

## 带有饱和和受限的挠性卫星变结构姿态容错控制

霍 星<sup>1,2</sup>, 胡庆雷<sup>2</sup>, 肖 冰<sup>2</sup>, 马广富<sup>2</sup>

(1. 渤海大学 工学院, 辽宁 锦州 121000; 2. 哈尔滨工业大学 控制科学与工程系, 黑龙江 哈尔滨 150001)

**摘要:** 针对挠性卫星在飞行过程中存在推力器故障、控制输入饱和和受限以及外部干扰的姿态控制问题, 提出了一类基于变结构控制的鲁棒容错控制设计方法. 该设计在继承变结构控制的优点的同时, 显式地引入推力器输出的饱和幅值, 以确保控制输出在其要求界的范围内. 同时, 充分利用星上推力器的硬件冗余以实现部分推力器故障的容错, 这种思想的引入使得所设计的控制器对故障具有很强的自适应能力, 而且对设计者而言, 推力器故障信息不需要进行在线的检测和分离. 最后, 将该控制器应用于某型卫星姿态调节控制, 仿真结果表明该控制器能有效地抑制外部干扰、挠性结构的振动和推力器故障的约束, 在实现姿态调节的同时, 保证其控制输出满足饱和和受限界的要求, 具有较好的控制性能.

**关键词:** 挠性卫星; 变结构控制; 容错控制; 输入饱和; 推力器故障

**中图分类号:** V448.2      **文献标识码:** A

## Variable-structure fault-tolerant attitude control for flexible satellite with input saturation

HUO Xing<sup>1,2</sup>, HU Qing-lei<sup>2</sup>, XIAO Bing<sup>2</sup>, MA Guang-fu<sup>2</sup>

(1. College of Engineering, Bohai University, Jinzhou Liaoning 121000;

2. Department of Control Science and Engineering, Harbin Institute of Technology, Harbin Heilongjiang 150001, China)

**Abstract:** The variable-structure fault-tolerant attitude control system is investigated for an orbiting three-axis stabilized flexible satellite with redundant thrusters. In this system the thruster failures, the control-input saturation and external disturbances are explicitly considered simultaneously. In the proposed controller, a single parameter is dynamically adjusted, independent of the fault detection and mechanism isolation; only the remaining active thrusters are required to be able to produce a sufficient combined force to maintain the satellite in operation for performing the given tasks. By explicitly considering the saturation magnitude of the available control input to the thruster, we develop a direct relation between this magnitude and those of the desired trajectories and disturbances in continuous control. Lyapunov stability analysis shows that the closed-loop system is stable; and the effect of the external disturbances and faults can be reduced by appropriately choosing the design parameters. Numerical examples show that the proposed control algorithms are robust to external disturbances, and are able to handle thruster failures under a limited value of saturation.

**Key words:** flexible satellite; variable structure control; fault tolerant control; input saturation; thruster fault

### 1 引言(Introduction)

由于现代卫星为了实现其在轨功能, 通常都装备了大型的挠性附件, 而大挠性、低阻尼的附件将不同程度上受到外部干扰、在轨操作等而发生弹性振动, 进而降低卫星指向精度; 另一方面, 长期不断的执行在轨的控制操作的执行器存在老化、失效等故障, 而执行器的失效, 轻则导致精度、性能降低, 重则造成卫星失效. 此外, 在轨卫星不可避免地受到各种力矩的干扰, 并且这些干扰力矩的大小具有不确定性. 因此, 设计一种容错控制方法来完成挠性卫星的高稳定性、高精度控制便显得尤为重要.

容错控制是系统在发生故障的情况下, 能够自动补偿故障的影响以维护系统的稳定性和尽可能的恢复系统故障前的性能, 从而保证系统的运行稳定可靠<sup>[1]</sup>. 近年来, 容错控制的研究引起很多学者的广泛重视, 其在理论、设计方法和应用上取得了较大进展, 并且新的概念和方法仍在不断涌现<sup>[2~5]</sup>. 在航天器容错控制应用方面也有一定的成果, Jin等人<sup>[6]</sup>应用时间滞后控制方法利用前一时刻的姿态信息来估计当前时刻飞轮的故障值, 并基于此估计值结合动态逆法针对4个飞轮控制的刚体卫星设计了一种容错控制器. 文献[7]在此基础上, 通过将自适应控

收稿日期: 2010-06-19; 收修改稿日期: 2010-10-22.

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(60774062); 高等学校博士学科点专项科研基金资助项目(20070213061); 黑龙江省留学回国人员科学基金资助项目(LC08C01); 哈尔滨市科技创新人才研究专项基金资助项目(2010RFLXG001); 中央高校基本科研业务费专项基金资助项目(HIT.NSRIF.2009003); 辽宁省高校科研计划基金资助项目(L2010009).

制与时延控制相结合,提出了一类刚体航天器姿态容错的设计方法以实现在轨机动控制任务. Cai等人<sup>[8]</sup>针对推力器失效故障、转动惯量不确定以及外干扰力矩作用的刚体航天器控制问题,利用自适应控制法设计了一种姿态跟踪容错控制器. 陈雪琴等人<sup>[9]</sup>基于线性矩阵不等式技术提出了一种输出反馈鲁棒容错控制设计方法,实现小卫星在执行机构和传感器故障情况下的高精度姿态控制. 此外, Liang等人<sup>[10]</sup>基于模糊控制和滑模控制法为一4飞轮控制的卫星设计了一种控制器,该法能够保证在对故障容错控制同时,对整个姿态系统不确定性和干扰的具有一定鲁棒性. 然而,对于挠性卫星姿态容错控制问题,上述对刚体卫星的研究成果又不能进行简单的推广,目前该方面的研究成果还不多.

此外,在卫星实际的控制系统中,由于其自身的物理特性而引起的执行器输出幅值不能提供无限大的控制力(力矩)而最终趋于控制输出饱和问题,是目前工程控制中最为常见的一种控制输入非线性. 该饱和和非线性的存在将降低闭环系统的控制性能,甚至严重情况下将导致系统不稳定,从而使整个控制任务失败. Boskovic等人<sup>[11,12]</sup>针对带有输入饱和和非线性的刚体航天器姿态控制问题,提出了一类变结构控制器的设计方法,在满足控制受限的同时保证闭环系统的渐近稳定性. Ali等人<sup>[13]</sup>通过设计一种新型的、控制参数为正常值的积分反步控制器来减小控制力矩的峰值,从而实现对有限控制输入的有效处理. 此外,文献[14,15]针对带有饱和和受限的挠性航天器大角度机动控制问题,设计了自适应滑模控制控制器实现对挠性部件振动的主动振动抑制的同时,对系统参数干扰具有良好的鲁棒性,同并通过调整控制参数从而实现对输入饱和和约束的处理.

在上述成果的基础上,本文研究了带有控制输入饱和和受限的挠性卫星机动时的姿态容错控制和挠性附件的振动抑制问题,提出了对执行器故障情况下的一类鲁棒容错控制器的设计方法. 该方法在继承变结构控制优点的同时,在控制引入一个时变参数和推力器受限幅值以用于满足饱和和受限的约束,并且通过调整该时变参数以实现姿态、角速度、振动模态收敛于期望状态. 此外,利用星上推力器硬件冗余特性,使得所设计控制器对推力器故障发生时能及时实现容错. 该方案的设计不需要对推力器故障进行在线辨识,而且也不存在重构容错控制中分离延时而引起的控制性能变坏问题. 最后,将该方法应用于卫星的姿态控制,结果表明在完成姿态调节控制的同时,都具有良好的控制性能,具有潜在的应用前景.

## 2 挠性卫星姿态动力学与运动学方程(The dynamic and kinematic equations of flexible spacecraft)

针对带有挠性附件的卫星,在其挠性附件弹性变形为小量的假设下,考虑卫星执行机构故障,则其动力学方程可表示成<sup>[6,16]</sup>:

$$J\dot{\omega} + \delta^T \ddot{\eta} = -S(\omega)J\omega + DEu(t) + d(t), \quad (1a)$$

$$\ddot{\eta} + C\dot{\eta} + K\eta + \delta\dot{\omega} = 0, \quad (1b)$$

式中:  $J$ 表示正定对称的卫星惯量矩阵,  $\delta$ 为卫星刚体部分与挠性部件的耦合矩阵,  $\omega = [\omega_1 \ \omega_2 \ \omega_3]^T$ 为挠性卫星本体相对于惯性系的角速度,  $u(t)$ 为由执行机构产生的控制力矩,  $D \in \mathbb{R}^{3 \times N}$ 为反作用推力器的安装矩阵,  $E$ 为对角矩阵,具有如下形式:

$$E = \text{diag}\{e_1, e_2, \dots, e_N\}, \quad (2)$$

$e_i$ 为第*i*个执行机构的有效因子,且满足  $0 \leq e_i \leq 1 (i = 1, 2, \dots, N)$ ,  $d(t)$ 为作用于星体的外部干扰力矩,且式(1b)中挠性附件阻尼矩阵  $C$ 和刚度矩阵  $K$ 分别定义为

$$\begin{cases} C = \text{diag}\{2\xi_i \Lambda_i^{\frac{1}{2}}\}, i = 1, 2, \dots, n, \\ K = \text{diag}\{\Lambda_i\}, i = 1, 2, \dots, n, \end{cases} \quad (3)$$

其中:  $n$ 为所考虑的模态总数,  $\Lambda_i^{\frac{1}{2}}$ 与  $\xi_i$ 分别表示第*i*个模态的振动频率与阻尼比,此外式(1)中叉乘算子  $S(\omega)$ 定义为

$$S(\omega) = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_3 & \omega_2 \\ \omega_3 & 0 & -\omega_1 \\ -\omega_2 & \omega_1 & 0 \end{bmatrix}. \quad (4)$$

本文采用姿态四元数来描述挠性卫星姿态,此时其姿态运动学为<sup>[16]</sup>

$$\begin{bmatrix} \dot{q}_0 \\ \dot{\mathbf{q}} \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \mathbf{E}(q_0, \mathbf{q}) \omega, \quad (5)$$

式中  $[q_0 \ \mathbf{q}^T]^T$ 为星体本体相对于惯性系的姿态四元数,且满足等式  $q_0^2 + \mathbf{q}^T \mathbf{q} = 1$ , 矩阵

$$\mathbf{E}(q_0, \mathbf{q}) \triangleq \begin{bmatrix} -\mathbf{q}^T \\ q_0 \mathbf{I}_{3 \times 3} - S(\mathbf{q}) \end{bmatrix}.$$

此外,为了便于后续控制器的设计,首先给出如下假设:

**假设 1** 在控制系统的设计过程中,假设推力器的输出控制力是有限的,即

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

其中:  $u_i (i = 1, 2, 3)$ 为作用在星上3轴的控制力,  $u_{\max}$ 为其最大幅值,且为已知的正常数.

**假设 2** 假设作用在星上的外部干扰力矩是有

界的, 即存在已知的正常数  $d_{\max}$  使得满足  $|d_i| \leq d_{\max}$ , 其中  $d_i (i = 1, 2, 3)$  为作用在星上3轴的干扰力矩.

**注1** 对于上述的假设1和假设2, 其不失一般性; 一方面, 对于推力器, 其不可能提供无限大控制力, 总是有界的; 另一方面, 对于作用在星上的外部干扰力矩, 如果如太阳光压、气动转矩等, 其也总是有界的.

由此, 本文的控制目标为: 针对挠性卫星系统(1)(5), 在考虑推力器存在故障、控制力受限和外部干扰力矩的情况下, 设计一类非线性姿态容错控制器, 在完成姿态控制的同时, 实现抑制卫星挠性附件的结构振动, 满足控制力受限的要求, 并且实现对推力器的故障具有较好的容错能力.

### 3 变结构姿态容错控制器设计(Variable structure fault tolerant attitude controller design)

考虑到变结构控制技术本身固有的特性: 对外部干扰、参数不确定性等具有良好的鲁棒性, 并且其控制器实现起来相对比较简单, 在航天器姿态控制中的应用得到了广泛的关注<sup>[11~15]</sup>. 定义

$$\varphi = \dot{\eta} + \delta\omega. \quad (7)$$

定义新的状态变量  $\psi = [\eta^T \ \varphi^T]^T$ , 根据式(1b)则有

$$\dot{\psi} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -K & -C \end{bmatrix} \psi + \begin{bmatrix} -\delta \\ C\delta \end{bmatrix} \omega. \quad (8)$$

至此, 式(1a)可重新表示为

$$J_0\dot{\omega} = -S(\omega)J_0\omega + DEu(t) + d(t) + \delta^T[K \ C]\psi - (\delta^TC\delta + S(\omega)\delta^T\delta)\omega, \quad (9)$$

式中  $J_0$  对称正定, 且计算为  $J_0 \triangleq J - \delta^T\delta$ . 由此, 后续的控制律的推导过程将考虑式(10)所给出的形式进行分析.

#### 3.1 变结构姿态容错控制器设计(Variable structure fault tolerant attitude controller design)

通常结构控制器的设计分为两步: 第1步设计满足系统性能要求的滑模; 第2步设计变结构控制器, 以确保滑模面的到达条件. 考虑如下时变滑模面<sup>[12]</sup>:

$$\sigma = \omega + k^2(t)q, \quad (10)$$

其中  $k(t)$  为后续待设计的时变函数, 且满足  $k(t) > 0$  对于  $t \geq 0$ .

由此构造如下变结构容错控制律:

$$u = \frac{u_{\max}D^T}{\|D\|}\bar{u}, \quad (11)$$

其中  $\bar{u} = [\bar{u}_1 \ \bar{u}_2 \ \bar{u}_3]^T$ , 其形式如下:

$$\bar{u}_i = \frac{\sigma_i}{|\sigma_i| + k^2(t)\varepsilon}, \quad i = 1, 2, 3, \quad (12)$$

其中:  $\varepsilon > 0$  为正控制参数,  $\sigma = [\sigma_1 \ \sigma_2 \ \sigma_3]^T$ .

至此, 根据上述构造的控制器, 则有:

**定理1** 针对由式(1)(5)所给出的执行机构故障的挠性卫星姿态控制系统, 若选取适当的参数  $\varepsilon, \gamma$  以及控制参数  $k(t)$  的变化律

$$\dot{k} = -\frac{\gamma}{k(4(1-q_0)\gamma+1)} \left( \frac{\bar{\lambda}u_{\max}}{\|D\|} \sum_{i=1}^3 \frac{|\sigma_i||\omega_i|}{(|\sigma_i| + k^2\delta)} + \frac{\bar{\lambda}u_{\max}}{\|D\|} \|\omega\| + \omega^T\sigma \right), \quad (13)$$

其中  $\bar{\lambda}$  为正常数, 且满足

$$\bar{\lambda} > \lambda_{\max} \text{ and } \frac{\bar{\lambda}u_{\max}}{\|D\|} > d_{\max}, \quad (14)$$

这里  $\lambda_{\max}$  为正定矩阵  $DED^T$  的最大特征值, 则所设计的控制律(11)可以保证闭环系统的全局渐近稳定控制, 且第2部分所述的控制目标将得以实现.

**证** 选取Lyapunov函数

$$V = \frac{1}{2}\omega^T J_0\omega + k^2 [q^T q + (q_0 - 1)^2] + \frac{k^2}{2\gamma} + \frac{1}{2}\psi^T P\psi, \quad (15)$$

式中矩阵  $P$  是正定对称的, 且存在正定对称矩阵  $Q$  使得

$$P \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -K & -C \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & -K \\ 1 & -C \end{bmatrix} P^T = -2Q \quad (16)$$

成立

式(15)两边同时对时间求导, 则有

$$\begin{aligned} \dot{V} = & \omega^T DEu(t) + \omega^T d(t) + k^2 q^T \dot{\omega} - \\ & \psi^T Q\psi + k\dot{k}[4(1-q_0) + \frac{1}{\gamma}] + \\ & \omega^T \delta^T [K - P \ C + CP]\psi - \omega^T \delta^T C\delta\omega. \end{aligned} \quad (17)$$

如果同时设计  $Q$  和  $P$  满足

$$\begin{bmatrix} \delta^T C\delta & -\frac{\delta^T(K-PC+CP)}{2} \\ -\frac{(K-PC+CP)\delta}{2} & Q \end{bmatrix} \geq 0. \quad (18)$$

同时考虑控制律(11), 则有

$$\begin{aligned} \dot{V} \leq & \omega^T DEu(t) + \omega^T d(t) + k^2 q^T \dot{\omega} + \\ & k\dot{k}[4(1-q_0) + \frac{1}{\gamma}] = \\ & -\omega^T \frac{DED^T}{\|D\|} u_{\max}\bar{u} + \omega^T d(t) + \\ & \omega^T \sigma - \omega^T \omega + k\dot{k}[4(1-q_0) + \frac{1}{\gamma}]. \end{aligned} \quad (19)$$

相应地, 如果选取正常数  $\bar{\lambda}$  满足不等式(14), 且利用



式(13), 可得如下形式:

$$\begin{aligned} \dot{V} &\leq \frac{\bar{\lambda}u_{\max}}{\|D\|} \sum_{i=1}^3 \frac{|\sigma_i||\omega_i|}{(|\sigma_i| + k^2\delta)} + \|\omega\| d_{\max} + \\ &\omega^T \sigma - \omega^T \omega + \frac{4(1-q_0)\gamma + 1}{\gamma} k\dot{k} = \\ &-(\frac{\bar{\lambda}u_{\max}}{\|D\|} - \bar{d}) \|\omega\| - \omega^T \omega \leq 0. \end{aligned} \quad (20)$$

由上式可知 $\omega$ ,  $\psi$ 以及参数 $k$ 有界. 同时, 若对上述不等式(20)两端从 $0 \rightarrow \infty$ 积分, 可得

$$\begin{aligned} V(0) - V(\infty) &\geq \\ &\int_0^\infty (\frac{\bar{\lambda}u_{\max}}{\|D\|} - \bar{d}) \|\omega\| - \omega^T \omega dt. \end{aligned} \quad (21)$$

相应地, 角加速度 $\dot{\omega}$ , 振动模态 $\eta$ ,  $\dot{\eta}$ 也是有界的. 由Barbalat引理<sup>[17]</sup>可知,  $\lim_{t \rightarrow \infty} k^2 q \rightarrow 0$ ,  $\lim_{t \rightarrow \infty} \omega \rightarrow 0$ ,  $\lim_{t \rightarrow \infty} \sigma \rightarrow 0$ ,  $\lim_{t \rightarrow \infty} \eta \rightarrow 0$ 与 $\lim_{t \rightarrow \infty} \dot{\eta} \rightarrow 0$ .

此外, 对于选定的控制参数 $\gamma > 0$ , 由式(21)可知, 存在参数 $\alpha_U(\gamma) > 0$ ,  $\beta_1(\gamma) > 0$ 和 $\beta_2(\gamma) > 0$ 使得下面的不等式成立:

$$\begin{cases} \int_0^\infty \|\omega\| dt < \beta_1(\gamma), & k(t) < \alpha_U(\gamma), \\ \int_0^\infty \|\omega\|^2 dt < \beta_2(\gamma), \end{cases} \quad (22)$$

其中 $\alpha_U(\gamma)$ ,  $\beta_1(\gamma)$ 和 $\beta_2(\gamma)$ 分别是 $k(t)$ ,  $\int_0^\infty \|\omega\| dt$ 和 $\int_0^\infty \|\omega\|^2 dt$ 的上界.

由上述的分析可以得到如下结论:

**注2** 由控制器式(11)可知, 控制器的设计不依赖于转动惯量 $J$ 、耦合矩阵 $\delta$ 以及外部干扰的界 $d_{\max}$ , 因此该控制器对系统不确定参数、外部干扰具有良好的鲁棒性.

**注3** 由控制器式(11)可知它不需要执行机构故障的诊断信息, 同时也不需要进行故障信息在线学习; 尽管在证明过程中引入参数 $\bar{\lambda}$ 以保证系统的稳定性证明, 但是该参数并没有显式地包含在控制律中, 由此, 对于本文设计所设计的变结构容错控制律(11)不需要了解故障信息的具体形式, 对执行机构的故障具有很强的容错能力.

**注4** 在上述系统稳定的分析中, 要求矩阵 $DED^T$ 为正定, 也就是说当推力器存在故障时, 要求系统存在冗余的推力器, 以保证系统是过驱动的, 而非欠驱动控制问题; 而对于这种具有硬件冗余推力器的要求, 在卫星系统配置中常常是满足要求的.

### 3.2 控制参数 $k(t)$ 下界的分析(The analysis of the low bound of $k(t)$ )

由上述分析可知, 当 $t \rightarrow \infty$ ,  $k^2 q \rightarrow 0$ , 而对于参数 $k(t)$ 尽管其存在上界 $\alpha_U(\gamma)$ , 那么将存在一个问题: 是否其存在下界 $\alpha_L > 0$ 使得 $k(t) \geq \alpha_L$ 对于 $t \geq 0$ , 以保证 $k(t) > 0$ 对于 $t \geq 0$ , 从而保证当 $t \rightarrow \infty$

时,  $q \rightarrow 0$ . 为了解决这个问题, 由此给出如下命题:

**命题1** 考虑控制参数 $k(t)$ 的变化律式(13), 对于任意的初值 $k(0) = k_0 > 0$ 与 $\alpha_L > 0$ , 且满足 $\alpha_L < k_0$ , 如果存在 $\gamma > 0$ 使得

$$\begin{aligned} \frac{k_0^2 - \alpha_L^2}{2} &\geq \gamma [(\frac{\bar{\lambda}u_{\max}}{\|D\|} (2 + \frac{1}{\delta}) + \alpha_U^2) \beta_1 + \beta_2 + \\ &\frac{\bar{\lambda}u_{\max}}{\|D\|} (1 + \frac{1}{\delta}) \alpha_U^2], \end{aligned} \quad (23)$$

那么 $k(t) \geq \alpha_L$ 对于 $t \geq 0$ , 从而保证 $\lim_{t \rightarrow \infty} q \rightarrow 0$ .

**证** 类似文献[11]的分析方法, 由式(13)可知

$$\begin{aligned} k\dot{k} &= -\frac{\gamma}{4(1-q_0)\gamma + 1} [\frac{\bar{\lambda}u_{\max}}{\|D\|} \sum_{i=1}^3 \frac{|\sigma_i||\omega_i|}{(|\sigma_i| + k^2\delta)} + \\ &\frac{\bar{\lambda}u_{\max}}{\|D\|} \|\omega\| + \omega^T \sigma], \end{aligned} \quad (24)$$

利用姿态 $|q_0| \leq 1$ ,  $\|q\| \leq 1$ 的有界特性, 则有

$$\begin{aligned} k\dot{k} &= -\frac{\gamma}{4(1-q_0)\gamma + 1} [\frac{\bar{\lambda}u_{\max}}{\|D\|} \sum_{i=1}^3 \frac{|\sigma_i||\omega_i|}{(|\sigma_i| + k^2\delta)} + \\ &\frac{\bar{\lambda}u_{\max}}{\|D\|} \|\omega\| + \|\omega\| \|\sigma\|] \geq \\ &-\gamma \sum_{i=1}^3 [(\frac{\bar{\lambda}u_{\max}}{\|D\|} (2 + \frac{1}{\delta}) + k^2) |\omega_i| + \\ &\frac{\bar{\lambda}u_{\max}}{\|D\|} (1 + \frac{1}{\delta}) k^2 + |\omega_i|^2]. \end{aligned} \quad (25)$$

对上述不等式(25)两端从0到 $\infty$ 进行积分, 可得

$$\begin{aligned} k^2(\infty) &\geq -2\gamma \sum_{i=1}^3 \int_0^\infty (\frac{\bar{\lambda}u_{\max}}{\|D\|} (2 + \frac{1}{\delta}) + k^2) |\omega_i| + \\ &\frac{\bar{\lambda}u_{\max}}{\|D\|} (1 + \frac{1}{\delta}) k^2 + |\omega_i|^2 dt + k_0^2. \end{aligned} \quad (26)$$

由此, 如果存在参数 $\gamma$ 满足式(23), 则有 $k^2(\infty) > \alpha_L^2$ , 并且由于 $k(t)$ 是非递增函数, 因此,  $k(t) \geq \alpha_L$ , 对于 $t \geq 0$ , 从而保证 $\lim_{t \rightarrow \infty} q \rightarrow 0$ 以实现全局渐近稳定.

**注5** 对于控制器式(12), 通过选取合适的参数 $\gamma$ 使其满足式(23)的要求, 从而保证闭环系统是全局渐近稳定的; 而对于参数 $\gamma$ 的选取, 在仿真中通常选取为比较小的参数.

## 4 仿真结果(Simulation results)

为了进一步验证文中所设计控制器的有效性, 对某型挠性卫星姿态调节控制进行了仿真分析. 卫星转动惯量 $J$ ,  $\delta$ 选自文献[18]. 仿真中所考虑的振动模态总数 $n = 4$ , 挠性附件振动频率 $\sqrt{\Lambda_i}$  ( $i = 1, 2, 3, 4$ ) 分别为0.7400, 0.7500, 0.7600和1.1600; 且阻尼比 $\xi_i$  ( $i = 1, 2, 3, 4$ ) 分别为0.004, 0.005, 0.0064和0.0085. 此外, 假设仅采用4个反作用推力器(1个为冗余)作为姿态控制系统的执行器, 其中其配置矩阵为设定为

$$D = \begin{bmatrix} -0.0247 & -0.1684 & -0.2301 \\ 0.0247 & -0.1684 & 0.2301 \\ -0.0247 & 0.1684 & 0.2301 \\ 0.0247 & 0.1684 & -0.2301 \end{bmatrix}^T, \quad (27)$$

且假设推力器的所能提供的最大控制力为1 N. 最后仿真中令卫星初始姿态为

$$q^T(0) = [-0.5264 \quad -0.2632 \quad 0.7896],$$

角速度初值为 $\omega(0) = [0 \quad 0 \quad 0]^T$  rad/s, 且卫星受到如下的干扰力矩:

$$d(t) = \begin{bmatrix} 3 \cos t + 4 \sin(0.3t) - 10 \\ -1.5 \sin(0.2t) + 3 \cos(0.5t) + 15 \\ 3 \sin t - 8 \sin(0.4t) + 10 \end{bmatrix} \cdot 10^{-4}. \quad (28)$$

在上述初值、系统参数和外部干扰的情况下, 考虑如下3种情形进行仿真研究:

**情形 1** 4个推力器工作完好;

**情形 2** 4个推力器存在故障, 其故障模型为

$$\text{故障I: } \begin{cases} e_1 = 0.2, & t \geq 5 \text{ s}, \\ e_2 = 0.8, & t \geq 10 \text{ s}, \\ e_3 = 1, & t \geq 0 \text{ s}, \\ e_4 = 0.6, & t \geq 5 \text{ s}. \end{cases} \quad (29)$$

**情形 3** 同样4个推力器也存在故障, 其故障模型为

$$\text{故障II: } \begin{cases} e_1 = 0.8, & t \geq 5 \text{ s}, \\ e_2 = 0.6, & t \geq 10 \text{ s}, \\ e_3 = 1, & t \geq 0 \text{ s}, \\ e_4 = 0, & t \geq 10 \text{ s}. \end{cases} \quad (30)$$

相应3种情形的姿态、模态振动仿真曲线如图1和2所示. 对于上述的仿真结果, 可以得到如下结论:

1) 对于无故障情况下, 所设计的控制器在实现姿态机动控制的同时, 有效地抑制了外部干扰和挠性附件的振动, 而且推力器的控制输出满足其最大幅值的要求. 此外, 所提出的控制算法与传统的PID控制也进行了比较, 由于滑模控制的引入, 使得给出的控制算法对外部干扰具有较强的抑制能力, 使得控制精度较传统PID控制的高些; 考虑页码限制, 这里PID控制的仿真曲线没有给出, 或者参考文献[7]的结果.

2) 对于第2种情况, 由仿真结果可以看出, 在故障情况I下, 尽管推力器损失其部分控制能力, 但是在所设计的控制器的作用下均可以保证系统是稳定的, 其控制精度仍然满足精度要求; 但是传统的PID控制下, 尽管其对执行机构故障具有一定的容错能力, 但是存在较大的姿态误差和较小的震荡, 使得控制精度严重降低.

3) 对于第3种情况, 比较3组仿真结果可以看出, 在故障情况II下, 尽管其中一个推力器彻底失去控

制能力和其它推力器失去部分控制能力, 而对于提出的控制式(12), 系统仍然是稳定的, 而且其控制精度仍然满足精度要求; 而对于传统的PID控制, 在同样的情况下系统失稳.

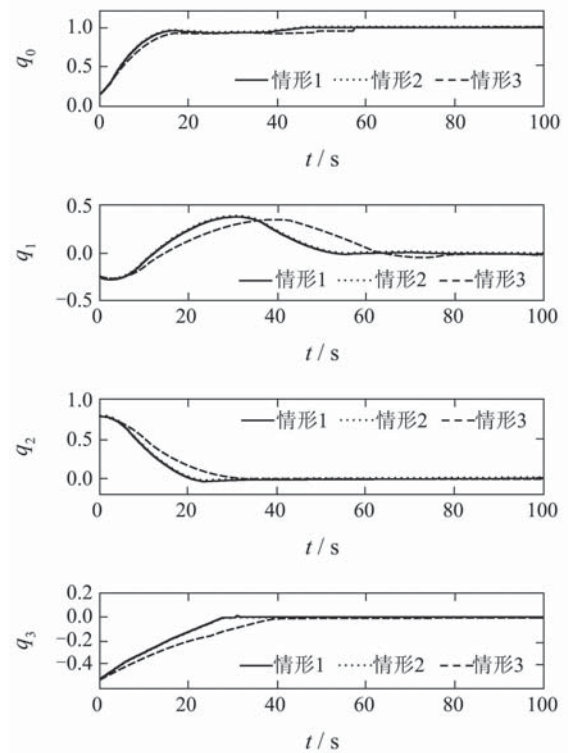


图 1 姿态四元数响应曲线

Fig. 1 Time responses of quaternion

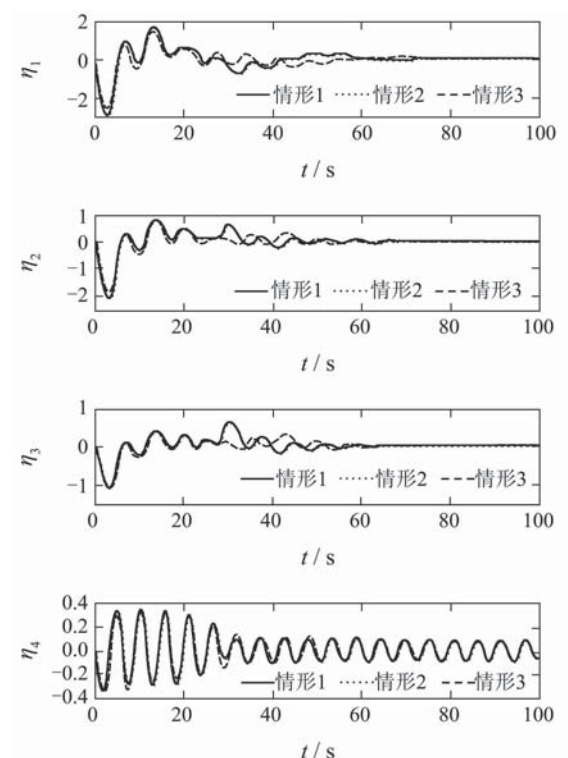


图 2 振动模态响应曲线

Fig. 2 Time responses of vibration modes

综上所述,所设计的变结构容错控制能保证在执行机构故障状况下,使航天器姿态控制指向精度和稳定精度能够达到故障前的精度要求,而且推力器的输出满足其幅值受限的约束,仿真结果与理论分析相符合。

## 5 结论(Conclusion)

考虑存在执行器故障、外部干扰力矩和控制饱和受限的情况下,研究了一类挠性卫星姿态容错控制系统的设计问题。该方法通过显式地考虑执行器输出受限的幅值,设计一类变结构控制器,并且通过在线调整滑模面控制参数以实现姿态、角速度、模态的收敛到期望的状态。同时,充分利用星上推力器的硬件冗余以实现对部分推力器故障的容错能力,这种思想的引入使得所设计的控制器具有很强的自适应能力,而且对设计者而言,推力器故障信息不需要进行在线的检测和分离。此外控制器设计不需要系统参数、干扰力矩的界函数等信息,从而使得该控制器对系统不确定性具有较强的鲁棒性,因此本文提出的鲁棒容错控制方法有一定的工程实现价值。

## 参考文献(References):

- [1] ZHANG Y M, JIANG J. Bibliographical review on reconfigurable fault-tolerant control systems[J]. *Annual Reviews in Control*, 2008, 32(2): 229 – 252.
- [2] BENOSMAN M, LUM K Y. Passive actuators' fault-tolerant control for affine nonlinear systems[J]. *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, 2009, 18(1): 152 – 163.
- [3] GAO Z F, JIANG B, SHI P, et al. Sensor fault estimation and compensation for microsatellite attitude control systems[J]. *International Journal of Control, Automation, and Systems*, 2010, 8(2): 228 – 237.
- [4] BOSKOVIC J D, JACKSON J A, MEHRA R K, et al. Multiple-model adaptive fault-tolerant control of a planetary lander[J]. *Journal of Guidance Control and Dynamics*, 2009, 32(6): 1812 – 1826.
- [5] FEKIH A. Effective fault tolerant control design for nonlinear systems: application to a class of motor control system[J]. *IET Control Theory and Applications*, 2008, 2(9): 762 – 772.
- [6] JIN J, KO S, RYOO C K. Fault tolerant control for satellites with four reaction wheels[J]. *Control Engineering Practice*, 2008, 16(10): 1250 – 1258.
- [7] 姜野, 胡庆雷, 马广富. 航天器时延自适应变结构容错控制[J]. *控制与决策*, 2010, 25(5): 651 – 656.  
(JIANG Ye, HU Qinglei, MA Guangfu. Combined adaptive variable structure and time delay fault tolerant control for spacecraft[J]. *Control and Decision*, 2010, 25(5): 651 – 656.)
- [8] CAI W C, XIAO X L, SONG Y D. Indirect robust adaptive fault-tolerant control for attitude tracking of spacecraft[J]. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 2008, 31(5): 1456 – 1463.
- [9] 陈雪芹, 耿云海, 张迎春. 基于LMI的鲁棒容错控制及其在卫星姿态控制中的应用[J]. *控制理论与应用*, 2008, 25(1): 95 – 99.  
(CHEN Xueqin, GENG Yunhai, ZHANG Yingchun. Robust fault-tolerant H-infinity control based on LMI approach and application in satellite attitude control system[J]. *Control Theory & Applications*, 2008, 25(1): 95 – 99.)
- [10] LIANG J J, DONG C Y, WANG Q. A Fault-tolerant attitude control system for a satellite based on fuzzy global sliding mode control algorithm[C] // *The 7th International Symposium on Instrumentation and Control Technology: Measurement Theory and Systems and Aeronautical Equipment*. Bellingham: SPIE, 2008: 12827.
- [11] BOSKOVIC J D, LI S M, MEHRA R K. Robust adaptive variable structure control of spacecraft under control input saturation[J]. *Journal of Guidance Control and Dynamics*, 2001, 24(1): 14 – 22.
- [12] BOSKOVIC J D, LI S M, MEHRA R K. Robust tracking control design for spacecraft attitude saturation[J]. *Journal of Guidance Control and Dynamics*, 2004, 27(4): 627 – 633.
- [13] ALI I, RADICE G, KIM J. Backstepping control design with actuator torque bound for spacecraft attitude maneuver[J]. *Journal of Guidance Control and Dynamics*, 2010, 33(1): 254 – 259.
- [14] HU Q L. Adaptive output feedback sliding-mode manoeuvring and vibration control of flexible spacecraft with input saturation[J]. *IET Control Theory and Applications*, 2008, 2(6): 467 – 478.
- [15] HU Q L. Variable structure maneuvering control with time-varying sliding surface and active vibration damping of flexible spacecraft with input saturation[J]. *Acta Astronautica*, 2009, 64(11/12): 1085 – 1108.
- [16] SIDI M J. *Spacecraft Dynamics and Control*[M]. Cambridge, England: Cambridge University Press, 1997.
- [17] KHALIL H. *Nonlinear systems*[M]. 3rd edition. Upper Saddle River, NJ: Prentice-Hall, 2002.
- [18] DI GENNARO S. Output stabilization of flexible spacecraft with active vibration suppression[J]. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic systems*, 2003, 39(3): 747 – 759.

## 作者简介:

霍星 (1964—), 男, 博士研究生, 副教授, 研究方向航天器姿态容错控制、卫星姿态控制, E-mail: hmyi888@163.com;

胡庆雷 (1979—), 男, 副教授, 博士生导师, 研究方向为航天器编队姿态控制、容错控制, E-mail: huqinglei@hit.edu.cn;

肖冰 (1986—), 男, 博士研究生, 研究方向航天器姿态容错控制、故障诊断, E-mail: xiao.xbing@gmail.com;

马广富 (1963—), 男, 教授, 博士生导师, 研究方向为卫星姿态控制, E-mail: magf@hit.edu.cn.