



基于最小特征值的挠性航天器执行器故障自适应补偿技术

马亚杰^{1,2,3*}, 姜斌^{1,2,3}, 任好^{1,2,3}

1. 南京航空航天大学自动化学院, 南京 211106
2. 先进飞行器导航、控制与健康管理和工业和信息化部重点实验室, 南京 211106
3. 江苏高校物联网与控制技术重点实验室, 南京 211106

* 通信作者. E-mail: yajiem@nuaa.edu.cn

收稿日期: 2020-06-18; 修回日期: 2020-07-25; 接受日期: 2020-08-18; 网络出版日期: 2021-04-19

国家自然科学基金项目 (批准号: 61703204, 61773201, 61533009)、江苏省自然科学基金项目 (批准号: BK20170807)、中央高校基础科研业务费 (批准号: NC2020002, NP2020103)、高等学校学科创新引智计划 (111 计划) (批准号: B20007)、“十三五”装备预研项目 (批准号: 30501050403)、空间智能控制重点实验室基金项目 (批准号: 6142208180201) 和装备预研航天科技联合基金项目 (批准号: 6141B060910) 资助

摘要 本文针对挠性航天器执行器故障问题, 提出了一种基于最小特征值的自适应故障补偿方法. 首先, 针对由故障和挠性模态引起的系统不确定性进行参数化; 其次, 为了解决由故障引起的控制增益矩阵的不确定性, 构造了新的控制增益矩阵, 并利用该矩阵的最小特征值设计标称控制信号; 而后, 设计自适应律对标称控制信号中的不确定参数进行估计, 构成自适应控制信号, 保证了系统稳定性和渐近跟踪性能; 最后, 仿真结果验证了本文提出的自适应控制方法的有效性.

关键词 执行器故障, 自适应补偿, 控制增益矩阵, 挠性航天器, 最小特征值

1 引言

随着空间技术的飞速发展, 航天器的服务范围已从通信拓展到导航、气象等诸多方面, 如地球观测、在轨服务等轨道任务. 现代航天任务的复杂性日益增加, 需要先进的控制技术保证航天器的在轨稳定性和高精度跟踪性能^[1,2]. 但由于航天器运行环境恶劣, 如强辐射和昼夜温差, 经常引发执行器的故障, 使得系统性能下降甚至是不稳定, 危及轨道任务的完成, 导致巨大的损失. 执行器故障会引入一些系统不确定性, 如控制结构的显著变化会引起控制增益矩阵的不确定性. 执行器故障可分常数、分段常数或者连续时变的, 如执行器卡死故障可使得控制增益矩阵变为不确定的常值矩阵; 长时间的运行导致执行器温度的升高会使得执行器效率逐渐降低到零, 使得控制增益矩阵为不确定连续时变矩阵. 一个不确定的控制增益矩阵会使控制设计变得更复杂和困难, 尤其是在当它为时变的时候. 因此, 为

引用格式: 马亚杰, 姜斌, 任好. 基于最小特征值的挠性航天器执行器故障自适应补偿技术. 中国科学: 信息科学, 2021, 51: 834-850, doi: 10.1360/SSI-2020-0184
Ma Y J, Jiang B, Ren H. Minimum eigenvalue-based adaptive compensation of actuator faults for flexible spacecraft (in Chinese). Sci Sin Inform, 2021, 51: 834-850, doi: 10.1360/SSI-2020-0184

了保证航天器在轨任务的顺利完成,亟需有效的故障补偿技术来降低执行器故障带来的安全风险.而对于故障补偿控制设计而言,如何处理控制增益矩阵特别是时变控制增益矩阵的不确定性尤为重要.

近年来,容错控制问题在各个领域都得到了广泛的研究^[3~9].对于航天器姿态控制系统故障补偿问题,国内外学者提出了一系列的控制算法,如增益调度/线性时变参数控制^[10]、多模型控制^[11]、滑模控制^[12]等.对于挠性航天器执行器故障容错控制研究,文献[13]采用了一类自适应反馈控制方法;文献[14]提出了一类滑模控制策略;文献[15]提出了一种基于 T-S 模糊模型描述的方法;文献[16]提出了一种自适应终端滑模控制算法;文献[17]提出了一种基于主动反步控制技术的故障补偿算法;文献[18]提出了一种直接自适应算法;文献[19]采用了一类自适应变结构容错控制方法;文献[20]提出了一类基于不确定性分解自适应容错控制方案.文献[21]设计了一种有限时间控制算法;文献[22]采用了一种基于新型指数形式的非奇异快速滑模容错控制方法;文献[23,24]分别采用了一种基于滑模控制和一种基于故障检测的故障补偿方法.文献[25]采用神经网络处理系统不确定性,设计了一种自适应滑模控制器.目前针对挠性航天器执行器故障问题的研究成果,很少有针对时变故障的,特别是如何处理时变的不确定控制增益矩阵同时保证系统渐近跟踪性能,是一个既有意义又具有挑战性的课题.

本文针对挠性航天器姿态控制系统执行器故障问题,提出了一种新的自适应补偿方法,保证系统存在时变不确定性特别是时变不确定控制增益矩阵时的渐近跟踪性能.本文的主要贡献如下:

- 提出了新的自适应容错控制方案,能够同时处理由故障引起的连续时变控制增益矩阵带来的不确定性以及由不可测挠性振动模态带来的模型不确定性,保证挠性航天器系统的稳定性以及渐近跟踪性能;
- 针对不确定的连续时变控制增益矩阵,构造了一个新的控制增益矩阵,仅需估计其不确定最小特征值的倒数,降低了控制设计的困难;
- 设计的自适应控制方案结构简单,只需要估计两个值就能够处理由未知转动惯量、干扰、故障,以及挠性模态带来的系统不确定性,这使得控制器设计的计算量大大减少.

本文其余章节结构如下:第 2 节详细阐述了挠性航天器的运动学和动力学模型以及其故障补偿问题;第 3 节给出了基于最小特征值的自适应故障补偿算法的具体设计过程;第 4 节给出了仿真条件及仿真结果,验证了本文所提故障补偿方法的有效性;第 5 节总结全文.

2 问题描述

本节将详细阐述挠性航天器姿态控制系统的运动学和动力学模型,执行器故障模型以及对其补偿问题.

2.1 运动学模型

航天器本体坐标系相对于惯性坐标系的姿态角可利用四元数 $\bar{q} = [q_0, q^T]^T$ 来描述,其定义为

$$q_0 = \cos\left(\frac{\Psi}{2}\right), \quad q = \begin{bmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_z \end{bmatrix} \sin\left(\frac{\Psi}{2}\right), \quad (1)$$

其中, $\kappa = [\kappa_x, \kappa_y, \kappa_z]^T$ 是旋转轴方向单位向量在坐标系三轴上的方向余弦, Ψ 是旋转轴旋转角度, q_0

和 q 分别为四元数的标量和矢量部分, 满足如下约束条件:

$$q_0^2 + q^T q = 1. \quad (2)$$

根据四元数描述, 航天器姿态控制系统的运动学方程为

$$\dot{\bar{q}} = \begin{bmatrix} \dot{q}_0 \\ \dot{q} \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} -q^T \\ q_0 I_3 + q^\times \end{bmatrix} \omega, \quad (3)$$

其中, I_3 是 3×3 单位矩阵, $\omega = [\omega_x, \omega_y, \omega_z]^T \in \mathbb{R}^3$ 为航天器姿态转动角速度, 是航天器本体坐标系相对于惯性坐标系转动的角速度在本体坐标系里的表示, 对于任意 3 维向量 $a = [a_1, a_2, a_3]^T$, a^\times 为一个反对称矩阵, 可表示为

$$a^\times = \begin{bmatrix} 0 & -a_3 & a_2 \\ a_3 & 0 & -a_1 \\ -a_2 & a_1 & 0 \end{bmatrix}. \quad (4)$$

定义四元数 $\bar{q}_d = [q_{d0}, q_d^T]^T$ 为参考坐标系相对于惯性坐标系的姿态角以及 ω_d 为参考坐标系的角速度, 用于表示航天器期望的姿态运动, 则 \bar{q}_d 和 ω_d 满足式 (3) 和 (4), 有

$$\omega_d = 2(q_{d0}\dot{q}_d - \dot{q}_{d0}q_d) - 2q_d^\times \dot{q}_d. \quad (5)$$

定义四元数 $\bar{q}_e = [q_{e0}, q_e^T]^T$ 为本体坐标系相对于参考坐标系的姿态角, 用于表示航天器姿态误差, 其满足如下四元数乘法准则:

$$\begin{bmatrix} q_{e0} \\ q_e \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} q_0 q_{d0} + q^T q_d \\ q q_{d0} - q_d q_0 + q^\times q_d \end{bmatrix}. \quad (6)$$

航天器姿态控制误差系统可表示为

$$\dot{\bar{q}}_e = \begin{bmatrix} \dot{q}_{e0} \\ \dot{q}_e \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} -q_e^T \\ q_{e0} I_3 + q_e^\times \end{bmatrix} (\omega - B_e \omega_d), \quad (7)$$

其中, $\omega - B_e \omega_d$ 是航天器本体坐标系相对于参考坐标系的角速度误差在本体坐标系里的表示,

$$B_e = (q_{e0}^2 - q_e^T q_e) I_3 + 2q_e q_e^T - 2q_{e0} q_e^\times \quad (8)$$

为相应的旋转矩阵.

2.2 动力学模型

考虑带有挠性附件的航天器, 其姿态控制系统动力学方程为

$$J\dot{\omega} = -\omega^\times (J\omega + \delta^T \dot{\eta}) - \delta^T \ddot{\eta} + Du + d, \quad (9)$$

$$\ddot{\eta} = -C\dot{\eta} - K\eta - \delta\dot{\omega}, \quad (10)$$

其中, $J \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ 为航天器转动惯量矩阵, $D \in \mathbb{R}^{3 \times m}$ 为执行器安装矩阵, m 为执行器总数, $u \in \mathbb{R}^m$ 为执行器产生的控制力矩向量, $d \in \mathbb{R}^3$ 为外部干扰, $\eta \in \mathbb{R}^N$ 为挠性附件的振动模态向量, N 为考虑的振动模态阶数, $\delta \in \mathbb{R}^{N \times 3}$ 为挠性附件与航天器刚体本体的耦合系数矩阵, $K = \text{diag}\{\Lambda_1^2, \dots, \Lambda_N^2\}$ 为固有频率矩阵和 $C = \text{diag}\{2\xi_1\Lambda_1, \dots, 2\xi_N\Lambda_N\}$ 为阻尼矩阵, $\Lambda_i, i = 1, 2, \dots, N$ 为挠性附件的第 i 阶固有频率, $\xi_i, i = 1, 2, \dots, N$ 为阻尼系数.

挠性航天器在轨运行期间, 其挠性附件的振动对航天器姿态影响很大. 但是挠性附件的振动模态 η 不可测量, 给航天器姿态控制带来很大不确定性. 因此, 为了有效控制航天器姿态, 在控制器设计时需要对其不确定的挠性振动模态进行处理. 此外, 考虑实际系统, 本文中航天器转动惯量矩阵 J 有界且正定对称但是未知, 外部干扰 d 有界, 包括重力梯度转矩、磁扰动转矩和气动转矩等, 即 $\|J\| \leq c_J$, $\|d\| \leq c_d$, 其中 $c_J > 0$, $c_d > 0$ 为未知常数.

2.3 故障模型及冗余条件

故障模型. 本文考虑的执行器故障可建模为

$$u(t) = \sigma(t)v(t) + \bar{u}(t), \quad (11)$$

其中, $v(t) \in \mathbb{R}^m$ 为需要设计的应用在航天器上的控制信号向量, $\sigma(t) = \text{diag}\{\sigma_1(t), \sigma_2(t), \dots, \sigma_m(t)\}$ 为故障模式矩阵, $\sigma_j(t) \in [0, 1], j = 1, 2, \dots, m$, $\bar{u}(t) \in \mathbb{R}^m$ 为故障值向量. 当 $\sigma(t) = 0$ 时, 航天器执行器故障表现为失控故障, 又 $\bar{u}(t)$ 为未知恒定故障值时, 表现为卡死故障; 当 $\sigma(t) \in (0, 1)$ 时, 航天器执行器故障表现为失效故障. 注意: 本文中考虑 $\sigma(t)$ 和 $\bar{u}(t)$ 是时变的, 同时 $\bar{u}(t)$ 是有界的, 即 $\|\bar{u}(t)\| \leq c_u$, $c_u > 0$ 为未知常数.

冗余条件. 对于航天器姿态控制系统, 当出现执行器故障时, 仍需要足够的可操作的执行器提供控制力矩. 对于动力学系统 (9), 角速度 $\omega(t)$ 有 3 个分量需要控制. 因此, 为了保证系统完全可控, 执行器故障需满足以下冗余条件:

$$\text{rank}(D\sigma(t)) = 3. \quad (12)$$

2.4 控制目标

本文的控制目标是设计控制信号保证挠性航天器姿态控制系统 (7), (9) 和 (10) 在发生满足冗余条件 (12) 的执行器故障 (11) 时的稳定性和渐近跟踪性能. 如文献 [26] 所述, 由于 \bar{q} 和 $-\bar{q}$ 表示相同的物理姿态, 则控制目标是使 $\bar{q} \rightarrow \bar{q}_d$ 或者 $\bar{q} \rightarrow -\bar{q}_d$, 以及 $\omega \rightarrow \omega_d$. 当 $\bar{q} = \pm\bar{q}_d$ 时, 由四元数乘法准则 (6) 得 $\bar{q}_e = [q_{e0}, q_e^T]^T = [\pm 1, 0, 0, 0]^T$. 又由于 \bar{q}_e 和 $-\bar{q}_e$ 表示相同的物理姿态且满足四元数约束条件 $q_{e0}^2 + q_e^T q_e = 1$, 控制目标可转换为设计控制信号 $v(t)$ 保证 $\lim_{t \rightarrow \infty} q_e(t) = 0$ 且 $\lim_{t \rightarrow \infty} (\omega(t) - \omega_d(t)) = 0$.

3 自适应故障补偿控制器设计

针对挠性航天器执行器故障问题, 本节将设计一个自适应控制器保证期望的系统性能. 为了完成控制目标, 本节首先设计了运动学虚拟控制信号, 对动力学系统不确定性参数化, 在假设不确定性已知情况下设计标称控制器, 而后设计自适应律对标称控制器里的不确定参数进行估计, 得到自适应控制器, 最后对控制器的控制性能进行分析.

3.1 运动学虚拟控制信号设计

考虑系统运动学方程 (7), ω 可视为系统虚拟控制信号. 对于整个挠性航天器姿态控制系统而言, 可首先设计一个运动学的虚拟控制信号 α , 使得当 $\omega = \alpha$ 时 $\lim_{t \rightarrow \infty} q_e(t) = 0$. 而后设计控制信号 v 使得 $\lim_{t \rightarrow \infty} (\omega(t) - \alpha(t)) = 0$, 从而保证期望的系统性能. 本小节设计运动学的虚拟控制信号 α 为

$$\alpha = -k_1 q_e + B_e \omega_d, \quad (13)$$

其中 $k_1 > 0$ 为设计参数.

首先分析虚拟控制信号 α 的控制性能. 定义跟踪误差

$$\omega_e = \omega - \alpha. \quad (14)$$

注释1 如果 $q_e = 0$, 则由式 (8) 得 $B_e = I_3$, 进一步由式 (13) 得 $\omega_e = \omega - \alpha = \omega - \omega_d$. 因此, 可将 2.4 小节控制目标转换成设计控制信号 v 使得 $\lim_{t \rightarrow \infty} q_e(t) = 0$ 且 $\lim_{t \rightarrow \infty} \omega_e(t) = 0$.

选择正定函数如下:

$$V_1 = q_e^T q_e + (1 - q_{e0})^2 = 2(1 - q_{e0}). \quad (15)$$

由式 (7) 和 (13) 得

$$\begin{aligned} \dot{V}_1 &= -2\dot{q}_{e0} = q_e^T (\omega - B_e \omega_d) = q_e^T (\omega_e + \alpha - B_e \omega_d) \\ &= -k_1 q_e^T q_e + q_e^T \omega_e. \end{aligned} \quad (16)$$

式 (16) 中如果 $\omega_e = 0$ 则有 $\dot{V}_1 \leq 0$. 下面本文将设计控制信号 v 使得 $\lim_{t \rightarrow \infty} (\omega(t) - \alpha(t)) = 0$ 来保证期望的系统性能.

3.2 不确定性参数化

为了设计控制器, 本小节将对系统不可测振动模态及其他不确定性进行参数化. 将振动方程 (10) 和故障模型 (11) 带入系统动力学方程 (9) 整理得

$$(J - \delta^T \delta) \dot{\omega} = -\omega^\times J \omega - \omega^\times \delta \dot{\eta} + \delta^T C \dot{\eta} + \delta^T K \eta + D \bar{u} + d + D \sigma v. \quad (17)$$

定义 $J_s = J - \delta^T \delta$. 对于实际挠性航天器, J 的主对角元素为正且远大于惯量积元素和 δ 的元素, 因此 J_s 是正定对称矩阵. 进一步由式 (14) 得误差方程为

$$J_s \dot{\omega}_e = -\omega^\times J \omega - \omega^\times \delta \dot{\eta} + \delta^T C \dot{\eta} + \delta^T K \eta + D \bar{u} + d - J_s \dot{\alpha} + D \sigma v, \quad (18)$$

其中, 由文献 [26] 可知 $\dot{B}_e = -(\omega - B_e \omega_d)^\times B_e$, 进一步可计算

$$\dot{\alpha} = -k_1 (q_{e0} I_3 + q_e^\times) (\omega - B_e \omega_d) - (\omega - B_e \omega_d)^\times B_e \omega_d + B_e \dot{\omega}_d. \quad (19)$$

首先对 $\dot{\eta}$ 和 η 进行参数化. 定义 $\psi = [\eta^T, (\dot{\eta} + \delta \omega)^T]^T$. 由式 (10) 可得

$$\dot{\psi} = A \psi + B \omega, \quad (20)$$

其中

$$A = \begin{bmatrix} 0 & I_N \\ -K & -C \end{bmatrix}, \quad B = \begin{bmatrix} -\delta \\ C\delta \end{bmatrix}.$$

对于实际挠性航天器而言, 矩阵 A 的所有特征值都为 0 或者负数^[27]. 分别考虑 ω 和 ψ 为系统输入和输出, 则有

$$\psi(t) = e^{At}\psi(0) + \int_0^t e^{A(t-\tau)}B\omega(\tau)d\tau. \quad (21)$$

可得

$$\|\psi(t)\| \leq c_{\eta 1} + c_{\eta 2} \sup_{0 \leq \tau \leq t} \|\omega(\tau)\|, \quad (22)$$

其中, $c_{\eta 1} > 0$, $c_{\eta 2} > 0$ 为未知常数. 另一方面, 由于

$$\begin{aligned} \|\psi(t)\| &= \|[\eta^T, (\dot{\eta} + \delta\omega)^T]^T\| \\ &= \|[\eta^T, \dot{\eta}^T]^T + [0_{1 \times N}, (\delta\omega)^T]^T\| \\ &\geq \|[\eta^T, \dot{\eta}^T]^T\| - \|\delta\omega\|, \end{aligned} \quad (23)$$

进一步可得

$$\begin{aligned} \|[\eta^T, \dot{\eta}^T]^T\| &\leq \|\psi(t)\| + \|\delta\omega\| \\ &\leq c_{\eta 1} + c_{\eta 2} \sup_{0 \leq \tau \leq t} \|\omega(\tau)\| + c_{\eta 3}\|\omega\|, \end{aligned} \quad (24)$$

其中, $c_{\eta 3} > 0$ 为未知常数. 综上, $\dot{\eta}$ 和 η 可参数化为

$$\|\eta\| \leq c_{\eta 1} + c_{\eta 2} \sup_{0 \leq \tau \leq t} \|\omega(\tau)\| + c_{\eta 3}\|\omega\|, \quad (25)$$

$$\|\dot{\eta}\| \leq c_{\eta 1} + c_{\eta 2} \sup_{0 \leq \tau \leq t} \|\omega(\tau)\| + c_{\eta 3}\|\omega\|. \quad (26)$$

令

$$T_d = -\omega^\times J\omega - \omega^\times \delta\dot{\eta} + \delta^T C\dot{\eta} + \delta^T K\eta + D\bar{u} + d - J_s \dot{\alpha}. \quad (27)$$

则误差系统 (18) 变为

$$J_s \dot{\omega}_e = T_d + D\sigma v. \quad (28)$$

结合式 (25), (26) 以及 $\|J\| \leq c_J$, $\|d\| \leq c_d$, $\|\bar{u}(t)\| \leq c_u$, T_d 可参数化为

$$\|T_d\| \leq H^T \Phi, \quad (29)$$

其中, $H = [H_1, H_2, H_3, H_4, H_5, H_6]^T$, $H_i \geq 0$, $i = 1, 2, \dots, 6$, 为未知常数,

$$\Phi = \left[1, \|\omega\|, \|\omega\|^2, \sup_{0 \leq \tau \leq t} \|\omega(\tau)\|, \|\omega\| \sup_{0 \leq \tau \leq t} \|\omega(\tau)\|, \|\dot{\alpha}\| \right]^T. \quad (30)$$

3.3 自适应控制器设计

本小节将基于自适应技术设计控制信号 v 保证系统稳定和渐近跟踪性能. 首先为处理故障引起的控制增益矩阵不确定性, 构造新的正定控制增益矩阵; 而后利用新的控制增益矩阵的最小特征值, 设计标称控制信号; 最后设计自适应律对标称控制信号的不确定参数进行估计, 构成自适应控制信号.

3.3.1 新的正定控制增益矩阵构造

对于系统动力学方程 (29), 由于故障模式矩阵 σ 是不确定的, 导致控制增益矩阵 $D\sigma$ 存在不确定性, 给控制器设计带来很大困难. 为了解决该不确定性, 本文控制信号 v 设计成

$$v = D^T \frac{\omega_e}{\|\omega_e\|} v_{p1}, \quad (31)$$

其中 $v_{p1} \in \mathbb{R}$ 是需要设计的中间控制信号, 则系统动力学方程变为

$$J_s \dot{\omega}_e = T_d + D\sigma D^T \frac{\omega_e}{\|\omega_e\|} v_{p1}, \quad (32)$$

其中 $D\sigma D^T$ 为构造的新的正定增益矩阵.

注释2 执行器故障满足式 (12) 所示冗余条件, 即 $\text{rank}(D\sigma) = 3$, 则动力学方程 (32) 中构造的新的控制增益矩阵 $D\sigma D^T$ 为正定对称矩阵. 但由于 σ 的不确定, $D\sigma D^T$ 仍然存在不确定性. 为了处理该不确定性, 在下面的控制器设计过程中将用到其最小特征值.

3.3.2 标称控制信号设计

令 λ_{\min} 为新的控制增益矩阵 $D\sigma D^T$ 的最小特征值, 又新构造的控制增益矩阵 $D\sigma D^T$ 为正定对称矩阵, 则有

$$\lambda_{\min} > 0. \quad (33)$$

利用该最小特征值, 式 (31) 的中间控制信号 v_{p1} 的标称信号设计为

$$v_{p1}^* = \frac{1}{\lambda_{\min}} (-k_2 \|\omega_e\| - \|q_e\| - H^T \Phi), \quad (34)$$

其中 $k_2 > 0$ 为设计参数, 值得注意的是 $v_{p1}^* \leq 0$.

本小节设计的标称控制信号的控制性能如下:

引理1 假设系统不确定参数已知, 由式 (34) 所示的标称中间控制信号 $v_{p1}^*(t)$ 构成的式 (31) 所示控制信号 $v(t)$ 应用到挠性航天器姿态控制系统 (7), (9) 和 (10), 可保证系统在发生满足冗余条件 (12) 的执行器故障 (11) 时, 所有闭环信号有界, 且 $\lim_{t \rightarrow \infty} q_e(t) = 0$, $\lim_{t \rightarrow \infty} (\omega(t) - \omega_d(t)) = 0$.

证明 选择 Lyapunov 函数为

$$V_2^* = V_1 + \frac{1}{2} \omega_e^T J_s \omega_e. \quad (35)$$

由式 (16) 和 (32) 得

$$\dot{V}_2^* = -k_1 q_e^T q_e + q_e^T \omega_e + \omega_e^T T_d + \frac{\omega_e^T D\sigma D^T \omega_e}{\|\omega_e\|} v_{p1}. \quad (36)$$

令 $v_{p1} = v_{p1}^*$, 由于 $D\sigma D^T > 0$ 且 $v_{p1}^* \leq 0$, 有

$$\frac{\omega_e^T D\sigma D^T \omega_e}{\|\omega_e\|} v_{p1}^* \leq \lambda_{\min} \|\omega_e\| v_{p1}^*. \quad (37)$$

结合式 (29) 中 $\|T_d\| \leq H^T \Phi$, \dot{V}_2^* 变为

$$\begin{aligned} \dot{V}_2^* &\leq -k_1 \|q_e\|^2 + \|q_e\| \|\omega_e\| + \|\omega_e\| \|T_d\| + \lambda_{\min} \|\omega_e\| v_{p1}^* \\ &\leq -k_1 \|q_e\|^2 + \|q_e\| \|\omega_e\| + \|\omega_e\| H^T \Phi + \lambda_{\min} \|\omega_e\| v_{p1}^*. \end{aligned} \quad (38)$$

进一步将式 (34) 中 v_{p1}^* 代入式 (38) 得

$$\dot{V}_2^* \leq -k_1 \|q_e\|^2 - k_2 \|\omega_e\|^2. \quad (39)$$

式 (39) 表明: $q_e, \omega_e \in L^2 \cap L^\infty$ (对于一个向量信号 $x(t)$, 如果所有元素都有界则 $x(t) \in L^\infty$; 如果 $\int_0^\infty x^T(t)x(t)dt < \infty$, 则 $x(t) \in L^2$ [28]). 又由式 (7), (8), (19), (27), (32) 和 (34) 得 $T_d, \dot{\alpha}, v_{p1}^*, \dot{q}_e, \dot{\omega}_e \in L^\infty$. 根据 Barbalat 引理 [28] 可得: 所有闭环信号有界, 且 $\lim_{t \rightarrow \infty} q_e(t) = 0$ 和 $\lim_{t \rightarrow \infty} \omega_e(t) = 0$, 即得 $\lim_{t \rightarrow \infty} (\omega(t) - \omega_d(t)) = 0$. 证毕.

注释3 由于 $v_{p1}^* \leq 0$ 以及 $D\sigma D^T > 0$, 式 (32) 中的 $D\sigma D^T \frac{\omega_e}{\|\omega_e\|} v_{p1}^*$ 实质上是一个负反馈控制信号, 其中 v_{p1}^* 为负反馈增益. 因此该标称控制信号可以保证期望的系统性能. 但是, 式 (34) 中的 v_{p1}^* 存在不确定参数 λ_{\min} 和 H . 下面将利用自适应方法对这两个不确定参数进行估计, 构成自适应控制信号.

3.3.3 自适应控制信号设计

本小节首先给出自适应控制信号的结构, 而后设计自适应律对自适应控制信号参数估计值进行更新.

控制信号. 定义

$$\lambda_p = \frac{1}{\lambda_{\min}}, \quad (40)$$

以及 $\hat{\lambda}_p$ 和 \hat{H} 为 λ_p 和 H 的估计值. 参照式 (34) 所示标称控制信号, 本文设计的自适应信号为

$$v_{p1} = \hat{\lambda}_p (-k_2 \|\omega_e\| - \|q_e\| - \hat{H}^T \Phi). \quad (41)$$

自适应律. 令

$$v_{p2} = -k_2 \|\omega_e\| - \|q_e\| - \hat{H}^T \Phi, \quad (42)$$

则 $v_{p1} = \hat{\lambda}_p v_{p2}$. 为了实现式 (41) 所示控制信号, 设计如下自适应律对 $\hat{\lambda}_p$ 和 \hat{H} 进行更新:

$$\dot{\hat{\lambda}}_p = -\gamma_1 \|\omega_e\| v_{p2}, \quad \dot{\hat{H}} = \gamma_2 \|\omega_e\| \Phi, \quad (43)$$

其中 $\gamma_1 > 0, \gamma_2 > 0$ 表示设计的自适应增益.

注释4 令 $\hat{H}_i(t), i = 1, 2, \dots, 6$ 为 \hat{H} 的每个元素. 式 (30) 中 $\Phi(t)$ 的每一个元素均非负, 则选择初值 $\hat{H}_i(0) \geq 0$, 式 (43) 所示自适应律可保证 $\hat{H}_i(t) \geq 0$. 从而 $\hat{H}^T \Phi \geq 0$, 由式 (42) 进一步得到 $v_{p2}(t) \leq 0$. 此时, 式 (43) 中 $\dot{\hat{\lambda}}_p(t) \geq 0$. 选择初值 $\hat{\lambda}_p(0) \geq 0$, 则 $\hat{\lambda}_p(t) \geq 0$. 最终保证式 (41) 中 $v_{p1}(t) \leq 0$.

性能分析. 本文设计的自适应控制信号的控制性能如下:

定理1 用式 (43) 所示自适应律更新式 (41) 所示自适应控制信号 $v_{p1}(t)$ 后, 将其构成的式 (31) 所示控制信号 $v(t)$ 应用到挠性航天器姿态控制系统 (7), (9) 和 (10), 可保证系统在发生满足冗余条件 (12) 的执行器故障 (11) 时, 所有闭环信号有界, 且 $\lim_{t \rightarrow \infty} q_e(t) = 0$, $\lim_{t \rightarrow \infty} (\omega(t) - \omega_d(t)) = 0$.

证明 定义估计误差如下:

$$\tilde{\lambda}_p = \lambda_p - \hat{\lambda}_p, \quad \tilde{H} = H - \hat{H}, \quad (44)$$

则有 $\dot{\tilde{\lambda}}_p = -\dot{\hat{\lambda}}_p$, $\dot{\tilde{H}} = -\dot{\hat{H}}$. 选择 Lyapunov 函数为

$$V_2 = V_1 + \frac{1}{2} \omega_e^T J_s \omega_e + \frac{1}{2\gamma_1 \lambda_p} \tilde{\lambda}_p^2 + \frac{1}{2\gamma_2} \tilde{H}^T \tilde{H}. \quad (45)$$

由式 (16), (29) 和 (32) 以及注释 4 中 $v_{p1} \leq 0$ 得

$$\begin{aligned} \dot{V}_2 &= -k_1 q_e^T q_e + q_e^T \omega_e + \omega_e^T T_d + \frac{\omega_e^T D \sigma D^T \omega_e}{\|\omega_e\|} v_{p1} + \frac{1}{\gamma_1 \lambda_p} \tilde{\lambda}_p \dot{\tilde{\lambda}}_p + \frac{1}{\gamma_2} \tilde{H}^T \dot{\tilde{H}} \\ &\leq -k_1 \|q_e\|^2 + \|q_e\| \|\omega_e\| + \|\omega_e\| H^T \Phi + \lambda_{\min} \|\omega_e\| v_{p1} + \frac{1}{\gamma_1 \lambda_p} \tilde{\lambda}_p \dot{\tilde{\lambda}}_p + \frac{1}{\gamma_2} \tilde{H}^T \dot{\tilde{H}} \\ &= -k_1 \|q_e\|^2 + \|q_e\| \|\omega_e\| + \|\omega_e\| \hat{H}^T \Phi + \|\omega_e\| \tilde{H}^T \Phi + \lambda_{\min} \|\omega_e\| v_{p1} + \frac{1}{\gamma_1 \lambda_p} \tilde{\lambda}_p \dot{\tilde{\lambda}}_p + \frac{1}{\gamma_2} \tilde{H}^T \dot{\tilde{H}}. \end{aligned} \quad (46)$$

上式中

$$\begin{aligned} \lambda_{\min} \|\omega_e\| v_{p1} &= \frac{1}{\lambda_p} \|\omega_e\| v_{p1} = \frac{1}{\lambda_p} \|\omega_e\| \hat{\lambda}_p v_{p2} \\ &= \frac{1}{\lambda_p} \|\omega_e\| (\lambda_p - \tilde{\lambda}_p) v_{p2} \\ &= \|\omega_e\| v_{p2} - \frac{1}{\lambda_p} \|\omega_e\| \tilde{\lambda}_p v_{p2}. \end{aligned} \quad (47)$$

将式 (47) 代入式 (46) 得

$$\begin{aligned} \dot{V}_2 &\leq -k_1 \|q_e\|^2 + \|q_e\| \|\omega_e\| + \|\omega_e\| \hat{H}^T \Phi + \|\omega_e\| v_{p2} + \|\omega_e\| \tilde{H}^T \Phi - \frac{1}{\lambda_p} \|\omega_e\| \tilde{\lambda}_p v_{p2} \\ &\quad + \frac{1}{\gamma_1 \lambda_p} \tilde{\lambda}_p \dot{\tilde{\lambda}}_p + \frac{1}{\gamma_2} \tilde{H}^T \dot{\tilde{H}}. \end{aligned} \quad (48)$$

将式 (42) 所示 v_{p2} 和式 (43) 所示自适应律代入上式得

$$\dot{V}_2 \leq -k_1 \|q_e\|^2 - k_2 \|\omega_e\|^2. \quad (49)$$

式 (49) 表明: $q_e, \omega_e \in L^2 \cap L^\infty$, $\hat{\lambda}_p, \hat{H} \in L^\infty$. 又由式 (7), (8), (19), (27), (32) 和 (41) 得 $T_d, \dot{\alpha}, v_{p1}, \dot{q}_e, \dot{\omega}_e \in L^\infty$. 根据 Barbalat 引理^[28] 可得: 所有闭环信号有界, 且 $\lim_{t \rightarrow \infty} q_e(t) = 0$ 和 $\lim_{t \rightarrow \infty} \omega_e(t) = 0$, 即得 $\lim_{t \rightarrow \infty} (\omega(t) - \omega_d(t)) = 0$. 证毕.

3.4 控制律修正

对于式 (31) 所示控制律 $v(t)$, $\frac{\omega_e}{\|\omega_e\|}$ 会引起控制信号的振荡. 为了避免该振荡问题, 可用如下近似函数代替:

$$\frac{\omega_e}{\|\omega_e\|} \approx \text{sat}[\omega_e] = \begin{cases} \frac{\omega_e}{\|\omega_e\|}, & \text{if } \|q_e\| + \|\omega_e\| \geq \epsilon, \\ \frac{\omega_e}{\epsilon}, & \text{if } \|q_e\| + \|\omega_e\| < \epsilon, \end{cases} \quad (50)$$

其中 $\epsilon > 0$ 为设计参数.

利用 $\text{sat}[\omega_e]$ 代替 $\frac{\omega_e}{\|\omega_e\|}$, 结合式 (48), (49) 以及 $v_{p1} \leq 0$, 可得

- 当 $\|q_e\| + \|\omega_e\| \geq \epsilon$ 时,

$$\dot{V}_2 \leq -k_1 \|q_e\|^2 - k_2 \|\omega_e\|^2; \quad (51)$$

- 当 $\|q_e\| + \|\omega_e\| < \epsilon$ 时,

$$\begin{aligned} \dot{V}_2 &\leq -k_1 \|q_e\|^2 - k_2 \|\omega_e\|^2 + \frac{\omega_e^T D \sigma D^T \omega_e}{\epsilon} v_{p1} - \frac{\omega_e^T D \sigma D^T \omega_e}{\|\omega_e\|} v_{p1} \\ &\leq -k_1 \|q_e\|^2 - k_2 \|\omega_e\|^2 + \|\omega_e\|^2 \|D\|^2 \|\sigma\| \|v_{p1}\| \left(\frac{1}{\|\omega_e\|} - \frac{1}{\epsilon} \right) \\ &\leq -k_1 \|q_e\|^2 - k_2 \|\omega_e\|^2 + \|\omega_e\| \|D\|^2 \|v_{p1}\| \\ &\leq -k_1 \|q_e\|^2 - k_2 \|\omega_e\|^2 + \epsilon \|D\|^2 \|v_{p1}\|. \end{aligned} \quad (52)$$

式 (51) 表明 Lyapunov 函数 V_2 持续减小直到 $\|q_e\| + \|\omega_e\| \leq \epsilon$, 即系统的跟踪误差在经过一定时间之后将收敛到一个小的邻域, 可通过选择足够小的 ϵ 使得 $\|q_e\|$ 和 $\|\omega_e\|$ 足够小. 但是, 由于跟踪误差没有趋近于 0, 估计参数 $\hat{\lambda}_p$ 和 \hat{H} 可能存在参数漂移^[28], 即它们的有界性无法得到保证. 为了解决这一问题, 需要用到自适应律修正方法, 如投影算法等^[28]. 下面将以 $\hat{\lambda}_p$ 为例子给出投影算法修正后的自适应律, 并进行性能分析.

考虑 $\lambda_p \in [0, \bar{\lambda}_p]$, 其中 $\bar{\lambda}_p > 0$ 为 λ_p 的已知上界. 式 (43) 所示自适应律可修正为

$$\dot{\hat{\lambda}}_p = \begin{cases} -\gamma_1 \|\omega_e\| v_{p2}, & \text{if } 0 \leq \hat{\lambda}_p < \bar{\lambda}_p, \\ 0, & \text{if } \hat{\lambda}_p = \bar{\lambda}_p. \end{cases} \quad (53)$$

由于 $v_{p2}(t) \leq 0$, 选择初值 $\hat{\lambda}_p(0) = 0$, 则式 (53) 所示修正自适应律可保证: $\hat{\lambda}_p(t)$ 在区间 $[0, \bar{\lambda}_p]$ 内非减, 同时

$$-\frac{1}{\lambda_p} \tilde{\lambda}_p \|\omega_e\| v_{p2} + \frac{1}{\gamma_1 \lambda_p} \tilde{\lambda}_p \dot{\tilde{\lambda}}_p \leq 0. \quad (54)$$

可对式 (54) 进行两种情况的分析: (1) 当 $0 \leq \hat{\lambda}_p < \bar{\lambda}_p$ 时, 显然 $-\frac{1}{\lambda_p} \tilde{\lambda}_p \|\omega_e\| v_{p2} + \frac{1}{\gamma_1 \lambda_p} \tilde{\lambda}_p \dot{\tilde{\lambda}}_p = 0$; (2) 当 $\hat{\lambda}_p = \bar{\lambda}_p$ 时, 由 $\tilde{\lambda}_p = \lambda_p - \bar{\lambda}_p \leq 0$ 和 $v_{p2} \leq 0$ 得 $\frac{1}{\gamma_1 \lambda_p} \tilde{\lambda}_p \dot{\tilde{\lambda}}_p = 0$ 和 $-\frac{1}{\lambda_p} \tilde{\lambda}_p \|\omega_e\| v_{p2} \leq 0$. 以此投影算法修正的自适应律 (53) 不改变式 (48) 和 (49) 中的 \dot{V}_2 . 同样的, 可以对 \hat{H} 选择类似于式 (53) 所示的投影算法修正的自适应律保证 \hat{H} 的有界性. 最终可保证系统所有闭环信号有界, 同时跟踪误差收敛到一个由 ϵ 决定的小的邻域.

4 仿真实验

将本文提出的基于最小特征值的自适应故障补偿方法应用到文献 [29] 给出的挠性航天器模型上, 并给出仿真结果验证其有效性.

4.1 航天器模型

航天器刚体主体的转动惯量为

$$J = \begin{bmatrix} 350 & 3 & 4 \\ 3 & 270 & 10 \\ 4 & 10 & 190 \end{bmatrix} \text{ kg m}^2. \quad (55)$$

4 个执行器按照四面体结构安装, 安装矩阵为

$$D = \begin{bmatrix} \sqrt{\frac{1}{3}} & \sqrt{\frac{1}{3}} & -\sqrt{\frac{1}{3}} & -\sqrt{\frac{1}{3}} \\ \sqrt{\frac{2}{3}} & -\sqrt{\frac{2}{3}} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -\sqrt{\frac{2}{3}} & \sqrt{\frac{2}{3}} \end{bmatrix}. \quad (56)$$

考虑前四阶振动模态, 挠性附件与航天器刚体主体之间的耦合矩阵为

$$\delta = \begin{bmatrix} 6.45637 & 1.27814 & 2.15629 \\ -1.25819 & 0.91756 & -1.67264 \\ 1.11687 & 2.48901 & -0.83674 \\ 1.23637 & -2.65810 & -1.12530 \end{bmatrix} \text{ kg}^{\frac{1}{2}} \text{ m/s}^2, \quad (57)$$

挠性振动模态的固有频率为 $\Lambda_1 = 1.5362$, $\Lambda_2 = 2.2076$, $\Lambda_3 = 3.7466$, $\Lambda_4 = 3.7466$ rad/s, 阻尼系数为 $\xi_1 = 0.0056$, $\xi_2 = 0.0086$, $\xi_3 = 0.013$, $\xi_4 = 0.013$, 可得矩阵 $C = \text{diag}\{0.0172, 0.038, 0.0974, 0.0974\}$ 和 $K = \text{diag}\{2.3599, 4.8735, 14.037, 14.037\}$.

考虑航天器运行轨道为 1000 km, 且两翼带有刚性较强的太阳能电池帆板, 其外部干扰为

$$d(t) = 10^{-5} \times \begin{bmatrix} 3 \cos(\omega_o t + 1) \\ 1.5 \sin(\omega_o t) + 3 \cos(\omega_o t) \\ 3 \sin(\omega_o t + 1) \end{bmatrix} \text{ Nm}, \quad (58)$$

其中 $\omega_o = 0.0011$ rad/s 为航天器轨道角速度.

4.2 仿真条件

选择参考坐标系的姿态角速度:

$$\omega_d(t) = \begin{bmatrix} 0.05 \sin(0.01\pi t) \\ 0.05 \sin(0.02\pi t) \\ 0.05 \sin(0.03\pi t) \end{bmatrix} \text{ rad/s}, \quad (59)$$

和参考坐标系姿态四元数初值 $\bar{q}_d(0) = [1, 0, 0, 0]^T$, 利用式 (3) 可形成航天器期望姿态运动轨迹.

考虑式 (56) 所示安装矩阵及式 (12) 所示冗余条件, 执行器最多可以完全失控一个. 本文选择对以下故障情况进行仿真:

$$\begin{aligned}
 u_1(t) &= (0.5 + 0.1 \cos(\pi t))v_1(t), \text{ for } t \geq 50 \text{ s}; \\
 u_2(t) &= 0.4v_2(t) + 0.2(1 - e^{-0.01(t-100)}), \text{ for } t \geq 100 \text{ s}; \\
 u_3(t) &= v_3(t) + 0.6 \sin(0.5t), \text{ for } t \geq 150 \text{ s}; \\
 u_4(t) &= -0.5, \text{ for } 200 \text{ s} \leq t < 300 \text{ s}; \\
 u_4(t) &= 0.4 \sin(0.1t), \text{ for } t \geq 300 \text{ s}; \\
 u_i(t) &= v_i(t), \quad i = 1, 2, 3, 4, \text{ otherwise.}
 \end{aligned} \tag{60}$$

对应的故障模式矩阵为

- $\sigma(t) = \text{diag}\{1, 1, 1, 1\}$, $0 < t < 50 \text{ s}$;
- $\sigma(t) = \text{diag}\{0.7 + 0.1 \cos(\pi t), 1, 1, 1\}$, $t \geq 50 \text{ s}$;
- $\sigma(t) = \text{diag}\{0.7 + 0.1 \cos(\pi t), 0.6, 1, 1\}$, $t \geq 100 \text{ s}$;
- $\sigma(t) = \text{diag}\{0.7 + 0.1 \cos(\pi t), 0.6, 1, 0\}$, $t \geq 200 \text{ s}$.

上述故障情况包含了: u_1, u_2 的部分失效故障; u_3 的加性故障; 以及 u_4 的完全失效故障. 同时故障值也是时变的.

仿真的初始条件为 $\bar{q}(0) = [0.8832, 0.3, -0.2, -0.3]^T$, $\omega(0) = [0, 0, 0]^T$, $\eta(0) = \dot{\eta}(0) = [0, 0, 0, 0]^T$, $\hat{\lambda}_p(0) = 0$, $\hat{H}(0) = [0, 0, 0, 0, 0]^T$. 选择控制律增益为 $k_1 = 0.5, k_2 = 1$; 自适应增益为: $\gamma_1 = 1, \gamma_2 = 1$. 为了全面验证所提方法的有效性, 本节分别针对控制信号中含有 $\frac{\omega_e}{\|\omega_e\|}$ 和 $\text{sat}[\omega_e]$ 进行了仿真, 同时对于 $\text{sat}[\omega_e]$ 选择了 $\epsilon = 0.1$ 和 $\epsilon = 0.001$ 来验证 $\text{sat}[\omega_e]$ 对跟踪误差的影响.

4.3 仿真结果

将本文设计的控制信号应用到上述航天器模型上, 配置系统参数和仿真初值, 注入执行器故障, 得到如下仿真结果.

图 1~4 分别为: 当控制信号 $v = D^T \frac{\omega_e}{\|\omega_e\|} v_{p1}$ 时的姿态四元数 q_e , 角速度跟踪误差 $\omega - \omega_d$, 控制力矩 u 和控制信号 v , 以及挠性附件太阳帆板的振动模态. 由图可以看出, 本文设计的自适应控制器保证了系统在发生执行器故障后: (1) 系统的所有闭环信号的有界性, 包括系统跟踪误差、系统状态、控制信号, 以及振动模态, 其中振动模态信号不可测, 无法用到控制信号设计中; (2) 系统的渐近跟踪性能, 由于仿真步长的原因, 姿态和姿态角速度的跟踪误差最终达到 10^{-4} 级别, 如图 1 和 2 所示; (3) 控制信号和姿态角速度存在振荡问题, 如图 2 和 3 所示, 这是由控制信号中的 $\frac{\omega_e}{\|\omega_e\|}$ 引起的.

图 5 和 6 分别为: 控制信号 $v = D^T \text{sat}[\omega_e] v_{p1}$ 且 $\epsilon = 0.1$ 时的姿态四元数 q_e , 以及控制力矩 u 和控制信号 v ; 图 7 和 8 分别为: 控制信号 $v = D^T \text{sat}[\omega_e] v_{p1}$ 且 $\epsilon = 0.001$ 时的姿态四元数 q_e , 以及控制力矩 u 和控制信号 v . 由图可以看出: (1) 利用 $\text{sat}[\omega_e]$ 代替 $\frac{\omega_e}{\|\omega_e\|}$ 对控制信号进行修正后, 振荡问题得到解决, 如图 6 和 8 所示; (2) 虽然系统渐近跟踪性能没能得到保证, 但是系统的跟踪误差在一定的范围变化, 该范围的大小由 $\text{sat}[\omega_e]$ 中的参数 ϵ 决定, 如图 5 和 7 所示, 当 $\epsilon = 0.1$ 时误差达到 10^{-3} 级别, 当 $\epsilon = 0.001$ 时误差达到 10^{-4} 级别, 与控制信号为 $v = D^T \frac{\omega_e}{\|\omega_e\|} v_{p1}$ 时的跟踪误差比较接近. 且由图 6 和 8 可见, 当 $\epsilon = 0.001$ 时, 控制信号的曲线出现轻微的抖振迹象, 这是由函数 $\text{sat}[\omega_e]$ 的特性决定的, 即当 ϵ 越小, 函数 $\text{sat}[\omega_e]$ 就越趋近于 $\frac{\omega_e}{\|\omega_e\|}$. 因此, 对于实际的挠性航天器, 可通过选择尽可能小的 ϵ 来保证期望的系统性能, 同时避免系统振荡问题.

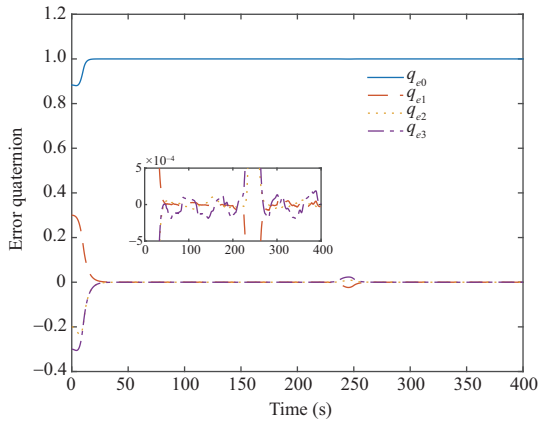


图 1 (网络版彩图) 控制信号 $v = D^T \frac{\omega_e}{\|\omega_e\|} v_{p1}$ 时的姿态误差四元数 \bar{q}_e

Figure 1 (Color online) Error quaternion \bar{q}_e when $v = D^T \frac{\omega_e}{\|\omega_e\|} v_{p1}$

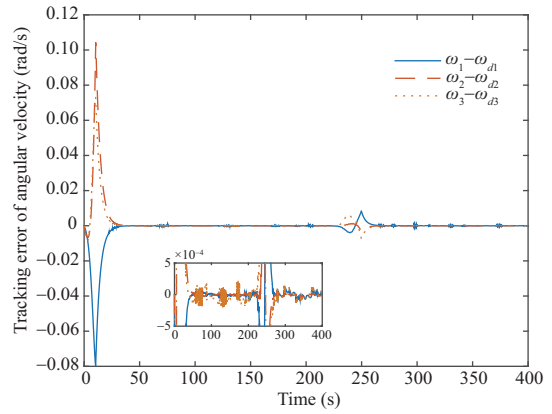


图 2 (网络版彩图) 控制信号 $v = D^T \frac{\omega_e}{\|\omega_e\|} v_{p1}$ 时的角速度跟踪误差 $\omega - \omega_d$

Figure 2 (Color online) Tracking error $\omega - \omega_d$ of angular velocity when $v = D^T \frac{\omega_e}{\|\omega_e\|} v_{p1}$

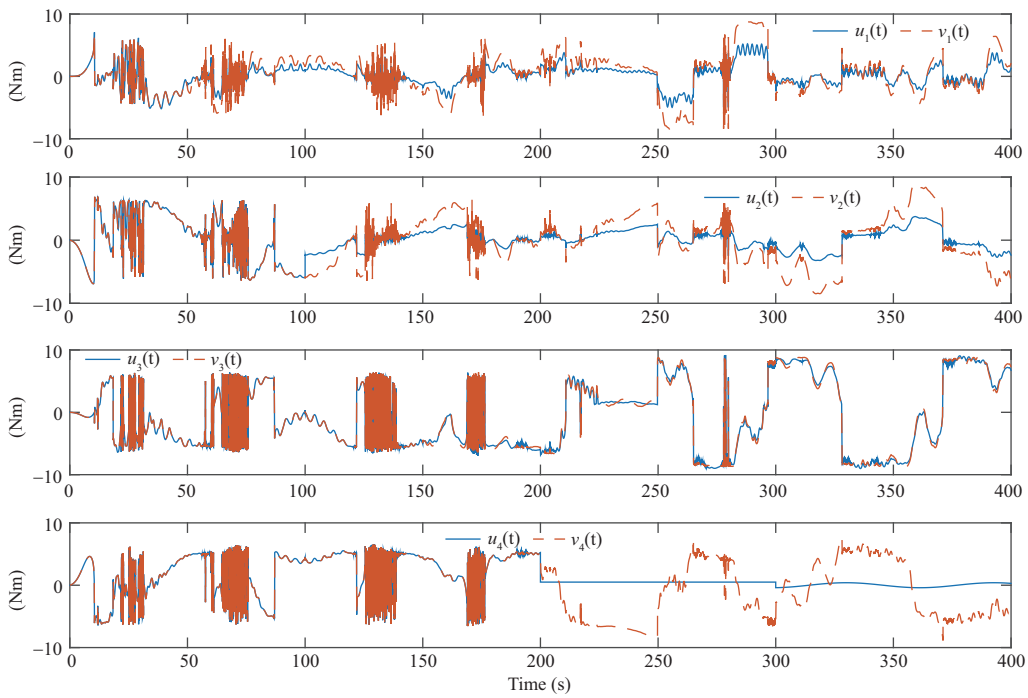


图 3 (网络版彩图) 控制信号 $v = D^T \frac{\omega_e}{\|\omega_e\|} v_{p1}$ 时的控制力矩 u 和控制信号 v

Figure 3 (Color online) Control torque u and control signal v when $v = D^T \frac{\omega_e}{\|\omega_e\|} v_{p1}$

5 结论

本文提出了一种自适应补偿方法解决挠性航天器执行器故障问题, 所设计自适应控制信号可以保证挠性航天器在发生执行器故障特别是时变故障时的稳定性和渐近跟踪性能. 为了控制信号设计, 构

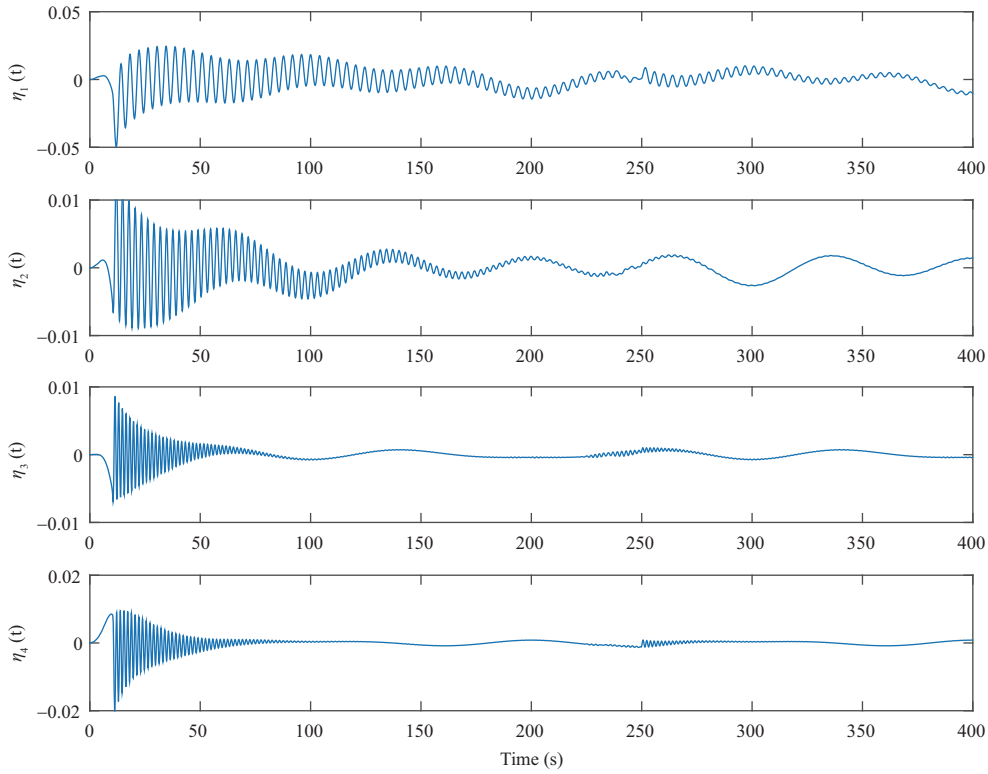


图 4 (网络版彩图) 控制信号 $v = D^T \frac{\omega_e}{\|\omega_e\|} v_{p1}$ 时的振动模式 η
 Figure 4 (Color online) Vibration mode η when $v = D^T \frac{\omega_e}{\|\omega_e\|} v_{p1}$

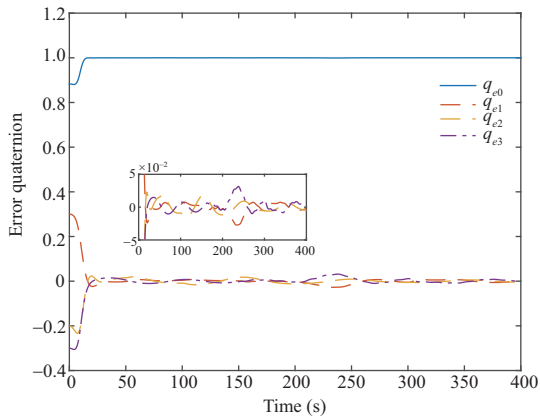


图 5 (网络版彩图) 控制信号 $v = D^T \text{sat}[\omega_e] v_{p1}$ 且 $\epsilon = 0.1$ 时的姿态误差四元数 \bar{q}_e
 Figure 5 (Color online) Error quaternion \bar{q}_e when $v = D^T \text{sat}[\omega_e] v_{p1}$ with $\epsilon = 0.1$

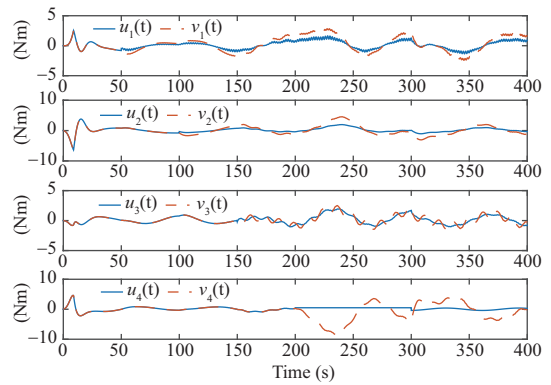


图 6 (网络版彩图) 控制信号 $v = D^T \text{sat}[\omega_e] v_{p1}$ 且 $\epsilon = 0.1$ 时的控制力矩 u 和控制信号 v
 Figure 6 (Color online) Control torque u and control signal v when $v = D^T \text{sat}[\omega_e] v_{p1}$ with $\epsilon = 0.1$

造了新的控制增益矩阵, 利用该矩阵的最小特征值解决了由故障引起的控制增益矩阵的不确定性对控制器设计的影响. 所提自适应控制信号虽然能够保证系统的渐近跟踪性能, 但是控制信号存在较大的振荡. 为了解决这一问题, 本文采用了一个逼近函数对控制信号进行修正. 修正后的控制信号虽然不

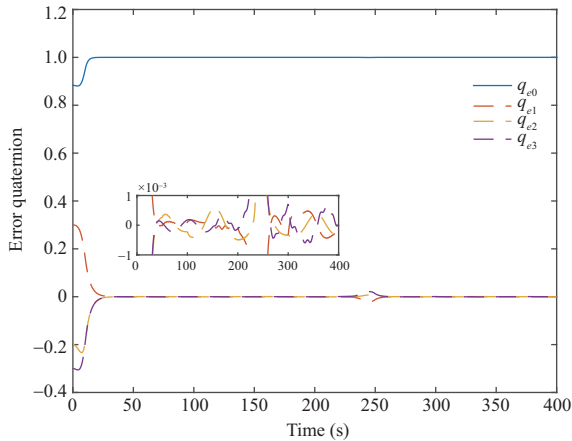


图 7 (网络版彩图) 控制信号 $v = D^T \text{sat}[\omega_e] v_{p1}$ 且 $\epsilon = 0.001$ 时的姿态误差四元数 \bar{q}_e
Figure 7 (Color online) Error quaternion \bar{q}_e when $v = D^T \text{sat}[\omega_e] v_{p1}$ with $\epsilon = 0.001$

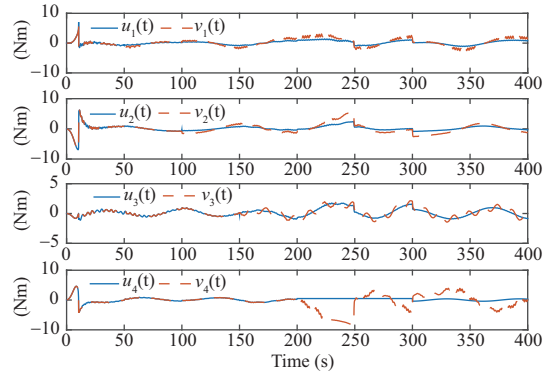


图 8 (网络版彩图) 控制信号 $v = D^T \text{sat}[\omega_e] v_{p1}$ 且 $\epsilon = 0.001$ 时的控制力矩 u 和控制信号 v
Figure 8 (Color online) Control torque u and control signal v when $v = D^T \text{sat}[\omega_e] v_{p1}$ with $\epsilon = 0.001$

能保证系统渐近跟踪, 但可以保证跟踪误差在一个很小的范围, 且可通过选择尽可能小的逼近函数的参数使得误差范围尽可能的小. 最后仿真结果验证了本文所提自适应方法的有效性.

参考文献

- 1 Xiao B, Karimi H R, Yu X, et al. IEEE access special section: recent advances in fault diagnosis and fault-tolerant control of aerospace engineering systems. IEEE Access, 2020, 8: 61157–61160
- 2 Zhao D, Yang H, Jiang B, et al. Attitude stabilization of a flexible spacecraft under actuator complete failure. Acta Astronaut, 2016, 123: 129–136
- 3 Yang H, Zhang Z J, Zhang C C, et al. Fault-tolerant control of energy-conserving networks. Sci China Inf Sci, 2020, 63: 179204
- 4 Shi L R, Zhao Z Y, Lin Z L. Robust semi-global leader-following practical consensus of a group of linear systems with imperfect actuators. Sci China Inf Sci, 2017, 60: 072201
- 5 Lin Z L. Control design in the presence of actuator saturation: from individual systems to multi-agent systems. Sci China Inf Sci, 2019, 62: 026201
- 6 Shi J T, Zhou D H, Yang Y H, et al. Fault tolerant multivehicle formation control framework with applications in multiquadrotor systems. Sci China Inf Sci, 2018, 61: 124201
- 7 Wang J H, Liu Z, Chen C L P, et al. Extended dimension fuzzy adaptive control for nonlinear uncertain stochastic systems with actuator constraints. Nonlinear Dyn, 2019, 98: 1315–1329
- 8 Zhang Y M, Jiang J. Bibliographical review on reconfigurable fault-tolerant control systems. Annu Rev Control, 2008, 32: 229–252
- 9 Qiao J Z, Guo L, Lei Y J, et al. Subtle anti-disturbance tolerant control of attitude control systems for microsatellites. 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]
- 10 Bennani S, van der Sluis R, Schram G, et al. Control law reconfiguration using robust linear parameter varying control. In: Proceedings of AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, 1999
- 11 Boskovic J D, Li S M, Mehra R K. Intelligent control of spacecraft in the presence of actuator failures. In: Proceedings of the 38th IEEE Conference on Decision and Control, 1999. 4472–4477
- 12 Xiao B, Hu Q L, Singhose W, et al. Reaction wheel fault compensation and disturbance rejection for spacecraft attitude tracking. J Guidance Control Dyn, 2013, 36: 1565–1575

- 13 Chen T, Shan J J. Rotation-matrix-based attitude tracking for multiple flexible spacecraft with actuator faults. *J Guidance Control Dyn*, 2019, 42: 181–188
- 14 Cao X B, Yue C F, Liu M. Fault-tolerant sliding mode attitude tracking control for flexible spacecraft with disturbance and modeling uncertainty. *Adv Mech Eng*, 2017, 9: 1–9
- 15 Sun G H, Xu S D, Li Z. Finite-time fuzzy sampled-data control for nonlinear flexible spacecraft with stochastic actuator failures. *IEEE Trans Ind Electron*, 2017, 64: 3851–3861
- 16 Liu Q H, Liu M, Yu J Y. Adaptive fault-tolerant control for attitude tracking of flexible spacecraft with limited data transmission. *IEEE Trans Syst Man Cybern Syst*, 2019. doi: 10.1109/TSMC.2019.2932225
- 17 Shen Q Y, Yue C F, Goh C H, et al. Active fault-tolerant control system design for spacecraft attitude maneuvers with actuator saturation and faults. *IEEE Trans Ind Electron*, 2019, 66: 3763–3772
- 18 Boulouma S, Labiod S, Boubertakh H. Direct adaptive control of a flexible spacecraft with disturbances and uncertain actuator failures. *Mech Syst Signal Process*, 2018, 110: 73–89
- 19 Hu Q L, Zhang A H, Li B. Adaptive variable structure fault tolerant control of rigid spacecraft under thruster faults. *Acta Aeronautica Astronautica Sin*, 2013, 34: 909–918 [胡庆雷, 张爱华, 李波. 推力器故障的刚体航天器自适应变结构容错控制. *航空学报*, 2013, 34: 909–918]
- 20 Ma Y J, Jiang B, Tao G, et al. Uncertainty decomposition-based fault-tolerant adaptive control of flexible spacecraft. *IEEE Trans Aerosp Electron Syst*, 2015, 51: 1053–1068
- 21 Hu Q L, Tan X, Akella M R. Finite-time fault-tolerant spacecraft attitude control with torque saturation. *J Guidance Control Dyn*, 2017, 40: 2524–2537
- 22 Hu Q L, Jiang B Y, Shi Z. Novel terminal sliding mode based fault tolerant attitude control for spacecraft under actuator faults. *Acta Aeronautica Astronautica Sin*, 2014, 35: 249–258 [胡庆雷, 姜博严, 石忠. 基于新型终端滑模的航天器执行器故障容错姿态控制. *航空学报*, 2014, 35: 249–258]
- 23 Shen Q, Wang D, Zhu S Q, et al. Finite-time fault-tolerant attitude stabilization for spacecraft with actuator saturation. *IEEE Trans Aerosp Electron Syst*, 2015, 51: 2390–2405
- 24 Zhu S Q, Wang D W, Shen Q, et al. Satellite attitude stabilization control with actuator faults. *J Guidance Control Dyn*, 2017, 40: 1304–1313
- 25 Xiao B, Hu Q L, Zhang Y M. Adaptive sliding mode fault tolerant attitude tracking control for flexible spacecraft under actuator saturation. *IEEE Trans Control Syst Technol*, 2012, 20: 1605–1612
- 26 Wie B. *Space Vehicle Dynamics and Control*. 2nd ed. Reston: AIAA, 2008
- 27 Gennaro S D. Output attitude tracking for flexible spacecraft. *Automatica*, 2002, 38: 1719–1726
- 28 Tao G. *Adaptive Control Design and Analysis*. Hoboken: John Wiley & Sons, 2003
- 29 Xiao B, Hu Q L, Zhang Y M. Fault-tolerant attitude control for flexible spacecraft without angular velocity magnitude measurement. *J Guidance Control Dyn*, 2011, 34: 1556–1561

Minimum eigenvalue-based adaptive compensation of actuator faults for flexible spacecraft

Yajie MA^{1,2,3*}, Bin JIANG^{1,2,3} & Hao REN^{1,2,3}

1. College of Automation Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 211106, China;

2. Key Laboratory of Navigation, Control and Health-Management Technologies of Advanced Aircraft, Nanjing 211106, China;

3. Jiangsu Key Laboratory of Internet of Things and Control Technologies, Nanjing 211106, China

* Corresponding author. E-mail: yajiem@nuaa.edu.cn

Abstract This paper develops an adaptive compensation scheme for flexible spacecraft under actuator faults. System uncertainties caused by faults and flexible uncertainties are first parameterized. To deal with the uncertainty of the control gain matrix caused by faults, a new control gain matrix is constructed. By using the minimum eigenvalue of this new control gain matrix, a nominal control signal is designed. Then an adaptive control signal is designed by estimating the uncertain parameters in the nominal control signal. The developed adaptive control signal guarantees system stability and asymptotic tracking properties. Simulation results are given to verify the effectiveness of the proposed adaptive compensation scheme.

Keywords actuator faults, adaptive compensation, control gain matrix, flexible spacecraft, minimum eigenvalue



Yajie MA was born in 1987. He received his B.S. degree in automation from Nanjing University of Aeronautics and Astronautics (NCAA), Nanjing, China, in 2008, his M.S. degree in detection technology and automatic equipment from the Hohai University, Nanjing, China, in 2011, and his Ph.D. degree in control theory and control engineering from NCAA, in 2015. From 2015 to 2016, he was a post-doctoral fellow of Research Center in Computer Science, Signal Processing and Automatic Control (CRISAL-CNRS UMR 9189), Lille, France. Currently, he is an associate professor at the College of Automation Engineering, NCAA. His research interests include adaptive fault diagnosis and fault-tolerant control and their applications.



Bin JIANG was born in 1966. He received his Ph.D. degree in automatic control from Northeastern University, Shenyang, China, in 1995. He is currently a chair professor of Cheung Kong Scholar Program with the Ministry of Education and a vice president of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing, China. He was a recipient of the Second Class Prize of National Natural Science Award of China in 2018. He is an IEEE fellow and a fellow of Chinese Association of Automation. His research interests include fault diagnosis and fault-tolerant control and their applications in aircraft, satellites, and high-speed trains.



Hao REN was born in 1996. She received her B.S. degree in information and computing science from Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing, China, in 2018. She is currently working toward an M.S. degree in control engineering at Nanjing, China. Her research interests include adaptive fault diagnosis and fault-tolerant control and their applications.