

## 基于反步法与动态控制分配的航天器姿态机动控制

李 波<sup>1</sup>, 胡庆雷<sup>2</sup>, 石 忠<sup>1,3</sup>, 马广富<sup>2</sup>

(1. 中国民航大学 航空自动化学院, 天津 300300; 2. 哈尔滨工业大学 航天学院, 黑龙江 哈尔滨 150001;

3. 滨州职业学院, 山东 滨州 256603)

**摘要:** 针对存在未知转动惯量与外部干扰的航天器姿态机动控制问题, 提出了一类基于反步法的鲁棒自适应控制器, 并利用Lyapunov方法分析了系统的稳定性; 考虑到作为执行机构的反作用飞轮存在冗余性, 进一步提出了一种基于约束最优二次规划的动态控制分配算法来实现指令到期望飞轮的指令分配, 克服传统伪逆法难以考虑飞轮动态特性、最大力矩等物理约束, 并能有效的抑制姿态敏感器的测量噪声和测量异常值, 实现控制力矩的平稳性. 最后, 将本文提出的控制方案应用于某型轮控刚体航天器的姿态机动任务中, 仿真结果验证了本文提出方法的可行性、有效性.

**关键词:** 航天器; 反作用飞轮; 反步法; 二次规划; 动态控制分配

**中图分类号:** V448.2      **文献标识码:** A

## Backstepping and dynamic control-allocation for attitude maneuver of spacecraft with redundant reaction fly-wheels

LI Bo<sup>1</sup>, HU Qing-lei<sup>2</sup>, SHI Zhong<sup>1,3</sup>, MA Guang-fu<sup>2</sup>

(1. College of Aeronautical Automation, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China;

2. School of Astronautics, Harbin Institute of Technology, Harbin Heilongjiang 150001, China;

3. Binzhou Vocation College, Binzhou Shandong 256603, China)

**Abstract:** We develop a robust adaptive controller based on the backstepping method for the attitude maneuver of the spacecraft with unknown rotational inertia and unknown external disturbances. The stability of the closed-loop system is validated by using Lyapunov analysis. In considering the redundancy of the actuators-the reaction fly-wheels, we propose a dynamic allocation algorithm based on the constrained optimal quadratic programming for distributing the control command to the proper fly-wheel. This eliminates the physical restrictions on the fly-wheel characteristics and the limitation of the maximal torque, which are required in the conventional pseudo-inverse method. In addition, it also effectively suppresses the measurement noises and rejects the abnormal data from attitude sensors, improving the smoothness of the control torque. The proposed scheme has been applied to control the attitude maneuver of a wheel-control rigid spacecraft. Simulation results validate the efficacy of the proposed method.

**Key words:** spacecraft; reaction fly-wheel; backstepping; quadratic programming; dynamic control-allocation

### 1 引言(Introduction)

随着航天技术的发展, 对姿态控制系统的可靠性和自主运行能力的要求都有很大的提高. 在深空环境中存在各种干扰力矩和不确定性, 及其导致航天器本体的不确定性如变质心、转动惯量时变或未知等一些问题. 为了解决这些困难, 许多学者进行了广泛深入的研究, 具有代表性的方法有最优控制<sup>[1]</sup>、变结构控制<sup>[2-3]</sup>、鲁棒自适应控制<sup>[4-5]</sup>等及其组合方法.

在航天器姿态控制中, 反步法(backstepping)<sup>[6]</sup>是一种非常有效的非线性控制系统设计方法. 文献[7]基于积分反步法和四元数反馈设计了卫星的姿态跟踪控制器, 保证了闭环系统的一致渐进稳定性. 文

献[8]针对带执行机构动态特性的挠性航天器, 提出了双重控制系统, 即基于反步法和滑模控制设计了姿态跟踪鲁棒控制器和主动振动控制器.

飞轮作为航天器的一种广泛使用的执行机构, 为确保在轨可靠运行, 常采用飞轮冗余的方案, 控制分配问题逐渐受到重视. 目前, 控制分配的研究已经取得了众多成果, 在方法上来说, 主要有伪逆法(pseudo-inverse, PI)、直接控制分配法、链式分配法、线性规划和非线性规划等<sup>[9-13]</sup>. 文献[14]针对单个飞轮最大力矩受限问题, 以减少航天器大角度机动时间为目的引入了伪逆控制分配. 文献[15]提出了一种以所有反作用飞轮控制力矩 $L_2$ 范数为最优

化目标的控制分配算法,有效的降低了系统的功耗.文献[16]提出了一种动态控制分配(dynamic control-allocation, DCA)算法,不同于以往控制分配方法(静态控制分配)的是,其控制分配不仅依赖于当前采样周期的控制输入,而且还与先前的控制输入有关,并采用二次规划来处理最小力矩误差优化问题,并考虑到控制力矩的约束.文献[17]提出了一种重构航天器姿态控制指令的动态控制分配算法,其目的是引入控制分配技术来降低姿态敏感器的噪声影响,但其并未考虑到控制力矩和执行器动力学特性等约束问题.文献[18]提出了一种基于PD控制律零空间修正伪逆法的动态控制分配算法,并考虑了飞轮最大力矩等约束,能有效地抑制姿态敏感器的噪声,但其也并未考虑执行机构的内部动力学特性.

针对考虑反作用飞轮的内部动力学特性、控制力矩变化速度受限和飞轮输出力矩受限等约束问题,本文首先给出了一类基于后步法的鲁棒自适应控制策略,并以此作为后续控制分配的伪控制律,以实现对于航天器的期望控制;在此基础上,基于当前及其前一步、前两步采样周期进行控制分配,提出了基于最优约束二次规划的动态控制分配算法能够满足系统各种约束要求,并能够较好地处理测量异常值和测量噪声并对控制分配指令进行优化,并进行了数值仿真试验验证.

## 2 航天器数学模型(The mathematical model of spacecraft)

### 2.1 航天器运动学方程(The kinematic model of spacecraft)

本文采用四元数来描述航天器的运动学方程

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

式中:  $I_3$ 为三维的单位矩阵,  $\omega = [\omega_1 \ \omega_2 \ \omega_3]^T$ 表示本体相对于地心惯性系的旋转角速度在本体系中的分量,  $q = [q_0; q_v] \in \mathbb{R} \times \mathbb{R}^3$ 表示本体相对于惯性系的单位四元数,并满足约束  $q_0^2 + q_v^T q_v = 1$ , 其中  $q_v = [q_1 \ q_2 \ q_3]^T$ , 此处定义  $q_v$  的斜对称矩阵为

$$q_v \times = \begin{bmatrix} 0 & -q_3 & q_2 \\ q_3 & 0 & -q_1 \\ -q_2 & q_1 & 0 \end{bmatrix}. \quad (2)$$

在航天器姿态机动任务中,期望坐标系与地心惯性坐标系成固定的夹角,该夹角可由指令四元数  $q_c = [q_{c0}; q_{cv}] \in \mathbb{R} \times \mathbb{R}^3$  表示本体相对于惯性系的单位四元数,同时也满足约束  $q_{c0}^2 + q_{cv}^T q_{cv} = 1$ . 姿态机动的误差四元数  $q_e = [q_{e0}; q_{ev}] \in \mathbb{R} \times \mathbb{R}^3$  可描述为

$$\dot{q}_e = \begin{bmatrix} \dot{q}_{e0} \\ \dot{q}_{ev} \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} q_c^T \Xi(q) \omega \\ \Xi^T(q_c) \Xi(q) \omega \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \Xi(q_e) \omega. \quad (3)$$

### 2.2 航天器动力学模型(The dynamic model of spacecraft)

为确保姿态控制系统的稳定和可靠性,在轨航天器通常采用3个以上反作用飞轮构成冗余配置方案.本文考虑一典型的四斜装金字塔型如图1所示,每个飞轮的旋转轴垂直于金字塔型的对应面,每个面相对于水平面的倾斜角为  $\beta$ ;  $\omega_{wi}$  ( $i = 1, 2, 3, 4$ ) 为各个飞轮的角速度;  $h = (h_1, h_2, h_3, h_4)$  为飞轮的角动量向量,  $h_i$  为各个飞轮的角动量.

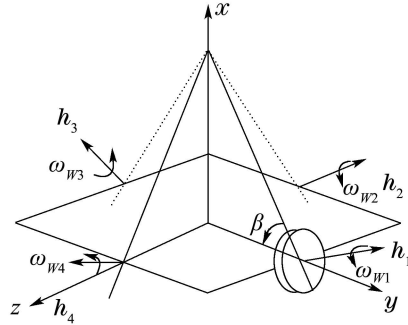


图1 金字塔型斜装四飞轮模型

Fig. 1 A typical pyramid mounting arrangement of four reaction wheels

若定义  $D(\beta)$  为飞轮的安装矩阵,则其可写为

$$D(\beta) = \begin{bmatrix} \cos \beta & -\cos \beta & \cos \beta & -\cos \beta \\ \sin \beta & 0 & -\sin \beta & 0 \\ 0 & -\sin \beta & 0 & \sin \beta \end{bmatrix}, \quad (4)$$

由此,带有反作用飞轮作为执行机构的航天器动力学模型可描述为<sup>[17]</sup>

$$J \dot{\omega} = -\omega \times J \omega - \omega \times D h + u + d. \quad (5)$$

为了后续控制器设计方便,首先给出如下假设.

**假设1** 航天器的转动惯量  $J$  是未知且正定对称的常值矩阵,并存在常数  $J_{\min}$ ,  $J_{\max}$  使得  $0 < J_{\min} \leq J \leq J_{\max} < \infty$  成立.

**假设2** 外干扰力矩  $d$  未知但有界,且满足  $\|d\| \leq d_0$ ,  $d_0$  为未知正常数.

至此,本文控制目标可以表述为:针对存在外干扰和转动惯量未知的轮控刚体航天器系统(3)(5),设计控制律  $u(t)$  实现姿态机动控制,即当  $t \rightarrow \infty$  时,有  $q_{ev} \rightarrow 0$  与  $\omega \rightarrow 0$ .

## 3 姿态控制系统设计(Design of attitude control system)

### 3.1 自适应控制器设计(Adaptive control design)

对系统(3)(5)进行适当的状态变换,定义如下转换变量:

$$z_1 = q_{ev}, \quad (6a)$$

$$z_2 = \omega, \quad (6b)$$

对式(6)求导可有

$$\dot{z}_1 = \dot{q}_{ev} = E z_2, \tag{7a}$$

$$J \dot{z}_2 = J \dot{\omega} = -\omega \times J \omega - \omega \times D h + u + d, \tag{7b}$$

式中  $E = \frac{1}{2}(q_{e0} I_3 + q_{ev} \times) = \frac{1}{2}(q_{e0} I_3 + z_1 \times)$ . 至此, 后续的姿态控制器设计将基于该非线性模型进行系统稳定性分析.

**步骤 1** 为了稳定子系统(6a), 定义  $z_2$  为虚拟控制量, 并引入新变量  $x_1 = z_1$ , 取 Lyapunov 函数为

$$V_1 = \frac{1}{2} x_1^T x_1 + \frac{1}{2} (1 - q_{e0}) = 1 - q_{e0}. \tag{8}$$

对式(8)求导, 则有

$$\dot{V}_1 = -\dot{q}_{e0} = q_{ev}^T \omega = x_1^T z_2. \tag{9}$$

若取虚拟控制量  $z_2 = \varphi(x_1) = -\alpha x_1$ , 式中  $\alpha$  为正常数, 则有

$$\dot{V}_1 = -\alpha \|x_1\|^2. \tag{10}$$

因此, 当  $x_1 \neq 0$ ,  $\dot{V}_1 < 0$ , 因此子系统(6a)是镇定的.

**步骤 2** 若定义误差函数  $x_2 = z_2 - \varphi(x_1)$ , 将其代入式(7b)可得

$$J \dot{x}_2 = -z_2 \times J z_2 - z_2 \times D h + u + d + J \alpha x_1. \tag{11}$$

为了设计方便, 定义  $\theta = [J_{11} \ J_{22} \ J_{33} \ J_{12} \ J_{13} \ J_{23}]^T$ , 其相应的估计值为  $\tilde{\theta} = [\tilde{J}_{11} \ \tilde{J}_{22} \ \tilde{J}_{33} \ \tilde{J}_{12} \ \tilde{J}_{13} \ \tilde{J}_{23}]^T$ , 其估计误差为  $\bar{\theta} = \theta - \tilde{\theta}$ , 则式(11)可改写为

$$J \dot{x}_2 = Y \bar{\theta} - z_2 \times D h + u + d, \tag{12}$$

$$Y = \begin{bmatrix} \alpha \dot{q}_{e1} & \omega_2 \omega_3 & -\omega_2 \omega_3 & \alpha \dot{q}_{e2} + \omega_1 \omega_3 \\ -\omega_1 \omega_3 & \alpha \dot{q}_{e2} & \omega_1 \omega_3 & \alpha \dot{q}_{e1} - \omega_2 \omega_3 \\ \omega_1 \omega_2 & -\omega_1 \omega_2 & \alpha \dot{q}_{e3} & \omega_2^2 - \omega_1^2 \\ \alpha \dot{q}_{e3} - \omega_1 \omega_2 & \omega_3^2 - \omega_2^2 & & \\ \omega_1^2 - \omega_3^2 & \alpha \dot{q}_{e3} + \omega_1 \omega_2 & & \\ \alpha \dot{q}_{e1} + \omega_2 \omega_3 & \alpha \dot{q}_{e2} - \omega_1 \omega_3 & & \end{bmatrix}. \tag{13}$$

由此, 可给出如下结论:

**定理 1** 对于式(1)(3)(5)所描述的航天器姿态控制, 在假设1-2的限定下, 如果采用如下控制律:

$$u = -Y \tilde{\theta} - \frac{1}{2} x_1 - k_4 \left[ \frac{\dot{x}_{21}}{k_1 - x_{21}^2} \ \frac{\dot{x}_{22}}{k_2 - x_{22}^2} \ \frac{\dot{x}_{23}}{k_3 - x_{23}^2} \right]^T - k_5 x_2 - k_6 \text{sgn} x_2 + z_2 \times D h, \tag{14}$$

$$\dot{\tilde{\theta}} = \Gamma^{-1} Y^T x_2, \tag{15}$$

$\Gamma$  为一个可逆的正定的对角系数矩阵, 则可以证明闭环系统是渐进稳定的.

**证** 对式(8)的 Lyapunov 函数进行扩展:

$$V = \frac{1}{2} x_1^T x_1 + \frac{1}{2} (1 - q_{e0})^2 + \frac{1}{2} x_2^T J x_2 +$$

$$\frac{1}{2} \bar{\theta}^T \Gamma \bar{\theta} + \frac{1}{2} k_4 \ln \frac{\prod_{i=1}^3 k_i^2}{\prod_{i=1}^3 (k_i^2 - x_{2i}^2)}. \tag{16}$$

选择合适的参数  $k_6$  满足  $k_6 > d_0$ , 对上式求导有

$$\dot{V} < -\frac{1}{2} \alpha \|x_1\|^2 < 0. \tag{17}$$

根据 Lyapunov 定理和 Lasalle 不变原理知闭环系统是渐进稳定的. 证毕.

**注 1** 由式(14)知, 基于反步法所设计的控制器结构简单, 对不确定性和外干扰具有良好的鲁棒性; 特别地, 通过调整参数  $k_1, k_2, k_3$  的值可保证角速度幅值不宜过大以保证某些在轨任务的实现以及对测量元件的保护; 而通过调整参数  $k_4$ , 可以达到满意的控制性能效果.

### 3.2 动态控制分配(Dynamic control allocation)

#### 3.2.1 伪逆控制分配(Control allocation based PI)

定义  $u \in \mathbb{R}^m$  是控制器的输出, 为指令控制向量;  $v \in \mathbb{R}^n$  是控制分配后的控制向量, 伪虚拟控制向量. 它们可以用线性关系表示为  $u = Dv^{[1]}$ , 这里  $D \in \mathbb{R}^{m \times n}$  为反作用飞轮的安装矩阵.

若以控制力矩为最优控制目标, 则相应的控制分配模型可表示为

$$\min_u \|v\|_2, \text{ s.t. } u = Dv. \tag{18}$$

式(18)描是典型优化问题, 有唯一解  $v = D^\dagger u$ ,  $D^\dagger = D^T (D D^T)^{-1}$  表示的是矩阵  $D$  的伪逆矩阵.

#### 3.2.2 基于二次规划的动态控制分配(Optimal quadratic-programming based DCA)

所谓动态控制分配(DCA)是在执行机构存在冗余的情况下, 在某一优化准则和约束条件下进行优化分配, 提高了系统对执行机构的容错能力, 可实时有效地实现系统的快速和高精度控制.

考虑到工程实际问题, 定义控制力矩的可行域为  $\Omega = \{v \in \mathbb{R}^m | v_{\min} \leq v \leq v_{\max}\}$ ; 为了达到控制效果的平稳性, 定义控制力矩的变化速度为  $\eta_{\min} \leq \dot{v}(t) \leq \eta_{\max}$ . 因为控制分配是一个数字系统, 假定采样时间为  $T$ , 综上, 控制力矩有如下约束:

$$\underline{v}(t) \leq v(t) \leq \bar{v}(t), \tag{19}$$

$$\begin{cases} \underline{v}(t) = \max\{v_{\min}(t), v(t-T) + T\eta_{\min}\}, \\ \bar{v}(t) = \min\{v_{\max}(t), v(t-T) + T\eta_{\max}\}. \end{cases} \tag{20}$$

为了实现机动控制轨迹的平稳和光滑性, 以抑制噪声和外干扰对控制器的影响, 选择当前动态控制分配后的力矩  $u'(t)$ 、前一步  $u'(t-T)$ 、前两步  $u'(t-2T)$  与带干扰的控制输入  $u(t)$  之间的误差的 2-范数作为控制分配优化的目标函数, 即

$$\min J =$$

$$\begin{aligned} & \frac{1}{2}(u(t) - u'(t))^T W_1(u(t) - u'(t)) + \\ & \frac{1}{2}(u'(t) - u'(t - T))^T W_2(u'(t) - u'(t - T)) + \\ & \frac{1}{2}(u'(t) - u'(t - 2T))^T W_3(u'(t) - u'(t - 2T)), \\ & \text{s.t. } u' = Dv, \underline{v}(t) \leq v(t) \leq \bar{v}(t), \end{aligned} \quad (21)$$

式中  $W_1, W_2, W_3$  为相应维数的正定的权重矩阵.

定义  $r_1, r_2$  为相应维数的对角系数矩阵

$$r_1 = \begin{cases} \frac{\bar{v}(t)}{v(t)}, & v(t) \geq \bar{v}(t), \\ 1, & \underline{v}(t) \leq v(t) \leq \bar{v}(t), \\ \frac{v(t)}{\underline{v}(t)}, & v(t) \leq \underline{v}(t), \end{cases} \quad (22)$$

$$r_2 = \begin{cases} \frac{\bar{v}(t-T)}{v(t-T)}, & v(t-T) \geq \bar{v}(t-T), \\ 1, & \underline{v}(t-T) \leq v(t-T) \leq \bar{v}(t-T), \\ \frac{v(t-T)}{\underline{v}(t-T)}, & v(t-T) \leq \underline{v}(t-T). \end{cases} \quad (23)$$

那么, 式(21)所描述的目标函数可以再改写为

$$\begin{aligned} & \min \\ & J = \\ & \frac{1}{2}(u(t) - u'(t))^T r_1 W_1(u(t) - u'(t)) + \\ & \frac{1}{2}(u'(t) - u'(t - T))^T r_2 W_2(u'(t) - u'(t - T)) + \\ & \frac{1}{2}(u'(t) - u'(t - 2T))^T W_3(u'(t) - u'(t - 2T)), \\ & \text{s.t. } u' = Dv. \end{aligned} \quad (24)$$

由此, 采用拉格朗日乘子法, 式(24)的解为

$$u'(t) = (r_1 W_1 + r_2 W_2 + W_3)^{-1} (r_1 W_1 u(t) + r_2 W u'(t - T) + W_3 u'(t - 2T)). \quad (25)$$

结合控制分配的伪逆解  $D^\dagger u'(t) = v(t)$  及动态控制分配的原则, 可以重新定义目标函数为

$$\begin{aligned} & \min \\ & J = \\ & \frac{1}{2}(u(t) - Dv(t))^T r_1 W_1(u(t) - Dv(t)) + \\ & \frac{1}{2}(v(t) - v(t - T))^T r_2 W_2(v(t) - v(t - T)) + \\ & \frac{1}{2}(v(t) - v(t - 2T))^T W_3(v(t) - v(t - 2T)), \end{aligned} \quad (26)$$

式中各变量参数类似式(21)中定义.

采用拉格朗日乘子法对式(26)描述的优化问题进行求解, 可得

$$v(t) = (r_1 W_1 + r_2 W_2 + W_3)^{-1} (r_1 W_1 u(t) + r_2 W v(t - T) + W_3 v(t - 2T)). \quad (27)$$

由式(27)可以看出, 分配给各反作用飞轮的控制指令是当前力矩、前一步、前两步的控制力矩的加权和, 这样的设计能更好地消除误差、抑制干扰, 以达到更好地控制效果.

**注 2** 本文设计的动态控制分配算法的优点为: 1) 增加当前指令与前一步、前两步指令的误差最小到目标函数式(26), 主要目的是为了减少系统的抖振, 达到控制轨迹光滑; 2) 使用权值矩阵  $W_1, W_2, W_3$  来代替等式约束问题, 这样控制分配指令就服从虚拟控制量的输入; 3) 通过式(37)–(38)定义的系数矩阵  $r_1, r_2$  来解决控制力矩约束问题, 以便于优化问题的求解.

### 4 仿真结果与分析(Simulation results and analysis)

为了验证本文所提出的基于反步法的鲁棒自适应控制器和基于最优二次规划动态控制分配算法(RABC+2DCA)的有效性和可行性, 假定航天器和反作用飞轮的物理参数及其控制器和动态控制分配仿真实验参数的选取如表1所示.

表 1 仿真试验参数  
Table 1 Simulation parameters

参数类型	参数值
模型参数	$J = [20 \ 0 \ 0.9; 0 \ 17 \ 0; 0.9 \ 0 \ 15]$ $\omega_0 = [0 \ 0 \ 0]^T, q_0 = [0.9 \ -0.3 \ 0.26 \ 0.18]^T$ $\beta = 45 \text{ deg}, v_i = 10, v_{oi} = 0.15 \text{ N} \cdot \text{m}$
控制器	$\Gamma = \text{diag}\{0.001, 0.001, 0.001, 0.001, 0.001, 0.001\}$ $k_1 = k_2 = k_3 = 0.15, k_5 = [3.6 \ 3.2 \ 2.4]$ $k_4 = 0.2, k_6 = 0.02, \alpha = 0.02$
DCA参数	$v_{\min} = -0.20, v_{\max} = 0.20, \eta_{\min} = -0.025$ $\eta_{\max} = 0.025, W_1 = \text{diag}\{0.36, 0.48, 0.38\}$ $W_2 = \text{diag}\{10.5, 12, 16\}$ $W_3 = \text{diag}\{0.01, 0.05, 0.01\}$

在上述给定参数条件下, 分别采用文中设计的控制方案、传统伪逆分配方案(RABC+PI)和文献 [18] 的动态控制分配方案(PD+DCA)进行仿真比较.

#### 4.1 不考虑控制力矩饱和的正常模式(The normal case without torques saturation)

首先对本文方案RABC+2DCA在控制力矩未饱和的正常模式下的姿态机动控制系统进行仿真验证. 图2与图3给出了姿态角速度、误差四元数的变化曲线, 可见该姿控系统在本文设计的鲁棒自适应控制器和动态控制分配律下能快速的、平稳的完成姿态机动任务. 稳定时间约50s, 并能很好的限制姿态角速度, 图4给出了控制分配后的控制力矩的变化曲线, 可见控制力矩受限且能满足执行器的约束要求, 控制分配后能充分利用各个飞轮且能增加系统稳定性, 从而可验证控制算法和控制分配算法的可行性和有效性.

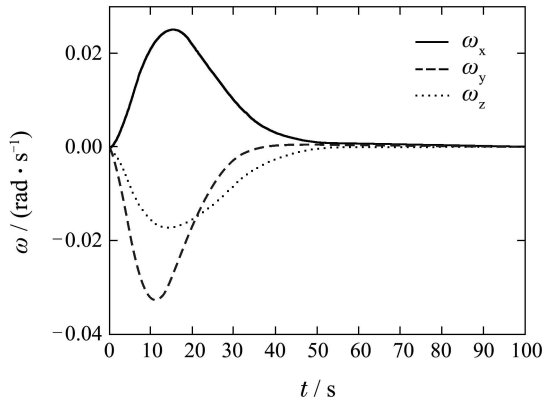


图 2 角速度变化曲线

Fig. 2 Response curves of angular velocity

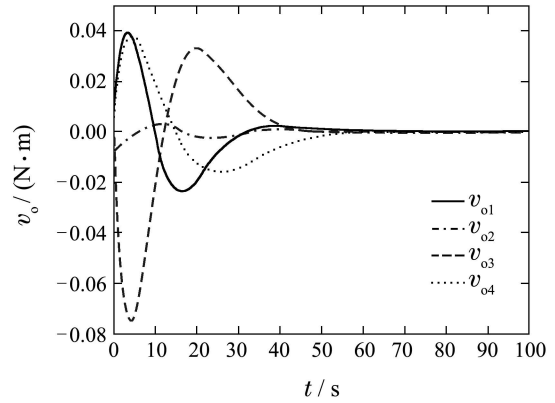


图 4 控制分配后各飞轮的输出力矩

Fig. 4 Response curves of torques by RWS after 2DCA

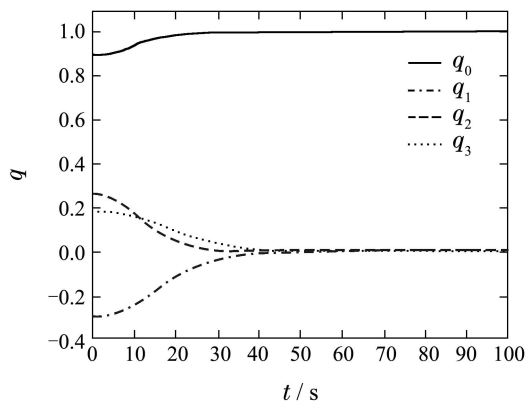


图 3 误差四元数变化曲线

Fig. 3 Response curves of quaternion

#### 4.2 考虑控制力矩饱和的情况(The case with torques saturation)

为了比较, 分别针对3种工况进行比较分析:

**工况 1** 在仿真过程时间为 30s 处, 设定一个 0.1 rad/s 的陀螺传感器测量异常误差. 图 5 显示 3 种方案对测量异常值的处理效果, 由此可见, 本文 2DCA 方案能很好的剔除测量异常值, 提高了姿态控制系统的稳定度和平稳性; PI 方案控制分配后系统输出力矩有明显的突变误差, 严重影响系统的稳定性能; 文献[18]中 DCA 方案虽然也有较好的处理效果, 但仍存在突变误差, 且输出控制力矩存在尖顶和饱和, 不满足执行机构的控制约束.

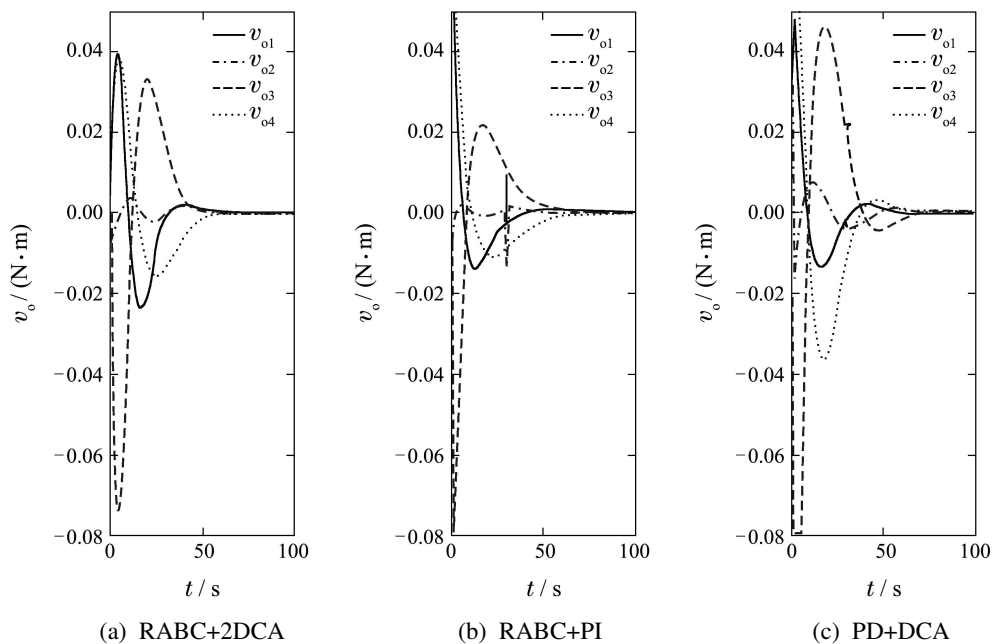


图 5 工况1: 3种方案对测量异常值的处理效果

Fig. 5 Case 1: unexpected measured signals under three different control allocation

**工况 2** 在仿真过程的 20s 时, 设置幅值为  $3 \times 10^{-3}$  高斯白噪声. 图 6 为 3 种控制方案对测量高斯白噪声的处理效果, 可见本文 2DCA 方案对测量

噪声误差有很强的抑制作用, 系统的输出控制力矩光滑, 提高了姿态控制系统的稳定度和平稳性; 另两种方案控制分配后系统输出力矩有明显的毛

刺误差,严重影响系统的稳定性能,且输出控制力矩存在尖顶和饱和,不满足执行机构的控制约束.

**工况3** 存在大力矩导致执行机构饱和情况下的控制分配. 为了进一步增强姿态控制的稳定度,在控制分配过程中需对控制指令力矩进行过饱和处理;为了提高姿态控制的平稳性,还考虑控制力矩的变化速度受限,即式(19)的控制力矩约束

条件,约束参数值如表1所示. 图7是3种方案对力矩饱和情况的处理效果,可见,本文2DCA方案能很好的处理力矩约束,避免了执行机构的饱和,系统的输出控制力矩受限且曲线光滑,提高了姿态控制系统的稳定度、平稳性和执行机构的控制效率;另两种方案不能满足约束要求,输出力矩过大且存在尖顶.

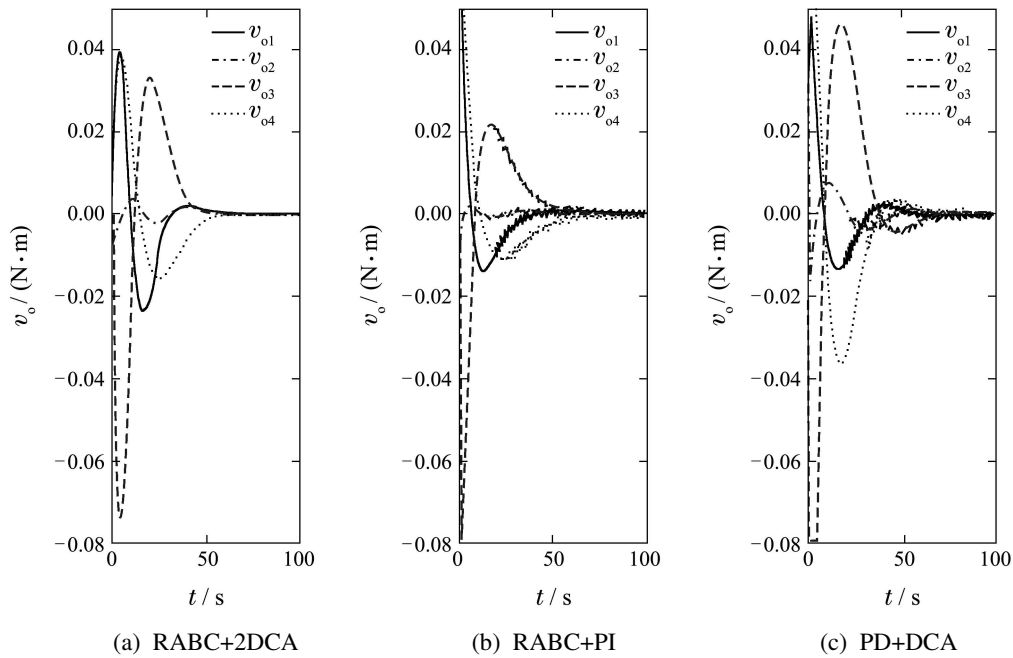


图6 工况2: 3种方案对测量白噪声的处理效果

Fig. 6 Case 2: Gaussian noise signals under three different control allocation

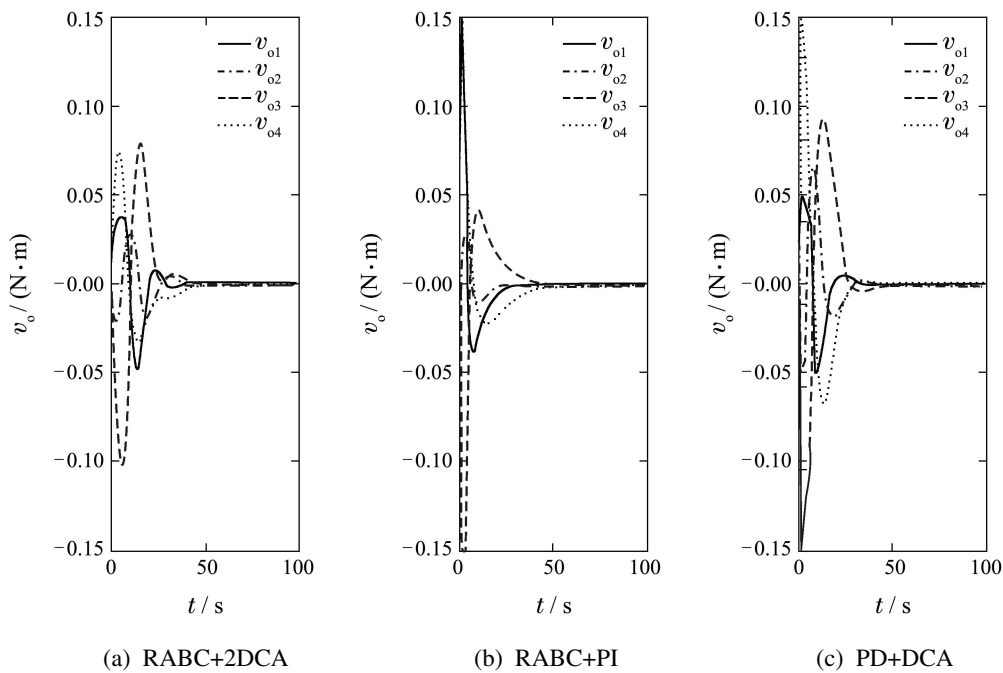


图7 工况3: 3种方案对控制约束处理效果

Fig. 7 Case 3: control constrained under three different control allocation

## 5 结论(Conclusions)

针对过驱动轮控航天器姿态控制系统, 在转动惯量未知和外干扰有界的情况下, 设计了基于反步法的鲁棒自适应控制器作为期望控制指令, 保证了航天器姿态机动的稳定性; 然后, 利用飞轮的冗余性, 设计了基于最优二次规划的动态控制分配算法, 实时有效地对指令力矩进行控制分配到各个执行器, 并考虑控制约束。仿真验证了控制系统能快速完成姿态机动, 对传感器测量异常值和测量噪声有很好的处理效果, 提高了姿态控制系统的平稳性和控制精度, 并拥有良好的鲁棒性能, 且设计的控制器和动态控制分配方案比较简单实用, 具有一定的工程实用价值。

## 参考文献(References):

- [1] SHARMA R, TEWARI A. Optimal nonlinear tracking spacecraft attitude maneuvers [J]. *IEEE Transactions on Control System Technology*, 2004, 12(5): 677 – 682.
- [2] CHEON Y J. Sliding mode control of spacecraft with actuator dynamics [J]. *Transactions Control Automation System Engineer*, 2002, 4(2): 169 – 175.
- [3] HU Q L, MA G F. Optimal sliding mode maneuvering control and active vibration reduction of flexible spacecraft [J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers Part G—Journal of Aerospace Engineering*, 2006, 220(4): 317 – 335.
- [4] SHAHRAVI M, KABGANIAN M, ALASTY A. Adaptive robust attitude control of a flexible spacecraft [J]. *International Journal of Robust and Nonlinear Control*, 2006, 16(6): 287 – 302.
- [5] HU Q L. Robust adaptive backstepping attitude and vibration control with L-2 gain performance for flexible spacecraft under angular velocity constraint [J]. *Journal of Sound and Vibration*, 2009, 327(3/4/5): 285 – 298.
- [6] KRSTIC M, KANELAKOPOULOS I, KOKOTOVIC P. *Nonlinear and Adaptive Control Design* [M]. New York: Wiley, 1995.
- [7] KRISTIANSEN R, NICHLASSON P J, GRAVDAHL J T. Satellite attitude control by quaternion-based backstepping [J]. *IEEE Transactions on Control System Technology*, 2009, 17(1): 227 – 232.
- [8] HU Q L, CAO J, ZHANG Y Z. Robust backstepping sliding mode attitude tracking and vibration damping of flexible spacecraft with actuator dynamics [J]. *Journal of Aerospace Engineering*, 2009, 22(2): 139 – 152.
- [9] BOSKOVIC J D, MEHRA R K. Control allocation in overactuated aircraft under position and rate limiting [C] // *Proceedings of the American Control Conference*. New York: IEEE, 2002: 791 – 796
- [10] BODSON M. Evaluation of optimization methods for control allocation [J]. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 2002, 25(4): 703 – 711.
- [11] BUFFINGTON J M, ENNS D F. Lyapunov stability analysis of daisy-chain control allocation [J]. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 1996, 19(6): 1226 – 1230.
- [12] PETERSEN J A M, BODSON M. Constrained quadratic programming techniques for control allocation [J]. *IEEE Transactions on Control System Technology*, 2006, 14(1): 91 – 98.
- [13] JOHANSEN T A, FOSSEN T I, BERGE S P. Constrained nonlinear control allocation with singularity avoidance using sequential quadratic programming [J]. *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, 2004, 12(1): 211 – 216.
- [14] YOONHYUK C, HENZEH L, HYOCHOONG B. Efficient control torque distribution approach for spacecraft attitude control [C] // *AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit*. Honolulu, Hawaii: AIAA, 2008: 18 – 21.
- [15] HANSPETER S, VAIOS J L. Redundant reaction wheel torque distribution yielding instantaneous l-2 power-optimal attitude control [J]. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 2009 32(4): 1269 – 1277.
- [16] HARKEGARD O. Dynamic control allocation using constrained quadratic programming [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2004, 27(6): 1028 – 1034.
- [17] YOONHYUK C, HYOCHOONG B, HYUNJAE L. Dynamic control allocation for shaping spacecraft attitude control command [C] // *American Institute of Aeronautics and Astronautics Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*. Keystone, Colorado: AIAA, 2006: 6040.
- [18] 张世杰, 赵亚飞, 陈闽, 等. 过驱动轮控卫星的动态控制分配方法 [J]. *航空学报*, 2011, 32(7): 1260 - 1268.  
(ZHANG Shijie, ZHAO Yafei, CHEN Min, et al. Dynamic control allocation for over-actuated satellite with redundant reaction wheels [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2011, 32(7): 1260 – 1268.)

## 作者简介:

李波 (1989–), 男, 硕士研究生, 目前研究方向为航天器姿态控制与控制分配, E-mail: nemo127@163.com;

胡庆雷 (1979–), 男, 博士生导师, 副教授, 目前研究方向为航天器控制、容错控制、控制分配等, E-mail: huqinglei@hit.edu.cn;

石忠 (1962–), 男, 硕士生导师, 教授, 目前研究方向为航天器控制、智能控制等, E-mail: sz1962@126.com;

马广富 (1963–), 男, 博士生导师, 教授, 目前研究方向为航天器控制、非线性控制等, E-mail: magf@hit.edu.cn.