跟踪误差满足 $\|e(t)\|_\infty < \omega_e$ 。

根据 $e = \omega - R \omega_v, \|\omega_v\|_\infty \leq \omega_r$ 有 $\|\omega\|_\infty \leq \|e\|_\infty + \|\omega_v\|_\infty$,结合推论 1 可以得到:

推论 2 当不存在摄动对转动惯量 J 的扰动时,对于 $\omega_e \in [0, \infty), \omega_r \in [0, \infty)$,总可以选择出适当参数,使得 $\omega_e + \omega_r \leq \omega_{max}$ 成立。因此在姿态控制器(20)作用下,实现对航天器角速度的有界约束,即角速度 $\|\omega\|_\infty \leq \omega_{max}$ 。

推论 3 当转动惯量 J 已知,控制增益 k_1, k_2 一定时,控制输入力矩是有界的,且满足

$$\|u\|_\infty \leq (2 + 0.5k_1) \lambda_{jmax} \omega_{max}^2 + D + k_2 \omega_e \quad (26)$$

因为

$$\begin{aligned} \|u\|_\infty &\leq \|Y \xi\|_\infty + \\ &\|D \text{sat}(e, \varepsilon)\|_\infty + \|k_2 e\|_\infty \leq \\ &\|\omega^\times J \omega\|_\infty + \|J \omega^\times R \omega_v\|_\infty + k_2 \omega_e + \\ &\left\| \frac{1}{2} \omega_r k_1 J R \text{sech}^2(k_1 q) \left(q^\times \omega + \frac{1}{2} q_0 \omega \right) \right\|_\infty + D \leq \\ &\lambda_{jmax} \|\omega\|^2_\infty + \lambda_{jmax} \|\omega\|_\infty \|\omega_v\|_\infty + \end{aligned}$$

$$\lambda_{j_{\max}} \frac{1}{2} \omega_T k_1 \|\boldsymbol{\omega}\|_{\infty} + D + k_2 \omega_e \leq (2 + 0.5k_1) \lambda_{j_{\max}} \omega_{\max}^2 + D + k_2 \omega_e \quad (27)$$

由于符号函数容易引起抖振,因此控制器中的符号函数可以用饱和函数代替,则(20)式修正为

$$\boldsymbol{u} = -\boldsymbol{Y}\hat{\boldsymbol{\xi}} - D\text{sat}(\boldsymbol{e}, \varepsilon) - k_2 \boldsymbol{e} \quad (28)$$

其中饱和函数 $\text{sat}(\boldsymbol{e}, \varepsilon)$ 分量元素的定义为

$$\text{sat}(e_i, \varepsilon) = \begin{cases} e_i & |e_i| \leq \varepsilon \\ \varepsilon \text{sign}(e_i) & |e_i| > \varepsilon \end{cases} \quad i = 1, 2, 3 \quad (29)$$

3.4 内环自适应追踪控制器设计

前文在转动惯量 $\boldsymbol{J}$ 固定前提下,设计了航天器姿态控制器(20),而航天器在轨捕获非合作目标过程中,因受到目标本身无序运动的干扰,其转动惯量会出现不同程度摄动。下面针对转动惯量发生改变的工程应用背景,构建自适应姿态稳定控制器。

令时变向量 $\boldsymbol{\xi}$ 的估计值为 $\hat{\boldsymbol{\xi}} = (\hat{j}_{11}, \hat{j}_{22}, \hat{j}_{33}, \hat{j}_{12}, \hat{j}_{13}, \hat{j}_{23})^T$, $\tilde{\boldsymbol{\xi}} = \boldsymbol{\xi} - \hat{\boldsymbol{\xi}}$ 为估计误差。据此构造出 Lyapunov 函数

$$V_3(\boldsymbol{e}, \tilde{\boldsymbol{\xi}}) = V_2(\boldsymbol{e}) + \frac{1}{2} \tilde{\boldsymbol{\xi}}^T \boldsymbol{P} \tilde{\boldsymbol{\xi}} \quad (30)$$

式中, $\boldsymbol{P}$ 为对称正定矩阵。对 $V_3(\boldsymbol{e}, \tilde{\boldsymbol{\xi}})$ 求导可得

$$\begin{aligned} \dot{V}_3(\boldsymbol{e}, \tilde{\boldsymbol{\xi}}) &= \dot{V}_2(\boldsymbol{e}) - \tilde{\boldsymbol{\xi}}^T \boldsymbol{P} \dot{\hat{\boldsymbol{\xi}}} = \\ &\sec^2\left(\frac{\pi \boldsymbol{e}^T \boldsymbol{J} \boldsymbol{e}}{2\lambda_{j_{\max}} \omega_e^2}\right) \boldsymbol{e}^T (\boldsymbol{Y}\hat{\boldsymbol{\xi}} + \boldsymbol{u} + \boldsymbol{d}) - \tilde{\boldsymbol{\xi}}^T \boldsymbol{P} \dot{\hat{\boldsymbol{\xi}}} \end{aligned} \quad (31)$$

自适应姿态控制器表达式为

$$\boldsymbol{u} = -\boldsymbol{Y}\hat{\boldsymbol{\xi}} - D\text{sign}(\boldsymbol{e}) - k_2 \boldsymbol{e} \quad (32)$$

将(32)式代入(31)式得到

$$\begin{aligned} \dot{V}_3(\boldsymbol{e}, \tilde{\boldsymbol{\xi}}) &= \sec^2\left(\frac{\pi \boldsymbol{e}^T \boldsymbol{J} \boldsymbol{e}}{2\lambda_{j_{\max}} \omega_e^2}\right) \boldsymbol{e}^T (\boldsymbol{Y}\hat{\boldsymbol{\xi}} + \boldsymbol{d} - \boldsymbol{Y}\hat{\boldsymbol{\xi}} - \\ &D\text{sign}(\boldsymbol{e}) - k_2 \boldsymbol{e}) - \tilde{\boldsymbol{\xi}}^T \boldsymbol{P} \dot{\hat{\boldsymbol{\xi}}} = \\ &\sec^2\left(\frac{\pi \boldsymbol{e}^T \boldsymbol{J} \boldsymbol{e}}{2\lambda_{j_{\max}} \omega_e^2}\right) \boldsymbol{e}^T (\boldsymbol{Y}\tilde{\boldsymbol{\xi}} + \boldsymbol{d} - D\text{sign}(\boldsymbol{e}) - k_2 \boldsymbol{e}) - \\ &\tilde{\boldsymbol{\xi}}^T \boldsymbol{P} \dot{\hat{\boldsymbol{\xi}}} = \sec^2\left(\frac{\pi \boldsymbol{e}^T \boldsymbol{J} \boldsymbol{e}}{2\lambda_{j_{\max}} \omega_e^2}\right) \boldsymbol{e}^T (\boldsymbol{d} - D\text{sign}(\boldsymbol{e}) - k_2 \boldsymbol{e}) + \\ &\tilde{\boldsymbol{\xi}}^T \left[\sec^2\left(\frac{\pi \boldsymbol{e}^T \boldsymbol{J} \boldsymbol{e}}{2\lambda_{j_{\max}} \omega_e^2}\right) \boldsymbol{Y}^T \boldsymbol{e} - \boldsymbol{P} \dot{\hat{\boldsymbol{\xi}}} \right] \end{aligned} \quad (33)$$

当时变向量 $\hat{\boldsymbol{\xi}}$ 的自适应更新律为

$$\dot{\hat{\boldsymbol{\xi}}} = \sec^2\left(\frac{\pi \boldsymbol{e}^T \boldsymbol{J} \boldsymbol{e}}{2\lambda_{j_{\max}} \omega_e^2}\right) \boldsymbol{P}^{-1} \boldsymbol{Y}^T \boldsymbol{e} \quad (34)$$

则有

$$\dot{V}_3(\boldsymbol{e}, \tilde{\boldsymbol{\xi}}) \leq -k_2 \sec^2\left(\frac{\pi \boldsymbol{e}^T \boldsymbol{J} \boldsymbol{e}}{2\lambda_{j_{\max}} \omega_e^2}\right) \|\boldsymbol{e}\|^2 \leq 0 \quad (35)$$

当自适应控制器(32)和自适应更新律(34)应用于航天器姿态控制时,根据 Lyapunov 稳定理论可知,闭环系统(4)渐近稳定。同理,带饱和函数的自适应姿态控制器为

$$\boldsymbol{u} = -\boldsymbol{Y}\hat{\boldsymbol{\xi}} - D\text{sat}(\boldsymbol{e}, \varepsilon) - k_2 \boldsymbol{e} \quad (36)$$

根据定理1,同样可得如下定理2。

定理2 对存在转动惯量摄动和外部干扰的航天器姿态动力学系统,自适应控制器(32)与自适应律(34)可实现闭环系统的渐近稳定性保证,即当 $t \rightarrow \infty$ 时有 $\boldsymbol{q}(t) \rightarrow \mathbf{0}$, $\boldsymbol{\omega}(t) \rightarrow \mathbf{0}$ 。

定理2证明与定理1相同。同理可得如下推论。

推论4 转动惯量 $\boldsymbol{J}$ 存在未知摄动时,应用自适应姿态控制器(32)与自适应更新律(34),当 $t \in [0, \infty)$ 时, $\|\boldsymbol{e}(t)\|_{\infty} < \omega_e$, 其中 $\boldsymbol{e}(t)$ 为实际角速度 $\boldsymbol{\omega}$ 与虚拟角速度 $\boldsymbol{\omega}_v$ 之间的误差。

推论5 当存在未知摄动对转动惯量 $\boldsymbol{J}$ 的扰动时,对于 $\omega_e \in [0, \infty)$, $\omega_T \in [0, \infty)$,总可以选择出适当参数,使 $\omega_e + \omega_T \leq \omega_{\max}$ 成立。因此在自适应控制器(32)与自适应更新律(34)的作用下,航天器的角速度有界,即 $\|\boldsymbol{\omega}\|_{\infty} \leq \omega_{\max}$ 。

推论5说明自适应姿态控制器(32)和自适应更新律(34)实现了在轨捕获非合作目标过程中的姿态稳定控制和角速度有界约束的目标。为保证闭环系统的收敛性和角速度的有界性,在设计 ω_e, ω_T 时,应尽可能地增大角速度追踪误差上界 ω_e ,减小虚拟角速度的变化幅度值 ω_T 。

自适应控制器(20)和(32)中的增益系数 k_1, k_2 恒定时,为避免当姿态追踪误差较大时产生过大控制力矩,本文对自适应控制器中的参数采用如下变增益表达式

$$k_i = \rho_i e^{\alpha_i \arctan(\beta_i t)} \quad i = 1, 2 \quad (37)$$

式中,参数 $\rho_i, \alpha_i, \beta_i > 0 (i = 1, 2)$ 。其中,控制增益增长速度的参数为 α_i ;用来控制增益取值范围的参数为 ρ_i ;控制增益收敛速度的参数为 β_i 。

4 数值仿真分析

为了验证本文所设计控制算法的有效性与鲁棒性,设定航天器角度初始状态为 $\boldsymbol{q}(0) = \{0.9, -0.3, 0.26, 0.18\}$, 初始角速度 $\boldsymbol{\omega}(0) = (0, 0, 0)^T \text{ rad/s}$, 名

义转动惯量矩阵为 $J_0 = \begin{bmatrix} 200 & 12 & 15 \\ 12 & 170 & 9 \\ 15 & 9 & 150 \end{bmatrix} \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ 。

据此对航天器进行数值仿真分析。

在抓捕非合作目标的过程中,假设在时刻 $T_0 = 10 \text{ s}$ 时成功捕获无序运动的非合作目标,此时会对抓捕航天器产生一个瞬间强干扰 d_1 (其中 r 为方波),外部太阳辐射等环境干扰力矩记为 d_2 (单位: $\text{N} \cdot \text{m}$, $\omega_\Delta = 0.1$)

$$d_1 = \begin{bmatrix} 6r(t - T_0, 1) \\ 6r(t - T_0, 1) \\ 6r(t - T_0, 1) \end{bmatrix}$$

$$d_2 = \begin{bmatrix} 0.6\cos(10\omega_\Delta t) + 0.8\sin(3\omega_\Delta t) - 2 \\ -0.3\sin(2\omega_\Delta t) + 0.6\cos(5\omega_\Delta t) + 3 \\ 0.6\sin(10\omega_\Delta t) - 1.6\cos(4\omega_\Delta t) + 2 \end{bmatrix}$$

在 $T_1 = 25 \text{ s}$ 时刻,非合作目标被抓捕航天器成功回收。结合实施抓捕的机械臂的动作过程,转动惯量各元素变化规律可以表示为

$$\Delta J_{ii} = \begin{cases} 0.1e^{0.2t} J_{0,ii} & 0 \leq t \leq T_0 \\ 0.1(e^{0.28T_0} - e^{0.1t}) J_{0,ii} & T_0 < t \leq T_1 \\ 0.1(e^{0.28T_0} - e^{0.1T_1}) J_{0,ii} & t \geq T_1 \end{cases}$$

$$\Delta J_{ij} = \begin{cases} \sin(t) J_{0,ij} & 0 \leq t \leq T_1 \\ \sin(T_1) J_{0,ij} & t \geq T_1 \end{cases} \quad i \neq j$$

4.1 验证仿真分析

设航天器的角速度有界约束为 $\|\omega\|_\infty \leq 0.1 \text{ rad/s}$ 。姿态控制器(36)的变增益控制参数取为 $\rho_1 = 0.5, \alpha_1 = 1.8, \beta_1 = 0.15, \rho_2 = 9, \alpha_2 = 7.1, \beta_2 = 0.25, \omega_e = 0.05, \omega_T = 0.05, \varepsilon = 0.005, \hat{\xi}(0) = (200, 170, 150, 12, 15, 9)^T, D = 10$ 。

采用 Matlab 进行数值仿真,图 2~4 为数值仿真结果。

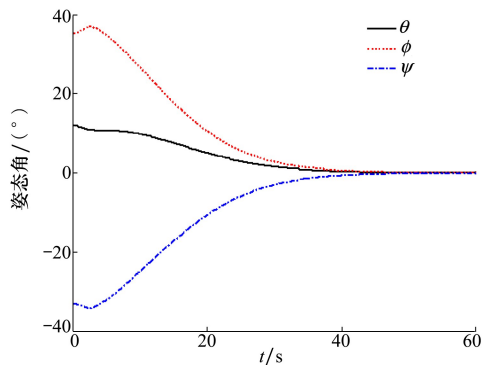


图2 姿态角变化趋势(双环)

图 2 中的曲线反映了航天器姿态角变化趋势。从图 2 可以看出,基于本文所设计的变增益自适应姿态控制器(36),航天器的姿态角呈指数渐近收敛到 0,且整个收敛轨迹没有震荡。即便在第 10 s 抓捕非合作目标时出现一个瞬时强干扰,且整个抓捕过程中转动惯量 J 的元素呈非线性摄动,但航天器的姿态角收敛趋势并没有受到干扰和参数摄动影响。说明自适应控制器(36)具有较强的鲁棒性,能够使抓捕非合作目标过程中航天器姿态快速稳定。

图 3 为抓捕过程中的控制力矩变化曲线。图 3 显示即便初期姿态角偏差较大,但由于变增益函数提供较小的控制增益,使得刚开始的控制力矩在保证姿态角收敛的前提下,控制力矩较小;后期虽然控制增益较大,但是姿态角追踪误差减小了,使得控制力矩也较小,整个控制过程中,除第 10 s 外,其他时间段的控制力矩均保持在 $-8 \sim 5 \text{ N} \cdot \text{m}$ 内,且力矩的频繁震荡相对较少。在第 10 s 出现瞬间强干扰时,控制力矩产生了一个较大的控制输入力矩来抑制外部强干扰,并在强干扰消失后,控制输入力矩迅速减小。

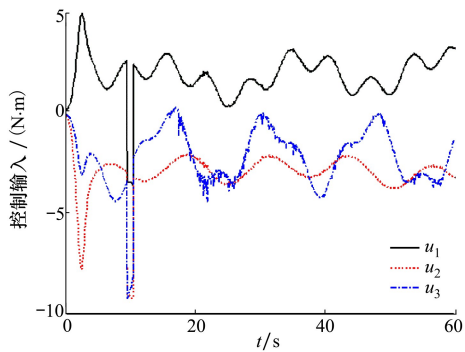
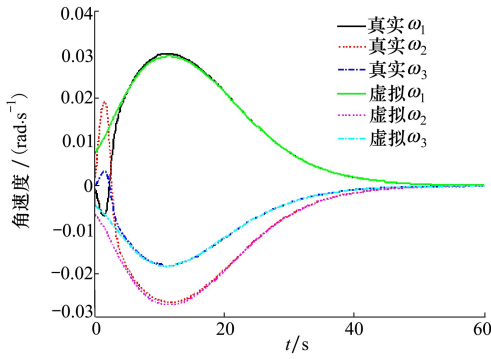


图3 三轴控制力矩曲线(双环)

图 4 反映了实际角速度 ω 跟随预设虚拟角速度 ω_v 变化的跟踪效果。在控制初期, ω 与 ω_v 存在追踪误差,但在本文设计控制器下, ω 很快收敛到 ω_v ,并按照 ω_v 的轨迹收敛到 0 rad/s 。在整个抓捕非合作目标过程中,航天器的角速度满足有界约束条件 $\|\omega\|_\infty \leq 0.03 \text{ rad/s} \leq 0.1 \text{ rad/s}$,且角速度追踪误差满足 $\|e\|_\infty < 0.05 \text{ rad/s}$ 。在第 10 s 出现外部强干扰时,真实角速度 ω 受到微弱干扰,随着干扰消失,真实角速度会快速收敛到 ω_v 。

仿真结果表明,在存在外部干扰和转动惯量矩阵各元素呈非线性摄动的情况下,控制力矩根据实际角速度 ω 与虚拟角速度 ω_v 之间的误差,控制 ω 快

图 4 ω 和 ω_v 轨迹曲线

速追踪上 ω_v , 并按照 ω_v 的轨迹变化。当姿态角较大时, ω_v 以较大的输入驱动姿态角迅速减小, 并随着姿态角的收敛而逐渐收敛到 0 rad/s。仿真结果显示, 本文设计的鲁棒姿态控制器具有理想的控制效果, 能保障抓捕过程中航天器的角速度满足有界限制和航天器的姿态快速机动。

4.2 对比仿真分析

为验证本文的双环跟踪控制器与反演控制器的区别, 在相同控制器设计思路下, 设计反演控制器。设计 Lyapunov 函数为 $V_4(e) = V_1(e) + V_3(e)$, 对 $V_4(e)$ 求导, 有

$$\begin{aligned} \dot{V}_4(e) &= \dot{V}_1(e) + \dot{V}_3(e) = -\omega_r q^T R \tanh(k_1 q) + q^T e + \\ &\sec^2\left(\frac{\pi e^T J e}{2\lambda_{j\max} \omega_e^2}\right) e^T (Y\xi + u + d) - \tilde{\xi}^T P \hat{\xi} \leq \\ &-\omega_r q^T R q + q^T e + \\ &\sec^2\left(\frac{\pi e^T J e}{2\lambda_{j\max} \omega_e^2}\right) e^T (Y\xi + u + d) - \tilde{\xi}^T P \hat{\xi} = \\ &-\omega_r \|q\|^2 + q^T e - \tilde{\xi}^T P \hat{\xi} + \\ &\sec^2\left(\frac{\pi e^T J e}{2\lambda_{j\max} \omega_e^2}\right) e^T (Y\xi + u + d) = \\ &-\omega_r \|q\|^2 - \tilde{\xi}^T P \hat{\xi} + \\ &\sec^2\left(\frac{\pi e^T J e}{2\lambda_{j\max} \omega_e^2}\right) e^T \left(\cos^2\left(\frac{\pi e^T J e}{2\lambda_{j\max} \omega_e^2}\right) q + Y\xi + u + d \right) \end{aligned}$$

反演自适应控制器为

$$\begin{aligned} u &= -Y\xi - D\text{sat}(e, \varepsilon) - k_2 e - \cos^2\left(\frac{\pi e^T J e}{2\lambda_{j\max} \omega_e^2}\right) q \\ \dot{\hat{\xi}} &= \sec^2\left(\frac{\pi e^T J e}{2\lambda_{j\max} \omega_e^2}\right) P^{-1} Y^T e \end{aligned} \quad (38)$$

反演控制器 (38) 与双环跟踪控制器 (36) 的设计思路不同, 且控制器的数学表达式也不同, 反演控

制器 (38) 的表达式要比双环跟踪控制器 (36) 多一项, 即 $-\cos^2\left(\frac{\pi e^T J e}{2\lambda_{j\max} \omega_e^2}\right) q$ 。

当控制器为反演控制器 (38) 时, 其他控制参数不变, 得到仿真结果如下:

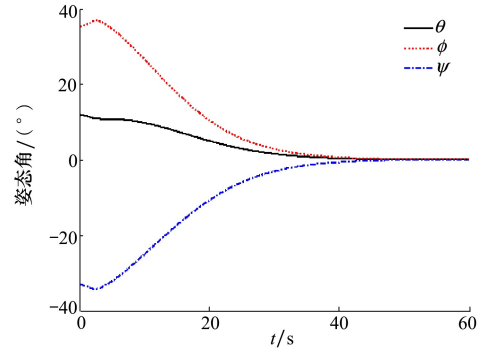


图 5 姿态角变化趋势(反演)

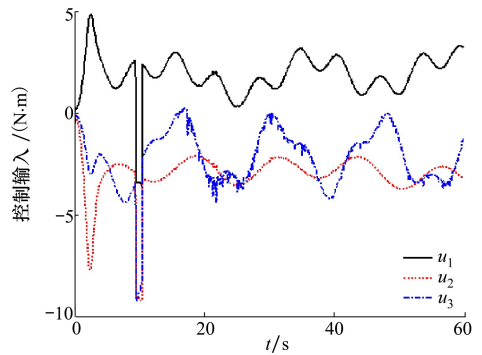


图 6 三轴控制力矩曲线(反演)

通过对比图 2 和图 5, 图 3 和图 6 可以看出, 姿态跟踪轨迹和控制力矩的变化趋势几乎相同, 说明在相同仿真条件和控制参数下, 反演控制与双环跟踪控制器的控制效果相同。但相对于反演控制器的复杂结构, 本文设计的双环跟踪控制器结构更为简单。

5 结 论

本文以存在角速度有界约束的抓捕非合作目标航天器的姿态稳定控制为研究对象, 结合双环递归追踪控制思想, 在转动惯量固定和转动惯量摄动 2 种环境下, 设计了航天器姿态鲁棒控制器, 并分析了所设计控制器能保证航天器角速度的有界性。

1) 将航天器的二阶姿态动力学系统分解为外环、内环 2 个一阶子系统, 并分别为这 2 个子系统设

计各自的轨迹跟踪控制器,进而构建出一种双环递归跟踪控制器。通过理论分析和推导,证明此二阶系统的渐近稳定性。相比于反演控制器,双环追踪控制器具有结构更简单,其控制器设计的自由度更高等优点。

2) 对于转动惯量固定和转动惯量存在未知摄动的2种情况,应用BLF函数分别设计了相应的航天器姿态稳定控制器。通过理论分析和推导,证明该闭环系统具有渐近稳定性以及角速度有界性。数值仿真了捕获非合作目标过程中的姿态稳定控制情

况,结果显示在本文设计的自适应姿态控制器作用下,抓捕航天器的姿态角与角速度实现了平缓收敛且无振荡,展示出良好的动态品质。

3) 通过推论3可以看出,针对转动惯量上界已知的航天器姿态控制,可以估算出基于本控制器的最大控制输入力矩,对航天器执行机构的设计具有一定的指导作用。

4) 航天器在受较大瞬间冲击力矩时,航天器姿态没有改变,说明本文所设计控制器对瞬间强干扰不敏感。

参考文献:

- [1] BAI Y, BIGGS J D, WANG X, et al. A singular adaptive attitude control with active disturbance rejection[J]. *European Journal of Control*, 2017, 35(5): 50-56
- [2] 冯昱澍, 刘昆, 冯健. 航天器姿态跟踪有限时间自适应积分滑模控制[J]. *电子科技大学学报*, 2021, 50(4): 527-534
FENG Yushu, LIU Kun, FENG Jian. Finite time adaptive integral sliding mode control method for spacecraft attitude tracking [J]. *Journal of University of Electronic Science and Technology*, 2021, 50(4): 527-534 (in Chinese)
- [3] 孙亮, 马佳鹏. 航天器输入受限的鲁棒自适应姿态跟踪控制[J]. *控制与决策*, 2021, 36(9): 2297-2304
SUN Liang, MA Jiapeng. Robust adaptive attitude tracking control for spacecraft with input constraints[J]. *Control and Decision*, 2021, 36(9): 2297-2304 (in Chinese)
- [4] YEH F K. Sliding-mode adaptive attitude controller design for spacecrafts with thrusters[J]. *IET Control Theory and Applications*, 2010, 4(7): 1254-1264
- [5] 夏冬冬, 岳晓奎. 基于浸入与不变理论的航天器姿态跟踪自适应控制[J]. *航空学报*, 2020, 41(2): 312-323
XIA Dongdong, YUE Xiaokui. Adaptive control of spacecraft attitude tracking based on immersion and invariance theory[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2020, 41(2): 312-323 (in Chinese)
- [6] 殷春武, 佟威, 何波. 基于极限学习机的有限时间自适应姿态控制[J]. *航天控制*, 2018, 36(5): 30-36
YIN Chunwu, TONG Wei, HE Bo. Extreme learning machine-based finite-time adaptive attitude control[J]. *Aerospace Control*, 2018, 36(5): 30-36 (in Chinese)
- [7] 康国华, 金晨迪, 郭玉洁. 基于深度学习的组合体航天器模型预测控制[J]. *宇航学报*, 2019, 40(11): 1322-1331
KANG Guohua, JIN Chendi, GUO Yujie. Model predictive control of combined spacecraft based on deep learning[J]. *Journal of Astronautics*, 2019, 40(11): 1322-1331 (in Chinese)
- [8] 周湛杰, 王新生, 王岩. 基于模糊自适应算法的航天器姿态控制[J]. *电机与控制学报*, 2019, 23(2): 123-128
ZHOU Zhanjie, WANG Xinsheng, WANG Yan. Spacecraft attitude control based on fuzzy adaptive algorithm[J]. *Journal of Motor and Control*, 2019, 23(2): 123-128 (in Chinese)
- [9] 王靓玥, 郭延宁, 马广富, 等. 航天器姿态控制输入饱和问题综述[J]. *宇航学报*, 2021, 42(1): 11-21
WANG Liangyue, GUO Yanning, MA Guangfu, et al. Overview of spacecraft attitude control input saturation[J]. *Journal of Astronautics*, 2021, 42(1): 11-21 (in Chinese)
- [10] FORBES J R. Attitude control with active actuator saturation prevention[J]. *Acta Astronautica*, 2015(107): 187-195
- [11] 殷春武. 带微分观测器的双环姿态跟踪控制[J]. *北京理工大学学报*, 2018, 38(10): 1073-1078
YIN Chunwu. Dual-loop attitude tracking control with differential observer[J]. *Journal of Beijing University of Technology*, 2018, 38(10): 1073-1078 (in Chinese)
- [12] ZHENG Z, SONG S. Autonomous attitude coordinated control for spacecraft formation with input constraint, model uncertainties, and external disturbances[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2014(3): 602-612
- [13] ZHANG F, DUAN G R. Robust adaptive integrated translation and rotation control of a rigid spacecraft with control saturation and actuator misalignment[J]. *Acta Astronautica*, 2013(86): 167-187

- [14] 殷春武, 侯明善, 褚渊博, 等. 物理约束下的反演自适应姿态控制[J]. 西北工业大学学报, 2016, 34(2): 281-286
YIN Chunwu, HOU Mingshan, CHU Yuanbo, et al. Backstepping adaptive attitude control with physical constraints[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2016, 34(2): 281-286 (in Chinese)
- [15] 胡庆雷, 李理. 考虑输入饱和与姿态角速度受限的航天器姿态抗退绕控制[J]. 航空学报, 2015, 36(4): 1259-1266
HU Qinglei, LI Li. Spacecraft attitude anti unwinding control considering input saturation and attitude angular velocity constraints [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(4): 1259-1266 (in Chinese)
- [16] HU Q. Robust adaptive backstepping attitude and vibration control with L-2 gain performance for flexible spacecraft under angular velocity constraint[J]. Journal of Sound and Vibration, 2009, 327(3): 285-298
- [17] HU Q, LI B, ZHANG Y. Robust attitude control design for spacecraft under assigned velocity and control constraints[J]. ISA Transactions, 2013, 52(4): 480-493
- [18] TEE K P, GE S S, TAY E H. Barrier Lyapunov functions for the control of output-constrained nonlinear systems[J]. Automatica, 2009, 45(4): 918-927
- [19] XU J X, XU J. State-constrained iterative learning control for a class of MIMO systems[J]. IEEE Trans on Automatic Control, 2013, 58(5): 1322-1327
- [20] TAO G. A simple alternative to the Barbalat lemma[J]. IEEE Trans on Automatic Control, 2013, 58(5): 1322-1327

Attitude control of on-orbit capture spacecraft with angular velocity constraint

XU Lin^{1,2}, DAI Rui¹, YIN Chunwu¹, DUAN Zhongxing¹

(1.School of Information and Control Engineering, Xi'an University of Architecture and Technology, Xi'an 710055, China;)
(2.School of Automation, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China)

Abstract: Aiming at the attitude control problem of spacecraft in the capturing non-cooperative target process, a dual tracking robust adaptive attitude controller is designed. Firstly, a bounded virtual angular velocity is designed for the kinematics equations to guarantee that the attitude converges to zero quickly. Secondly, a new attitude controller is constructed based on the barrier Lyapunov function to ensure that the tracking error between virtual angular velocity and real angular velocity is bounded. The physical constraint of the angular velocity is satisfied. Applying Lyapunov's stability theory, the global asymptotic stability of the closed-loop system is analyzed. To overcome the nonlinear parameter perturbation with unknown upper bound in the process of capturing non-cooperative target, an adaptive updating law based on linear regression operator is constructed to estimate the rotational inertia on-line. Finally, the process of capturing the trajectory tracking of non-cooperative targets through numerical simulation. The simulation results demonstrate that the algorithm designed is effective and robust under the constraint of the bounded angular velocity or internal parameter perturbation with unknown upper bound.

Keywords: spacecraft; non-cooperative target; attitude control; angular velocity; dual-loop control

引用格式: 徐琳, 代睿, 殷春武, 等. 角速度有界的在轨抓捕航天器姿态控制[J]. 西北工业大学学报, 2022, 40(3): 636-644
XU Lin, DAI Rui, YIN Chunwu, et al. Attitude control of on-orbit capture spacecraft with angular velocity constraint[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2022, 40(3): 636-644 (in Chinese)