



角速度受限下航天器姿态机动事件触发控制

石永霞¹, 胡庆雷^{1,2*}, 邵小东³

1. 北京航空航天大学自动化科学与电气工程学院, 北京 100191

2. 北京航空航天大学杭州创新研究院 (余杭), 杭州 311100

3. 北京航空航天大学航空科学与工程学院, 北京 100191

* 通信作者. E-mail: huql_buaa@buaa.edu.cn

收稿日期: 2021-04-20; 修回日期: 2021-07-01; 接受日期: 2021-07-14; 网络出版日期: 2022-03-03

国家自然科学基金 (批准号: 61960206011, 61633003)、北京市自然科学基金 (批准号: JQ19017) 和先进无人飞行器北京市高精尖学科中心和空间智能控制实验室科技基金 (批准号: 6142208190303) 资助项目

摘要 针对角速度受限和通信资源有限的航天器姿态系统, 考虑转动惯量难以精确获得并且存在外部干扰的情况, 提出一种基于神经网络的自适应事件触发姿态机动控制算法. 该算法首先基于预设性能技术, 将角速度受限约束转换为性能边界约束, 进一步通过误差转换, 建立姿态系统的等效误差模型, 将存在角速度约束的航天器姿态系统机动控制问题巧妙地转化为无约束误差系统的状态有界稳定控制问题; 然后, 选用径向基神经网络设计自适应律, 在线逼近系统中由未知转动惯量带来的不确定性项. 与此同时, 考虑到星载通信资源有限的问题, 通过建立触发控制信号与实时控制信号之间的显式关系, 设计一个统一的时变事件触发机制, 当触发条件满足时同步更新控制器和自适应律, 大大减少了控制器和执行器之间频繁的网络信号传输. 此外, 触发机制中时变项的引入严格保证了触发控制无 Zeno 现象发生. 最后, 仿真结果表明了所提出的姿态控制算法不但能够保证航天器高精度、高稳定度、高鲁棒性地完成指定姿态机动任务, 而且可以减少大约 97.50% 的控制信号更新, 这大大缓解了航天器的通信负担.

关键词 航天器, 角速度受限, 预设性能控制, 通信资源有限, 事件触发机制

1 引言

自 1957 年苏联发射了世界上第一颗人造卫星以来, 人类对地观测的历史彻底发生了改变. 从最初的地表局部观测逐渐发展为利用卫星从地外空间进行全方位、全天候观测. 目前随着航天科技的飞速发展, 世界各国已相继建立起全方位的空间对地观测系统, 陆续发射了一系列气象卫星、海洋卫星、侦察卫星等执行对地观测任务^[1], 如美国 WorldView 系列卫星、法国 SPOT 卫星、俄罗斯 Resurs 系列卫星, 以及我国的高分系列卫星等^[2]. 快速敏捷的姿态机动能力是完成高精度、高稳定度对地观测

引用格式: 石永霞, 胡庆雷, 邵小东. 角速度受限下航天器姿态机动事件触发控制. 中国科学: 信息科学, 2022, 52: 506–520, doi: 10.1360/SSI-2021-0136
Shi Y X, Hu Q L, Shao X D. Event-triggered attitude maneuver control of spacecraft under angular velocity constraints (in Chinese). Sci Sin Inform, 2022, 52: 506–520, doi: 10.1360/SSI-2021-0136

任务的前提,而行之有效的姿态控制技术是卫星提供敏捷姿态机动能力的重要保证^[3~5].因此,研究安全、可靠、高效的航天器姿态控制技术,从而满足各类对地观测任务的需求,对国民经济发展和国防安全具有重要的理论和工程意义.

执行对地观测任务时,燃料消耗、太阳能帆板伸缩、载荷运动等因素都将引起卫星质量和惯量参数的变化,不可避免地导致姿态动力学系统存在不确定性,特别是当姿态运动速度提升时,将会给系统带来内扰动,减弱其快速机动能力.自适应技术可以对具有等效的线性向量形式的不确定参数进行估计^[6,7],尤其适合于处理航天器动力学系统中大量存在的模型不确定性问题^[8,9].基于此,Cai等^[10]提出了一种非直接自适应容错控制方法,解决了时变转动惯量下的航天器姿态跟踪控制问题.文献^[11]基于自适应技术和滑模控制方法,针对航天器提出了一种独立于参数信息的有限时间自适应鲁棒姿态控制方法.Thakur等^[12]将惯量矩阵分为未知刚性和部分确定非刚性两部分,设计自适应控制算法实现航天器期待轨迹跟踪.近年来,借助于神经网络对非线性函数较强的逼近能力,众多学者针对不确定系统的稳定控制问题展开研究^[13~17].例如,针对四旋翼无人机的欠驱动控制问题,文献^[14]首先设计了一种新颖的神经网络虚拟控制输入信号,然后通过利用神经网络设计观测器估计无人机的速度和角速度,进而提出一种输出反馈欠驱动控制方案.在无需精确的柔性附件振动信息的情况下,文献^[15]采用多层神经网络来逼近系统中的非线性项,同时引入光滑变结构项来补偿逼近误差及外部干扰,为柔性航天器提出了一种有效的姿态跟踪自适应控制方案.之后,考虑执行机构故障情况,文献^[16,17]基于神经网络自适应技术,探究了刚体航天器的姿态控制问题.

另一方面,航天器姿态机动过程中还会受到日月引力、太阳光压、大气阻力等外部摄动的影响,这将直接影响姿态控制精度,并且极有可能导致整个姿态控制系统失稳.而且,为了完成特定空间拍照、区域侦察等特殊观测任务,要求航天器的姿态不能变化太快.因此,执行对地观测任务时,为保证成像质量和测量精度,航天器的姿态角速度要始终处于陀螺仪的测量幅值之内^[18,19].考虑存在外部干扰和角速度受限等问题,文献^[20,21]提出了一种新型的姿态控制方法,推导出角速度与设计参数之间的具体关系,通过合理选择参数,使角速度满足幅值约束,并通过引入一个时变锐度参数处理了外部干扰的影响,保证了系统的鲁棒性.文献^[22]通过假设干扰有界,采用势函数方法设计姿态控制算法,既提高了系统的鲁棒性,又保证了角速度始终被约束在幅值范围内.

此外,考虑到航天器星载资源有限,执行机构持续更新不仅会加重控制系统中通信总线的负担,同时也会造成计算和燃料资源的浪费,尤其当系统处于稳态阶段时,为了减少这些不必要的资源消耗,事件触发控制技术被广泛应用^[23~30].例如,在事件驱动框架下,文献^[25]对鲁棒自适应评判控制技术进行了详细的讨论与分析.文献^[26]基于滑模面设计了一种半全局事件触发策略,用以实现存在参数不确定性和外部干扰情况下的刚体航天器的姿态稳定.此外,考虑到执行机构可能发生故障的情况,基于事件触发技术,文献^[27]提出了一种保性能的航天器姿态容错控制方法.文献^[29]进一步将神经网络技术与事件触发控制方法相结合,设计了一种基于事件的双通道航天器姿态容错控制方案,在保证姿态稳定的同时大大节省了通信资源.

通过上述讨论可以发现,尽管基于神经网络的自适应技术和事件触发控制方法已经得到相对广泛的探究,并且一些科研工作者也将其应用到航天器姿态控制系统中,但不难发现,现有的基于事件触发的航天器自适应姿态控制方案^[24,26,27,29]皆未考虑航天器角速度存在约束的情况,并且文献^[29]中需要设计两种独立的事件触发条件,且稳定性分析中未充分考虑引入的神经网络的影响.因此,本文围绕存在模型不确定性、外部干扰、角速度受限以及通信资源有限的航天器姿态控制系统展开研究,设计了一种基于神经网络的自适应事件触发控制器.主要创新点包括:(1)结合预设性能控制技术,对角速度约束进行转化,给出参数选择范围,保证角速度始终满足幅值约束;(2)基于径向基函数神经网络

络 (radial basis function neural network, RBFNN) 结构, 提出自适应更新律, 在线逼近系统中的模型不确定性; (3) 设计一致的事件触发机制, 同步更新控制信号和自适应更新律, 与此同时将时变项引入触发机制, 严格避免 Zeno 现象, 在保证闭环系统稳定性的同时大幅度降低通信资源的占用.

2 姿态动力学模型和问题描述

考虑一类刚体航天器, 基于四元数的姿态动力学模型可表达为^[21]

$$\dot{q} = \frac{1}{2}(q^\times + q_0 I_3)\omega, \quad \dot{q}_0 = -\frac{1}{2}q^\top \omega, \quad (1)$$

$$J\dot{\omega} = -\omega^\times J\omega + u + d, \quad (2)$$

其中, $Q = [q^\top, q_0]^\top \in \mathbb{R}^4$ 表示姿态四元数, $q \in \mathbb{R}^3$ 和 $q_0 \in \mathbb{R}$ 分别为其矢量和标量部分, 满足等式约束 $q^\top q + q_0^2 = 1$; $J \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ 表示航天器的转动惯量矩阵; $\omega = [\omega_1, \omega_2, \omega_3]^\top \in \mathbb{R}^3$ 表示航天器本体坐标系相对于惯性参考坐标系的姿态角速度; $u = [u_1, u_2, u_3]^\top \in \mathbb{R}^3$ 表示施加在航天器上的三轴控制力矩; $d \in \mathbb{R}^3$ 表示航天器受到的外部干扰力矩, 假设其有界. 此外, $I_3 \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ 表示单位矩阵; 对于给定的向量 $x = [x_1, x_2, x_3]^\top$, 叉乘算子 x^\times 定义为

$$x^\times = \begin{bmatrix} 0 & -x_3 & x_2 \\ x_3 & 0 & -x_1 \\ -x_2 & x_1 & 0 \end{bmatrix}.$$

用 Q^* 表示姿态四元数 Q 的逆运算, 则有 $Q^* = [-q^\top, q_0]^\top \in \mathbb{R}^4$. 给定四元数 $Q_a = [q_a^\top, q_{a0}]^\top$ 和 $Q_b = [q_b^\top, q_{b0}]^\top$, 它们之间的乘法运算表示为

$$Q_a \odot Q_b = \begin{bmatrix} q_{a0}q_b + q_{b0}q_a + q_a^\times q_b \\ q_{a0}q_{b0} - q_a^\top q_b \end{bmatrix}. \quad (3)$$

考虑航天器执行特定机动任务, 记期待的姿态和姿态角速度分别为 $Q_d = [q_d^\top, q_{d0}]^\top \in \mathbb{R}^4$ 和 $\omega_d = 0$. 则姿态误差 $Q_e = [q_e^\top, q_{e0}]^\top \in \mathbb{R}^4$ 和角速度误差 ω_e 可分别通过 $Q_e = Q_d^* \odot Q$ 和 $\omega_e = \omega - C^\top(Q_e)\omega_d$ 计算得到, 其中 $C(Q_e)$ 表示姿态旋转矩阵, 表达式为 $C(Q_e) = (q_{e0}^2 - q_e^\top q_e)I_3 + 2q_e^\top q_e - 2q_{e0}q_e^\times$. 基于此, 航天器机动过程中姿态误差动力学模型为

$$\begin{cases} \dot{q}_e = \frac{1}{2}(q_e^\times + q_{e0}I_3)\omega, & \dot{q}_{e0} = -\frac{1}{2}q_e^\top \omega, \\ J\dot{\omega} = -\omega^\times J\omega + u + d. \end{cases} \quad (4)$$

为了便于控制器设计, 结合航天器实际姿态机动过程, 对姿态动力学模型提出如下假设.

假设1 ([31]) 姿态机动过程中, 航天器的转动惯量 J 未知但缓慢变化. 对于任意给定的向量 $x = [x_1, x_2, x_3]^\top$, 满足

$$J_{\min}\|x\|^2 \leq x^\top Jx \leq J_{\max}\|x\|^2, \quad (5)$$

其中 J_{\min} 和 J_{\max} 分别为惯量矩阵 J 的最小和最大特征值.

考虑到执行某些特殊任务以及陀螺仪测量能力有限, 需要保证航天器机动过程中姿态角速度始终满足如下约束:

$$|\omega_i| \leq \omega_{\max}, \quad i = 1, 2, 3, \quad (6)$$

其中 $\omega_{\max} > 0$ 为允许的最大角速度, 这里假设 3 个轴方向的最大角速度约束相同.

因此, 本文的控制目标为基于假设 1, 针对存在通信资源有限、模型不确定性及外部干扰的航天器控制系统 (1) 和 (2), 设计合适的控制器和触发策略, 减少不必要的通信资源消耗, 实现期待的姿态机动, 同时保证姿态角速度始终满足式 (6) 所示约束.

3 自适应控制器和事件触发机制设计

3.1 预设性能函数和误差转换

为了使航天器姿态系统的角速度满足式 (6) 的约束, 采用预设性能技术将角速度最大值约束转化为性能边界约束, 进行量化描述. 首先定义辅助变量 $s = \omega + \alpha q_e$ ($\alpha > 0$), 然后引入性能函数对辅助变量的上下界进行限制:

$$-a_1\rho_i < s_i < a_2\rho_i, \quad i = 1, 2, 3, \quad (7)$$

其中, $0 < a_1, a_2 \leq 1$ 是正常数; ρ_i 为预设的性能函数. 通常定义 ρ_i 为单调递减的正函数, 即满足 $\rho_i > 0$ 和 $\dot{\rho}_i < 0$. 常用的性能函数有指数型函数和双曲正切型函数^[32], 这里我们选用指数型函数作为性能函数, 具体形式如下:

$$\rho_i = (\rho_{i0} - \rho_{i\infty})e^{-\mu t} + \rho_{i\infty}, \quad (8)$$

其中, $\mu > 0$ 为正常数; ρ_{i0} 和 $\rho_{i\infty}$ 分别为性能函数的初始值和终值.

进一步, 对具有性能约束的式 (7) 进行无约束化处理, 定义误差转换函数:

$$\varepsilon_i = T_i(\chi_i), \quad i = 1, 2, 3, \quad (9)$$

其中, $\chi_i = s_i/\rho_i$. $T_i(\chi_i)$ 是单调递增的光滑可微函数, 具有以下性质:

- (1) $\dot{T}_i(\chi_i) > 0$;
- (2) $\lim_{t \rightarrow -\infty} T_i(\chi_i) = -a_1$ 和 $\lim_{t \rightarrow +\infty} T_i(\chi_i) = a_2$.

值得注意的是, 经过如上的误差转换, 辅助变量 s_i 的性能边界约束 (7) 可以等效为误差转换变量 ε_i 的有界性.

参考文献 [33], 选择 $T_i(\chi_i)$ 为

$$T_i(\chi_i) = \log(e^{\chi_i + a_1} - 1) - \log(e^{a_2 - \chi_i} - 1). \quad (10)$$

对式 (9) 求导数可得

$$\dot{\varepsilon}_i = \nabla_1(\dot{s}_i - \nabla_2), \quad (11)$$

其中, $\nabla_1 = \text{diag}([\frac{\partial T_1}{\partial \chi_1}, \frac{\partial T_2}{\partial \chi_2}, \frac{\partial T_3}{\partial \chi_3}])$, $\nabla_2 = \text{diag}([\chi_1\dot{\rho}_1, \chi_2\dot{\rho}_2, \chi_3\dot{\rho}_3])$. 为了书写方便, 用 T_i 表示 $T_i(\chi_i)$.

推论 1 假设初始角速度满足最大幅值约束. 根据预设性能函数的性质, 若辅助变量 s_i 满足式 (7) 所示约束, 则其将严格在由 ρ_i 构成的区域中变化, 即 s_i 的暂态响应和稳态性能都将被保证, 具体为 s_i 的最大超调量不超过 $a_1\rho_{i0}$ 或者 $a_2\rho_{i0}$ ($|s_i| \leq \max\{a_1, a_2\}\rho_{i0}$), 稳态误差将小于 $\rho_{i\infty}$, 收敛速度将快于性能函数 ρ_i 的衰减速度 μ . 因为不等式 $|\omega_i| - \alpha \leq |s_i|$ 成立, 若选择 α 满足 $\alpha + \max\{a_1, a_2\}\rho_{i0} \leq \omega_{\max}$, 则角速度约束 $|\omega_i| \leq \omega_{\max}$ 被满足.

经过上述分析, 要使角速度约束满足则需要保证辅助变量 s_i 的运动满足式 (7), 进一步经过误差转化, 只需要保证误差转换变量 ε_i 有界即可. 这样角速度受限的航天器姿态系统的机动控制问题便转化为无约束误差系统的状态有界稳定控制问题. 接下来针对误差转化系统进行控制器设计.

3.2 基于神经网络的自适应事件触发控制器设计

首先介绍基于 RBFNN 对不确定性函数 $F(x) = [f_1(x), \dots, f_n(x)]^T \in \mathbb{R}^n$ 进行逼近的原理^[34]. 任意未知光滑函数 $F(x)$ 都能由 RBFNN 在紧集 $\Omega_x \subset \mathbb{R}^{2n}$ 内以任意精度进行逼近:

$$F(x) = W^T H(x) + \varphi(x), \quad \forall x \in \Omega_x, \quad (12)$$

其中, $x \in \Omega_x$ 为神经网络的输入变量; $W = [w_1, \dots, w_n]^T \in \mathbb{R}^{m \times n}$ 为理想的常值权重矩阵, $m > 1$ 为隐含层的神经元个数; $\varphi(x)$ 为逼近误差, 满足 $\|\varphi(x)\| \leq \varphi^*$ ($\varphi^* > 0$); $H(x) = [h_1(x), \dots, h_m(x)]^T \in \mathbb{R}^m$ 为神经网络的激活函数, 其中 $h_i(x)$ ($i = 1, \dots, m$) 通常用高斯 (Gauss) 函数形式表示:

$$h_i(x) = \frac{1}{\sqrt{2\pi b_i}} \exp\left(-\frac{(x - \xi_i)^T (x - \xi_i)}{2b_i^2}\right), \quad (13)$$

其中, $\xi_i \in \mathbb{R}^{2n}$ 为中心向量; b_i 为高斯函数宽度. 令 \hat{W} 为理想权重 W 的估计值, 权重估计误差定义为 $\tilde{W} = \hat{W} - W$, 则 $F(x)$ 的估计为

$$\hat{F}(x) = \hat{W}^T H(x). \quad (14)$$

接下来通过借助 RBFNN, 设计合适的自适应事件触发控制算法, 满足控制目标. 由上述分析可知, 经过误差转化后的误差系统动力学方程为

$$J\dot{\varepsilon} = \nabla_1(-\omega^\times J\omega + u + d + \alpha JG(Q)\omega - J\nabla_2), \quad (15)$$

其中, $G(Q) = \frac{1}{2}(q_e^\times + q_{e0}I_3)$. 考虑到航天器的转动惯量未知, 定义不确定性项为 $F(x) = -\omega^\times J\omega + \alpha JG(Q)\omega - J\nabla_2$.

进一步根据式 (12) 有

$$J\dot{\varepsilon} = \nabla_1(W^T H(x) + \varphi(x) + u + d). \quad (16)$$

设计自适应事件触发控制器为

$$u = \tau(t_k), \quad t \in [t_k, t_{k+1}), \quad (17)$$

$$\tau(t) = -(1 + \beta) \left(\bar{\tau} \tanh\left(\frac{\varepsilon^T \nabla_1 \bar{\tau}}{\kappa}\right) + D_m \tanh\left(\frac{\varepsilon^T \nabla_1 D_m}{\kappa}\right) \right), \quad (18)$$

$$\bar{\tau} = K \nabla_1^{-1} \varepsilon + \hat{W}^T H, \quad (19)$$

$$\dot{\hat{W}} = \Gamma H \varepsilon^T \nabla_1 - \gamma \Gamma \hat{W}, \quad (20)$$

其中, $\varepsilon = [\varepsilon_1, \varepsilon_2, \varepsilon_3]^T$; $K, \beta, \gamma, \kappa > 0$ 为正常数; $\Gamma > 0$ 为正定对角阵; D_m 为常值向量, 由设计者恰当地选择; t_k ($k = 1, 2, \dots$) 为第 k 次事件的触发时刻, 由事件触发机制 (21) 决定:

$$t_{k+1} = \inf\{t > t_k \mid |E_i| \geq \beta |u_i| + e^{-\delta_i t}, \forall i\}, \quad (21)$$

其中, $\delta_i > 0$ ($i = 1, 2, 3$); $E = [E_1, E_2, E_3]^T$ 表示触发误差, 定义为 $E = \tau(t) - u$; $\inf\{\cdot\}$ 表示函数值的下确界. 为了书写方便, 接下来令 $\tau = \tau(t)$. 值得注意的是, 从式 (21) 中可以看出, 增大 β 会使得触发阈值增大, 将直接导致触发次数减少; 与此同时, 从自适应事件触发控制器的定义 (18) 中可以看出, β 的增大同样会导致控制信号变大. 考虑到执行机构的输出能力有限, β 的选择需要做一个权衡.

此外,为了便于稳定性分析,参考文献 [35],根据触发误差 E 的定义和事件触发机制 (21),推导出 u 和 τ 之间的关系:

$$E_i = \tau_i(t) - u_i = \lambda_1 \beta u_i + \lambda_2 e^{-\delta_i t}, \quad t \in [t_k, t_{k+1}), \quad (22)$$

$$\begin{cases} \lambda_1 = \lambda_2 = \lambda, & u_i \geq 0, \\ \lambda_1 = \lambda, \lambda_2 = -\lambda, & u_i < 0, \end{cases} \quad (23)$$

其中, $\lambda_1, \lambda_2 \in [-1, 1]$. 将上式写为向量的形式:

$$u = \frac{\tau}{1 + \lambda_1 \beta} - \frac{\lambda_2 \Lambda}{1 + \lambda_1 \beta}, \quad (24)$$

其中, $\Lambda = [e^{-\delta_1 t}, e^{-\delta_2 t}, e^{-\delta_3 t}]^T$. 注意式 (24) 并不直接用于更新控制信号,仅用于稳定性分析.

定理 1 针对存在模型不确定性、外部干扰、角速度受限和通信资源有限的航天器姿态控制系统 (1) 和 (2),在假设 1 满足的情况下,采用自适应事件触发控制器 (17)~(20),并利用触发机制 (21) 适时更新控制信号,可保证角速度约束 (6) 始终满足,并完成实际意义下的姿态机动任务.同时借助于事件触发机制,控制信号从连续更新变为按需触发,大大降低了控制器和执行器之间的通信资源占用.

稳定性分析. 选取如下 Lyapunov 函数:

$$V = \frac{1}{2} \varepsilon^T J \varepsilon + \frac{1}{2} \text{tr}[\tilde{W} \Gamma^{-1} \tilde{W}], \quad (25)$$

其中, $\text{tr}(\cdot)$ 表示矩阵的迹. 对 Lyapunov 函数 (25) 进行求导,并将式 (16) 和 (24) 代入,可得

$$\begin{aligned} \dot{V} &= \varepsilon^T J \dot{\varepsilon} + \text{tr}[\tilde{W} \Gamma^{-1} \dot{\tilde{W}}] \\ &= \varepsilon^T \nabla_1 (W^T H(x) + \varphi(x) + d) + \varepsilon^T \nabla_1 u + \text{tr}[\tilde{W} \Gamma^{-1} \dot{\tilde{W}}] \\ &= \varepsilon^T \nabla_1 (W^T H(x) + \varphi(x) + d) + \frac{\varepsilon^T \nabla_1 \tau}{1 + \lambda_1 \beta} - \frac{\varepsilon^T \nabla_1 \lambda_2 \Lambda}{1 + \lambda_1 \beta} + \text{tr}[\tilde{W} \Gamma^{-1} \dot{\tilde{W}}]. \end{aligned} \quad (26)$$

特别地,根据式 (18) 可知 $\varepsilon^T \nabla_1 \tau \leq 0$, 则有

$$\frac{\varepsilon^T \nabla_1 \tau}{1 + \lambda_1 \beta} \leq \frac{\varepsilon^T \nabla_1 \tau}{1 + \beta} = -\varepsilon^T \nabla_1 \left(\bar{\tau} \tanh \left(\frac{\varepsilon^T \nabla_1 \bar{\tau}}{\kappa} \right) + D_m \tanh \left(\frac{\varepsilon^T \nabla_1 D_m}{\kappa} \right) \right). \quad (27)$$

因为对于所有实量 ρ 和所有非零实量 κ , 有 $0 \leq |\rho| - \rho \tanh \left(\frac{\rho}{\kappa} \right) \leq 0.2785 \kappa$ 成立 [36], 进一步有下式:

$$-\rho \tanh \left(\frac{\rho}{\kappa} \right) \leq -|\rho| + 0.2785 \kappa \leq -\rho + 0.2785 \kappa \quad (28)$$

成立,故容易得到

$$-\varepsilon^T \nabla_1 \bar{\tau} \tanh \left(\frac{\varepsilon^T \nabla_1 \bar{\tau}}{\kappa} \right) \leq -\varepsilon^T \nabla_1 \bar{\tau} + 0.2785 \kappa, \quad (29)$$

$$-\varepsilon^T \nabla_1 D_m \tanh \left(\frac{\varepsilon^T \nabla_1 D_m}{\kappa} \right) \leq -\varepsilon^T \nabla_1 D_m + 0.2785 \kappa. \quad (30)$$

将式 (29) 和 (30) 代入式 (27), 则式 (27) 可简化为

$$\frac{\varepsilon^T \nabla_1 \tau}{1 + \lambda_1 \beta} \leq -\varepsilon^T \nabla_1 \bar{\tau} - \varepsilon^T \nabla_1 D_m + 0.557 \kappa. \quad (31)$$

结合

$$\frac{\lambda_2 \varepsilon^T \nabla_1 \Lambda}{1 + \lambda_1 \beta} \leq \frac{|\lambda_2| \|\Lambda\| \|\varepsilon^T \nabla_1\|}{1 - \beta} \quad (32)$$

和式 (31), \dot{V} 可变形为

$$\begin{aligned} \dot{V} \leq & \varepsilon^T \nabla_1 (W^T H(x) + \varphi(x) + d) - \varepsilon^T \nabla_1 \bar{\tau} + 0.557\kappa \\ & - \varepsilon^T \nabla_1 D_m + \text{tr}[\tilde{W} \Gamma^{-1} \dot{\hat{W}}] + \frac{|\lambda_2| \|\Lambda\| \|\varepsilon^T \nabla_1\|}{1 - \beta}. \end{aligned} \quad (33)$$

将式 (19) 和 (20) 代入, \dot{V} 进一步可化简为

$$\dot{V} \leq -K \varepsilon^T \varepsilon + \text{tr}[-\gamma \tilde{W}^T \hat{W}] + 0.557\kappa - \varepsilon^T \nabla_1 D_m + \varepsilon^T \nabla_1 (\varphi(x) + d) + \frac{|\lambda_2| \|\Lambda\| \|\varepsilon^T \nabla_1\|}{1 - \beta}. \quad (34)$$

选择 D_m 满足 $\|D_m\| \geq \frac{|\lambda_2|}{1 - \beta} + \|\varphi(x) + d\|$, 则式 (34) 可变形为

$$\dot{V} \leq -K \varepsilon^T \varepsilon + 0.557\kappa + \text{tr}[-\gamma \tilde{W}^T \hat{W}]. \quad (35)$$

根据 \tilde{W} 的定义, 同时基于 Young 不等式分解可得

$$\text{tr}[-\gamma \tilde{W}^T \hat{W}] \leq -\frac{\gamma}{2} \|\tilde{W}\|_F^2 + \frac{\gamma}{2} \|W\|_F^2. \quad (36)$$

将式 (36) 代入式 (35) 有

$$\dot{V} \leq -K \varepsilon^T \varepsilon - \frac{\gamma}{2} \|\tilde{W}\|_F^2 + 0.557\kappa + \frac{\gamma}{2} \|W\|_F^2. \quad (37)$$

基于上述分析, 最终 \dot{V} 可以写成下面的形式:

$$\dot{V} \leq -\eta_1 V + \eta_2, \quad (38)$$

其中, $\eta_1 = \min\{\frac{2K}{J_{\max}}, \frac{\gamma}{\lambda_{\max}\{\Gamma^{-1}\}}\}$, $\lambda_{\max}\{\Gamma^{-1}\}$ 为 Γ^{-1} 的最大特征值; $\eta_2 = 0.557\kappa + \frac{\gamma}{2} \|W\|_F^2$. 结合 V 的定义, 则转换误差变量的收敛范围为

$$\|\varepsilon\| \leq \sqrt{\frac{2\eta_2}{\eta_1 J_{\min}}}. \quad (39)$$

综上所述, ε 是最终一致有界稳定的, 所以对于变量 s 的约束 (7) 一定会满足, 然后根据推论 1 可知, 角速度约束也可被满足. 并且根据性能约束 (7) 可知 s_i 始终在由 ρ_i 构成约束范围内变化, 最终可得 s 将在紧集

$$\Omega_1 = \left\{ s : \|s\| \leq \sqrt{3} \max\{a_1, a_2\} \rho_i, i = 1, 2, 3 \right\}$$

内变化. 特别地, 当时间趋于无穷大时, $|s_i| \leq \max\{a_1, a_2\} \rho_{i\infty}$, 由此通过适当选择参数, s 将收敛到非常小的范围之内.

定义新的 Lyapunov 函数:

$$V_1 = (1 - q_{e0}^2) + q_e^T q_e. \quad (40)$$

对式 (40) 求导可得

$$\dot{V}_1 = q_e^T \dot{q}_e = -\alpha \|q_e\|^2 + \|q_e\| \|s\|. \quad (41)$$

很明显, 当 $\|q_e\| > \|s\|/\alpha$ 时, $\dot{V} < 0$. 由上述分析可知, q_e 的轨迹始终在紧集

$$\Omega_2 = \left\{ q_e : \|q_e\| \leq \sqrt{3} \max\{a_1, a_2\} \rho_i / \alpha, i = 1, 2, 3 \right\}$$

内运动, 而且当时间趋于无穷大时, 随着 s 的收敛, q_e 将收敛到 $\sqrt{3} \max\{a_1, a_2\} \rho_{i\infty} / \alpha$ 范围内. 另外, 回顾 s 的定义, 可知 ω 将始终在紧集

$$\Omega_3 = \left\{ \omega : \|\omega\| \leq 2\sqrt{3} \max\{a_1, a_2\} \rho_i, i = 1, 2, 3 \right\}$$

内运动, 并且当时间趋于无穷大时, 随着 s 和 q_e 的收敛, ω 将收敛到 $2\sqrt{3} \max\{a_1, a_2\} \rho_{i\infty}$ 范围内. 综上所述, 姿态控制系统一致有界稳定. 此外, 令神经网络的输入 $x = [q_e; \omega]$, 则 x 将始终在紧集 $\Omega_x = \{(q_e, \omega) : q_e \in \Omega_2, \omega \in \Omega_3\}$ 内变化, 所以基于 RBFNN 的在线估计方法能够以任意精度逼近不确定项 $F(x)$ [13].

与此同时, 为避免控制信号出现持续更新情况, 提出的事件触发机制需要严格排除 Zeno 现象, 即两个连续触发时刻之间的时间间隔应始终大于零. 定义 $T = t_{k+1} - t_k$ 为任意两个触发时刻之间的时间间隔, 接下来通过证明对于任意 k , 都存在 $T > 0$, 排除 Zeno 现象.

结合事件触发机制 (21), 下式成立:

$$\|E\| \leq 3\beta\|u\| + 3\|\Lambda\|. \quad (42)$$

根据上述分析可知系统状态有界, 所以控制器 u 和 τ 有界, 进一步 $\dot{\omega}$ 有界. 虽然 $\dot{\tau}$ 的表达式非常复杂, 但仍是系统状态及 $\dot{\omega}$ 的隐式函数, 所以可推定其有界. 令 $\dot{\tau}$ 的上界为 $\bar{\tau}_m$, 回顾 E 的定义, 然后对其求导则有

$$\frac{d}{dt}\|E\| = \|\dot{\tau}\| \leq \bar{\tau}_m, \quad t \in [t_k, t_{k+1}). \quad (43)$$

考虑到在 $t = t_k$ 时 $E(t_k) = 0$, 对式 (43) 两边积分有

$$\|E\| < \bar{\tau}_m T. \quad (44)$$

结合式 (42), 不等式 $3\beta\|u\| + 3\|\Lambda\| < \bar{\tau}_m T$ 成立. 最终可得

$$T > \frac{3\beta\|u\| + 3\|\Lambda\|}{\bar{\tau}_m} > 0, \quad t \in [t_k, t_{k+1}). \quad (45)$$

这里当 $t \in [t_k, t_{k+1})$, 指数项 $e^{-\delta_i t} > 0$, 所以 $\|\Lambda\| > 0$. 由此按照事件触发机制 (21) 适时更新自适应控制器 (17), 不存在 Zeno 现象.

4 仿真验证及结果分析

本节将对提出的自适应事件触发控制算法 (17)~(20) 和触发机制 (21) 的有效性进行仿真验证. 考虑一颗小卫星, 其转动惯量矩阵为

$$J = \begin{bmatrix} 30 & 0.5 & -0.3 \\ 0.5 & 20 & 0.2 \\ -0.3 & 0.2 & 10 \end{bmatrix} \text{ kg} \cdot \text{m}^2.$$

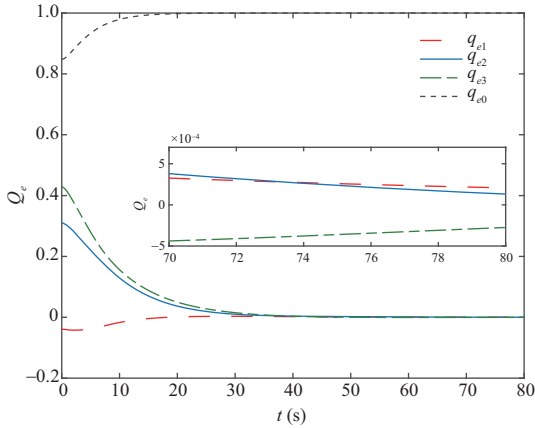


图 1 (网络版彩图) 事件触发采样下的姿态机动误差的时间响应

Figure 1 (Color online) Time response of the attitude maneuvering errors performed by the event-triggered sampling method

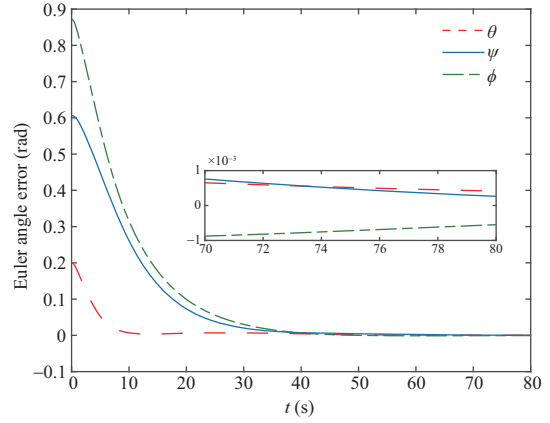


图 2 (网络版彩图) 欧拉角表示的姿态机动误差的时间响应

Figure 2 (Color online) Time response of the attitude maneuvering errors described as Euler angle errors

航天器的初始姿态为 $Q(0) = [0.1, 0.2, -0.2, -\sqrt{0.95}]^T$, 初始姿态角速度为 $\omega(0) = [0, 0, 0]^T$ rad/s. 设定最大姿态角速度为 $\omega_{\max} = 0.4$ rad/s. 姿态机动过程期待姿态为 $Q_d(0) = [-0.1, 0.5, 0.2, -\sqrt{0.7}]^T$. 外部干扰假设为 $d = 0.005 \times [\sin(t/10), \cos(t/10), \sin(t/20)]^T$ N·m. 综合考虑任务执行时间以及执行器和传感器的采样周期, 设置仿真时间为 80 s, 系统采样周期为 10 ms. 接下来, 选取性能函数为 $\rho_i = (s_i(0) + 0.1 - 0.0001)e^{-0.03t} + 0.0001$ ($i = 1, 2, 3$), 其中 $s_i(0)$ 为辅助变量 s_i 的初始值, 同时选取 $a_1 = a_2 = 1$. 另外选择 $\alpha = 0.2$, 控制器和事件触发机制中的参数依次选取为 $\beta = 0.01$, $K = 5$, $\kappa = 1$, $D_m = [0.1, 0.1, 0.1]^T$, $\delta_i = 0.001$. 神经网络的输入选为 $x = [q_e; \omega]$, 设置隐含层的神经元个数 $m = 5$, 高斯函数宽度 $b_i = 5$, 中心向量 ξ_i ($i = 1, \dots, 5$) 依次选为 $-1\mathbf{1}_6$, $-0.51\mathbf{1}_6$, $0\mathbf{1}_6$, $0.51\mathbf{1}_6$, $1\mathbf{1}_6$, 其中 $\mathbf{1}_6$ 表示单位列向量, $\gamma = 10$, $\Gamma = 2I_5$, I_5 表示单位矩阵.

为了突出所提出的控制算法在减少通信资源方面的优势, 在仿真参数设置相同的情况下, 分别考虑基于时间触发和事件触发两种不同的采样方式, 对所提出的自适应算法的控制性能和控制更新频率进行验证. 为了方便, 设置时间触发采样方式的采样周期与系统采样周期相同. 通过仿真发现, 两种采样方式下姿态误差和角速度误差的收敛情况基本一致. 为了节省空间, 仅给出事件触发采样方式下的控制性能曲线及控制力矩的变化图, 如图 1~4 所示. 特别地, 为了更加直观地呈现姿态误差的收敛情况, 图 2 给出了欧拉角表示的姿态机动误差变化曲线, 其中 θ , ψ 和 ϕ 分别表示俯仰角、偏航角和滚转角. 通过放大图我们可以看到, 稳态阶段的姿态机动误差和角速度误差收敛精度分别控制在 0.001 rad 和 0.0001 rad/s 范围内, 角速度也始终满足幅值约束. 而且从图 4 中可以清楚地看到, 在提出的事件触发采样方式下, 无论是暂态阶段还是稳态阶段, 控制力矩的输出曲线始终成阶梯状, 说明控制器并不是实时更新的.

图 5 给出了两种采样方式下所需的能量对比图, 通过简单计算发现, 保持类似的精度实现指定姿态机动任务, 相比于时间采样方式, 所提出的事件触发控制算法大幅度降低了控制信号的更新频率, 减少了大约 81.90% 的能量消耗. 图 6 给出了所提出的事件触发采样方式下控制器的更新时刻和每次更新的时间间隔. 在时间触发采样情况下, 控制力矩需要每 10 ms 更新一次, 共需更新 8000 次. 事件触

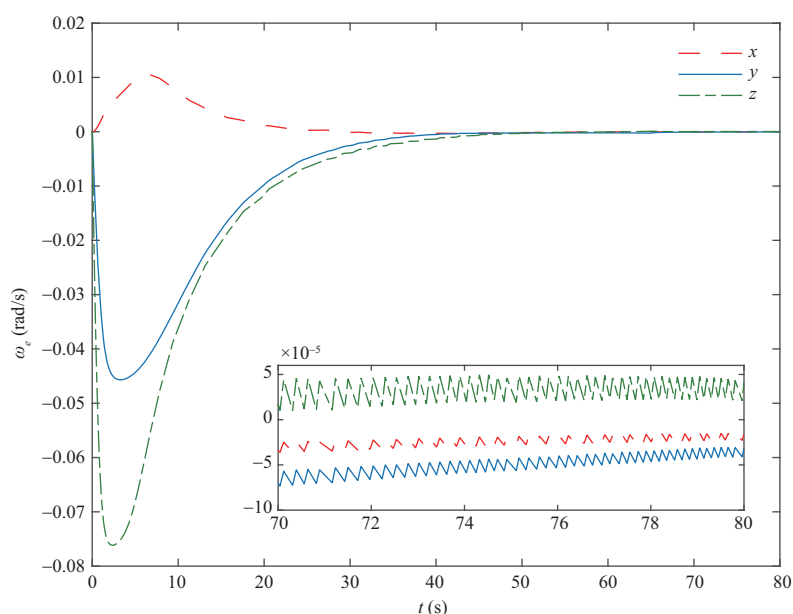


图 3 (网络版彩图) 事件触发采样下的姿态角速度的时间响应

Figure 3 (Color online) Time response of the attitude angular velocity performed by the event-triggered sampling method

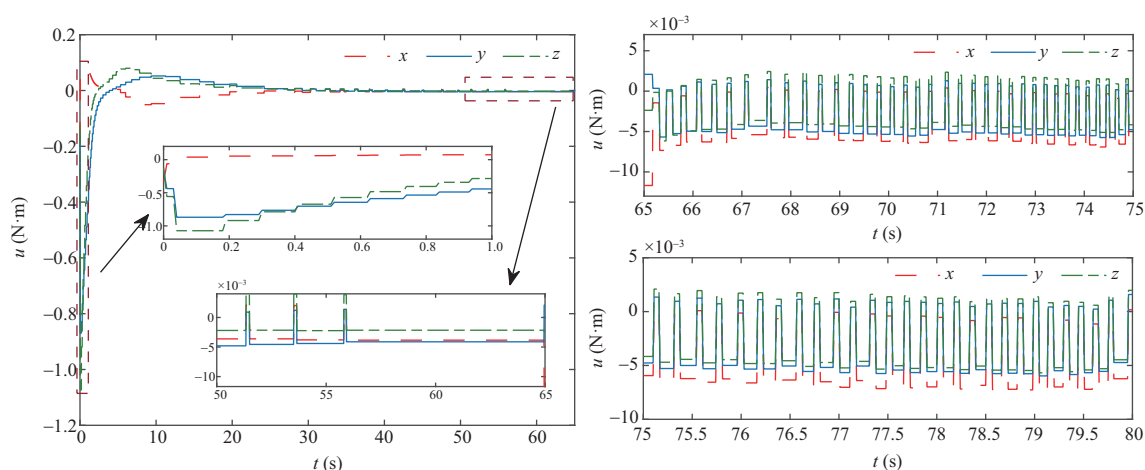


图 4 (网络版彩图) 事件触发采样下的控制器输出的时间响应

Figure 4 (Color online) Time response of the control output performed by the event-triggered sampling method

发采样方式下, 控制信号只需更新 200 次, 最长触发时间为 9.03 s, 最短触发时间为 0.02 s, 大幅度降低了通信频率, 减少了大约 97.50% 的通信资源, 且无 Zeno 现象发生.

回顾事件触发机制 (21), 可以看出, 增大 δ_i 加快了触发阈值中指数项的衰减速度, 这将导致触发频率提高, 触发次数增多, 即控制器的更新频率加快. 为此, 保持其他仿真参数不变, 选取 5 组不同的 δ_i 值对所提出的控制算法进行验证. 不同 δ_i 情况下的事件触发次数的变化情况如图 7 所示. 从图示结果可以看出, 随着 δ_i 的增大, 触发次数将会逐渐增多, 控制器的更新频率会相应增大.

此外, 假设执行机构的最大输出能力为 $2 \text{ N} \cdot \text{m}$, 通过改变角速度初始值模拟辅助变量 s_i 不断接

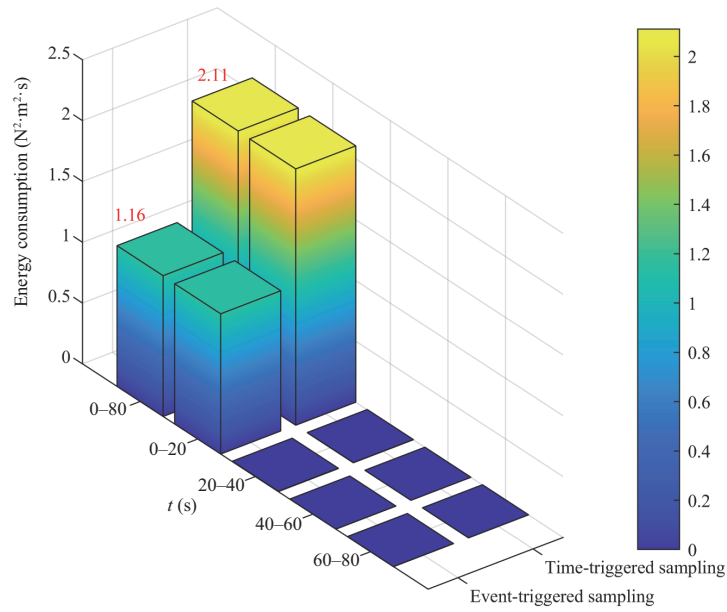


图 5 (网络版彩图) 两种采样方式下能量消耗对比图

Figure 5 (Color online) Comparison of the energy consumption performed by the two sampling methods

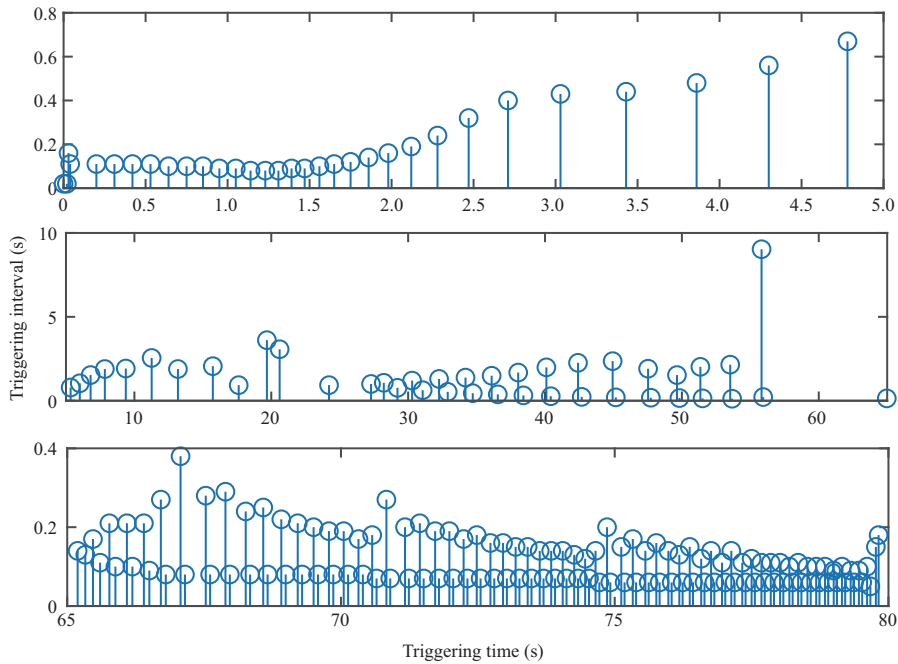


图 6 (网络版彩图) 事件触发采样下的触发间隔和触发时刻

Figure 6 (Color online) The triggering intervals and triggering instants performed by the event-triggered sampling method

近性能约束边界的情况, 从而观察控制信号触发次数的变化. 保持其他参数不变, 选择 7 组不同的初始角速度 $\omega(0)$ 进行仿真. 通过仿真结果可以发现稳态阶段姿态机动误差和角速度误差的收敛精度仍能被分别控制在 0.001 rad 和 0.0001 rad/s 范围内, 为了节省空间, 误差曲线图被省略. 不同初始角速

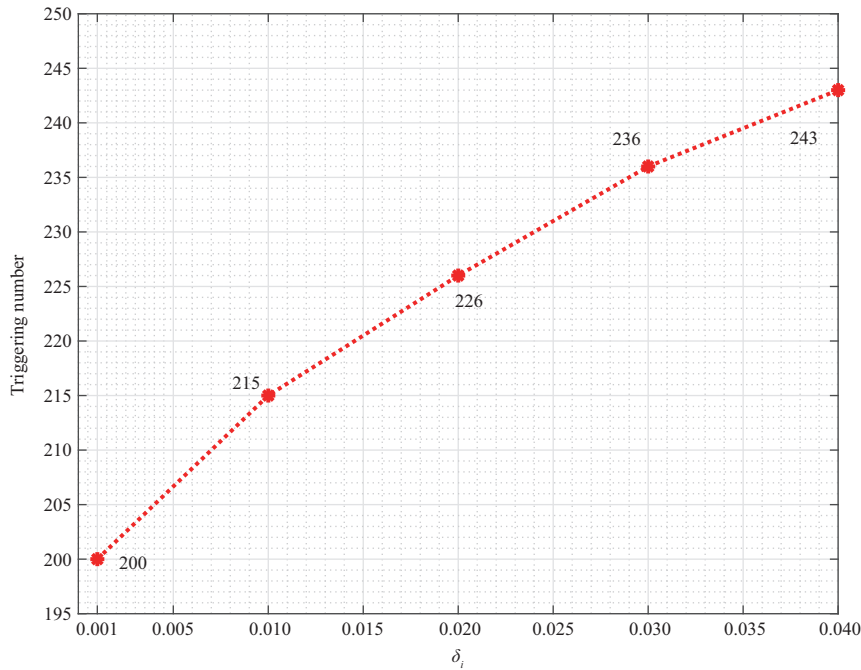


图 7 (网络版彩图) 不同 δ_i 取值时触发次数的变化
 Figure 7 (Color online) Event triggering numbers of different δ_i

表 1 不同初始角速度情况下的事件触发次数变化
 Table 1 Event triggering numbers under different initial angular velocities

| Initial angular velocity $\omega(0)$ (rad/s) | Triggering number | Reduction rate of triggering (%) |
|--|-------------------|----------------------------------|
| $[0, 0, 0]^T$ | 200 | 97.50 |
| $0.3 * [0.1, 0.1, -0.1]^T$ | 204 | 97.45 |
| $0.6 * [0.1, 0.1, -0.1]^T$ | 210 | 97.38 |
| $0.9 * [0.1, 0.1, -0.1]^T$ | 225 | 97.19 |
| $1.2 * [0.1, 0.1, -0.1]^T$ | 384 | 95.20 |
| $1.5 * [0.1, 0.1, -0.1]^T$ | 509 | 93.64 |
| $1.8 * [0.1, 0.1, -0.1]^T$ | 1172 | 85.35 |

度下的事件触发次数变化情况如表 1 所示. 我们可以看出随着角速度初始值不断增大, 触发次数也随之增加. 因此可以推断出, 当辅助变量 s_i 不断接近性能约束边界时, 触发次数将逐渐增多. 但是相比于时间采样方式, 所提出的算法仍能大幅度减少控制更新次数, 有效地降低通信资源消耗.

5 结论

本文针对航天器姿态机动过程同时存在角速度约束、通信资源约束等问题, 利用预设性能技术和神经网络自适应方法, 提出了一种基于神经网络的自适应事件触发姿态机动控制算法, 通过严格的理论分析和仿真验证, 得到如下结论:

- (1) 通过合理设置参数, 所提出的控制算法保证了机动过程中角速度始终满足幅值约束; 而且能够

在存在模型不确定性和外部干扰情况下, 实现高精度、高稳定度的指定姿态机动。

(2) 通过设计合理的事件触发机制, 所提出的控制算法在保证控制性能的同时, 大幅度降低了执行器与控制器间的通信频率和任务能量消耗, 有效地减少了星载通信总线的带宽负担, 且能够保证整个机动过程中不存在 Zeno 现象。

参考文献

- 1 Xu W. Current situation and considerations on the strategic development of China's land observation satellites. *Sci Sin Inform*, 2011, 41: 1–9 [徐文. 我国陆地观测卫星现状及发展战略思考. *中国科学: 信息科学*, 2011, 41: 1–9]
- 2 Gao H T, Chen H, Liu H, et al. Development of overseas Earth-observing satellite technology. *Spacecr Engin*, 2009, 18: 84–92 [高洪涛, 陈虎, 刘晖, 等. 国外对地观测卫星技术发展. *航天器工程*, 2009, 18: 84–92]
- 3 Qiao J Z, Guo L, Lei Y J, et al. Subtle anti-disturbance tolerant control of attitude control systems for microsattellites. *Sci Sin Inform*, 2012, 42: 1327–1337 [乔建忠, 郭雷, 雷燕婕, 等. 微纳卫星姿态控制系统的精细抗干扰容错控制方法. *中国科学: 信息科学*, 2012, 42: 1327–1337]
- 4 Tang L, Guo Z. Integrated control and magnetic suspension for fast attitude maneuvering and stabilization. *IEEE Trans Aerosp Electron Syst*, 2019, 55: 3273–3283
- 5 Pukdeboon C. Extended state observer-based third-order sliding mode finite-time attitude tracking controller for rigid spacecraft. *Sci China Inf Sci*, 2019, 62: 012206
- 6 Ioannou P A, Sun J. *Robust Adaptive Control*. New York: Courier Corporation, 2012
- 7 Zhang J, Ye D, Sun Z, et al. Extended state observer based robust adaptive control on SE(3) for coupled spacecraft tracking maneuver with actuator saturation and misalignment. *Acta Astronaut*, 2018, 143: 221–233
- 8 Costic B T, Dawson D M, de Queiroz M S, et al. Quaternion-based adaptive attitude tracking controller without velocity measurements. *J Guidance Control Dyn*, 2001, 24: 1214–1222
- 9 Tian L, Dong X W, Zhao Q L, et al. Distributed adaptive time-varying output formation tracking for heterogeneous swarm systems. *Acta Autom Sin*, 2021, 47: 2386–2401 [田磊, 董希旺, 赵启伦, 等. 异构集群系统分布式自适应输出时变编队跟踪控制. *自动化学报*, 2021, 47: 2386–2401]
- 10 Cai W C, Liao X H, Song Y D. Indirect robust adaptive fault-tolerant control for attitude tracking of spacecraft. *J Guid Control Dyn*, 2008, 31: 1456–1463
- 11 Wang L, Guo Y, Wu Y F. Finite-time adaptive robust control for SGCMGs-based flexible spacecraft. *Acta Autom Sin*, 2021, 47: 641–651 [王璐, 郭毓, 吴益飞. SGCMGs 驱动的挠性航天器有限时间自适应鲁棒控制. *自动化学报*, 2021, 47: 641–651]
- 12 Thakur D, Srikant S, Akella M R. Adaptive attitude-tracking control of spacecraft with uncertain time-varying inertia parameters. *J Guid Control Dyn*, 2015, 38: 41–52
- 13 Huang D Y, Yang C G, Pan Y P, et al. Composite learning enhanced neural control for robot manipulator with output error constraints. *IEEE Trans Ind Inf*, 2021, 17: 209–218
- 14 Dierks T, Jagannathan S. Output feedback control of a quadrotor UAV using neural networks. *IEEE Trans Neural Netw*, 2010, 21: 50–66
- 15 Kong X R, Yang Z X, Liao J, et al. Adaptive multi-layer neural network tracking control for flexible spacecraft. *Syst Eng Electron*, 2011, 33: 2039–2044 [孔宪仁, 杨正贤, 廖俊, 等. 柔性航天器自适应多层神经网络跟踪控制方法. *系统工程与电子技术*, 2011, 33: 2039–2044]
- 16 Cao X, Shi P, Li Z, et al. Neural-network-based adaptive backstepping control with application to spacecraft attitude regulation. *IEEE Trans Neural Netw Learn Syst*, 2018, 29: 4303–4313
- 17 Zhou N, Kawano Y, Cao M. Neural network-based adaptive control for spacecraft under actuator failures and input saturations. *IEEE Trans Neural Netw Learn Syst*, 2020, 31: 3696–3710
- 18 Singla P, Singh T. An adaptive attitude control formulation under angular velocity constraints. In: *Proceedings of AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit*. 2008. 1–12
- 19 Burlion L, Biannic J M, Ahmed-Ali T. Attitude tracking control of a flexible spacecraft under angular velocity constraints. *Int J Control*, 2019, 92: 1524–1540
- 20 Hu Q L, Li L. Anti-unwinding attitude control of spacecraft considering input saturation and angular velocity con-

- straint. *Chin J Aeronaut*, 2015, 36: 1259–1266 [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. *航空学报*, 2015, 36: 1259–1266]
- 21 Hu Q L, Tan X. Unified attitude control for spacecraft under velocity and control constraints. *Aerospace Sci Tech*, 2017, 67: 257–264
 - 22 Shen Q, Yue C F, Goh C H, et al. Rigid-body attitude stabilization with attitude and angular rate constraints. *Automatica*, 2018, 90: 157–163
 - 23 Postoyan R, Tabuada P, Nesic D, et al. A framework for the event-triggered stabilization of nonlinear systems. *IEEE Trans Automat Contr*, 2015, 60: 982–996
 - 24 Dong X L, Qi R Y, Lu S, et al. Event-triggered attitude control of liquid-filled spacecraft. *J Beijing Univ Aeronaut Astronaut*, 2021, 47: 382–390 [董新蕾, 齐瑞云, 卢山, 等. 事件触发机制下的充液航天器姿态控制. *北京航空航天大学学报*, 2021, 47: 382–390]
 - 25 Wang D. Research progress on learning-based robust adaptive critic control. *Acta Autom Sin*, 2019, 45: 1031–1043 [王鼎. 基于学习的鲁棒自适应评判控制研究进展. *自动化学报*, 2019, 45: 1031–1043]
 - 26 Liu Y, Jiang B X, Lu J Q, et al. Event-triggered sliding mode control for attitude stabilization of a rigid spacecraft. *IEEE Trans Syst Man Cybern Syst*, 2020, 50: 3290–3299
 - 27 Wang C L, Guo L, Wen C Y, et al. Event-triggered adaptive attitude tracking control for spacecraft with unknown actuator faults. *IEEE Trans Ind Electron*, 2020, 67: 2241–2250
 - 28 Chen Z Y, Han Q L, Wu Z G, et al. Special focus on advanced techniques for event-triggered control and estimation. *Sci Sin Inform*, 2020, 50: 777–778 [陈智勇, 韩清龙, 吴争光, 等. 事件触发控制与估计先进技术专题简介. *中国科学: 信息科学*, 2020, 50: 777–778]
 - 29 Zhang C, Dai M Z, Wu J, et al. Neural-networks and event-based fault-tolerant control for spacecraft attitude stabilization. *Aerospace Sci Tech*, 2021, 114: 106746
 - 30 Fu A, Mazo M. Traffic models of periodic event-triggered control systems. *IEEE Trans Automat Contr*, 2019, 64: 3453–3460
 - 31 Shao X, Hu Q, Shi Y, et al. Fault-tolerant prescribed performance attitude tracking control for spacecraft under input saturation. *IEEE Trans Contr Syst Technol*, 2020, 28: 574–582
 - 32 Wei C S, Luo J J, Yin Z Y. A review of prescribed performance control for spacecraft attitude. *J Astronaut*, 2019, 40: 1167–1176 [魏才盛, 罗建军, 殷泽阳. 航天器姿态预设性能控制方法综述. *宇航学报*, 2019, 40: 1167–1176]
 - 33 Shi Y X, Hu Q L, Guo L. Attitude maneuver of spacecraft with angular velocity constraint. In: *Proceedings of 2018 IEEE CSAA Guidance, Navigation and Control Conference, Xiamen*, 2018. 1–5
 - 34 Wang M, Yang A L. Dynamic learning from adaptive neural control of robot manipulators with prescribed performance. *IEEE Trans Syst Man Cybern Syst*, 2017, 47: 2244–2255
 - 35 Xing L T, Wen C Y, Liu Z T, et al. Event-triggered adaptive control for a class of uncertain nonlinear systems. *IEEE Trans Automat Contr*, 2017, 62: 2071–2076
 - 36 Ren B B, San P P, Ge S S, et al. Adaptive dynamic surface control for a class of strict-feedback nonlinear systems with unknown backlash-like hysteresis. In: *Proceedings of 2009 American Control Conference, St. Louis*, 2009. 4482–4487

Event-triggered attitude maneuver control of spacecraft under angular velocity constraints

Yongxia SHI¹, Qinglei HU^{1,2*} & Xiaodong SHAO³

1. *School of Automation Science and Electrical Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China;*

2. *Hangzhou Innovation Institute Yuhang, Beihang University, Hangzhou 311100, China;*

3. *School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China*

* Corresponding author. E-mail: huql_buaa@buaa.edu.cn

Abstract Considering the spacecraft attitude system subject to angular velocity constraints, limited communication resources, the inaccurate moment of inertia, and external interference, a neural network-based adaptive event-triggered attitude maneuver control scheme is proposed. Specifically, the angular velocity constraint is first transformed into the performance boundary constraint based on the prescribed performance method, and then the equivalent error model of the attitude system is established using error transformation, which tactfully transforms the attitude maneuver control problem with angular velocity constraints into the state-bounded stability control problem of the unconstrained error system. Subsequently, by applying the radial basis function neural network, an adaptive online updating law is designed to approximate the uncertainty term caused by the unknown moment of inertia online. Meanwhile, considering the limited communication resources, a unified time-varying event-triggered mechanism is developed by establishing the explicit relationship between the trigger control signal and the real-time control one. The control command and the adaptive law are synchronously updated once the trigger condition is satisfied. By doing so, the frequent network signal transmissions between the controller and the actuator are reduced significantly. In addition, the time-varying term in the event-triggered mechanism strictly guarantees that no Zeno phenomenon occurs. The simulation results show that the proposed attitude control algorithm can achieve the specified attitude maneuver task with higher accuracy, stability, and robustness and reduce frequent control signal updates by about 97.50%, significantly reducing the on-board communication burden.

Keywords spacecraft, angular velocity constraint, prescribed performance control, limited communication resources, event-triggered mechanism