

文章编号: 1000-8055(2024)01-20220124-09

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20220124

存在物理约束的时变转动惯量航天器姿态控制

殷春武^{1,2}, 甘 婷¹, 徐 琳¹

- (1. 西安建筑科技大学 信息与控制工程学院, 西安 710055;
2. 西安创联电气科技(集团)有限责任公司, 西安 710065)

摘 要: 对存在角速度和控制输入有界的快速机动航天器姿态控制问题, 设计了一种自适应双环姿态跟踪控制器。将虚拟有界角速度作为运动学方程的虚拟控制输入, 使姿态控制问题降阶为角速度跟踪问题; 构建递归自适应算法估计时变转动惯量及其微分, 并基于障碍李亚普诺夫函数和线性回归算子, 设计了角速度跟踪误差有界的变增益自适应姿态控制器。结果表明: 该控制策略能使抓捕非合作目标航天器的姿态呈指数收敛到期望轨迹, 且收敛轨迹不受外部干扰和抓捕瞬间的强干扰影响; 在整个控制过程中, 航天器的角速度小于 0.4 rad/s, 控制力矩小于 10 N·m, 满足了航天器对角速度和控制输入有界的物理限制。

关 键 词: 姿态控制; 双环控制; 障碍李亚普诺夫函数; 角速度; 在轨捕获

中图分类号: V448.2

文献标志码: A

Adaptive attitude control with physical constraint and time-varying rotational inertia

YIN Chunwu^{1,2}, GAN Ting¹, XU Lin¹

- (1. School of Information and Control Engineering,
Xi'an University of Architecture and Technology, Xi'an 710055, China;
2. Chuanglian Electronic Component (Group) Company Limited, Xi'an 710065, China)

Abstract: A robust adaptive attitude controller based on dual-loop design method was proposed for controlling rigid-body attitude in the presence of time-varying rotational inertia, bounded angular velocity and control torque. To satisfy the constraint of angular velocity, the bounded virtual angular velocity was designed to ensure the kinematical equation converge rapidly, and based on barrier Lyapunov function, a variable gain adaptive attitude controller was designed to guarantee the bounded errors between real and virtual angular velocities, in which, recursive adaptive algorithm was constructed to estimate the time-varying rotational inertia and its differentiation. The results showed that the control strategy can make the attitude of the non-cooperative target spacecraft converge exponentially to the desired trajectory, and the convergence trajectory was not affected by external interference and strong interference at the moment of capture. In the entire control process, the angular velocity of the spacecraft was less than 0.4 rad/s and the control torque was less than 10 N·m, thus meeting the physical limitations of the spacecraft.

Keywords: attitude control; dual-loop control; barrier Lyapunov function; angular velocity; on-orbit capturing

收稿日期: 2022-03-11

基金项目: 西安建筑科技大学青年基金(QN1727); 陕西省教育厅专项科研项目(20JK0728)

作者简介: 殷春武(1982—), 男, 副教授, 博士, 主要研究方向为航天器姿态控制、机器人控制。E-mail: yincwxa2013@mail.nwpu.edu.cn

通信作者: 徐琳(1978—), 男, 讲师, 博士, 主要研究方向为交通运输工程。E-mail: 3306035@qq.com

引用格式: 殷春武, 甘婷, 徐琳. 存在物理约束的时变转动惯量航天器姿态控制[J]. 航空动力学报, 2024, 39(1): 20220124. YIN Chunwu, GAN Ting, XU Lin. Adaptive attitude control with physical constraint and time-varying rotational inertia[J]. Journal of Aerospace Power, 2024, 39(1): 20220124.

应用于航天器检测和维修、太空物资补给和空间碎片清理的在轨服务技术对节省航天器运营成本,降低航天器运行风险具有重要的实际应用价值而被广泛关注,特别是因各种太空活动所产生的空间碎片在太空轨道上的无序飞行严重威胁着航天器的安全,抓捕并清除这些动力学特性未知的空间碎片(或其他非合作目标)成为当前航天领域面临的一个急需解决的技术难题。抓捕质量和飞行速度未知的空间碎片,航天器的转动惯量将呈时变非线性摄动,并带动航天器姿态角发生偏移,因此,研究存在时变特性的非线性转动惯量摄动的航天器姿态控制器设计,对实现航天器在轨抓捕非合作目标具有重要的应用价值。

为解决转动惯量摄动对航天器姿态控制的影响,一般采用自适应控制技术^[1-3]估计转动惯量或智能逼近技术^[4-6]逼近包含转动惯量的部分系统。自适应姿态控制器是采用自适应更新律在线估计上界未知转动惯量,并将估计值用于姿态控制器中实现闭环系统的全局渐近稳定性;智能逼近算法是将姿态动力学系统分解为名义系统和系统摄动部分,采用神经网络或模糊系统逼近系统摄动部分,并构建补偿器抵消系统摄动部分。当转动惯量变化较为缓慢时,假设转动惯量为非时变的,并采用文献[2-6]中的控制策略能有效实现航天器姿态控制,但航天器在轨抓捕非合作目标过程中,抓捕机械臂存在较快的伸缩运动,使得转动惯量呈现较明显的时变特性,为实现航天器的姿态精确跟踪控制,必须考虑转动惯量的时变特性。转动惯量的时变性主要受质心变化的影响,文献[7]建立了包含质心变化的航天器模型,并设计包含质心变化信息的控制器,提升了系统对参数摄动的鲁棒性;文献[8]考虑了时变转动惯量的姿态控制,但在控制器设计过程中仍然将转动惯量看作非时变的;文献[9]研究了带时变转动惯量的姿态跟踪控制问题,分别分析了时变转动惯量受系统状态和控制输入影响下的控制器设计方法,但该控制器需要预先知道时变转动惯量摄动的来源和结构,存在过多的条件前提限制。文献[2-9]中的姿态控制策略虽然解决了存在上界未知参数摄动的姿态控制问题,但因其结构的复杂性和工程约束很少能应用于实际工程。

实际工程应用中,航天器的角速率陀螺测量范围有限,且大角速度机动威胁航天器的飞行安全;执行器的输出力矩也有限,且航天器在天空

中运行会受到诸如太阳辐射、磁场等未知外部环境干扰,因此,航天器常受到角速度有界和控制输入饱和的物理限制及外部环境的干扰。文献[10]给出了执行器饱和约束下的比例微分(proportional differential, PD)姿态控制器,但没有考虑外部干扰、参数摄动对系统的影响以及和角速度有界的约束。文献[11]虽然对存在参数摄动、执行器饱和与外部干扰的航天器姿态轨迹跟踪控制进行了研究,但是缺少对角速度有界约束的分析。文献[12]研究了姿态控制器对外部干扰的鲁棒性和满足角速度约束,但是缺乏对控制饱和与参数摄动影响的分析;文献[13]设计的挠性航天器姿态控制器对内外部干扰具有强鲁棒性,且角速度能满足有界约束,但当外部干扰不为零时,闭环系统只能达到一致最终有界稳定,不能精确收敛到期望轨迹。文献[14]针对航天器的内外参数摄动、状态和控制输入有界实际情况设计了姿态控制器,并采用观测器估计由干扰和摄动量构成的摄动部分。

本文以实际工程应用中航天器存在的输入和状态有界、系统存在内外参数摄动等情况,研究在轨捕获非合作目标航天器的姿态控制器设计问题。其基本思想是:采用双环递归设计方法,先对外环姿态运动学方程预设一个有界虚拟角速度输入,使得姿态角误差较大时,系统以最大虚拟角速度输入驱动姿态角误差快速收敛;接着对内环姿态动力学方程,利用线性回归算子将系统中包含时变转动惯量的部分转换成关于转动惯量元素向量的线性方程,构建自适应更新律在线估计上界未知的转动惯量,利用障碍李亚普诺夫函数(barrier Lyapunov function, BLF)的特性设计姿态控制器,确保航天器角速度快速跟踪外环虚拟角速度,且航天器的状态变量全局有界,最后利用一阶约束微分方程对执行器输出力矩限幅,将控制输入限制在有界范围内。本文的创新之处在于:预设有限虚拟角速度,基于 BLF 稳定理论使实际角速度与虚拟角速度的轨迹跟踪误差在有界范围内变换,实现角速度有界的约束条件;基于线性回归算子得到关于转动惯量矩阵各元素的线性回归方程,分别设计自适应算法估计时变转动惯量及其微分,构建自适应姿态跟踪控制器,解决了时变转动惯量航天器姿态稳定控制问题;采用 1 阶约束微分方程对控制力矩限幅,在保证控制输入力矩的有界性的同时,也使得控制力矩连续,使控制器更利于实际工程应用。

1 抓捕控制问题描述

刚体航天器在执行捕获任务时, 航天器的机械臂先做伸展运动, 带动航天器的质心偏移, 即航天器动力学系统的名义转动惯量 $\mathbf{J}_0$ 随时间变化。当在第 T_0 时刻, 航天器机械臂捕获到非合作目标后, 新的组合体会导致抓捕航天器的转动惯量产生较大瞬间冲击力。在抓捕机械臂携带捕获后的航天器逐渐回收时, 转动惯量将逐渐减小, 并在某个 T_1 时刻稳定在一个恒值, 转动惯量摄动 $\Delta \mathbf{J}$ 变化模型见式(1) ($\|\cdot\|$ 为 2 范数, 下同)。

$$\Delta \mathbf{J}(t) = \begin{cases} \kappa_1 \mathbf{J}_0 t & 0 \leq t \leq T_0 \\ (\kappa_1 T_0 + \kappa_2 - \lambda_3 t) \times \mathbf{J}_0 & T_0 < t \leq T_1 \\ (\kappa_1 T_0 + \kappa_2 - \kappa_3 T_1) \times \mathbf{J}_0 & t \geq T_1 \end{cases} \quad (1)$$

其中 κ_1 、 κ_3 分别为刚体航天器的机械臂在伸展、回收过程中转动惯量的变化速度, κ_2 为抓捕非合作目标后转动惯量突增比例; 式(1)表明 $\Delta \mathbf{J} \in [0, (\kappa_1 T_0 + \kappa_2) \mathbf{J}_0]$ 。

在机械臂抓捕到非合作目标的瞬间 (T_0 时刻), 被捕目标因惯性运动会带动抓捕航天器, 对抓捕航天器产生一个瞬间强干扰力矩 $\mathbf{d}_1$, 该力矩在机械臂完成抓捕目标后消失。综合考虑环境干扰 $\mathbf{d}_2$ 和瞬间强干扰 $\mathbf{d}_1$ 的影响, 刚体航天器的外部干扰力矩变化见图 1 所示。

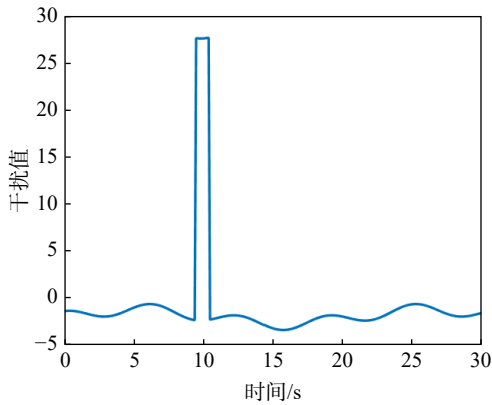


图 1 外部干扰力矩特性

Fig. 1 Disturbance torque characteristics

四元数 $\{q_0(t), q_1(t), q_2(t), q_3(t)\} = \{q_0(t), \mathbf{q}(t)\}$ 没有实际物理意义, 能避免奇异性, 本文采用单位四元数描述航天器的动力学方程, 且设航天器的理想姿态为 $\mathbf{q}_d(t) = \{1, 0, 0, 0\}$, 航天器期望角速度和角加速度分别为 $\boldsymbol{\omega}_d(t) = \dot{\boldsymbol{\omega}}_d(t) = \mathbf{0}$ 。

基于四元数 $\{q_0(t), \mathbf{q}(t)\}$ 的航天器姿态运动学方程为^[14]

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{q}}(t) = \frac{1}{2} \mathbf{q}(t) \times \boldsymbol{\omega}(t) + \frac{1}{2} q_0(t) \boldsymbol{\omega}(t) \\ \dot{q}_0(t) = -\frac{1}{2} \boldsymbol{\omega}^T(t) \mathbf{q}(t) \end{cases} \quad (2)$$

式中 $\{q_0(t), \mathbf{q}(t)\}$ 满足 $\mathbf{q}(t)^T \mathbf{q}(t) + q_0^2(t) = 1$, $\mathbf{q}^\times(t)$ 为 $\mathbf{q}(t) = [q_1(t), q_2(t), q_3(t)]^T$ 的反对称矩阵

$$\mathbf{q}^\times(t) = \begin{bmatrix} 0 & -q_3(t) & q_2(t) \\ q_3(t) & 0 & -q_1(t) \\ -q_2(t) & q_1(t) & 0 \end{bmatrix} \quad (3)$$

$\boldsymbol{\omega}(t)$ 为旋转角速度矢量, 为满足航天器角速度超调量, 满足航天器硬件对角速度的物理限制, $\boldsymbol{\omega}(t)$ 应满足有界约束 $\|\boldsymbol{\omega}(t)\|_\infty \leq \omega_{\max}$ ($\|\cdot\|_\infty$ 表示对向量取最大值)。惯性坐标系 I 到体坐标系 F 的转换矩阵 $\mathbf{R}$ 满足:

$$\mathbf{R}(\mathbf{q}, q_0) = (q_0^2 - \mathbf{q}^T \mathbf{q}) \mathbf{I}_3 + 2\mathbf{q}\mathbf{q}^T - 2q_0 \mathbf{q}^\times \quad (4)$$

其中 $\mathbf{I}_3$ 为单位矩阵。

考虑外部环境干扰的刚体抓捕航天器, 在抓捕非合作目标过程中的姿态动力学方程为:

$$\mathbf{J}(t) \dot{\boldsymbol{\omega}}(t) = -\dot{\mathbf{J}}(t) \boldsymbol{\omega}(t) - \boldsymbol{\omega}(t) \times \mathbf{J}(t) \boldsymbol{\omega}(t) + \mathbf{u}(t) + \mathbf{d}(t) \quad (5)$$

式中 $\mathbf{d}(t) = \mathbf{d}_1(t) + \mathbf{d}_2(t) \in \mathbf{R}^3$ 为外部干扰。 $\boldsymbol{\omega}^\times(t)$ 为矢量 $\boldsymbol{\omega}(t) = [\omega_1, \omega_2, \omega_3]^T$ 的反对称矩阵。对称矩阵 $\mathbf{J}(t) \in \mathbf{R}^{3 \times 3}$ 为转动惯量矩阵, 且 $\mathbf{J}(t) = \mathbf{J}_0 + \Delta \mathbf{J}(t)$, 在非合作目标抓捕过程中, κ_2 完全未知, 说明抓捕过程中转动惯量矩阵 $\mathbf{J}$ 不可预先知道。 $\mathbf{u}(t) = [u_1, u_2, u_3]^T$ 为控制输入力矩矢量, 考虑到实际工程应用中, 控制输入力矩也存在控制饱和和约束 $\|\mathbf{u}(t)\|_\infty \leq u_{\max}$ 。

至此, 在轨抓捕非合作目标过程中航天器的姿态控制问题可以描述为: 在存在未知外部干扰、角速度有界约束 $\|\boldsymbol{\omega}\|_\infty \leq \omega_{\max}$ 、控制力矩有界约束 $\|\mathbf{u}(t)\|_\infty \leq u_{\max}$ 和转动惯量 $\mathbf{J}$ 满足式(1)描述变化特性下, 对姿态动力学系统(式(2)、式(5))设计控制律 $\mathbf{u}$, 使闭环系统全局渐近稳定, 即当 $t \rightarrow \infty$ 时有

$$\mathbf{q}(t) \rightarrow \mathbf{0} \quad \boldsymbol{\omega}(t) \rightarrow \mathbf{0} \quad (6)$$

2 相关定义和引理

定义 1^[15] 设 1 阶非线性系统 $\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(\mathbf{x})$ 在有界区域 Ω 上有定义, 正函数 $V(\mathbf{x})$ 在区域 Ω 内连续可微, 若 $V(\mathbf{x})$ 满足: ① 当 $\mathbf{x} \in \Omega$ 趋近于 Ω 的边界时 (如 $\|\mathbf{x}\| \rightarrow k_b$), 有 $V(\mathbf{x}) \rightarrow \infty$; ② 存在正常数 b , 对于初值 $\mathbf{x}(0) \in \Omega$ 的 $\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(\mathbf{x})$ 解 $\mathbf{x}$ 有 $V(\mathbf{x}) \leq b$; 则定

义函数 $V(\mathbf{x})$ 为障碍 Lyapunov 函数。

引理 1 设 $\|\mathbf{e}_1\| < k_{b1}$, k_{b1} 为正常数, 记 $\boldsymbol{\eta} = [\mathbf{e}_1^T, \mathbf{v}^T]^T$, 对于系统 $\dot{\boldsymbol{\eta}} = \mathbf{h}(t, \boldsymbol{\eta})$, 其中函数 $\mathbf{h}(\cdot)$ 关于 t 连续, 关于 $\mathbf{e}_1$ 满足局部 Lipschitz 条件。假设存在连续可微且正定函数 $U(\cdot)$ 和 $V_1(\cdot)$, 且当 $V_1(\mathbf{e}_1) \rightarrow \infty$ 时有 $\|\mathbf{e}_1\| \rightarrow k_{b1}$, $\gamma_1(\|\mathbf{v}\|) \leq U(\mathbf{v}) \leq \gamma_2(\|\mathbf{v}\|)$ 。其中 $\gamma_1(\cdot)$ 和 $\gamma_2(\cdot)$ 为 K_∞ 类函数。若 $V(\boldsymbol{\eta}) = V_1(\mathbf{e}_1) + U(\mathbf{v})$, 且 $\|\mathbf{e}_1(0)\| < k_{b1}$, 且不等式(7)成立:

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

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

证明 因为 $\dot{V}(\boldsymbol{\eta}) \leq 0$, 说明函数 $V(\boldsymbol{\eta})$ 是一个单调递减函数, 则有 $V(\boldsymbol{\eta}(t)) \leq V(\boldsymbol{\eta}(0))$ 。又 $V(\boldsymbol{\eta}) = V_1(\mathbf{e}_1) + U(\mathbf{v})$, 且 $V_1(\mathbf{e}_1)$ 和 $U(\mathbf{v})$ 正定, 则有 $0 \leq V(\boldsymbol{\eta}(t)) \leq V(\boldsymbol{\eta}(0))$, 根据条件可知 $\gamma_1(\|\mathbf{v}\|) \leq U(\mathbf{v}) \leq \gamma_2(\|\mathbf{v}\|)$, 所以 $V_1(\mathbf{e}_1)$ 有界。根据 $V_1(\mathbf{e}_1)$ 的定义和 $\|\mathbf{e}_1\| = k_{b1}$ 时 $V_1(\mathbf{e}_1) \rightarrow \infty$, 可以得到 $\mathbf{e}_1$ 是有界的, 即有当 $\|\mathbf{e}_1(0)\| < k_{b1}$ 时, 对任意的 $t \in [0, \infty)$ 满足 $\|\mathbf{e}_1(t)\| < k_{b1}$ 。

引理 2^[16] (Barbalat 引理) 设 $x: [0, \infty) \rightarrow \mathbb{R}$ 平方可积, 即 $\int_0^\infty x^2(t) dt < \infty$, 若 $t \in [0, \infty)$ 时有 $\dot{x}(t)$ 存在且有界, 则 $\lim_{t \rightarrow \infty} x(t) = 0$ 。

定义 2^[17] 令 $\mathbf{a} = (a_1, a_2, a_3)^T$, 线性回归算子为

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

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

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

$$\dot{V}_2(\mathbf{e}) = \sec^2 \left(\frac{\pi \mathbf{e}^T \mathbf{J} \mathbf{e}}{2\lambda_{\max} \omega_e^2} \right) \mathbf{e}^T (\mathbf{J} \dot{\mathbf{e}} + 0.5 \dot{\mathbf{J}} \mathbf{e}) = \sec^2 \left(\frac{\pi \mathbf{e}^T \mathbf{J} \mathbf{e}}{2\lambda_{\max} \omega_e^2} \right) \mathbf{e}^T (\mathbf{J} \dot{\boldsymbol{\omega}} - \mathbf{J} \dot{\mathbf{R}} \boldsymbol{\omega}_v -$$

$$\mathbf{J} \mathbf{R} \dot{\boldsymbol{\omega}}_v + 0.5 \dot{\mathbf{J}} \boldsymbol{\omega} - 0.5 \dot{\mathbf{J}} \mathbf{R} \boldsymbol{\omega}_v) = \sec^2 \left(\frac{\pi \mathbf{e}^T \mathbf{J} \mathbf{e}}{2\lambda_{\max} \omega_e^2} \right) \mathbf{e}^T [-0.5 \dot{\mathbf{J}} \boldsymbol{\omega} + 0.5 \omega_T \dot{\mathbf{J}} \mathbf{R} \tanh(k_1 \mathbf{q}) +$$

$$\mathbf{u} + \mathbf{d} - \boldsymbol{\omega}^\times \mathbf{J} \boldsymbol{\omega} + \omega_T \mathbf{J} \boldsymbol{\omega}^\times \mathbf{R} \tanh(k_1 \mathbf{q}) + 0.5 \omega_T k_1 \mathbf{J} \mathbf{R} \text{diag}[\text{sech}^2(k_1 \mathbf{q})] (\mathbf{q}^\times \boldsymbol{\omega} + 0.5 q_0 \boldsymbol{\omega})]$$

时变转动惯量 $\mathbf{J}(t)$ 由其导数 $\dot{\mathbf{J}}(t)$ 确定, 记转动惯量变化率 $\dot{\mathbf{J}}(t)$ 的元素构成的向量为 $\boldsymbol{\theta} = (\dot{J}_{11}, \dot{J}_{22}, \dot{J}_{33}, \dot{J}_{12}, \dot{J}_{13}, \dot{J}_{23})^T$, 转动惯量 $\mathbf{J}(t)$ 的元素构成的向量为 $\boldsymbol{\xi} = (J_{11}, J_{22}, J_{33}, J_{12}, J_{13}, J_{23})^T$, 则有

$$\dot{\boldsymbol{\xi}} = \boldsymbol{\theta} \quad (17)$$

式子 $0.5 \omega_T k_1 \mathbf{J} \mathbf{R} \text{diag}[\text{sech}^2(k_1 \mathbf{q})] (\mathbf{q}^\times \boldsymbol{\omega} + 0.5 q_0 \boldsymbol{\omega}) - \boldsymbol{\omega}^\times \mathbf{J} \boldsymbol{\omega} + \omega_T \mathbf{J} \boldsymbol{\omega}^\times \mathbf{R} \tanh(k_1 \mathbf{q})$ 关于转动惯量矩阵 $\mathbf{J}$ 呈

3 控制器设计及稳定性分析

大角速度机动影响航天器姿态的平稳性, 甚至会导致飞行事故, 在保证系统(式(2))稳定的前提下, 应该限制角速度 $\boldsymbol{\omega}$ 的输入幅值。对系统(式(2))预设有界虚拟角速度

$$\boldsymbol{\omega}_v = -\omega_T \tanh(k_1 \mathbf{q}) \quad (10)$$

式中 $\tanh(\cdot)$ 为双曲正切函数, $\omega_T > 0$ 为预设虚拟角速度的最大可达幅值, 常数 $k_1 > 0$ 。

构建 Lyapunov 函数

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

对 $V_1(\mathbf{q})$ 关于时间 t 求导, 并将式(2)代入, 得到

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

当系统(2)中角速度 $\boldsymbol{\omega}$ 为 $\boldsymbol{\omega}_v$ 时, 有

$$\dot{V}_1(\mathbf{q}) = \mathbf{q}^T \boldsymbol{\omega}_v = -\omega_T \mathbf{q}^T \tanh(k_1 \mathbf{q}) \leq -k_1 \omega_T \|\mathbf{q}\|^2 \leq 0 \quad (13)$$

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

接着设计姿态稳定控制器 $\mathbf{u}$ 使系统(式(2)、式(5))全局渐近稳定。定义 $\boldsymbol{\omega}$ 与 $\boldsymbol{\omega}_v$ 的跟踪误差为:

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

构造障碍 Lyapunov 函数

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

式中 $\lambda_{\max}$ 代表转动惯量 $\mathbf{J}$ 的最大特征值, $\tan(\cdot)$ 为正切函数。 $\omega_e > 0$ 为角速度跟踪误差 $\mathbf{e}$ 的最大允许变化阈值。对 $V_2(\mathbf{e})$ 关于时间 t 求导, 有

线性关系, 式子 $-0.5 \dot{\mathbf{J}} \boldsymbol{\omega} + 0.5 \omega_T \dot{\mathbf{J}} \mathbf{R} \tanh(k_1 \mathbf{q})$ 关于转动惯量矩阵导数 $\dot{\mathbf{J}}$ 呈线性关系, 利用定义 2 所给线性算子, 得到如下回归等式:

$$0.5 \omega_T k_1 \mathbf{J} \mathbf{R} \text{diag}[\text{sech}^2(k_1 \mathbf{q})] (\mathbf{q}^\times \boldsymbol{\omega} + 0.5 q_0 \boldsymbol{\omega}) - \boldsymbol{\omega}^\times \mathbf{J} \boldsymbol{\omega} + \omega_T \mathbf{J} \boldsymbol{\omega}^\times \mathbf{R} \tanh(k_1 \mathbf{q}) = \boldsymbol{\Phi} \boldsymbol{\xi} \quad (18)$$

$$-0.5 \dot{\mathbf{J}} \boldsymbol{\omega} + 0.5 \omega_T \dot{\mathbf{J}} \mathbf{R} \tanh(k_1 \mathbf{q}) = \mathbf{Y} \boldsymbol{\theta} \quad (19)$$

式中

$$Y = -0.5L(\omega) + 0.5\omega_T L[R \tanh(k_1 q)] \quad (20)$$

$$\Phi = 0.5\omega_T k_1 L\{R \text{diag}[\text{sech}^2(k_1 q)](q^\times \omega + 0.5q_0 \omega)\} - \omega^\times L(\omega) + \omega_T L[\omega^\times R \tanh(k_1 q)] \quad (21)$$

将式(18)、式(19)代入式(16)得到:

$$\dot{V}_2(e) = \sec^2\left(\frac{\pi e^T J e}{2\lambda_{J\max}\omega_e^2}\right) e^T (Y\theta + \Phi\xi + u + d) \quad (22)$$

当转动惯量 J 已知时, 设计控制器:

$$\begin{aligned} \dot{V}_3(e, \tilde{d}) &= \dot{V}_2(e) + \tilde{d}^T \Gamma (-\dot{\tilde{d}}) = \sec^2\left(\frac{\pi e^T J e}{2\lambda_{J\max}\omega_e^2}\right) e^T [Y\theta + \Phi\xi - Y\theta - \Phi\xi - k_2 e - \\ &\quad \hat{d} + d] + \tilde{d}^T \Gamma (-\dot{\tilde{d}}) = -k_2 \sec^2\left(\frac{\pi e^T J e}{2\lambda_{J\max}\omega_e^2}\right) e^T e + \tilde{d}^T \left[\sec^2\left(\frac{\pi e^T J e}{2\lambda_{J\max}\omega_e^2}\right) e - \Gamma \dot{\tilde{d}} \right] \end{aligned} \quad (25)$$

设计干扰的自适应更新律为:

$$\dot{\hat{d}} = \sec^2\left(\frac{\pi e^T J e}{2\lambda_{J\max}\omega_e^2}\right) \Gamma^{-1} e \quad (26)$$

则有

$$\dot{V}_3(e, \tilde{d}) = -k_2 \sec^2\left(\frac{\pi e^T J e}{2\lambda_{J\max}\omega_e^2}\right) e^T e \leq 0 \quad (27)$$

根据 Lyapunov 稳定性理论容易推出, 当转动

$$\begin{aligned} \dot{V}_1(q) &= -\omega_T q^T R \tanh(k_1 q) + q^T e \leq -\omega_T k_1 \|q\|^2 + q^T e \leq \\ &\quad -\omega_T k_1 \|q\|^2 + \frac{\chi}{2} \|q\|^2 + \frac{1}{2\chi} \|e\|^2 \leq -\left(\omega_T k_1 - \frac{\chi}{2}\right) \|q\|^2 + \frac{1}{2\chi} \|e\|^2 \end{aligned} \quad (28)$$

当 χ 足够小时, 有 $\beta = \omega_T k_1 - \frac{\chi}{2} > 0$, 则

$$\dot{V}_1(q) \leq -\beta \|q\|^2 + \frac{1}{2\chi} \|e\|^2 \quad (29)$$

$$\begin{aligned} \int_0^\infty \beta \|q\|^2 dt &\leq V_1(0) - V_1(\infty) + \frac{1}{2\chi} \int_0^{t_1} \|e\|^2 dt = 2 - 2q_0(0) - [2 - 2q_0(\infty)] + \\ &\quad \frac{1}{2\chi} \int_0^{t_1} \|e\|^2 dt = 2[q_0(\infty) - q_0(0)] + \frac{1}{2\chi} \int_0^{t_1} \|e\|^2 dt \end{aligned} \quad (30)$$

因为 $|q_0(t)| \leq 1$, 所以 $|2[q_0(\infty) - q_0(0)]| \leq 2$, 又 $\int_0^\infty \|e\|^2 dt$ 有界, 可得 q 平方可积。根据 q 、 q_0 和 ω 有界可得 $\dot{q}$ 有界, 由引理 2 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 $\omega \rightarrow 0$ 。

因为 $\lim_{\|e\| \rightarrow \omega_e} V_2(e) = \infty$, 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(式(23))下, 对于 $t \in [0, \infty)$, ω 与 ω_v 的轨迹跟踪误差满足 $\|e(t)\|_\infty < \omega_e$ 。

根据 $e = \omega - R\omega_v$, $\|\omega_v\|_\infty \leq \omega_T$ 有 $\|\omega\|_\infty \leq \|e\|_\infty +$

$$u = -Y\theta - \Phi\xi - k_2 e - \hat{d} \quad (23)$$

其中常数 $k_2 > 0$, 向量 $\hat{d}$ 为外部未知干扰 d 的估计值, 记干扰估计误差为 $\tilde{d} = d - \hat{d}$, 下面基于 Lyapunov 稳定性理论推出 $\hat{d}$ 的自适应估计器。考虑 Lyapunov 函数:

$$V_3(e, \tilde{d}) = V_2(e) + \frac{1}{2} \tilde{d}^T \Gamma \tilde{d} \quad (24)$$

其中矩阵 Γ 为对称正定矩阵, 对 $V_3(e)$ 关于时间 t 求导, 并将式(23)代入式(24)得到

惯量 J 已知时, 若 $t \rightarrow \infty$, 则有 $e \rightarrow 0$ 。

定理 1 当转动惯量 J 已知时, 控制器(式(23))能保证系统(式(2)、式(5))全局渐近稳定, 且当 $t \rightarrow \infty$ 时有 $q(t) \rightarrow 0, \omega(t) \rightarrow 0$ 。

证明 由式(27)可以得到:

$$\int_0^\infty k_2 \sec^2\left(\frac{\pi e^T J e}{2\lambda_{J\max}\omega_e^2}\right) e^T e dt + V_3(\infty) \leq V_3(0)$$

说明 $\int_0^\infty \|e\|^2 dt$ 有界。

对式(29)在 $[0, \infty)$ 上积分, 并将式 $V_1(q) = (q_0 - 1)^2 + q^T q = 2 - 2q_0(t)$ 代入, 得

$\|\omega_v\|_\infty$, 结合推论 1 的结论有:

推论 2 当转动惯量 J 已知时, 适当选择参数 $\omega_e > 0, \omega_T > 0$, 使 $\omega_e + \omega_T \leq \omega_{\max}$, 则在控制器(式(23))下, 系统(式(2)、式(5))的角速度满足约束条件 $\|\omega\|_\infty \leq \omega_{\max}$ 。

控制器(式(23))要求转动惯量 J 已知, 在轨抓捕非合作目标过程中, 时变转动惯量 $J(t)$ 和转动惯量变化率 $\dot{J}(t)$ 均不可预知, 但时变转动惯量及其导数的未知性可归结为时变转动惯量变化率 $\dot{J}(t)$ 的未知性, 记时变向量 $\hat{\theta}$ 为常值型 θ 的估计值。

相应的,记 $\hat{\xi}$ 为 ξ 的估计值,则有:

$$\dot{\hat{\xi}} = \hat{\theta} \quad (31)$$

记估计误差为 $\tilde{\theta} = \theta - \hat{\theta}$, $\tilde{\xi} = \xi - \hat{\xi}$, 当转动惯量及其导数未知时, 根据 $\dot{V}_2(e)$, 设计基于转动惯量导数估计的姿态控制器:

$$u = -Y\hat{\theta} - \Phi\hat{\xi} - \hat{d} - k_2 e \quad (32)$$

将式(32)代入式(22)得到:

$$\begin{aligned} \dot{V}_4(e, \tilde{d}, \tilde{\theta}) &= \dot{V}_3(e, \tilde{d}) - \tilde{\theta}^T P \dot{\hat{\theta}} = \sec^2 \left(\frac{\pi e^T J e}{2\lambda_{J\max} \omega_e^2} \right) e^T (Y\theta + \Phi\xi - Y\hat{\theta} - \Phi\hat{\xi} - \hat{d} - k_2 e + d) - \tilde{d}^T \Gamma \dot{\hat{d}} - \tilde{\theta}^T P \dot{\hat{\theta}} = \\ &\sec^2 \left(\frac{\pi e^T J e}{2\lambda_{J\max} \omega_e^2} \right) e^T (-k_2 e + Y\tilde{\theta} + \Phi\tilde{\xi} + d - \hat{d}) - \tilde{d}^T \Gamma \dot{\hat{d}} - \tilde{\theta}^T P \dot{\hat{\theta}} = -k_2 \sec^2 \left(\frac{\pi e^T J e}{2\lambda_{J\max} \omega_e^2} \right) e^T e + \\ &\tilde{\theta}^T \left[\sec^2 \left(\frac{\pi e^T J e}{2\lambda_{J\max} \omega_e^2} \right) Y^T e - P \dot{\hat{\theta}} \right] + \tilde{d}^T \left[\sec^2 \left(\frac{\pi e^T J e}{2\lambda_{J\max} \omega_e^2} \right) e - \Gamma \dot{\hat{d}} \right] \end{aligned} \quad (35)$$

当时变向量 $\hat{\theta}$ 和复合干扰估计量 $\hat{d}$ 的更新律取为

$$\dot{\hat{\theta}} = \sec^2 \left(\frac{\pi e^T J e}{2\lambda_{J\max} \omega_e^2} \right) P^{-1} Y^T e \quad (36)$$

$$\dot{\hat{d}} = \sec^2 \left(\frac{\pi e^T J e}{2\lambda_{J\max} \omega_e^2} \right) \Gamma^{-1} e \quad (37)$$

则有

$$\begin{aligned} \dot{V}_4(e, \tilde{d}, \tilde{\theta}) &= -k_2 \sec^2 \left(\frac{\pi e^T J e}{2\lambda_{J\max} \omega_e^2} \right) e^T e \leq \\ &-k_2 \sec^2 \left(\frac{\pi e^T J e}{2\lambda_{J\max} \omega_e^2} \right) \|e\|^2 \leq 0 \end{aligned} \quad (38)$$

则表明控制器(式(32))和自适应更新律(式(36))与系统(式(2)、式(5))构成的闭环系统全局渐近稳定。

定理 2 对存在上界未知转动惯量 J 和有界外部干扰的航天器姿态动力学方程(式(2)、式(5)), 姿态控制器(式(32))和自适应更新律(式(36)、式(37))能保证闭环系统的全局渐近稳定性。且当 $t \rightarrow \infty$ 时有 $q(t) \rightarrow 0, \omega(t) \rightarrow 0$ 。

定理 2 的证明同定理 1。根据推论 1 和推论 2, 同样可以得到如下推论。

推论 3 当转动惯量 J 未知时, 在控制器(式(32))和自适应更新律(式(36)、式(37))下, 对于 $t \in [0, \infty)$, ω 与 ω_e 的跟踪误差满足 $\|e(t)\|_\infty < \omega_e$ 。

推论 4 当转动惯量 J 未知时, 适当选择参数 $\omega_e > 0, \omega_l > 0$, 使 $\omega_e + \omega_l \leq \omega_{\max}$, 则在控制器(式(32))

$$\dot{V}_2(e) = \sec^2 \left(\frac{\pi e^T J e}{2\lambda_{J\max} \omega_e^2} \right) e^T (Y\tilde{\theta} + \Phi\tilde{\xi} + d - \hat{d}) \quad (33)$$

将转动惯量估计误差部分与外部干扰看作复合干扰 $D = \Phi\tilde{\xi} + d$, 则 $\hat{d}$ 为复合干扰的估计。记 $\tilde{d} = D - \hat{d}$, 考虑 Lyapunov 函数

$$V_4(e, \tilde{d}, \tilde{\theta}) = V_3(e, \tilde{d}) + \frac{1}{2} \tilde{\theta}^T P \tilde{\theta} \quad (34)$$

式中 P 为适当维数的对称正定矩阵。对 $V_4(e, \tilde{d}, \tilde{\theta})$ 关于时间 t 求导, 得到:

和自适应更新律(式(36)、式(37))下, 系统(式(2)、式(5))的角速度满足约束条件 $\|\omega\|_\infty \leq \omega_{\max}$ 。

为满足执行器输出有界的物理约束, 并使控制输入力矩连续, 根据文献[18]中所给的 1 阶约束微分方程对控制输入限幅, 即执行器实际控制输出力矩 $u_{\text{real}} = (u_{\text{real},1}, u_{\text{real},2}, u_{\text{real},3})^T$ 与式(32)中得到的控制输入力矩向量 $u = (u_1, u_2, u_3)^T$ 满足关系式

$$\dot{u}_{\text{real},j} = \omega_{nj} \{ \text{sat}(u_j, u_{\max,j}) - u_{\text{real},j} \} \quad (j = 1, 2, 3) \quad (39)$$

其中 $\omega_{nj} (j = 1, 2, 3)$ 为正常数, 表示执行器的反应速率, $\text{sat}(\cdot)$ 为如式(40)表示的饱和函数

$$\text{sat}(u_j, u_{\max,j}) = \begin{cases} u_j & |u_j| \leq u_{\max,j} \\ u_{\max,j} \text{sign}(u_j) & |u_j| > u_{\max,j} \end{cases} \quad (40)$$

1 阶约束微分方程对控制输入力矩限制的示意图如图 2 所示。

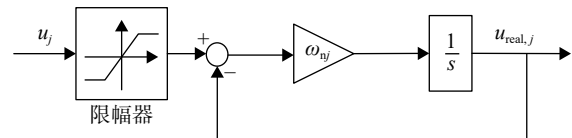


图 2 控制力矩限制示意图

Fig. 2 Diagram of control torque limit

推论 5 在 1 阶约束微分方程(式(39))下, 实际控制输入力矩满足执行器对控制力矩的有界约束 $\|u(t)\|_\infty \leq u_{\max}$ 。

推论4和推论5说明控制器(式(32)、式(39))和自适应更新律(式(36))实现了在轨捕获非合作目标过程中的姿态跟踪控制目标。

控制器(式(23)、式(32))中的增益系数 k_1 、 k_2 取常值时,在初始姿态角跟踪误差较大时会产生较大的控制力矩,不利于实际工程应用,可以采用变增益的方式对控制器(式(23)、式(32))进行修正,本文结合增益变化需求,给出变增益函数为

$$k_i = \rho_i e^{\alpha_i \arctan(\beta_i t)} \quad i = 1, 2 \quad (41)$$

其中 ρ_i 、 α_i 、 β_i ($i = 1, 2$)为待设计参数。

4 仿真实验

为验证姿态控制器(式(32))在抓捕非合作目标过程中的有效性和鲁棒性,设置抓捕航天器的初始姿态,初始角速度和转动惯量矩阵分别为

$$\mathbf{q}(0) = (0.9, -0.3, 0.26, 0.18)$$

$$\boldsymbol{\omega}(0) = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad \mathbf{J}_0 = \begin{bmatrix} 200 & 12 & 15 \\ 12 & 170 & 9 \\ 15 & 9 & 150 \end{bmatrix}$$

假设航天器在 $T_0 = 10$ s时抓捕到无序飞行的非合作目标,产生的瞬间强干扰 $\mathbf{d}_1$ 和航天器受外部环境的干扰力矩 $\mathbf{d}_2$ 分别为(单位为 $\text{N}\cdot\text{m}$, $\omega_\Delta = 0.1$, $\text{rectpuls}(t, W)$ 表示在 t 点为中心产生一个幅值为1,宽度为 W 的矩形波信号)

$$\mathbf{d}_1 = \begin{bmatrix} 10\text{rectpuls}(t - T_0, 1) \\ 10\text{rectpuls}(t - T_0, 1) \\ 10\text{rectpuls}(t - T_0, 1) \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{d}_2 = 0.2 \begin{bmatrix} 3\cos(10\omega_\Delta t) + 4\sin(3\omega_\Delta t) - 10 \\ -1.5\sin(2\omega_\Delta t) + 3\cos(5\omega_\Delta t) + 15 \\ 3\sin(10\omega_\Delta t) - 8\cos(4\omega_\Delta t) + 10 \end{bmatrix}$$

抓捕机械臂在 $T_1 = 25$ s时完成回收,则抓捕过程中转动惯量摄动量的变化规律可描述为

$$\Delta \mathbf{J}(t) = \begin{cases} 0.1 \times \mathbf{J}_0 \times t & t \leq T_0 \\ (0.1 \times T_0 + 1 - 0.025 \times t) \times \mathbf{J}_0 & T_0 \leq t \leq T_1 \\ (0.1 \times T_0 + 1 - 0.025 \times T_1) \times \mathbf{J}_0 & t \geq T_1 \end{cases}$$

$$\dot{\mathbf{J}}(t) = \begin{cases} 0.1 \times \mathbf{J}_0 & t \leq T_0 \\ -0.025 \mathbf{J}_0 & T_0 \leq t \leq T_1 \\ 0 & t \geq T_1 \end{cases}$$

角速度约束为 $\|\boldsymbol{\omega}\|_\infty \leq 0.4$ rad/s,控制力矩的约束为 $\|\mathbf{u}(t)\|_\infty \leq 10$ $\text{N}\cdot\text{m}$ 。仿真参数设置为

$$\hat{\boldsymbol{\theta}}(0) = (2, 1.5, 1, 0.5, 0.09)^T;$$

$$\hat{\boldsymbol{\xi}}(0) = (200, 170, 150, 12, 15, 9)^T;$$

$$\hat{\mathbf{d}}(0) = (1, 1, 1)^T; \mathbf{u}_{\text{real}}(0) = (1, 1, 1)^T$$

$$\boldsymbol{\Gamma} = \text{diag}([5, 5, 5]), \boldsymbol{\omega}_n = (5.5, 5.5, 5.5)^T$$

$$\alpha_1 = 1, \beta_1 = 0.15, \rho_1 = 1,$$

$$\alpha_2 = 4.8, \beta_2 = 0.25, \rho_2 = 2,$$

$$\omega_e = 0.3, \omega_l = 0.1; \mathbf{P} = \text{diag}([8, 8, 8, 8, 8, 8]);$$

仿真时间为60 s,结果见图3~图5所示。

图3为将四元数 $\{\mathbf{q}_0(t), \mathbf{q}(t)\}$ 转换为航天器姿态角后,得到欧拉坐标系下的俯仰角 θ 、滚转角

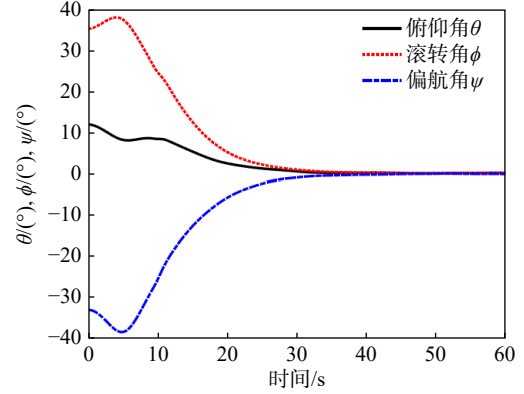


图3 姿态角误差变化趋势

Fig. 3 Trend of attitude angle error

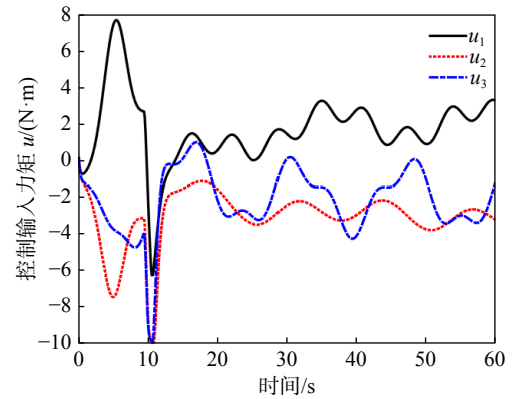


图4 三轴控制力矩曲线

Fig. 4 Trend of control torque

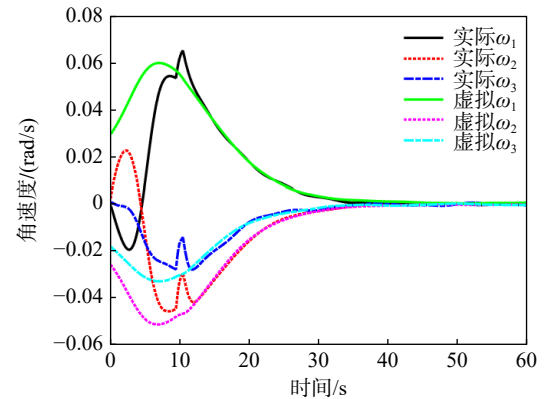


图5 $\boldsymbol{\omega}$ 和 $\boldsymbol{\omega}_v$ 轨迹曲线

Fig. 5 Trends of $\boldsymbol{\omega}$ and $\boldsymbol{\omega}_v$

ϕ 和偏航角 ψ 三个姿态角误差变化趋势图,通过图3所示的航天器姿态角误差变换轨迹可知,在变增益控制器(式(32)和式(39))控制下,俯仰角误差呈递减趋势,偏航角与滚转角误差在最初阶段有所增加,在第5 s左右到达最大误差后快速下降,并最终与俯仰角误差一起收敛到0;整个控制阶段各姿态角误差不受转动惯量摄动和外部强干扰的影响,表明控制器(式(32)和式(39))对系统参数摄动和外部强干扰具有较强的鲁棒性。

图4所示的控制力矩曲线显示,变增益使执行器在控制初期的输出力矩较小,随着姿态角的增加控制力矩逐渐增加,最后随着姿态角的快速减小,控制输出力矩也逐渐减小,整个控制过程中执行器实际输出力矩均满足 $\|u_{\text{real}}\|_{\infty} \leq 10$ 的物理约束,且最大力矩出现在产生瞬间强干扰的时候,其他时刻的控制力矩均小于10 N·m。控制力矩曲线也为连续的光滑曲线,避免了控制力矩的振荡跳跃对执行机构的损伤。

图5所示的实际角速度 ω 与虚拟角速度 ω_v 变化轨迹说明,在变增益控制器下实际角速度 ω 逐渐收敛到预设角速度 ω_v ,且角速度对预设角速度的跟踪误差满足 $\|e\|_{\infty} < 0.1$,预设 $\omega_v = 0.1$,则实际姿态角满足 $\|\omega\|_{\infty} < 0.1 + 0.1 = 0.2 \leq 0.4$,表明本文设计的控制器完全达到了系统对角速度变化范围的物理限制。图5显示真实角速度会受到外部强干扰的影响,但预设角速度不受外部强干扰的影响。

仿真结果表明:变增益自适应姿态控制器(式(32))能保证在轨捕获非合作目标过程中的航天器姿态角快速收敛到期望姿态,对非线性参数摄动和外部强干扰具有较强的鲁棒性;在整个控制过程中,角速度和执行器输出力矩均能满足航天器的物理限制,使该控制器满足了实际工程的应用需求,且达到较好的姿态控制效果。

5 结 论

本文根据航天器抓捕非合作目标时,航天器存在角速度和控制输入有界、转动惯量呈时变特性的实际工程问题,设计了一种自适应姿态跟踪控制器。采用双环递归方法设计的变增益自适应姿态控制器能快速实现对期望姿态的精确跟踪,降低了航天器运行风险;针对在轨抓捕过程中存在时变非线性转动惯量摄动和外部未知干扰,基于线性回归算子设计的自适应更新律能有效估计

未知参数摄动和外部干扰,有效提升了所设计姿态控制器的鲁棒性,扩大了控制器的适用范围;采用预设有界虚拟角速度和基于障碍Lyapunov函数设计的姿态控制器能有效保证整个控制过程中角速度变化范围的有界性,使得航天器飞行更为平稳;采用1阶约束微分方程限制控制力矩,满足了航天器中控制力矩有界和控制输入力矩连续光滑的需求,使控制器更利于实际工程应用需求;控制器能有效抵消瞬间产生的强干扰力矩,表明基于该控制器的航天器具有较强的防撞性,提升了航天器的安全性能;采用变增益姿态控制器解决了恒增益控制器存在初期控制力矩较大的缺陷,有效减小了执行器的输出力矩,降低了能量消耗。

参考文献:

- [1] 雷灏,陈柏屹,刘燕斌,等.推力协同的大柔性飞行器纵向姿态控制[J].航空动力学报,2021,36(10):2207-2217.
LEI Hao, CHEN Boyi, LIU Yanbin, et al. Longitudinal attitude control for very flexible aircraft with thrust cooperation[J]. Journal of Aerospace Power, 2021, 36(10): 2207-2217. (in Chinese)
- [2] 林子杰,陆国平,吕旺,等.基于事件驱动的航天器姿态自适应跟踪控制[J].航天控制,2021,39(1):32-39.
LIN Zijie, LU Guoping, LÜ Wang, et al. Adaptive event-triggered control for spacecraft attitude tracking[J]. Aerospace Control, 2021, 39(1): 32-39. (in Chinese)
- [3] LEE K W, SINGH S N. Quaternion-based adaptive attitude control of asteroid-orbiting spacecraft via immersion and invariance[J]. Acta Astronautica, 2020, 167: 164-180.
- [4] 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]. Electric Machines and Control, 2019, 23(2): 123-128. (in Chinese)
- [5] ZOU Anmin, DEV KUMAR K, HOU Zengguang. Quaternion-based adaptive output feedback attitude control of spacecraft using Chebyshev neural networks[J]. IEEE Transactions on Neural Networks, 2010, 21(9): 1457-1471.
- [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] HU Qinglei, XIAO Li, WANG Chenliang. Adaptive fault-tolerant attitude tracking control for spacecraft with time-varying inertia uncertainties[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2019, 32(3): 674-687.
- [8] YEH F K. Sliding-mode adaptive attitude controller design for spacecrafts with thrusters[J]. IET Control Theory and Applications, 2010, 4(7): 1254-1264.
- [9] THAKUR D, SRIKANT S, AKELLA M R. Adaptive attitude-tracking control of spacecraft with uncertain time-varying inertia parameters[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2015, 38(1): 41-52.
- [10] FORBES J R. Attitude control with active actuator saturation pre-

- vention[J]. *Acta Astronautica*, 2015, 107: 187-195.
- [11] ZHANG Chao, MA Guangfu, SUN Yanchao, et al. Observer-based prescribed performance attitude control for flexible spacecraft with actuator saturation[J]. *ISA Transactions*, 2019, 89: 84-95.
- [12] YU Bo, DU Haibo, DING Lijian, et al. Neural network-based robust finite-time attitude stabilization for rigid spacecraft under angular velocity constraint[J]. *Neural Computing and Applications*, 2022, 34(7): 5107-5117.
- [13] HU Qinglei, LI Bo, ZHANG Youmin. Robust attitude control design for spacecraft under assigned velocity and control constraints[J]. *ISA Transactions*, 2013, 52(4): 480-493.
- [14] 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, 1084.
- YIN Chunwu. Dual-loop attitude tracking control with differential observer[J]. *Transactions of Beijing Institute of Technology*, 2018, 38(10): 1073-1078, 1084. (in Chinese)
- [15] XU Jianxin, JIN Xu. State-constrained iterative learning control for a class of MIMO systems[J]. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 2013, 58(5): 1322-1327.
- [16] TAO G. A simple alternative to the Barbalat lemma[J]. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 1997, 42(5): 698.
- [17] LUO Wencheng, CHU Y C, LING K V. Inverse optimal adaptive control for attitude tracking of spacecraft[J]. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 2005, 50(11): 1639-1654.
- [18] YUAN Ruyi, TAN Xiangmin, FAN Guoliang, et al. Robust adaptive neural network control for a class of uncertain nonlinear systems with actuator amplitude and rate saturations[J]. *Neurocomputing*, 2014, 125: 72-80.

(编辑: 王碧琚)