过驱动航天器自适应姿态补偿控制及控制分配

张爱华[1,2], 胡庆雷[1], 霍 星[1,2]

(1.哈尔滨工业大学 控制科学与工程系, 150001 哈尔滨; 2.渤海大学 工学院, 121013 辽宁 锦州)

摘 要: 针对过驱动航天器存在执行机构安装偏差及外部干扰问题,提出一种自适应姿态补偿控制策略,应用 Lyapunov 稳定性理论证明了该控制算法能够在有限时间内实现姿态几乎全局渐近跟踪控制.同时考虑执行机构冗余特性及其控制力矩位置和速度约束,设计最优动态控制分配策略保证控制力矩的平稳性和能量最优.最后将设计的控制器与控制分配策略应用于某型航天器姿态跟踪控制,仿真结果表明该方法对不确定惯量特性具有良好的鲁棒性,对执行器安装偏差与干扰具有较好的补偿控制能力,并验证了该控制分配策略具有较好的能量优化控制能力.

关键词: 自适应控制,补偿控制, 控制分配, 安装偏差

中图分类号: V448. 2 **文献标志码**: A **文章编号**: 0367-6234(2014)01-0018-05

Adaptive attitude compensation integrating with control allocation for over-actuated spacecraft

ZHANG Aihua[1,2], HU Qinglei[1], HUO Xing[1,2]

(1.Dept of Control Science and Engineering, Harbin Institute of Technology, 150001 Harbin, China;
2.College of Engineering, Bohai University, 121013 Jinzhou, Liaoning, China)

Abstract: An adaptive compensation control scheme is presented to address the problems of actuator misalignments and external disturbances for over-actuated spacecraft. It is proven by Lyapunov stability theory that the desired attitude trajectories are followed in finite-time. The attitude tracking error is almost globally asymptotically stable. Taking torque position and speed constraint of actuators into consideration, a dynamic control allocation strategy is designed to ensure the energy optimization and stationarity of control torque. With application of the proposed approach to attitude tracking maneuver of a spacecraft, simulation results verifies that good robustness to uncertain inertia parameters is ensured, external disturbances and actuator misalignments are successfully compensated, and the proposed methodology is able to achieve energy optimization.

Keywords: adaptive control, compensation control, control allocation, actuator misalignment

针对存在外部干扰及不确定转动惯量的航天器姿态控制问题,国内外众多学者开展了大量的研究.如文献[1]基于自适应可控制理论设计了一种姿态跟踪控制算法,解决了执行器输出力矩饱和与外部干扰问题.文献[2]针对存在不确定转动惯量的航天器姿态跟踪问题,提出一种自适应控制策略.但上述文献[1-2]仅能单一处理外部干扰或者不确定转动惯量问题.进而,文献[3]针对刚体航天器同时存在系统不确定参数与干扰问题,考虑推力器故障,设计了自适应容错控制器.此外,文献[4]设计一种不依赖于转动惯量的姿态控制器.文献[5]设计了姿态输出反馈跟踪控制器.文献[6]针对惯量特性未知、存在外部干扰与控制力矩受限的姿态跟踪问题,设计了一种自适应控制器以实现对期望姿态的一致最终有界跟踪控制.

收稿日期: 2012-12-10.
基金项目: 国家自然科学基金资助项目(61004072,61273175,61304149);教育部新世纪优秀人才计划资助项目(NCET-11-0801); 黑龙江省青年基金资助项目(QC2012C024);高等学校博士学科点专项科研基金资助项目(20132302110028).
作者简介: 张爱华(1977—),女,副教授,博士研究生;
胡庆雷(1979—),男,教授,博士生导师.
通信作者: 胡庆雷,huqinglei@hit.edu.cn.

尽管上述文献所提出的姿态控制方法能够解决航天器转动惯量不确定性与外部干扰问题,但它们并没有考虑执行机构安装偏差问题.在实际的航天工程中,受限于安装技术以及发射过程中运载器振动的影响,航天器执行机构的安装偏差不可避免.而这种安装偏差的存在将对姿态跟踪性能产生影响,严重时将使整个姿态控制任务失败.目前对执行器安装偏差问题的相关研究鲜见报道.虽然文献[7]针对推力器安装存在偏差的卫星编队控制问题设计了一种自适应控制器,以实现对这种安装偏差的补偿控制,但该方法并不适用于反作用飞轮控制器的航天器.

为此,本文在上述研究成果的基础上,针对存在外部干扰、不确定转动惯量以及执行机构安装偏差的过驱动刚体航天器姿态跟踪问题,提出一种自适应姿态补偿控制策略,实现对姿态跟踪闭环系统几乎全局渐近稳定控制.同时以能源消耗为优化目标,提出基于能量最优约束动态控制分配算法,保证动态控制分配后控制力矩的平稳性和能量优化.仿真结果验证了本文所提控制与分配策略的有效性.

1　数学模型

1.1　航天器姿态动力学

采用姿态四元数法描述的航天器姿态动力学与运动学方程为[4]:

$$\dot{\boldsymbol{q}} = 0.5(\boldsymbol{q}^{\times} + q_0\boldsymbol{I}_3)\boldsymbol{\omega}\ , \tag{1}$$

$$\dot{q}_0 = -0.5\boldsymbol{q}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\omega}\ , \tag{2}$$

$$\boldsymbol{J}\dot{\boldsymbol{\omega}} + \boldsymbol{\omega}^{\times}\boldsymbol{J}\boldsymbol{\omega} = \boldsymbol{u} + \boldsymbol{d}\ . \tag{3}$$

其中 $\boldsymbol{\omega} \in \mathbf{R}^3$ 为航天器相对于惯性系的角速度在本体系中的投影,姿态四元数 $\boldsymbol{Q} = [q_0\quad \boldsymbol{q}^{\mathrm{T}}]^{\mathrm{T}} \in \mathbf{R}^4$ 表示本体坐标系相对于惯性坐标系的姿态,且满足等式 $q_0^2 + \boldsymbol{q}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{q} = 1$.$\boldsymbol{u} \in \mathbf{R}^3$ 为作用于航天器本体轴的总控制力矩,$\boldsymbol{d}(t) \in \mathbf{R}^3$ 表示总的外部干扰力矩,$\boldsymbol{J} \in \mathbf{R}^{3\times3}$ 为航天器转动惯量,且记为 $\boldsymbol{J} = \boldsymbol{J}_0 + \Delta\boldsymbol{J}$,其中 $\boldsymbol{J}_0$ 表示标称转动惯量,而 $\Delta\boldsymbol{J}$ 表示不确定的转动惯量.$\boldsymbol{I}_3$ 为 3 阶单位矩阵,对任意的向量 $\boldsymbol{a} = [a_1\quad a_2\quad a_3]^{\mathrm{T}}$,定义 $\boldsymbol{a}^{\times}$ 为

$$\boldsymbol{a}^{\times} = \begin{bmatrix} 0 & -a_3 & a_2 \\ a_3 & 0 & -a_1 \\ -a_2 & a_1 & 0 \end{bmatrix}.$$

此时,针对姿态动力学方程(3)作如下假设:

假设 1　转动惯量矩阵 $\boldsymbol{J}$ 是正定,且存在正常数 $J_{\max}$ 满足

$$0 < \|\Delta\boldsymbol{J}\| \leqslant \|\boldsymbol{J}\| \leqslant J_{\max} < \infty\ .$$

假设 2　干扰力矩是有界的,存在未知的正常数 $d_{\max}$ 满足

$$\|\boldsymbol{d}\| \leqslant d_{\max}.$$

注 1　文中 $\|\cdot\|$ 表示向量的 2 范数及其诱导范数, $\|\cdot\|_{\infty}$ 表示矩阵或者向量的无穷范数.

考虑航天器安装 $N(N > 3)$ 个反作用飞轮进行姿态控制,则此时作用于航天器本体的总控制力矩可计算为

$$\boldsymbol{u} = \boldsymbol{D}\boldsymbol{\tau}\ . \tag{4}$$

其中 $\boldsymbol{D} \in \mathbf{R}^{3\times N}$ 为控制分配矩阵,$\boldsymbol{\tau} = [\tau_1\,\tau_2\cdots\tau_N]^{\mathrm{T}} \in \mathbf{R}^N$ 为 N 个反作用飞轮实际输出力矩.

受限于安装技术以及发射过程中振动影响,反作用飞轮将存在小角度的安装偏差.假设航天器反作用飞轮安装偏差矩阵为 $\Delta\boldsymbol{D}$,则式(3) 可改写成如下形式:

$$\boldsymbol{J}\dot{\boldsymbol{\omega}} = -\boldsymbol{\omega}^{\times}\boldsymbol{J}\boldsymbol{\omega} + (\boldsymbol{D} + \Delta\boldsymbol{D})\boldsymbol{\tau} + \boldsymbol{d}\ . \tag{5}$$

1.2　航天器姿态跟踪数学模型

设航天器期望坐标系 $\mathscr{T}$ 相对于惯性系 $\mathscr{L}$ 的期望角速度为 $\boldsymbol{\omega}_d = \mathbf{R}^3$、期望姿态为 $\boldsymbol{Q}_d = [q_{d0}\quad \boldsymbol{q}_d^{\mathrm{T}}]^{\mathrm{T}} \in \mathbf{R}^4$,则有

$$\dot{\boldsymbol{q}}_d = 0.5(\boldsymbol{q}_d^{\times} + q_{d0}\boldsymbol{I}_3)\boldsymbol{\omega}_d, \tag{6}$$

$$\dot{q}_{d0} = -0.5\boldsymbol{q}_d^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\omega}_d. \tag{7}$$

此时航天器实际姿态 $\boldsymbol{Q}$ 与期望姿态 $\boldsymbol{Q}_d$ 之间的姿态跟踪误差可定义为 $\boldsymbol{Q}_e = \boldsymbol{Q}_d^{-1} \otimes \boldsymbol{Q} = [e_0\quad \boldsymbol{e}^{\mathrm{T}}]^{\mathrm{T}} \in \mathbf{R}^4$,其中“$\otimes$”表示四元数乘法.定义角速度跟踪误差为 $\boldsymbol{\omega}_e = \mathbf{R}^3$,则有

$$\boldsymbol{\omega}_e = \boldsymbol{\omega} - \tilde{\boldsymbol{R}}\boldsymbol{\omega}_d. \tag{8}$$

式中 $\tilde{\boldsymbol{R}} \in \mathbf{R}^{3\times3}$ 为期望坐标系 $\mathscr{T}$ 到本体系 $\mathscr{B}$ 的旋转矩阵,且满足 $\tilde{\boldsymbol{R}} = (e_0^2 - \boldsymbol{e}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{e})\boldsymbol{I}_3 + 2\boldsymbol{e}\boldsymbol{e}^{\mathrm{T}} - 2e_0\boldsymbol{e}^{\times}$.

由式(5)~(8)可得出存在执行机构安装偏差的航天器姿态跟踪数学模型为

$$\begin{aligned} &\boldsymbol{J}\dot{\boldsymbol{\omega}}_e - \boldsymbol{J}(\boldsymbol{\omega}_e^{\times}\tilde{\boldsymbol{R}}\boldsymbol{\omega}_d - \tilde{\boldsymbol{R}}\dot{\boldsymbol{\omega}}_d) + (\boldsymbol{\omega}_e + \tilde{\boldsymbol{R}}\boldsymbol{\omega}_d)^{\times}\boldsymbol{J}(\boldsymbol{\omega}_e + \\ &\quad \tilde{\boldsymbol{R}}\boldsymbol{\omega}_d) = (\boldsymbol{D} + \Delta\boldsymbol{D})\boldsymbol{\tau} + \boldsymbol{d}, \\ &\dot{\boldsymbol{e}} = 0.5(\boldsymbol{e}^{\times} + e_0\boldsymbol{I}_3)\boldsymbol{\omega}_e, \\ &\dot{e}_0 = -0.5\boldsymbol{e}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\omega}_e. \end{aligned}$$

2　姿态补偿控制器设计

首先设计滑模控制为[8]

$$\boldsymbol{s} = \boldsymbol{\omega}_e + \mu_1\boldsymbol{e} + \mu_2\mathrm{sgn}(\boldsymbol{e})^r. \tag{9}$$

其中 μ_1、μ_2 与 $0 < r < 1$ 均为正常数,

$$\mathrm{sgn}(\boldsymbol{e})^r = [|e_1|^r\mathrm{sgn}(e_1)\quad |e_2|^r\mathrm{sgn}(e_2)\quad |e_3|^r\mathrm{sgn}(e_3)]^{\mathrm{T}}.$$

若选取 Lyapunov 候选函数为

$$V_1 = (1 - e_0)^2 + \boldsymbol{e}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{e}.$$

由于对 $0 < r < 1$ 有不等式 $\sum_{i=0}^{3}|e_i|^{r+1} \geqslant$

$\left(\sum_{i=0}^{3}|e_i|^2\right)$ 恒成立.因此,根据式(9)与文献[8]的引理 3.1 可得

$$\dot{V}_1 \leqslant -\mu_1 \boldsymbol{e}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{e} - \mu_2(\boldsymbol{e}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{e})^{\frac{r+1}{2}}. \tag{10}$$

由于 $\boldsymbol{Q}_e = [-1 \quad \boldsymbol{0}]^{\mathrm{T}}$ 为不稳定姿态平衡点[9],则当 $t \to \infty$ 时由(10)可证明 $\boldsymbol{e} \to \boldsymbol{0}$ 与 $e_0 \to 1$.并进一步可得

$$(1-e_0)^2 \leqslant (1-e_0)(1+e_0) = \boldsymbol{e}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{e}.$$

由此可得

$$V_1 \leqslant 2\boldsymbol{e}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{e}. \tag{11}$$

至此根据式(11)可得

$$\dot{V}_1 \leqslant -0.5\mu_1 V_1 - (0.5)^{\frac{r+1}{2}}\mu_2 V_1^{\frac{r+1}{2}}.$$

显然 $0.5 < (1+r)/2 < 1$,故由文献[8]的引理 3.3 可保证在有限时间 t_{F1} 内有 $V_1(t) \equiv 0$ 成立.根据 $V_1(t)$ 的定义可进一步证明对于任意的时间 $t \geqslant t_{F1}$,有 $\boldsymbol{e}(t) \equiv 0$、$e_0(t) \equiv 1$ 与 $\boldsymbol{\omega}_e(t) \equiv 0$ 成立.

根据所选取的滑模面(9),考虑常值但不确定的转动惯量 $\boldsymbol{J}$(即 $\dot{\boldsymbol{J}}=0$),则有

$$\boldsymbol{J}\dot{\boldsymbol{s}} = \boldsymbol{D}\boldsymbol{\tau} + \Delta\boldsymbol{D}\boldsymbol{\tau} + \boldsymbol{L} - \beta\boldsymbol{q}_e.$$

式中 $\|\boldsymbol{L}\| =\leqslant \alpha_0 + \alpha_1\|\omega\| + \alpha_2\|\omega\|^2$,且 $\alpha_i(i=0,1,2)$ 为正常数[3].定义 $\kappa \leqslant \lambda_{min}(\boldsymbol{D}\boldsymbol{D}^{\mathrm{T}})$,则有如下定理成立.

定理 1 针对受外部干扰 $\boldsymbol{d}$ 作用的刚体航天器姿态系统(1)~(3),若反作用飞轮安装偏差 $\Delta\boldsymbol{D}$ 满足不等式 $\varepsilon = ||\Delta\boldsymbol{D}|| < 1$,且设计姿态补偿控制器

$$\boldsymbol{\tau} = \boldsymbol{\tau}_{\mathrm{norm}}(t) + \boldsymbol{\tau}_{\mathrm{adp}}(t) + \boldsymbol{\tau}_{\mathrm{mis}}(t). \tag{12}$$

式中

$$\boldsymbol{\tau}_{\mathrm{norm}}(t) = \boldsymbol{D}^{\mathrm{T}}(-k_1\beta\|\boldsymbol{q}_e\| - k_2\mathrm{sgn}(\boldsymbol{s})/\|\boldsymbol{s}\|), \tag{13}$$

$$\boldsymbol{\tau}_{\mathrm{adp}}(t) = \boldsymbol{D}^{\mathrm{T}}(-\hat{k}_3 - \hat{k}_4||\boldsymbol{\omega}\| - \hat{k}_5\|\boldsymbol{\omega}\|^2), \tag{14}$$

$$\boldsymbol{\tau}_{\mathrm{mis}}(t) = -k_6\boldsymbol{D}^{\mathrm{T}}\varphi(t)\boldsymbol{s}\hat{u}/\|s\|. \tag{15}$$

其中 $\mathrm{sgn}(\boldsymbol{s}) = [\mathrm{sgn}(s_1) \quad \mathrm{sgn}(s_2) \quad \mathrm{sgn}(s_3)]^{\mathrm{T}}$,控制参数 k_1, k_2 分别满足 $k_1 > 1/\kappa$ 与 $k_2 > 1/\kappa$;$\hat{u}$、$\hat{k}_3$、$\hat{k}_4$、$\hat{k}_5$ 分别为 $u = \delta/(\kappa k_6)$、$k_3 = \alpha_0/\kappa$、$k_4 = \alpha_1/\kappa$、为 $k_5 = \alpha_2/\kappa$ 的估计量,$\varphi(t) = ||\boldsymbol{\tau}_{\mathrm{norm}} + \boldsymbol{\tau}_{\mathrm{adp}}\|_\infty$ 且 $\varphi(t) \geqslant \|\boldsymbol{\tau}\|$.若设计自适应更新律为 $\dot{\hat{u}} = \kappa k_6\varphi(t)\|\boldsymbol{s}\|/l$, $\dot{\hat{k}}_3 = \kappa\|\boldsymbol{s}\|/l_3$, $\dot{\hat{k}}_4 = \kappa\|\boldsymbol{s}\|\|\boldsymbol{\omega}\|/l_4$, $\dot{\hat{k}}_5 = \kappa\|\boldsymbol{s}\|\|\boldsymbol{\omega}\|^2/l_5$,其中 l_1, l_3, l_4, l_5 为正常数,则对于任意的初始状态 $\boldsymbol{Q}(0)$、$\boldsymbol{\omega}(0)$,系统状态将在有限时间 t_{F2} 内到达滑模面 $\boldsymbol{s}(t)=0$ 上,并一直保持在该滑模面上运动.

证明 当 $\boldsymbol{s} \neq 0$ 时,选取如下的 Lyapunov 函数:

$$V_2 = \boldsymbol{s}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{J}\boldsymbol{s}/2 + l_1\tilde{u}^2/2 + l_3\tilde{k}_3^2/2 + l_4\tilde{k}_4^2/2 + l_5\tilde{k}_5^2/2. \tag{16}$$

其中 $\tilde{u} = u - \hat{u}$, $\tilde{k}_3 = k_3 - \hat{k}_3$, $\tilde{k}_4 = k_4 - \hat{k}_4$, $\tilde{k}_5 = k_5 - \hat{k}_5$.式(16)两边同时对时间求导可得

$$\dot{V}_2 \leqslant \boldsymbol{s}(\boldsymbol{D}\boldsymbol{\tau}_{\mathrm{norm}} - \beta\boldsymbol{q}_e) + \boldsymbol{s}(\boldsymbol{D}\boldsymbol{\tau}_{\mathrm{adp}} + \boldsymbol{L}) + \boldsymbol{s}(\boldsymbol{D}\boldsymbol{\tau}_{\mathrm{mis}} + \Delta\boldsymbol{D}\boldsymbol{D}\boldsymbol{\tau}) - l_1\tilde{u}\dot{\hat{u}} - l_3\tilde{k}_3\dot{\hat{k}}_3 - l_4\tilde{k}_4\dot{\hat{k}}_4 - l_5\dot{\hat{k}}_3. \tag{17}$$

根据式(13)则有

$$\boldsymbol{s}[\boldsymbol{D}\boldsymbol{\tau}_{\mathrm{norm}} - \beta\boldsymbol{q}_e] \leqslant -\kappa k_2 - (k_1\beta\kappa - \beta)\|\boldsymbol{q}_e\|\|\boldsymbol{s}\|. \tag{18}$$

同理根据式(14),则有如下不等式成立:

$$\boldsymbol{s}(\boldsymbol{D}\boldsymbol{\tau}_{\mathrm{adp}} + \boldsymbol{L}) \leqslant \kappa\tilde{k}_3\|\boldsymbol{s}\| + \kappa\tilde{k}_4\|\boldsymbol{s}\|\|\boldsymbol{\omega}\| + \kappa\tilde{k}_5\|\boldsymbol{s}\|\|\boldsymbol{\omega}\|^2. \tag{19}$$

同理根据式(15)且令 $\|\boldsymbol{\tau}\| \leqslant \varphi(t)$,则可得

$$\boldsymbol{s}(\boldsymbol{D}\boldsymbol{\tau}_{\mathrm{mis}} + \Delta\boldsymbol{D}\boldsymbol{\tau}) \leqslant \|\boldsymbol{s}\|\|\Delta\boldsymbol{D}\|\|\boldsymbol{\tau}\| + \boldsymbol{s}\boldsymbol{D}\boldsymbol{\tau}_{\mathrm{mis}} \leqslant \kappa k_6\tilde{u}\varphi(t)\|\boldsymbol{s}\|. \tag{20}$$

将不等式(18)~(20)代入不等式(17)则有

$$\dot{V}_2 \leqslant -(k_1\beta\kappa - \beta)\|\boldsymbol{q}_e\|\|\boldsymbol{s}\| - \kappa k_2 \leqslant -\kappa k_2,$$

进而有

$$\int_0^t \dot{V}_2(\mu)\mathrm{d}\mu \leqslant -\int_0^t \kappa k_2 \mathrm{d}\mu,$$

即

$$V_2(t) - V_2(0) \leqslant \kappa k_2 t. \tag{21}$$

由于 $V_2(t) \geqslant 0$ 恒成立,因此根据式(21)可证明存在 $t_{F2} > V_2(0)/(\kappa k_2)$ 使得对任意的 $t \geqslant t_{F2}$ 有 $V_2(t) \equiv 0$ 成立.即在有限时间 t_{F2} 内,系统状态将到达滑模面 $\boldsymbol{s}=0$ 上并保持在该滑模面上运动.

证毕.

注 2 所选取的滑模面(9)是一奇异滑模面,在 $e_i = 0(i=1,2,3)$ 处 $\boldsymbol{s}$ 中的 $\mathrm{sgn}(\boldsymbol{e})^r$ 是连续但不可导的.因此,为了保证因该处不可导而引起控制器(12)产生奇异的情况不发生,控制器(12)的参数以及自适应更新律参数需要小心的选择,确保当 $\boldsymbol{s} \neq 0$ 时 $\boldsymbol{e} \neq 0$ 得以满足.从而保证在实现(12)时 $\mathrm{sgn}(\boldsymbol{e})^r$ 是可导的,进而避免奇异现象的发生.

根据定理 1 可确知姿态控制系统状态将在有限时间 t_{F2} 内到达滑模面 $\boldsymbol{s}(t)=0$ 上,并一直保持在该滑模面上运动.根据上述分析可知当系统状态到达滑模面(9)时,则在有限时间 t_{F1} 内系统状态将到达平衡点.因此,对于任意的初始状态 $\boldsymbol{Q}(0)$、$\boldsymbol{\omega}(0)$,对 $t \geqslant t_F = t_{F1} + t_{F2}$ 有 $\boldsymbol{e}(t) \equiv 0$、$e_0(t) \equiv 1$ 与及 $\boldsymbol{\omega}_e(t) \equiv 0$ 成立.即当安装偏差满足

不等式 $\varepsilon < 1$ 时,在控制器(12)的作用下,将在有限时间 $t_F = t_{F1} + t_{F2}$ 内实现姿态跟踪闭环系统是几乎全局渐近稳定控制.

3　动态控制分配策略

考虑航天器执行机构具有极值约束及速度约束条件:

$$\underline{v}(t) \leqslant v(t) \leqslant \bar{v}(t) .$$

式中 $v(t)$ 表示控制力矩,且有

$$\underline{v}(t) = \max\{v(t)_{\min}, v_{\Delta t} + T\eta_{\min}\},$$

$$\bar{v}(t) = \min\{v(t)_{\max}, v_{\Delta t} + T\eta_{\max}\}.$$

式中 $\eta_{\min}$、$\eta_{\max}$ 分别表示控制力矩变化速度的最小值与最大值,$\Delta t = t - T$.进而本文所要实现 $\boldsymbol{\tau}$ 的控制分配问题可描述为

$$\min\{\|\boldsymbol{W}_0\boldsymbol{\tau}\|^2 + \|\boldsymbol{W}_1[\boldsymbol{\tau} - \boldsymbol{\tau}_p]\|^2 + \|\boldsymbol{W}_2[\boldsymbol{\tau} - \boldsymbol{\tau}_{\Delta t}]\|^2\},$$

$$\text{s.t. } \boldsymbol{D\tau} = \boldsymbol{u}. \tag{22}$$

式中 $\boldsymbol{W}_0$、$\boldsymbol{W}_1$ 与 $\boldsymbol{W}_2$ 为相应维数的非奇异权重系数矩阵.

为求解式(22)所描述的优化问题,依据文献[10]中定理 1-2,确知动态控制分配问题式(22)的解为

$$\boldsymbol{\tau} = \boldsymbol{E}\boldsymbol{\tau}_d + \boldsymbol{F}\boldsymbol{\tau}_{\Delta t} + \boldsymbol{G}\boldsymbol{u} . \tag{23}$$

式中:

$$\boldsymbol{E} = (\boldsymbol{I} - \boldsymbol{GL})\boldsymbol{W}^{-2}\boldsymbol{W}_1^2,\ \boldsymbol{F} = (\boldsymbol{I} - \boldsymbol{GD})\boldsymbol{W}^{-2}\boldsymbol{W}_2^2,$$

$$\boldsymbol{G} = \boldsymbol{W}^{-1}(\boldsymbol{LW}^{-1})^{\dagger},\ \boldsymbol{W} = (\boldsymbol{W}_0^2 + \boldsymbol{W}_1^2 + \boldsymbol{W}_2^2)^{1/2}.$$

结合式(4)与式(23),可确知本文所采用的动态控制分配策略可以很好的消除误差、抑制干扰,实现理想的控制效果.

4　仿真结果与分析

本文所考虑采用四斜装反作用飞轮控制的航天器,其中 3 个反作用轮正交安装于航天器本体轴,而在与本体系三轴成等角的方向上安装第 4 个飞轮.则飞轮实际输出力矩与作用于航天器的总控制力矩之间关系为

$$\boldsymbol{u} = \boldsymbol{D\tau} + \Delta\boldsymbol{D\tau}.$$

设安装偏差角 $\Delta\boldsymbol{\alpha}_i$ 与 $\Delta\boldsymbol{\beta}_i(i = 1,2,3,4)$ 为较小量,

$$\cos\Delta\boldsymbol{\alpha}_i \approx \cos\Delta\boldsymbol{\beta}_i \approx 1, \sin\Delta\boldsymbol{\alpha}_i \approx \Delta\boldsymbol{\alpha}_i, \sin\Delta\boldsymbol{\beta}_i \approx \Delta\boldsymbol{\beta}_i,$$

$$\sin\Delta\boldsymbol{\alpha}_i\sin\Delta\boldsymbol{\beta}_i \approx 0(i = 1,2,3,4).$$

其中:

$$\boldsymbol{D} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & \cos\alpha_4\cos\beta_4 \\ 0 & 1 & 0 & \cos\alpha_4\sin\beta_4 \\ 0 & 0 & 1 & \sin\alpha_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 1/\sqrt{3} \\ 0 & 1 & 0 & 1/\sqrt{3} \\ 0 & 0 & 1 & 1/\sqrt{3} \end{bmatrix},$$

$$\Delta\boldsymbol{D}_1 = \begin{bmatrix} 0 \\ \Delta\alpha_1\cos\Delta\beta_1 \\ \Delta\alpha_1\sin\Delta\beta_{11} \end{bmatrix}, \Delta\boldsymbol{D}_2 = \begin{bmatrix} \Delta\alpha_2\cos\Delta\beta_2 \\ 0 \\ \Delta\alpha_2\sin\Delta\beta_2 \end{bmatrix},$$

$$\Delta\boldsymbol{D}_3 = \begin{bmatrix} \Delta\alpha_3\cos\Delta\beta_3 \\ \Delta\alpha_3\sin\Delta\beta_3 \\ 0 \end{bmatrix},$$

$$\Delta\boldsymbol{D}_4 = \begin{bmatrix} -\Delta\alpha_4\sin\alpha_4\cos\beta_4 - \Delta\beta_4\cos\alpha_4\sin\beta_4 \\ -\Delta\alpha_4\sin\alpha_4\sin\beta_4 + \Delta\beta_4\cos\alpha_4\cos\beta_4 \\ \Delta\alpha_4\cos\alpha_4 \end{bmatrix},$$

仿真中,$\Delta\alpha_i(i = 1,2,3)$、$\Delta\beta_i(i = 1,2,3)$ 分别在 $-2° \sim +2°$ 与 $-180° \sim +180°$ 之间随机选择;$\Delta\alpha_4$、$\Delta\beta_4$ 在 $-2° \sim +2°$ 之间随机选择.航天器外部干扰力矩 $\boldsymbol{d}(t)$ 采用文献[9]干扰力矩定义.初始角速度以及初始姿态分别为 $\boldsymbol{\omega}(0) = [0\ \ 0\ \ 0]^{\mathrm{T}}(\mathrm{rad/s})$,$\boldsymbol{q}(0) = [-0.53\ \ -0.26\ \ 0.79]^{\mathrm{T}}$;期望角速度及期望姿态分别为 $\boldsymbol{\omega}_d(t) = 0.001\sin(2\pi t)[1\ \ 1\ \ 1]^{\mathrm{T}}(\mathrm{rad/s})$,$\boldsymbol{q}_d(0) = [0\ \ 0\ \ 0]^{\mathrm{T}}$.控制器(12)中的控制参数设计为 $\beta = 0.7$,$\kappa = 1.05$,$k_i = 1.5(i = 1,3,4,5)$,$\dot{\hat{u}}(0) = 0.95$,$l_i = 1.5(i = 1,3,4,5)$,$\dot{\hat{k}}_3(0) = 0.78$,$\dot{\hat{k}}_4(0) = 0.39$;动态控制分配参数设定为:$v_{\min} = -0.15\ \mathrm{N\cdot m}$,$v_{\max} = 0.15\ \mathrm{N\cdot m}$,$T = 0.2$,$\eta_{\min} = -0.025$ 与 $\eta_{\max} = 0.025$.航天器标称转动惯量 $\boldsymbol{J}_0$ 与不确定惯量 $\Delta\boldsymbol{J}$ 分别为

$$\boldsymbol{J}_0 = \begin{bmatrix} 20 & 0 & 0 \\ 0 & 20 & 0 \\ 0 & 0 & 30 \end{bmatrix},$$

$$\Delta\boldsymbol{J} = \mathrm{diag}(3,2,1).$$

当存在上述反作用飞轮安装偏差、外部干扰、不确定转动惯量时,采用控制器(12)进行姿态跟踪控制,并采用动态控制分配策略(23)进行能量优化控制.

从图 1 航天器跟踪误差角速度以及姿态跟踪误差的时间响应曲线可知,即使存在大的飞轮安装偏差,文中所设计的控制器可保证星体姿态在 30 s 内跟踪上期望姿态,实现航天器姿态的高精度稳定控制.图 2 给出了未加入动态控制分配(NCA)与加入动态控制分配(CA)的力矩输出情况,从图示可知在同时面临外部干扰及安装偏差情况下,本文设计控制器能保证力矩稳定的输出.图 3 给出了在没有控制分配情况及采用动态控制分配策略两种情况下的能量消耗柱状图,进一步验证了本文所提动态控制分配策略具有较好的实现能源消耗优化的能力.

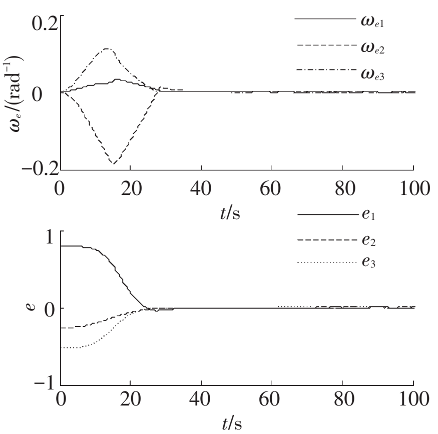

图 1 角速度、姿态跟踪误差时间响应曲线

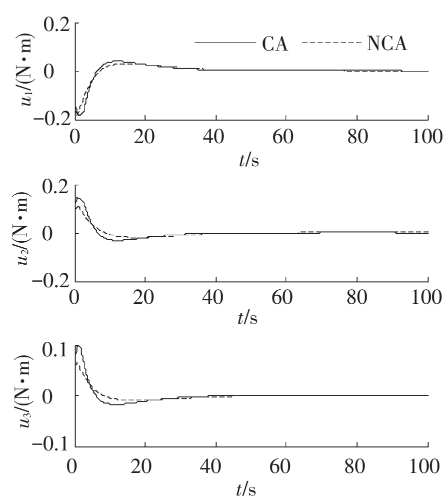

图 2 控制力矩时间响应曲线

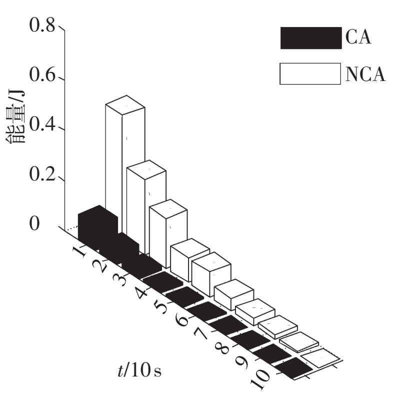

图 3 能量消耗对比柱状图

5 结 论

针对存在执行机构安装偏差及外部干扰力矩的过驱动航天器姿态控制问题,本文提出一种姿态控制策略以实现对干扰与安装偏差控制.考虑星载能源消耗的优化、执行机构输出力矩的幅值受限与速率受限等问题,设计了动态控制分配策略实现航天器姿态高精度控制的同时,保证能量消耗最优控制.需要强调的是本文并没有考虑时变的不确定转动惯量,而实际航天工程中由于存在大量柔性机构运动(如太阳帆和天线),因此弹性对测量将产生主要的不确定性影响.为此如何用冗余控制消除弹性对测量造成的不确定性影响将是作者下一步的研究工作.

参考文献

[1] LI Z X, WANG B L. Robust attitude tracking control of spacecraft in the presence of disturbances [J]. Journal of Guidance Control and Dynamics, 2007, 30(4): 1156-1159.

[2] YOON H, AGRAWAL B N. Adaptive control of uncertain hamiltonian multi-input multi-output systems: with application to spacecraft control [J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2009, 17(4): 900-906.

[3] CAI W C, LIAO X H, 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.

[4] SANYAL A, FOSBURY A. CHATURVEDI N. Inertia-free spacecraft attitude tracking with disturbance rejection and almost global stabilization [J]. Journal of Guidance Control and Dynamics, 2009, 32(4): 1167-1178.

[5] TAYEBI A. Unit quaternion-based output feedback for the attitude tracking problem [J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2008, 53(6): 1516-1520.

[6] SONG Y D, CAI W C. Quaternion observer-based model-independent attitude tracking control of spacecraft [J]. Journal of Guidance Control and Dynamics, 2009, 32(5): 1476-1482.

[7] LIM H C, BANG H. Adaptive control for satellite formation flying under thrust misalignment [J]. Acta Astronautica, 2009, 65(1/2): 112-122.

[8] ZHU Z, XIA Y Q, FU M Y. Attitude stabilization of rigid spacecraft with finite-time convergence [J]. International Journal of Robust and Nonlinear Control, 2011, 21(4): 686-702.

[9] 胡庆雷, 肖冰, 马广富. 输入受限的航天器姿态调节小波滑模反步控制 [J]. 哈尔滨工业大学学报, 2010, 42(5): 678-682.

[10] HARKEGARD O. Dynamic control allocation using constrained quadratic programming [J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2004, 27(2): 1028-1034.

(编辑 张 宏)