第 40 卷第 11 期
2023 年 11 月

控 制 理 论 与 应 用
Control Theory & Applications

Vol. 40 No. 11
Nov. 2023

基于干扰观测器的航天器非奇异终端二阶滑模控制

李佳玮†, 刘　明, 曹喜滨

(哈尔滨工业大学 航天学院, 黑龙江 哈尔滨 150001)

摘要: 为了消除干扰力矩和结构不确定性对卫星姿态控制性能的影响, 本文提出了一种基于新型干扰观测器的非奇异终端二阶滑模控制方法. 首先, 文章设计了一种基于跟踪微分器的干扰观测器, 来对卫星系统中的不确定项进行估计, 利用估计值进行补偿, 并保证估计误差在有限时间内收敛. 在此基础上, 文章设计一个非奇异终端滑模面, 当系统到达滑模面时, 姿态误差可以在有限时间内收敛, 并利用二阶滑模趋近律设计控制器, 保证系统在有限时间到达滑模面. 在干扰观测器误差未完全收敛时, 滑模控制器可以对存在的扰动进一步抑制, 实现姿态跟踪系统的有限时间稳定, 并通过李雅普诺夫方法严格证明了其稳定性. 最后, 仿真结果表明, 干扰估计值误差可以在有限时间内收敛, 证明了该控制方法对存在的干扰是具有较好的鲁棒性.

关键词: 卫星姿态跟踪; 干扰观测器; 终端滑模; 有限时间; 二阶滑模控制

引用格式: 李佳玮, 刘明, 曹喜滨. 基于干扰观测器的航天器非奇异终端二阶滑模控制. 控制理论与应用, 2023, 40(11): 1972 – 1980

DOI:10.7641/CTA.2023.20464

Non-singular terminal second-order sliding mode control of spacecraft on disturbance observer

LI Jia-wei†, LIU Ming, CAO Xi-bin

(School of Astronautics, Harbin Institute of Technology, Harbin Heilongjiang 150001, China)

Abstract: In order to eliminate the influence of disturbance torque and structural uncertainty on the maneuvering control performance of rigid satellite attitude tracking, a non-singular terminal second-order sliding mode control method based on a novel disturbance observer is proposed in this paper. Firstly, a disturbance observer combined with a tracking differentiator is designed to estimate the uncertain items in the satellite system. The estimated value is used for feedforward compensation, and the estimation error is guaranteed to converge within a limited time. On this basis, a non-singular terminal sliding mode surface is designed to ensure that the attitude error can converge in finite time when the system reaches the sliding mode, and the controller is designed by using the second-order sliding mode reaching law to ensure that the system reaches the sliding mode in a finite time. At the same time, the existing disturbance can be further suppressed when the error of the disturbance observer is not fully converged, and the finite-time stability of the closed-loop attitude tracking system can be achieved, and its stability is strictly proved by the Lyapunov method. Simulation results show that the error of the disturbance estimation value can be converged in limited time, which proves that the control method has good robustness to the existing uncertain disturbances, and the chattering phenomenon is obviously weakened because the disturbance is compensated.

Key words: satellite attitude tracking; disturbance observer; terminal sliding mode surface; finite time; second-order sliding mode control

Citation: LI Jiawei, LIU Ming, CAO Xibin. Non-singular terminal second-order sliding mode control of spacecraft on disturbance observer. *Control Theory & Applications*, 2023, 40(11): 1972 – 1980

收稿日期: 2022−05−29; 录用日期: 2023−05−10.

†通信作者. E-mail: lijiawei1998328@163.com; Tel.: +86 15543943511.

本文责任编委: 李世华.

国家自然科学基金基础科学中心项目(62188101), 黑龙江头雁团队国家自然科学基金项目(61833009, 61690212, 51875119), 广东省基础与应用基础重大项目(2019B030302001)资助.

Supported by the National Natural Science Foundation of China (62188101), the Heilongjiang Touyan Team and the National Natural Science Foundation of China (61833009, 61690212, 51875119) and the Guangdong Major Project of Basic and Applied Basic Research (2019B030302001).

1 引言

目前遥感卫星在军事侦测、海洋气候监测以及国土资源勘查与保护等领域有着极其重要的作用. 但由于受到观测视角有限及载荷工作条件等因素的影响, 绝大部分太空任务都要求遥感卫星具有可以快速响应的姿态跟踪能力, 即可以在有限时间内快速稳定地机动到期望区域, 以保证有效载荷可以获得充足的工作时间. 在过去的二十多年里, 有限时间姿态跟踪控制设计受到了众多学者的关注, 并提出了很多行之有效的方法, 如自适应控制、滑模控制、输出反馈控制、最优控制、模型预测控制等方法. 总体来说, 用来解决航天器姿态控制问题的主要有线性控制和非线性控制两种, 其中线性控制常用的方法主要有状态反馈控制和输出反馈控制, 而非线性控制主要包括有滑模控制、反步控制、模型预测控制等. 航天器线性控制的研究主要针对多种不确定性问题, 考虑执行机构结构变化和运动信息缺失情况的控制算法较少, 而对于航天器非线性控制的研究很少考虑摄动、信息缺失或存在时滞不确定性的情况. 对于姿态控制系统的非线性控制, 主要基于以四元数、罗德里格参数和修正的罗德里格参数描述的模型, 可有效消除奇异性, 但对小角度姿态控制问题来说, 基于欧拉角的线性模型更适合实际工程, 且控制算法也有一定的普适性.

前馈补偿控制和滑模变结构控制[1−7]是可有效提高卫星快速姿态机动能力的较为常用的方法. 其中, 文献[2]提出了一种用于卫星姿态机动的鲁棒有限时间控制算法, 其将固定滑模修改为动态滑模, 从而达到有限时间稳定性. 文献[5]针对航天器近距离交会段的位姿耦合控制问题, 设计了一种六自由度位姿终端滑模自适应控制器, 通过引入显含正弦函数的切换项, 来避免奇异问题, 可以全局提高跟踪精度, 具有较高的精度和良好的干扰抑制能力. 文献[6]考虑高超声速飞行器飞行过程中参数的不确定性, 设计了一种自适应模糊二阶滑模控制器, 用于控制高超声速飞行器的姿态, 可以有效地减小抖振, 并对姿态角指令实现准确快速地跟踪. 文献[7]针对航天器姿态跟踪控制的快速性需求, 提出一类自适应终端滑模有限时间控制方法, 通过引入饱和函数, 解决了终端滑模控制器的奇异问题, 该方法设计的控制器具有较高的控制精度和响应速度. 卫星精准姿态控制经常会面临干扰力矩和卫星转动惯量不确定性等多种问题, 这些干扰因素会导致控制方法无法提前获取准确的卫星动力学参数, 进而很大程度上影响到姿态跟踪控制的精度. 在现有的研究中, 对于这类问题有多种解决方法, 可以将各种不确定性因素视为一类总集扰动, 然后, 采用鲁棒姿态控制方法[8−11], 来保证卫星姿态控制系统对于不确定扰动仍然具有良好的鲁棒性. 文献[12]设计了模糊滑模与神经网络混合控制方法, 来改善原始混沌卫星系统中的混沌状态, 采用基于指数趋近律的模糊滑模控制方法对抖振进行减弱. 文献[13]以卫星姿态控制动量球为研究对象, 提出了一种基于模糊滑模的运动控制方法. 根据动量球转子运动模型非线性、强耦合的特点, 利用模糊滑模控制算法克服模型误差及外界扰动的影响. 文献[14]基于数据驱动控制思想, 针对卫星姿态控制系统控制过程中存在随机干扰等特点, 设计了3种不依赖于被控对象精确数学模型的控制器. 文献[15]考虑在执行空间任务时所遇到的外部干扰以及故障等情况, 结合反步控制方法和分数阶非奇异终端滑模控制技术, 开发了一种集成容错控制方法, 使闭环系统不仅具有良好的鲁棒性, 而且对传感器故障具有更好的容错能力. 在众多鲁棒控制方法中, 滑模变结构控制方法由于具有对不确定因素抗扰性强、响应快速稳定等优点, 在鲁棒姿态跟踪控制器中得到了广泛的应用. 文献[16]利用双曲正弦函数, 设计了一种新型的切换函数, 并基于此切换函数开发了一种考虑抗退绕现象的滑模姿态机动控制器, 以确保闭环系统对干扰和不确定性的鲁棒性. 文献[17]基于动态滑模提出了一种卫星姿态机动鲁棒有限时间控制算法, 将标准滑模改为动态滑模, 保持其固有的鲁棒性, 并保证有限时间稳定性. 文献[18]为抑制在导弹制导过程中的抖振现象, 基于非齐次快速终端滑模面和二阶滑模控制理论, 设计了耦合项非奇异快速终端三维二阶滑模制导律. 文献[19]使用二阶滑模控制和最优控制, 开发了一种针对执行最坏情况机动的弹道目标实现击杀精度的制导律. 文献[20]针对多机器人系统编队具有未知界限的不确定性和干扰问题, 提出了一种基于超扭曲定律的二阶滑模控制方法. 鲁棒控制方法对干扰和不确定性不敏感, 并在控制性能允许的情况下对其实现鲁棒性. 此外, H_∞控制方法也能在存在参数不确定性和外部干扰的情况下, 确保系统的鲁棒稳定性. 文献[21]研究了航天器交会控制问题, 同时也提出了航天器控制系统中出现在控制系统初始运行阶段或系统性能衰减阶段的控制器增益摄动问题.

本文将干扰/不确定因素进行估计或者确定其上界, 然后再基于估计值设计补偿控制器, 进而减弱干扰的影响. 文献[22]提出了一种自适应干扰观测器(adaptive disturbance observer, ADO)和柔性振动观测器(flexible vibration observer, FVO), 来估计集中不确定性和柔性振动, 并基于所提出的观测器设计控制器来抑制柔性振动. 文献[23]研究设计了一种基于扩展状态观测器的滑模控制器, 利用边界层函数弱化系统的振荡响应改进传统的观测器, 提高了控制器的响应精度. 文献[24]针对卫星姿态控制系统执行机构故障, 设计了基于滑模观测器的滑模容错控制律. 文献[25]针对再入飞行器鲁棒姿态控制问题提出一种基于高阶滑模观测器的自适应时变滑模控制器设计方法, 消

除了控制器设计过程中对系统不确定性上界已知的要求, 也可对于具有不确定性因素的卫星转动惯量进行在轨辨识[26–28], 但其在进行参数辨识时, 角加速度是由角速度测量值的数值方法得到, 会对辨识精度造成影响.

对上述方法进行详细分析之后可发现, 尽管鲁棒姿态控制方法可以保证对不确定扰动的鲁棒性, 但其所设计的控制器总是具有非常复杂的结构. 对于实际的工程来说, 这样的复杂的控制器是脆弱的或者很难实现的, 并且现有的大多数观测器方法都需要一定的收敛时间, 观测器估计值在未完全拟合不确定项的时候, 系统仍然会存在未被补偿的不确定干扰, 这对于高精度要求的姿态响应任务会造成一定影响. 针对这些潜在的问题, 本文从实际工程角度出发, 基于文献[29–32]做出的研究, 提出一种扰动观测器与非奇异终端二阶滑模控制方法相结合的姿态机动控制方法. 首先, 文章设计了一种用于估计由扰动和惯性惯量不确定引起的不确定力矩观测器, 该观测器能够对动态干扰提供快速准确的估计, 并在有限时间后估计误差收敛; 然后, 基于估计值设计前馈补偿, 并集成到非奇异终端二阶滑模控制器中, 当观测器误差未完全收敛时, 滑模控制器可以对未补偿干扰进一步抑制, 保证其鲁棒性, 二阶滑模控制保证实现名义姿态系统的有限时间稳定. 仿真结果表明观测器可以在有限时间内对未知扰动进行估计, 该姿态跟踪系统可以有效地抑制系统的不确定性和干扰力矩.

2 卫星姿态跟踪系统建模及问题描述

2.1 刚性卫星姿态跟踪系统的数学模型

为了建立刚体卫星的姿态运动学和姿态动力学模型, 文章使用四元数, 来描述固联在卫星上的本体坐标系相对于惯性坐标系的姿态. 由文献[7]可知, 刚体卫星的姿态动力学模型为

$$J\dot{\omega}+\omega^{\times}(J\omega)=u+d, \tag{1}$$

式中: ω表示卫星在惯性系下的绝对角速度矢量, 其在本体固联系中坐标形式为$\omega=[\omega_1\ \ \omega_2\ \ \omega_3]^{\mathrm{T}}$; J为卫星整星的转动惯量矩阵; u为执行机构作用在卫星三轴上的控制力矩; d为动态干扰力矩; $\omega^{\times}$为一种斜对称矩阵, 表示如下:

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

刚体卫星姿态运动学模型为

$$\dot{q}_{\mathrm{s}}=\frac{1}{2}(q_{\mathrm{s}}^{\times}+q_0E_3)\omega, \tag{2}$$

$$\dot{q}_0=-\frac{1}{2}q_{\mathrm{s}}^{\mathrm{T}}\omega, \tag{3}$$

式中: $q=[q_0\ \ q_1\ \ q_2\ \ q_3]^{\mathrm{T}}=[q_0\ \ q_{\mathrm{s}}^{\mathrm{T}}]^{\mathrm{T}}$表示本体固联坐标系相对于惯性坐标系的姿态四元数, 并且满足四元数归一化条件; E_3为3阶单位阵. 为简便起见, 可定义函数$G=G(q)$如下:

$$G(q)=[-q_{\mathrm{s}}^{\mathrm{T}}\ \ \ q_0E_3+q_{\mathrm{s}}^{\times}]^{\mathrm{T}},$$

则姿态运动学模型可以重新写为

$$\dot{q}=\frac{1}{2}G(q)\omega. \tag{4}$$

考虑到三轴稳定卫星的姿态轨迹跟踪控制问题, 文章引入期望运动的参考坐标系, 并用期望四元数q_{d}表示从惯性坐标系到期望姿态的姿态描述. 本文希望本体固联坐标系跟踪参考坐标系运动, 则从期望参考坐标系到本体固联坐标系的姿态用跟踪误差四元数$q_{\mathrm{e}}=[q_{\mathrm{e}0}\ \ q_{\mathrm{es}}^{\mathrm{T}}]^{\mathrm{T}}$表示. 由相继转动的四元数表示和四元数乘法可知, 跟踪误差四元数与姿态四元数、期望四元数的关系如下:

$$q_{\mathrm{e}}=q_{\mathrm{d}}^{-1}\otimes q, \tag{5}$$

式中$\otimes$表示四元数乘法, 其定义如下:

对$\forall A=[a_0\ \ a_1\ \ a_2\ \ a_3]^{\mathrm{T}}$, $B=[b_0\ \ b_1\ \ b_2\ \ b_3]^{\mathrm{T}}$有

$$A\otimes B=\begin{bmatrix}a_0 & -a_1 & -a_2 & -a_3\\ a_1 & a_0 & -a_3 & a_2\\ a_2 & a_3 & a_0 & -a_1\\ a_3 & -a_2 & a_1 & a_0\end{bmatrix}\begin{bmatrix}b_0\\ b_1\\ b_2\\ b_3\end{bmatrix}. \tag{6}$$

在姿态跟踪过程中, 令ω_{e}表示本体固联坐标系相对于参考系的误差角速度; 令ω_{d}表示期望参考坐标系相对于惯性坐标系的旋转角速度, 并且表示为参考系下的坐标分量形式, 则有

$$\omega_{\mathrm{e}}=\omega+R\left(q_{\mathrm{e}}\right)\omega_{\mathrm{d}}, \tag{7}$$

式中$R(q_{\mathrm{e}})$为利用误差四元数计算得到的, 从参考系到本体系的坐标变换矩阵, 其具体表达式如下:

$$R\left(q_{\mathrm{e}}\right)=2\left(q_{\mathrm{es}}q_{\mathrm{es}}^{\mathrm{T}}-q_{\mathrm{e}0}q_{\mathrm{es}}^{\times}\right)+\left(q_{\mathrm{e}0}^2-q_{\mathrm{es}}^{\mathrm{T}}q_{\mathrm{es}}\right). \tag{8}$$

将式(7)–(8)代入式(1), 可得到刚体卫星的姿态跟踪误差动力学模型为

$$\begin{aligned}&J\dot{\omega}_{\mathrm{e}}+\left(\omega_{\mathrm{e}}+R\left(q_{\mathrm{e}}\right)\omega_{\mathrm{d}}\right)^{\times}J\left(\omega_{\mathrm{e}}+R\left(q_{\mathrm{e}}\right)\omega_{\mathrm{d}}\right)=\\&J\omega_{\mathrm{e}}^{\times}R\left(q_{\mathrm{e}}\right)\omega_{\mathrm{d}}-JR\left(q_{\mathrm{e}}\right)\dot{\omega}_{\mathrm{d}}+u+d.\end{aligned} \tag{9}$$

由式(4)–(5)可知, 刚体卫星的姿态跟踪误差运动学模型为

$$\dot{q}_{\mathrm{e}}=\frac{1}{2}G\left(q_{\mathrm{e}}\right)\omega_{\mathrm{e}}. \tag{10}$$

在进行问题描述之前, 先引入如下两条引理.

引理 1[33] 假设存在一个连续可微的正定函数$V(x):\mathbb{R}^n\rightarrow\mathbb{R}$, 其初值为$V(0)$, $\lambda_1, \lambda_2>0$, $0<\alpha<1$, 以及一个包含平衡点的邻域$D\in\mathbb{R}^n$, 使$V(x):\mathbb{R}^n\rightarrow\mathbb{R}$满足

$$\dot{V}\left(x\right)+\lambda_1V\left(x\right)+\lambda_2V^{\alpha}\left(x\right)\leqslant 0, \tag{11}$$

则任一从$D\in\mathbb{R}^n$开始的函数$V(x):\mathbb{R}^n\to\mathbb{R}$都能在有限时间内到达$V(x)\equiv0$, 即系统是有限时间稳定的, 且收敛时间满足

$$T\leqslant\frac{1}{\lambda_1(1-\alpha)}\ln\frac{\lambda_1V^{1-\alpha}(0)+\lambda_2}{\lambda_2}.\tag{12}$$

引理 2[34]　假设存在一个连续可微的正定函数$V(x):\mathbb{R}^n\to\mathbb{R}$, 其初值为$V(0)$, 并且当满足$\dot V(x)+\lambda V^\alpha(x)$是负半定函数, $0<\alpha<1$, $\lambda>0$, 则任一从$D\in\mathbb{R}^n$开始的函数$V(x):\mathbb{R}^n\to\mathbb{R}$都能在有限时间内到达$V(x)\equiv0$, 即系统是有限时间稳定的, 且收敛时间满足

$$T\leqslant\frac{V^{1-\alpha}(0)}{\lambda(1-\alpha)}.\tag{13}$$

2.2　问题描述

由于工质消耗或者有效载荷发生运动, 转动惯量矩阵在卫星实际运动中是不确定的. 因此, J可以记为$J=J_0+\Delta J$, 其中: J_0为正定矩阵, 表示卫星系统的名义惯量矩阵; 而ΔJ表示转动惯量的不确定部分. 则动力学(9)可以改写为

$$\dot\omega_{\rm e}=-J_0^{-1}\omega_{\rm e}^\times(J_0\omega_{\rm e})+J_0^{-1}u+T_{\rm u},\tag{14}$$

其中$T_{\rm u}$表示作用于姿态跟踪误差动力学的动力学不确定性和不确定力矩, 其具体表达式如下:

$$\begin{aligned}T_{\rm u}=J_0^{-1}(&d-(R(q_{\rm e})\omega_{\rm d})^\times J(R(q_{\rm e})\omega_{\rm d})+\\&J\omega_{\rm e}^\times(R(q_{\rm e})\omega_{\rm d})-\omega_{\rm e}^\times J(R(q_{\rm e})\omega_{\rm d})-\\&\Delta J\dot\omega_{\rm e}-JR(q_{\rm e})\dot\omega_{\rm d}-\omega_{\rm e}^\times\Delta J\omega_{\rm e}).\end{aligned}\tag{15}$$

为实现本文后续观测器及控制器的设计, 做出如下假设.

假设 1　假设本文中的总集未知干扰$T_{\rm u}$连续可微且有界. 即

$$\|\dot T_{\rm u}\|\leqslant\dot d_{\max},\tag{16}$$

其中$\dot d_{\max}$为一阶导数上界, 是未知正常数.

本文的控制目标为: 对于所建立的含有不确定项的刚性卫星姿态控制系统(14), 设计一个结构尽可能简单的二阶滑模控制器, 来保证卫星对期望的姿度跟踪指令实现精准的跟踪, 同时有效减少不确定因素的干扰, 即实现$\lim\limits_{t\to\infty}(q_{\rm es},\omega_{\rm e})=(0,0)$.

3　基于干扰观测器的二阶滑模控制器设计

3.1　干扰观测器的设计

为了对式(15)中的不确定动力学项进行估计, 首先将系统(14)改写为以下线性状态方程形式:

$$\begin{aligned}\omega_{\rm e}=&-m_1J_0^{-1}\omega_{\rm e}+m_1J_0^{-1}\omega_{\rm e}+J_0^{-1}u-\\&J_0^{-1}\omega_{\rm e}^\times(J_0\omega_{\rm e})+T_{\rm u},\end{aligned}\tag{17}$$

令$T_1=-J_0^{-1}\omega_{\rm e}^\times(J_0\omega_{\rm e})+T_{\rm u}+m_1J_0^{-1}\omega_{\rm e}$, 则式(17)可进一步改写为

$$\omega_{\rm e}=-m_1J_0^{-1}\omega_{\rm e}+J_0^{-1}u+T_1,\tag{18}$$

式中m_1为一个正的常数.

其次, 需要引入一个辅助系统, 其具体形式如下:

$$\dot y=-m_1J_0^{-1}y+J_0^{-1}u,\tag{19}$$

式中$y\in\mathbb{R}^3$为引入的可测辅助量, 利用该辅助变量与误差系统状态量$\omega_{\rm e}$作差构造一个新变量e, 其形式为

$$e(t)=\omega_{\rm e}-y.\tag{20}$$

将式(18)–(19)代入式(20), 则可以得到e的进一步表达形式为

$$\dot e(t)=-m_1J_0^{-1}e(t)+T_1.\tag{21}$$

对于所构造的系统式(18), 本文提出了一种新型扰动观测器, 即

$$\dot x_1=x_2,\tag{22}$$

$$\dot x_2=-\upsilon^2\operatorname{sgn}(x_1-e)|x_1-e|^\rho-\upsilon x_2,\tag{23}$$

$$\dot{\tilde e}=-m_2m_3\tilde e+x_2+m_2m_3e+m_4\lfloor a\rceil^{\frac{k}{l}},\tag{24}$$

上述观测器系统中, 根据文献[35], 将式(22)–(23)组成了一个跟踪微分器, x_1, x_2为新的辅助变量, 所输出的x_2在有限时间内, 可充分逼近e的数值微分, 证明过程在文献[35–36]中详细给出.

$\tilde e$是e的估计值, $a=e-\tilde e$代表观测器误差, m_2, m_3, m_4分别为其中的正增益调节系数, $\lfloor a\rceil^{\frac{k}{l}}=[|a_1|^{\frac{k}{l}}\times\operatorname{sgn}a_1\quad|a_2|^{\frac{k}{l}}\operatorname{sgn}a_2\quad|a_3|^{\frac{k}{l}}\operatorname{sgn}a_3]^{\rm T}$, k,l均为正整数, 并且满足$\dfrac{k}{l}<1$, 由于在实际系统中$\dot\omega_{\rm e}$无法直接测量得到, 因此, 在实际应用中引入一种跟踪微分器, 来得到精确的微分值, 并用于动态估计计算.

根据如之前所介绍的引理对下面定理展开证明.

定理 1　本文所提观测器的误差a, 可以在有限时间内收敛为0.

证　将各项代入观测器误差的定义式, 可以得到如下形式:

$$\begin{aligned}\dot a(t)=&\dot e-\dot{\tilde e}=\\&\dot e+m_2m_3\tilde e-\dot e-m_2m_3e-m_4\lfloor a\rceil^{\frac{k}{l}}=\\&-m_2m_3a-m_4\lfloor a\rceil^{\frac{k}{l}}.\end{aligned}\tag{25}$$

对于观测器误差系统式(25), 取其李雅普诺夫函数形式为

$$V_1=\frac12a^{\rm T}a,\tag{26}$$

对式(26)两端求导, 并将式(25)代入可得如下形式的李雅普诺夫函数:

$$\begin{aligned}\dot V_1=&a^{\rm T}\dot a=2m_2m_3V_1-m_4a^{\rm T}\lfloor a\rceil^{\frac{k}{l}}\leqslant\\&-2^{\frac{k+l}{2l}}m_4V_1^{\frac{k+l}{2l}}-2m_2m_3V_1,\end{aligned}\tag{27}$$

即

$$\dot V_1 + 2m_2m_3V_1 + 2^{\frac{k+l}{2l}}m_4V_1^{\frac{k+l}{2l}} \leqslant 0, \tag{28}$$

由于k, l均为正整数, 并且满足$\frac{k}{l}<1$, 所以$0<\frac{k+l}{2l}<1$. 根据引理1可知, 上述不等式(28)的镇定时间$T_{\rm reach}$满足, 当$t \geqslant T_{\rm reach}$时, $V_1(t) \equiv 0$.

$$T_{\rm reach} \leqslant \frac{l}{(l-k)m_2m_3}\ln(1+\frac{2^{\frac{l-k}{2l}}m_2m_3V_1^{\frac{l-k}{2l}}(0)}{m_4}), \tag{29}$$

式中$V_1^{\frac{l-k}{2l}}(0)$是初始值, 同时, 当$V_1(t)\equiv 0$时, 由式(26)可知, $a(t)=0$, 至此, 定理1可证.　证毕.

定理 2　利用所提出的观测器(24)对误差动力学模型中的动态不确定部分$T_{\rm u}$, 设计了估计律$T_{\rm eva}$, 其形式如下:

$$T_{\rm eva} = m_1\tilde e + J_0\dot e + \omega_{\rm e}^{\times}(J_0\omega_{\rm e}) - m_1\omega_{\rm e}, \tag{30}$$

则$J_0^{-1}T_{\rm eva}$即在经历有限镇定时间$T_{\rm reach}$之后成为$T_{\rm u}$的精准估计值.

证　令$T_{\rm e} = T_{\rm u} - J_0^{-1}T_{\rm eva}$, 其具体形式如下:

$$\begin{aligned} T_{\rm e} = {} & J_0^{-1}((J_0T_1 - m_1\omega_{\rm e} + \omega_{\rm e}^{\times}(J_0\omega_{\rm e})) - \\ & (J_0(m_1J_0^{-1}\tilde e + \dot e) - m_1\omega_{\rm e} + \omega_{\rm e}^{\times}(J_0\omega_{\rm e}))) = \\ & T_1 - (m_1J_0^{-1}\tilde e + \dot e). \end{aligned} \tag{31}$$

将式(12)代入式(25), 可以进一步得到

$$\begin{aligned} & T_{\rm e} = T_1 - \left(m_1J_0^{-1}\tilde e + \dot e\right) = \\ & T_1 - (m_1J_0^{-1}\tilde e - m_1J_0^{-1}e + T_1) = m_1J_0^{-1}a. \end{aligned} \tag{32}$$

由定理1可知, 在经历有限镇定时间$T_{\rm reach}$之后, $a=0$, 即定理2得证.　证毕.

由式(32)可知, 不确定动力学的估计误差在经过有限时间后变得非常小. 这说明在经历有限镇定时间$T_{\rm reach}$之后, 估计律可以对不确定动力学进行较好的估计. 此外, 通过调节增益系数, 可以使镇定时间尽可能小, 估计律将以更快的时间发挥作用. 定理2的证明表明, 所设计的观测器可以保证估计误差是有限时间内收敛的.

3.2　二阶滑模控制器的设计与分析

本文的控制目标是: 对于带有扰动的刚性卫星系统(14), 利用干扰观测器得到的精确估计值$T_{\rm eva}$, 设计一个结构简单可靠, 工程上易于实现的非奇异终端二阶滑模控制器, 来完成姿态跟踪机动控制任务, 保证在有限时间内, 既能对期望姿态角实现精准跟踪, 又能对干扰力矩和结构不确定因素具有较好的鲁棒性.

首先, 选取非奇异终端滑模面为

$$S = \omega_{\rm e} + \beta f(q_{\rm es}), \tag{33}$$

上式中$f(q_{\rm es}) = [f(q_{\rm es1})\ \ f(q_{\rm es2})\ \ f(q_{\rm es3})]^{\rm T}$的具体表达式为

$$f(q_{\rm esi}) = \begin{cases} |q_{\rm esi}|^r\operatorname{sgn}q_{\rm esi}, \\ \quad \hat a_i = 0或\hat a_i \neq 0,\ |q_{\rm esi}| > \theta, \\ m_{11}q_{\rm esi} + m_{12}|q_{\rm esi}|^2\operatorname{sgn}q_{\rm esi}, \\ \quad \hat a_i \neq 0,\ |q_{\rm esi}| \leqslant \theta, \end{cases} \tag{34}$$

上式中: $\hat a_i = \omega_{\rm ei} + \beta|q_{\rm esi}|^r\operatorname{sgn}q_{\rm esi}$, $m_{11} = (2-r)\theta^{r-1}$, $m_{12} = (r-1)\theta^{r-2}$, 对式(27)求导可得

$$\dot S = \dot\omega_{\rm e} + \beta\dot f(q_{\rm es}), \tag{35}$$

其中

$$\dot f(q_{\rm es}) = \begin{cases} r|q_{\rm esi}|^{r-1}\dot q_{\rm esi}, \\ \quad \hat a_i = 0或\hat a_i \neq 0,\ |q_{\rm esi}| > \theta, \\ m_{11}\dot q_{\rm esi} + 2m_{12}|q_{\rm esi}|\dot q_{\rm esi}, \\ \quad \hat a_i \neq 0,\ |q_{\rm esi}| \leqslant \theta. \end{cases}$$

将式(11)代入式(29)可得

$$\dot S = -J_0^{-1}\omega_{\rm e}^{\times}(J_0\omega_{\rm e}) + J_0^{-1}u + T_{\rm u} + \beta\dot f(q_{\rm es}). \tag{36}$$

选择二阶滑动模态趋近律为

$$\begin{cases} \dot S = -\alpha_1\operatorname{sgn}S|S|^{\left(1-\frac{1}{G}\right)} + K, \\ \dot K = -\alpha_2\operatorname{sgn}S|S|^{\left(1-\frac{2}{G}\right)}, \end{cases} \tag{37}$$

式中: $K = [K_1\ \ K_2\ \ K_3]^{\rm T}$为系统的扩展状态变量; G为大于2的正整数; α_1, α_2为趋近律的增益系数.

将各项代入滑动模态趋近律, 进而得到控制律

$$\begin{aligned} u = {} & J_0K + \omega_{\rm e}^{\times}(J_0\omega_{\rm e}) - J_0\beta\dot f(q_{\rm es}) - \\ & J_0\alpha_1\operatorname{sgn}S|S|^{\left(1-\frac{1}{G}\right)} - T_{\rm eva}. \end{aligned} \tag{38}$$

定理 3　对于带有扰动和不确定性因素的刚性航天器系统(14), 在应用控制律(38), 并选取合适参数的前提下, 卫星姿态跟踪误差和相应的角速度跟踪误差, 将在有限时间内收敛到0.

证　将式(38)代入式(14), 可得到新的误差方程模型为

$$\dot\omega_{\rm e} = -\beta\dot f(q_{\rm es}) + K - \alpha_1\operatorname{sgn}S|S|^{\left(1-\frac{1}{G}\right)}. \tag{39}$$

再将式(39)代入式(36)得到

$$\dot S = K - \alpha_1\operatorname{sgn}S|S|^{\left(1-\frac{1}{G}\right)}. \tag{40}$$

构造新的状态变量, 即

$$\eta_i = [\eta_{i1}\ \ \eta_{i2}]^{\rm T} = [\operatorname{sgn}S_i|S_i|^{(1-\frac{1}{G})}\ \ K_i]^{\rm T}, \tag{41}$$

式中$i = 1, 2, 3$, 进一步构造

$$\eta_i^{\rm T}\eta_i = |S_i|^{2\left(1-\frac{1}{G}\right)} + K_i^2 = \eta_{i1}^2 + \eta_{i2}^2, \tag{42}$$

则可以得到

$$|\eta_{i1}| = |S_i|^{\left(1-\frac{1}{G}\right)}, \tag{43}$$

对η_i进行求导可以得到

$$\begin{cases}\dot{\eta}_{i1}=(1-\dfrac{1}{G})\dfrac{\eta_{i2}-\alpha_1\eta_{i1}}{|S|^{1-\frac{1}{G}}}|S|^{1-\frac{2}{G}},\\ \dot{\eta}_{i2}=\dfrac{-\alpha_2\eta_{i1}}{|S|^{1-\frac{1}{G}}}|S|^{1-\frac{2}{G}},\end{cases}\tag{44}$$

将上式整理为向量形式, 可得

$$\dot{\eta}_i=C\eta_i,\tag{45}$$

其中选取李雅普诺夫函数的形式为

$$V_2=\frac{1}{2}\eta_i^{\mathrm{T}}Q\eta_i,\tag{46}$$

式中, 令$|S|^{1-\frac{1}{G}}=D$, Q的具体形式为

$$Q=\frac{1}{D}\begin{bmatrix}\dfrac{1}{2}\alpha_1^2+2\alpha_2 & \dfrac{-\alpha_1}{2}\\ \dfrac{-\alpha_1}{2} & 1\end{bmatrix},\tag{47}$$

其中: 令$\alpha_2>0$, Q为正定矩阵, 则可得到如下不等式关系:

$$|S|^{(1-\frac{1}{G})}\leqslant\|\eta_i\|\leqslant\frac{\sqrt{2}V_2^{\frac{1}{2}}}{\lambda_{\min}^{\frac{1}{2}}(Q)},\tag{48}$$

$$\frac{1}{2}\|\eta_i\|^2\lambda_{\min}(Q)\leqslant V_2\leqslant\frac{1}{2}\|\eta_i\|^2\lambda_{\max}(Q),\tag{49}$$

式中$\lambda_{\min}(Q)$, $\lambda_{\max}(Q)$分别代表正定阵Q的最小特征值、最大特征值.

对李雅普诺夫函数求导可以得到

$$\dot{V}_2=\frac{1}{2}\eta_i^{\mathrm{T}}(QC+C^{\mathrm{T}}Q)\eta_i=-\frac{1}{2}|S|^{1-\frac{1}{G}}\eta_i^{\mathrm{T}}M\eta_i,\tag{50}$$

式中M的具体形式为

$$M=\begin{bmatrix}(1-\dfrac{1}{G})(m_1^3+4m_1m_2)-m_1m_2 & (\dfrac{1}{G}-1)(m_1^2+2m_2)+m_2\\ m_2-(1-\dfrac{1}{G})(m_1^2+2m_2) & (1-\dfrac{1}{G})m_1\end{bmatrix}.\tag{51}$$

当满足$m_1>0, m_2<\dfrac{G(G-1)}{(G-2)^2}m_1$时, M为正定矩阵, 可得到如下关系:

$$-\frac{1}{2|S|^{1-\frac{1}{G}}}\lambda_{\max}(M)|\eta_i\|^2\leqslant\dot{V}_2\leqslant -\frac{1}{2|S|^{1-\frac{1}{G}}}\lambda_{\min}(M)\|\eta_i\|^2,\tag{52}$$

式中$\lambda_{\min}(M)$, $\lambda_{\max}(M)$分别代表正定阵M的最小特征值、最大特征值. 对式(52)进一步整理可以得到

$$\dot{V}_2\leqslant-\frac{1}{2}\lambda_{\min}(M)\frac{2V_2}{|S|^{(1-\frac{1}{G})}\lambda_{\max}(Q)},\tag{53}$$

由式(53)可进一步得到

$$\dot{V}_2\leqslant-\frac{1}{2}\frac{\lambda_{\min}^{\frac{1}{2}}(Q)}{\sqrt{2}V_2^{\frac{1}{2}}}\lambda_{\min}(M)\frac{2V_2}{\lambda_{\max}(Q)}\leqslant \frac{-\sqrt{2}\lambda_{\min}^{\frac{1}{2}}(Q)\lambda_{\min}(M)}{2\lambda_{\max}(Q)}V_2^{\frac{1}{2}}.\tag{54}$$

令$b=\dfrac{-\sqrt{2}\lambda_{\min}^{\frac{1}{2}}(Q)\lambda_{\min}(M)}{2\lambda_{\max}(Q)}$, 则

$$\dot{V}_2\leqslant-bV_2^{\frac{1}{2}}.\tag{55}$$

由引理2可知, 滑动模态将会在有限时间内收敛到0. 根据文献[36–37]的定理1可知, 当系统在有限时间内到达滑动模态时, 本文所设计的非奇异终端滑模面(33), 可以保证误差四元数和误差角速度, 在有限时间内收敛, 即定理3得证.　证毕.

4 仿真实验

本文将对一个刚性卫星模型来进行仿真实验, 刚性卫星模型的基本参数如下所示.

卫星的转动惯量矩阵为

$$J=\begin{bmatrix}40&0&0\\0&42.5&0\\0&0&50.2\end{bmatrix}\mathrm{kg}\cdot\mathrm{m}^2.$$

转动惯量矩阵不确定部分$\Delta J=0.2J$, 干扰观测器(24)中的增益系数选择为: $m_1=0.04$, $m_2=35$, $m_3=75$, $m_4=157$, $k=97$, $l=93$.

滑模控制器部分下的参数选择为: $\beta=0.2$, $r=0.7$, $\theta=0.02$, $G=10$, $\alpha_1=0.3$, $\alpha_2=0.1$, 其中K的初值为0. 所期望的跟踪角速度为

$$\omega_{\mathrm{d}}=\begin{bmatrix}0.03\sin\dfrac{\pi t}{200}\\0.03\sin\dfrac{\pi t}{300}\\0.03\sin\dfrac{\pi t}{250}\end{bmatrix}\mathrm{rad/s}.$$

在仿真实验中, 对一种严重干扰力矩进行了仿真, 其具体形式为

$$d=3\times10^{-4}\times\begin{bmatrix}\sin(0.8t)\\\cos(0.5t)\\\cos(0.3t)\end{bmatrix}\mathrm{N}\cdot\mathrm{m}.$$

初始姿态为$q=[0.501\ \ 0.906\ \ -0.755\ \ 0.453]^{\mathrm{T}}$; 初始期望姿态为$q_{\mathrm{d}}=[1\ \ 0.04\ \ -0.06\ \ 0.01]^{\mathrm{T}}$; 初始角速度为$\omega_0=[-0.001\ \ 0.002\ \ -0.0009]^{\mathrm{T}}$ rad/s; 控制力矩限幅为0.5 $\mathrm{N}\cdot\mathrm{m}$.

当所提出的控制方法用于执行姿态跟踪机动时, 姿态跟踪控制结果如图1–2所示. 仿真结果表明, 姿态响应和角速度响应的时间约为55 s, 所设计的方法成功地实现了姿态跟踪机动任务, 保证了姿态跟踪误差

和角速度在有限时间内稳定.

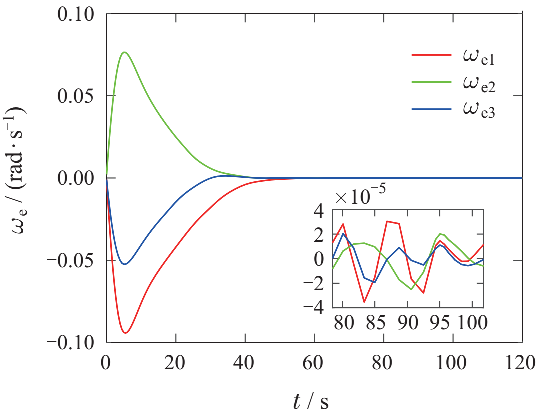

图 1 误差角速度曲线ω_e

Fig. 1 Angular velocity tracking error ω_e

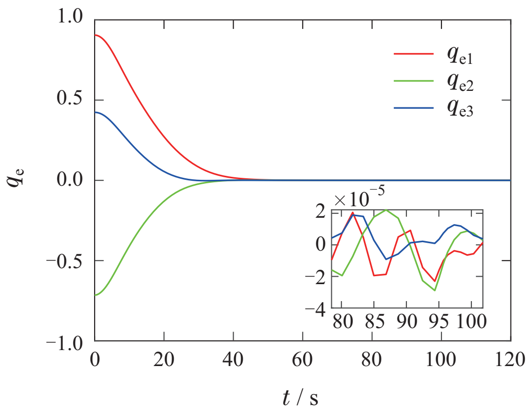

图 2 误差四元数矢量部分变化曲线q_e

Fig. 2 Attitude tracking error q_e

由于采用了基于观测器的估计律, 因此, 获得了优越的姿态跟踪性能. 不确定动态及其使用本文设计的观测器的估计分别如图3–5所示. 可以看出, 不确定的力矩的估计对实际值实现了快速地, 较好的跟踪, 即验证了定理1. 图6代表执行器输出力矩随时间的变化曲线, 由于干扰力矩被补偿, 可以看到其没有明显的抖振现象. 图7为滑动模态变化图, 其可以在有限时间收敛, 验证了定理2, 进而保证了误差姿态角和误差角速度会在有限时间收敛, 其稳态误差为0.00003左右. 通过对上述仿真结果分析可知, 由于二阶滑模控制方法中的不连续输入作用于滑模面的二阶导数, 使得整个控制系统的抖振得到有效减弱, 所以在具有外部扰动及转动惯量不确定性的情况下, 二阶滑模控制算法响应时间较快、稳态误差较小, 对外界扰动具有较强的鲁棒性和良好的控制性能.

5 结论

本文对于刚性卫星的姿态跟踪机动问题, 提出了一种有效的基于干扰观测器的非奇异终端二阶滑模控制方法. 该方法能够在扭矩干扰、惯性不确定, 甚至执行机构动力学的情况下, 实现高精度的指向控制, 并实现有限时间内稳定. 应用该方法, 可以在有限时间内, 补偿不确定性动力学, 减少了控制力矩的抖振现象. 二阶滑模趋近律的设计, 可以保证滑动模态在有限时间收敛为零. 滑模面的选取, 可以保证姿态角和误差角速度在滑动模态收敛后, 在有限时间内进一步收敛, 实现了抗干扰和不确定惯性抑制控制, 并保证了有限时间稳定. 本文所提出的二阶滑模控制器结构简单, 而且不涉及耗时的设计过程, 对星载计算的要求也更少, 因此, 具有实用性.

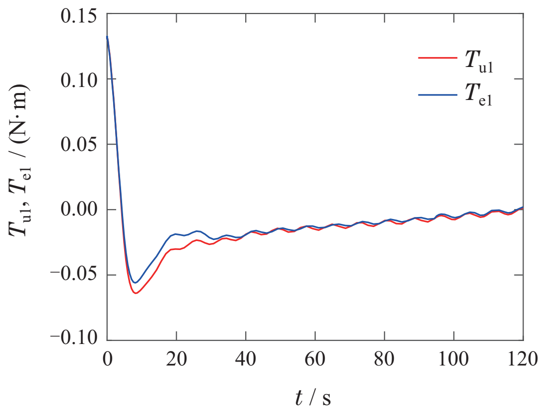

图 3 不确定动态T_{u1}和估计值T_{e1}

Fig. 3 T_{u1} and T_{e1}

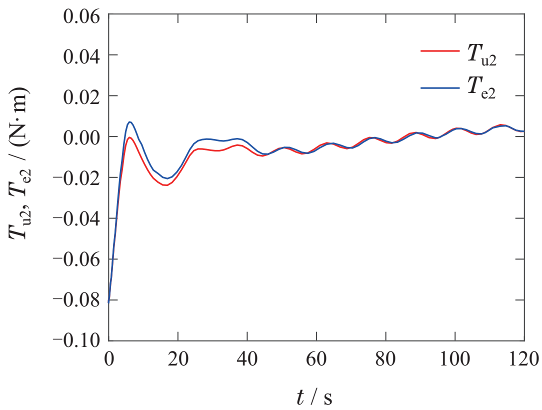

图 4 不确定动态T_{u2}和估计值T_{e2}

Fig. 4 T_{u2} and T_{e2}

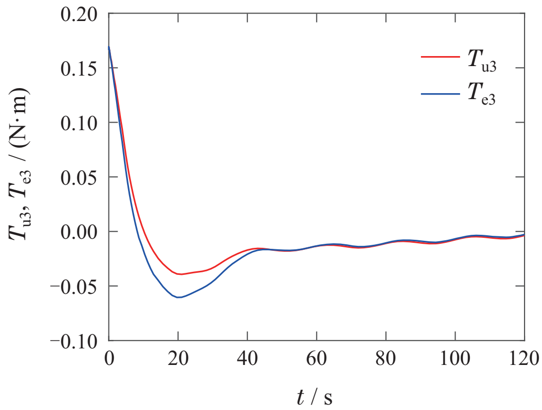

图 5 不确定动态T_{u3}和估计值T_{e3}

Fig. 5 T_{u3} and T_{e3}

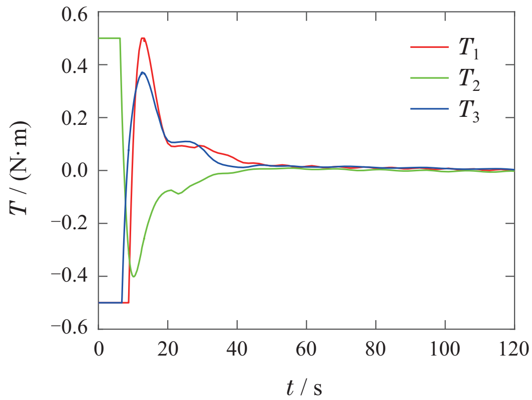

图 6 输出力矩曲线

Fig. 6 Commanded control input T

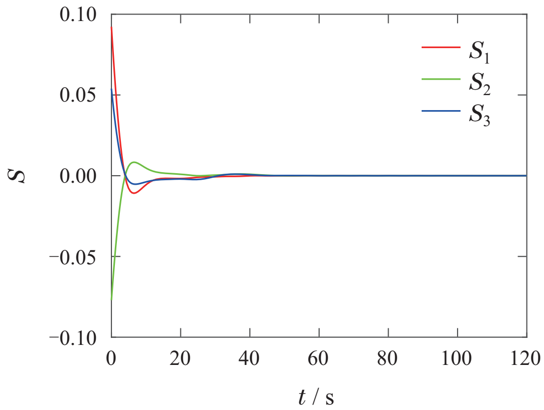

图 7 滑动模态S

Fig. 7 Sliding mode S

参考文献:

[1] XIAO Y, DONG Y E, SUN Z W, et al. Finite-time output feedback attitude control for rigid-flexible coupling satellites. *Journal of Astronautics*, 2017, 38(5): 516 – 525.

[2] LI Y, LIANG H. Robust finite-time control algorithm based on dynamic sliding mode for satellite attitude maneuver. *Mathematics*, 2021, 10(1): 111.

[3] DI F Q, LI A J, GUO Y, et al. Event-triggered sliding mode attitude coordinated control for spacecraft formation flying system with disturbances. *Acta Astronautica*, 2021, 188: 121 – 129.

[4] LI Z, YU G, ZHANG Q, et al. Adaptive sliding mode control for spacecraft rendezvous with unknown system parameters and input saturation. *IEEE Access*, 2021, 9: 67724 – 67733.

[5] YUAN Li, MA Guangfu, DONG Jingwei, et al. Fixed time terminal sliding mode control for close range rendezvous. *Journal of Astronautics*, 2018, 39(2): 195 – 205.
(袁利, 马广富, 董经纬, 等. 航天器近距离交会的固定时间终端滑模控制. 宇航学报, 2018, 39(2): 195 – 205.)

[6] GUAN Ping, HE Zhiwei, GE Xinsheng. Second-order sliding mode attitude control based on fuzzy control for hypersonic vehicle. *Control and Decision*, 2019, 34(9): 1901 – 1908.
(管萍, 和志伟, 戈新生. 基于模糊控制的高超声速飞行器二阶滑模姿态控制. 控制与决策, 2019, 34(9): 1901 – 1908.)

[7] MA Guangfu, ZHU Qinghua, WANG Pengyu, et al. Adaptive prescribed performance attitude tracking control for spacecraft via terminal sliding-mode technique. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2018, 39(6): 321763 – 321763.
(马广富, 朱庆华, 王鹏宇, 等. 基于终端滑模的航天器自适应预设性能姿态跟踪控制. 航空学报, 2018, 39(6): 321763 – 321763.)

[8] JIN E, JIANG X, SUN Z. Robust decentralized attitude coordination control of spacecraft formation. *Systems & Control Letters*, 2008, 57(7): 567 – 577.

[9] XIA K, CHUNG W, SON H. Dynamics estimator based robust fault-tolerant control for VTOL UAVs trajectory tracking. *Mechanical Systems and Signal Processing*, 2022, 162(7): 108062.

[10] JASTRZEBSKI M, KABZIŃSKI J, MOSIOŁEK P. Finite-time, robust, and adaptive motion control with state constraints: Controller derivation and real plant experiments. *Energies*, 2022, 15(3): 934.

[11] ZHOU Yiwen, ZHONG Kewei, ZHANG Wanchao, et al. Adaptive attitude control of super-twisting sliding mode for near space vehicle. *Aerospace Control and Application*, 2022, 48(1): 9 －15.
(周奕雯, 仲科伟, 张万超, 等. 临近空间飞行器超螺旋滑模自适应姿态控制. 空间控制技术与应用, 2022, 48(1): 9 －15.)

[12] CAO Yujia. *Satellite attitude control based on fuzzy sliding mode and neural network*. Harbin: Harbin Engineering University, 2018.
(曹雨佳. 模糊滑模与神经网络混合卫星姿态控制. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2018.)

[13] LI Guidan, ZOU Zhiqing, LI Bin. Fuzzy slide-mode control of reaction sphere for attitude control of satellite. *Aerospace Control,* 2018, 36(1): 60 – 65.
(李桂丹, 邹志强, 李斌. 卫星姿态控制用动量球模糊滑模控制. 航天控制, 2018, 36(1): 60 – 65.)

[14] WANG Dongwei. *Research on satellite attitude control based on date-driven theory*. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2012.
(王东巍. 基于数据驱动的卫星姿态控制研究. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2012.)

[15] BAI Lang. *Research on robust fault tolerant control method for rigid satellite attitude control system*. Nanjing: Nanjing University of Posts and Telecommunications, 2020.
(白浪. 刚性卫星姿控系统鲁棒容错控制方法研究. 南京: 南京邮电大学, 2020.)

[16] DONG R, WU A G, ZHANG Y. Anti-unwinding sliding mode attitude maneuver control for rigid spacecraft. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 2021, 67(2): 978 – 985.

[17] LI Y, LIANG H. Robust finite-time control algorithm based on dynamic sliding mode for satellite attitude maneuver. *Mathematics*, 2021, 10(1): 111.

[18] ZHAO F J, YOU H. New three-dimensional second-order sliding mode guidance law with impact-angle constraints. *The Aeronautical Journal*, 2020, 124(1273): 368 – 384.

[19] PUSHPANGATHAN J V, KANDATH H, BALAKRISHNAN A. Hit-to-kill accurate minimum time continuous second-order sliding mode guidance for worst-case target maneuvers. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 2021, 235(7): 729 – 744.

[20] QIAN D, ZHANG G, WANG J, et al. Second-order sliding mode formation control of multiple robots by extreme learning machine. *Symmetry*, 2019, 11(12): 1444.

[21] GAO X , TEO K L , DUAN G R . Robust H_∞ control of spacecraft rendezvous on elliptical orbit. *Journal of the Franklin Institute*, 2012, 349(8): 2515 – 2529.

[22] ZHU W, ZONG Q, TIAN B, et al. Disturbance observer-based active vibration suppression and attitude control for flexible spacecraft. *IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics: Systems*, 2020, 52(2): 893 – 901.

[23] MA F, YANG Z, JI P. Sliding mode controller based on the extended state observer for plant-protection quadrotor unmanned aerial vehicles. *Mathematics*, 2022, 10(8): 1346.

[24] CHENG Yuehua, JIANG Bin, SUN Jun, et al. Sliding mode fault tolerant control for satellite attitude systems based on sliding mode observer. *Journal of Shanghai Jiaotong University*, 2011, 45(2): 190 – 194.
(程月华, 姜斌, 孙俊, 等. 基于滑模观测器的卫星姿态控制系统滑模容错控制. 上海交通大学学报, 2011, 45(2): 190 – 194.)

[25] WANG Liang, LIU Xiangdong, SHENG Yongzhi. High-order sliding mode observer based adaptive time-varying sliding mode for re-entry attitude control. *Control and Decision*, 2014, 29(2): 281 – 286.
(王亮, 刘向东, 盛永智. 基于高阶滑模观测器的自适应时变滑模再入姿态控制. 控制与决策, 2014, 29(2): 281 – 286.)

[26] BERGMANN E, DZIELSKI J. Spacecraft mass property identification with torque-generating control. *Journal of Guidance Control and Dynamics*, 1990, 13(1): 99 – 103.

[27] WILSON E, SUTTER D W, MAH R W. Multiple concurrent recursive least squares identification. *Proceedings of IASTED International Conference on Intelligent Systems and Control*. Honolulu, HI: ACTA, 2004: 319 – 323.

[28] WEI Weixing, MO Shaoqing, QIN Chunfang, et al. Fuzzy par ameters identification based on BP neur al network. *Computer Engineering and Applications*, 2008, 44(18): 44 – 47.
(韦卫星, 磨少清, 覃春芳, 等. 基于BP神经网络的模糊参数辨识. 计算机工程与应用, 2008, 44(18): 44 – 47.)

[29] XIAO B, YIN S, WU L. A structure simple controller for satellite attitude tracking maneuver. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 2016, 64(2): 1436 – 1446.

[30] ZHOU Mingzhen, LIAO Zhiqing. Manipulator trajectory tracking controller by combining disturbance observer and sliding mode control. *Machinery Design & Manufacture*, 2021, (12): 215 – 219.
(周名侦, 廖志青. 干扰观测器与滑模控制结合的机械臂跟踪控制. 机械设计与制造, 2021, (12): 215 – 219.)

[31] HAN Jingqing, YUAN Lulin. The discrete from of tracking-differentiator. *Journal of Systems Science and Mathematical Sciences*, 1999, 19(3): 263 – 273.
(韩京清, 袁露林. 跟踪–微分器的离散形式. 系统科学与数学, 1999, 19(3): 263 – 273.)

[32] HUANG L, PEI H. Design of yaw controller for a small unmanned helicopter based on improved ADRC. *Advances in Guidance, Navigation and Control*, 2022, DOI: 10.1142/S273748072140001X.

[33] POLYAKOV A. Nonlinear feedback design for fixed-time stabilization of linear control systems. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 2012, 57(8): 2106 – 2110.

[34] ZUO Z. Non-singular fixed-time terminal sliding mode control of non-linear systems. *IET Control Theory & Applications*, 2014, 9(4): 545 – 552.

[35] HAN Jingqing. *Active Disturbance Rejection Control Technique: The Technique for Estimating and Compensating the Uncertainties*. Beijing: National Defense Industry Press, 2008.
(韩京清. 自抗扰控制技术: 估计补偿不确定因素的控制技术. 北京: 国防工业出版社, 2008.)

[36] MAO Haijie, LI Wei, FENG Xiaolin. Design of nonlinear tracking differentiator based on hyperbolic tangent function. *Journal of Computer Applications*, 2016, 36(S1): 305 – 309.
(毛海杰, 李炜, 冯小林. 基于双曲正切的非线性跟踪微分器设计. 计算机应用, 2016, 36(S1): 305 – 309.)

[37] SHAO S, ZONG Q, TIAN B, et al. Finite-time sliding mode attitude control for rigid spacecraft without angular velocity measurement. *Journal of the Franklin Institute*, 2017, 354(12): 4656 – 4674.

作者简介:

李佳玮 硕士研究生, 研究方向为滑模控制理论研究与应用, E-mail: lijiawei1998328@163.com;

刘 明 教授, 卫星技术研究所副所长, 研究方向为基于人工智能技术的航天器故障诊断技术、网络化安全控制(事件触发、网络信息安全、信息物理系统)、滑模控制、故障诊断和容错控制, E-mail: mingliu23@hit.edu.cn;

曹喜滨 教授, 中国工程院院士, 研究方向为航天器总体优化设计与系统仿真、航天器编队飞行动力学与控制, E-mail: xbcao@hit.edu.cn.