第42卷 第7期
2010年7月
哈尔滨工业大学学报
JOURNAL OF HARBIN INSTITUTE OF TECHNOLOGY
Vol. 42 No. 7
July 2010

输入有界的挠性航天器姿态跟踪滑模控制

胡庆雷，耿 博，马广富，肖 冰

（哈尔滨工业大学 控制科学与工程系，哈尔滨 150001，huqinglei@hit.edu.cn）

摘 要：针对三轴稳定挠性航天器输入受限的姿态跟踪问题，设计了一类滑模自适应姿态跟踪控制器，它能确保闭环系统在一定条件下具有全局渐近稳定性，且满足控制输入有界的要求；同时，该控制方案是一种模型独立的控制方法，不依赖于航天器结构参数及模态阶数，而且通过引入参数自适应控制律，使得控制器的设计也不依赖于参数不确定性和外部干扰力矩的界函数，具有较强的鲁棒性和工程实用性. 最后根据给定的挠性航天器参数进行了数值仿真研究，结果表明在转动惯量存在较大不确定性和外部干扰的情况下，系统具有很好动态性能和有效地抑制控制输入饱和问题，表明所设计的控制方案有效可行，并具有一定潜在的工程应用前景.

关键词：挠性航天器，姿态跟踪，滑模控制，输入有界，自适应控制

中图分类号：V448.2　　**文献标志码**：A　　**文章编号**：0367-6234(2010)07-1009-05

Adaptive sliding mode control for attitude tracking of flexible spacecraft with bounded inputs

HU Qing-lei, GENG BO, MA Guang-fu, XIAO Bing

(Dept. of Control Science and Engineering, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China, huqinglei@hit.edu.cn)

Abstract: This paper deals with the trajectory tracking for a flexible spacecraft subjected to bounded control input under parameter uncertainties and external disturbances. A simplified adaptive sliding mode control system is designed for the attitude tracking control and vibration suppression of flexible spacecraft, with the degree of sharpness of the control permitted to vary with time according to a set of user-defined parameters. The associated stability proof is constructive and accomplished by the development of a Lyapunov function candidate. It is shown that global stability of the overall system is guaranteed with explicitly accounting for the bounded control input and even in the presence of bounded disturbances and parametric uncertainty. Although control smoothness is preserved at all times, it is important to note that the results of this paper that are derived with respect to bounded control input place no additional restrictions on the body inertias and make no other small-angle assumptions. The closed-loop performance of the new control solution derived here is evaluated extensively through numerical simulations, in which the flexible dynamics is treated as additional disturbance acting on the rigid structure.

Key words: flexible spacecraft; attitude tracking; sliding mode control; bounded input; adaptive control

航天器姿态控制一直以来都是人们研究的热点. 文献[1]针对挠性航天器的机动控制问题，提出了一种双阶段方法，并利用智能材料很好的解决了挠性航天器存在的振动问题. 针对控制受限和角速率受限的刚体航天器姿态跟踪控制问题，文献[2]在不使用角速度信息的情况下设计控制律，并采用 Lyapunov 方法给出其稳定性证明. Singh 等[3]针对在轨挠性航天器的旋转机动和挠性部件振动抑制问题，提出了一种新型的简单自适应控制方法. Seo 等在文献[4]中设计自适应控

收稿日期：2009-06-24.
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).
作者简介：胡庆雷(1979—)，男，副教授，博士生导师；
马广富(1963—)，男，教授，博士生导师.

制律时，成功的引入了一个吸引流形，从而提高了系统的跟踪精度. 在上述的姿态控制算法中，滑模变结构理论由于其固有的鲁棒性能，受到了学者们的广泛重视. Vadali[5] 成功的将变结构控制理论引入到航天器的姿态大角度机动中. Lo 和 Chen[6] 提出了一种通用的航天器滑模控制方法. 文献[7]将变结构输出反馈控制和输入整形器结合起来，解决了挠性航天器机动过程中的振动问题. 文献[8]将自适应模糊变结构控制方法应用到航天器的姿态稳定控制中，通过引入模糊控制技术，变结构控制中的抖动问题被很好的解决.

然而，在各种姿态控制律的设计中，执行机构的动态特性及其饱和现象越发引起人们的重视. 文献[9]采用修正的 Rodrigues 参数，以反作用飞轮为执行机构，设计了滑模控制律，但是该方法没有考虑到飞轮的饱和特性，因此不能直接用于实际应用. 针对航天器控制受限问题，Boskovic[10-11] 提出了基于有界函数的控制方法，具有很好的启发作用. 但是，在该算法中，很多参数的选取依靠很难获取的参数不确定性界限以及干扰界限，因此应用中存在很大的保守性. 文献[12]针对航天器姿态调节问题，利用正切函数的有界性，设计出来一种滑模自适应控制器，在考虑航天器输入饱和特性的基础上，在有界外扰动存在的情况下，证明了该控制算法的全局渐近稳定性. 本文将针对挠性航天器输入受限的问题，综合考虑飞轮的动态特性，借鉴已有研究成果的有界函数法，并针对其存在的缺陷，提出了一种滑模自适应控制，以实现航天器姿态跟踪全局渐近稳定.

1 挠性航天器数学模型与控制问题

1.1 挠性航天器姿态运动学与动力学

采用四元数表示航天器姿态，则航天器的运动学方程为[6]

$$\dot{\boldsymbol{q}} = 0.5([\boldsymbol{q}\times] + q_0\boldsymbol{E}_3)\boldsymbol{\omega}\ , \tag{1}$$

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

式中：q_0 和 $\boldsymbol{q}$ 分别为四元数的标部和矢部，且满足 $q_0^2 + \boldsymbol{q}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{q} = 1$，$\boldsymbol{\omega}$ 为星体角速度，$\boldsymbol{E}_3$ 为 3 阶单位阵，并且对于向量 $\boldsymbol{q} \in \mathbf{R}^3$，定义

$$[\boldsymbol{q}\times] = \begin{bmatrix} 0 & -q_3 & q_2 \\ q_3 & 0 & -q_1 \\ -q_2 & q_1 & 0 \end{bmatrix}.$$

考虑航天器挠性结构的较小弹性变形，其动力学模型可表示为

$$\boldsymbol{J}\dot{\boldsymbol{\omega}} + \boldsymbol{F}^{\mathrm{T}}\ddot{\boldsymbol{\chi}} = -\boldsymbol{\omega}\times\boldsymbol{J}\boldsymbol{\omega} + \boldsymbol{u}(t) + \boldsymbol{d}(t), \tag{3a}$$

$$\ddot{\boldsymbol{\chi}} + \bar{\boldsymbol{C}}\dot{\boldsymbol{\chi}} + \bar{\boldsymbol{K}}\boldsymbol{\chi} + \boldsymbol{F}\dot{\boldsymbol{\omega}} = 0. \tag{3b}$$

其中：$\boldsymbol{J}$ 为整星体的转动惯量矩阵；$\boldsymbol{F}$ 为中心体与挠性附件的耦合矩阵；$\boldsymbol{u}(t)$ 为控制力矩；$\boldsymbol{d}(t)$ 为外部干扰力矩；$\boldsymbol{\chi}$ 为振动模态坐标向量；$\bar{\boldsymbol{C}} = \mathrm{diag}\{2\xi_i\omega_{ni}\}$ 和 $\bar{\boldsymbol{K}} = \mathrm{diag}\{\omega_{ni}^2\}(i = 1,2,\cdots,n)$ 分别为阻尼矩阵和刚度矩阵，ξ_i 为帆板振动模态阻尼比，ω_{ni} 为帆板振动模态频率，n 表示模态个数. 将外部干扰力矩 $\boldsymbol{d}(t)$ 和耦合项 $-\boldsymbol{F}^{\mathrm{T}}\ddot{\boldsymbol{\chi}}$ 看作为系统的总的干扰项，式(3a) 可改写为

$$\boldsymbol{J}\dot{\boldsymbol{\omega}} = -\boldsymbol{\omega}\times\boldsymbol{J}\boldsymbol{\omega} + \boldsymbol{u}(t) + \hat{\boldsymbol{d}}(t).$$

式中：$\hat{\boldsymbol{d}} = \boldsymbol{d} - \boldsymbol{F}^{\mathrm{T}}\ddot{\boldsymbol{\chi}}$.

1.2 考虑带飞轮动力学的姿态跟踪模型

在航天器姿态跟踪任务中，期望坐标系记为 $\boldsymbol{D}$，地心惯性坐标系记为 $\boldsymbol{I}$，航天器本体坐标系记为 $\boldsymbol{B}$，且坐标系 $\boldsymbol{B}$ 相对 $\boldsymbol{D}$ 的姿态四元数记为$(\boldsymbol{\eta}^{\mathrm{T}}, \eta_0)^{\mathrm{T}}$，满足 $\boldsymbol{\eta}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\eta} + \eta_0^2 = 1$；坐标系 $\boldsymbol{D}$ 相对 $\boldsymbol{I}$ 的角速度记为 $\boldsymbol{\nu}$，即为指令角速度；$\boldsymbol{B}$ 相对 $\boldsymbol{D}$ 的角速度记为 $\boldsymbol{\omega}$，则姿态跟踪方程为[11]

$$\boldsymbol{J}\dot{\boldsymbol{\omega}} = -[(\boldsymbol{\omega} + \boldsymbol{C}\boldsymbol{\nu})\times]\boldsymbol{J}(\boldsymbol{\omega} + \boldsymbol{C}\boldsymbol{\nu}) + \boldsymbol{u}(t) + \hat{\boldsymbol{d}}(t) + \boldsymbol{J}([\boldsymbol{\omega}\times]\boldsymbol{C}\boldsymbol{\nu} - \boldsymbol{C}\dot{\boldsymbol{\nu}}).$$

其中：$\boldsymbol{C} \in \mathbf{R}^{3\times3}$ 表示从 $\boldsymbol{D}$ 到 $\boldsymbol{B}$ 的旋转矩阵. 由此，考虑当航天器带有 N 个反作用飞轮时，航天器姿态跟踪问题可描述为

$$\boldsymbol{J}\dot{\boldsymbol{\omega}} = -[(\boldsymbol{\omega} + \boldsymbol{C}\boldsymbol{\nu})\times]\boldsymbol{J}(\boldsymbol{\omega} + \boldsymbol{C}\boldsymbol{\nu}) + \boldsymbol{J}([\boldsymbol{\omega}\times]\boldsymbol{C}\boldsymbol{\nu} - \boldsymbol{C}\dot{\boldsymbol{\nu}}) - [(\boldsymbol{\omega} + \boldsymbol{C}\boldsymbol{\nu})\times]\boldsymbol{D}\boldsymbol{h} + \boldsymbol{u}(t) + \hat{\boldsymbol{d}}(t).$$

其中：$\boldsymbol{D} \in \mathbf{R}^{3\times N}$ 是飞轮的安装矩阵，它由飞轮的不同配置方案决定；$\boldsymbol{h} = \boldsymbol{J}_w\boldsymbol{\Omega}$ 为飞轮相对航天器的角动量矢量，$\boldsymbol{J}_w$ 是一个对角矩阵且对角线上元素 J_{wi} 为第 i 个飞轮驱动电机的转动惯量，$\boldsymbol{\Omega} \in \mathbf{R}^N$ 为飞轮相对航天器的转动角速度矢量.

假设 N 个飞轮产生的控制力矩 $\boldsymbol{u}$ 为 $\boldsymbol{u} = \boldsymbol{D}\boldsymbol{J}_w\boldsymbol{T}_w^{-1}\boldsymbol{\Omega} - \boldsymbol{D}\boldsymbol{J}_w\boldsymbol{K}_w\boldsymbol{T}_w^{-1}\boldsymbol{v}$，其中 $\boldsymbol{v} \in \mathbf{R}^N$ 是反作用飞轮的电压矢量；$\boldsymbol{K}_w$ 是一个对角矩阵且对角线上元素 K_{wi} 为第 i 个反作用飞轮的电机增益常数；$\boldsymbol{T}_w$ 是一个对角矩阵且对角线上元素 T_{wi} 为第 i 个反作用飞轮的电机时间常数. 且 $\boldsymbol{v}$ 和 $\boldsymbol{\Omega}$ 满足 $\dot{\boldsymbol{\Omega}} + T_w^{-1}\boldsymbol{\Omega} = \boldsymbol{K}_w T_w^{-1}\boldsymbol{v}$. 这样，带飞轮动力学的姿态跟踪模型可描述为

$$\boldsymbol{J}\dot{\boldsymbol{\omega}} = -[(\boldsymbol{\omega}+\boldsymbol{C}\boldsymbol{\nu})\times]\boldsymbol{J}(\boldsymbol{\omega}+\boldsymbol{C}\boldsymbol{\nu}) + \boldsymbol{J}([\boldsymbol{\omega}\times]\boldsymbol{C}\boldsymbol{\nu} - \boldsymbol{C}\dot{\boldsymbol{\nu}}) - [(\boldsymbol{\omega} + \boldsymbol{C}\boldsymbol{\nu})\times]\boldsymbol{D}\boldsymbol{h} + \boldsymbol{D}\boldsymbol{J}_w T_w^{-1}\boldsymbol{\Omega} - \boldsymbol{D}\boldsymbol{J}_w\boldsymbol{K}_w T_w^{-1}\boldsymbol{v} + \hat{\boldsymbol{d}}(t). \tag{4}$$

1.3 控制目标

挠性航天器姿态跟踪控制问题可以描述为：

在惯量矩阵 $\boldsymbol{J}$ 存在不确定性、存在外扰动和挠性结构弹性振动的情况下，针对由方程(1) ~ (2)与(4) 描述的姿态跟踪问题设计一种滑模自适应鲁棒控制律 $\boldsymbol{v}$，使得当 $t\to\infty$ 时，有 $\eta\to 0,\omega\to 0$，且保证控制输入 $\boldsymbol{v}$ 是有界的；同时，振动模态坐标向量 $\boldsymbol{\chi}\to 0$.

2　滑模自适应姿态跟踪控制律设计

为了设计方便，对 $\forall\boldsymbol{\beta}\in\mathbf{R}^3$，记 $\|\boldsymbol{\beta}\|_1=|\beta_1|+|\beta_2|+|\beta_3|$，对 $\forall\boldsymbol{B}\in\mathbf{R}^{m\times n}$，记 $\boldsymbol{B}^+$ 表示其伪逆，并给出如下假设.

假设 1　基于实际的航天器物理模型，关于参数和扰动提出以下假设：

$$\|\hat{\boldsymbol{d}}\|_1<\bar{d},\ \|\boldsymbol{\nu}\|_1<\bar{\nu},\ \|\boldsymbol{D}\boldsymbol{h}\|_1\leqslant 3\sum_{i=1}^{N}|h_i|<3\bar{h},\ \|\dot{\nu}\|_1<\bar{\dot{\nu}},\ \left\|\frac{\boldsymbol{D}\boldsymbol{J}_w}{\boldsymbol{T}_w}\boldsymbol{\Omega}\right\|_1\leqslant 3\sum_{i=1}^{N}\frac{J_{wi}}{T_{wi}}|h_i|<3\bar{H}.$$

其中：$\bar{d},\bar{v},\bar{\dot{v}},\bar{h}$ 和 $\bar{H}$ 均为未知的正常数.

假设 2　$\lambda:=\sup\|\boldsymbol{J}\|$，假设存在参数 $\boldsymbol{v}_m$ 满足 $\boldsymbol{v}_m>\lambda(\bar{\nu}^2+\bar{\dot{\nu}})+\bar{d}+3\bar{\nu}\bar{h}+3\bar{H}$.

为此，设计如下时变滑模面[11]：

$$\boldsymbol{s}=\boldsymbol{\omega}+\kappa^2\boldsymbol{\eta}\ , \tag{5}$$

且选取有界连续滑模控制律为

$$\boldsymbol{v}=\frac{\hat{\boldsymbol{v}}_m(\boldsymbol{D}\boldsymbol{J}_w\boldsymbol{K}_w/\boldsymbol{T}_w)^+\boldsymbol{s}}{|\boldsymbol{s}|+\kappa^2\delta}. \tag{6}$$

式中：$\delta>0$，且参数 κ 和 $\hat{\boldsymbol{v}}_m$ 均为待定的时变函数；由此，可以得到如下结论.

定理 1　考虑式(1) ~ (2)与(4)描述的系统，采用滑模变量式(5)，在形如(6)的控制力矩作用下，并且时变参数采用如下自适应律：

$$\dot{\kappa}=\frac{\gamma\kappa}{1+4\gamma(1-\eta_0)}\left\{\hat{\boldsymbol{v}}_m\sum_{i=1}^{3}\left[\frac{\omega_i\eta_i}{|s_i|+\kappa^2\delta}-\frac{|\omega_i|(1+\delta)}{|\omega_i|+\kappa^2(1+\delta)}\right]-\boldsymbol{\eta}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{s}\right\}, \tag{7}$$

$$\dot{\hat{\boldsymbol{v}}}_m=\frac{1}{\alpha}\|\boldsymbol{\omega}\|_1. \tag{8}$$

其中：$\gamma>0,\alpha>0$，则闭环系统为渐近稳定.

证明　记 $\Gamma=\hat{\boldsymbol{v}}_m-\boldsymbol{v}_m$，选取 Lyapunov 函数 $V=0.5\boldsymbol{\omega}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{J}\boldsymbol{\omega}+2\kappa^2(1-\eta_0)+\kappa^2/\gamma+0.5\alpha\Gamma^2$.

对 V 求时间导，可得

$$\dot{V}=-\boldsymbol{\omega}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{g}+\boldsymbol{\omega}^{\mathrm{T}}\hat{\boldsymbol{d}}-\boldsymbol{\omega}^{\mathrm{T}}[(\boldsymbol{C}\boldsymbol{\nu})\times]\boldsymbol{D}\boldsymbol{h}+\boldsymbol{\omega}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{D}\boldsymbol{J}_w\boldsymbol{T}_w^{-1}\boldsymbol{\Omega}-\boldsymbol{\omega}^{\mathrm{T}}\frac{\hat{\boldsymbol{v}}_m\boldsymbol{s}}{|\boldsymbol{s}|+\kappa^2\delta}+\kappa^2\boldsymbol{\omega}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\eta}+4\kappa\dot{\kappa}(1-\eta_0)+\kappa\dot{\kappa}/\gamma+\alpha(\hat{\boldsymbol{v}}_m-\boldsymbol{v}_m)\dot{\hat{\boldsymbol{v}}}_m. \tag{9}$$

若定义变量 $\boldsymbol{H}$ 和 $\boldsymbol{g}$ 分别为 $\boldsymbol{H}=[(\boldsymbol{C}\boldsymbol{\nu})\times]\boldsymbol{J}+\boldsymbol{J}[(\boldsymbol{C}\boldsymbol{\nu})\times]$ 和 $\boldsymbol{g}=[(\boldsymbol{C}\boldsymbol{\nu})\times]\boldsymbol{J}(\boldsymbol{C}\boldsymbol{\nu})+\boldsymbol{J}\boldsymbol{C}\dot{\boldsymbol{\nu}}$. 容易验证 $\boldsymbol{\omega}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{H}\boldsymbol{\omega}=0$，并且 $\|\boldsymbol{g}\|_1\leqslant\lambda(\bar{\nu}^2+\bar{\dot{\nu}})$，并注意到

$$-\boldsymbol{\omega}^{\mathrm{T}}\frac{\hat{\boldsymbol{v}}_m\boldsymbol{s}}{|\boldsymbol{s}|+\kappa^2\delta}\leqslant\hat{\boldsymbol{v}}_m\sum_{i=1}^{3}\left[\frac{|\omega_i|\kappa^2(1+\delta)}{|\omega_i|+\kappa^2(1+\delta)}-\frac{\kappa^2\omega_i\eta_i}{|s_i|+\kappa^2\delta}-|\omega_i|\right]. \tag{10}$$

则将式(10) 代入式(9) 可得，

$$\dot{V}\leqslant\|\boldsymbol{\omega}\|_1\left(\|\boldsymbol{g}\|_1+\|\bar{\boldsymbol{d}}\|_1+\|\boldsymbol{\nu}\|_1\|\boldsymbol{D}\boldsymbol{h}\|_1+\left\|\frac{\boldsymbol{D}\boldsymbol{J}_w}{\boldsymbol{T}_w}\boldsymbol{\Omega}\right\|_1-\hat{\boldsymbol{v}}_m\right)-\kappa^4\boldsymbol{\eta}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\eta}+\hat{\boldsymbol{v}}_m\sum_{i=1}^{3}\left[\frac{|\omega_i|\kappa^2(1+\delta)}{|\omega_i|+\kappa^2(1+\delta)}-\frac{\kappa^2\omega_i\eta_i}{|s_i|+\kappa^2\delta}\right]+\kappa^2\boldsymbol{s}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\eta}+\kappa\dot{\kappa}\left[4(1-\eta_0)+\frac{1}{\gamma}\right]+\alpha(\hat{\boldsymbol{v}}_m-\boldsymbol{v}_m)\dot{\hat{\boldsymbol{v}}}_m. \tag{11}$$

并将式(7)，(8)代入式(11)，并根据假设 1 和假设 2 可得

$$\dot{V}\leqslant\|\boldsymbol{\omega}\|_1(-\boldsymbol{v}_m+\lambda(\bar{\nu}^2+\bar{\dot{\nu}})+\bar{d}+3\bar{\nu}\bar{h}+3\bar{H})-\kappa^4\boldsymbol{\eta}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\eta}\leqslant 0. \tag{12}$$

由 Barbalat 引理，可以得到 $t\to\infty$ 时，有 $\eta\to 0$ 以及 $\omega\to 0$. 证毕.

另外，至于 $\boldsymbol{v}$ 的有界性，将会在定理 2 中给出证明. 为了证明定理 2，首先给出引理 1.

引理 1　记 $\boldsymbol{\varphi}=\boldsymbol{D}\boldsymbol{J}_w\boldsymbol{K}_w\boldsymbol{T}_w^{-1}\boldsymbol{v}$，若 $|\varphi_i|<\mu$，则 $\boldsymbol{v}_i(t)\in L^1$，其中 $\mu>0$.

定理 2　当 $v_m>2(\lambda(\bar{\nu}^2+\bar{\dot{\nu}})+\bar{d}+3\bar{\nu}\bar{h}+3\bar{H}):=2\sigma$ 时，系统的控制输入有界.

证明　由 Lyapunov 函数 $V(t)$ 的定义以及由式(12) 可知，对 $\forall t>0,V(t)<V(0)$，也即 $V(t)$ 为有界函数；记 $c=\boldsymbol{v}_m-\boldsymbol{\sigma}$，对式(12) 两侧进行积分得

$$V(0)-V(t)\geqslant c\int_0^t\|\boldsymbol{\omega}\|_1\mathrm{d}t+\int_0^t\kappa^4\boldsymbol{\eta}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\eta}\mathrm{d}t. \tag{13}$$

从而

$$\int_0^t\|\boldsymbol{\omega}\|_1\mathrm{d}t\leqslant c^{-1}(V(0)-V(t)). \tag{14}$$

如果选取初值 $\hat{\boldsymbol{v}}_m(0)=0$，对式(8) 两侧进行积分得 $\hat{\boldsymbol{v}}_m(t)=\alpha^{-1}\int_0^t\|\boldsymbol{\omega}\|_1\mathrm{d}t$；同时，将式(14) 代入式(13) 可得

$$\hat{\boldsymbol{v}}_m(t)\leqslant(c\alpha)^{-1}(V(0)-V(t))<(c\alpha)^{-1}V(0). \tag{15}$$

式中：α 为任意正数，不妨选取 α 满足

$$\alpha=(c\mu)^{-1}V(0),\mu>0,$$

则有 $0<\hat{\boldsymbol{v}}_m(t)<\mu$. 另外，由(6) 式可得

$$\boldsymbol{\varphi}=-\frac{\hat{\boldsymbol{v}}_m\boldsymbol{s}}{|\boldsymbol{s}|+\kappa^2\delta},|\varphi_i|\leqslant\hat{\boldsymbol{v}}_m(t)\leqslant\mu,i=1,2,3. \tag{16}$$

从而 $\boldsymbol{v} \in L^1$,即控制输入是有界的.

下面证明存在正数 α 满足 $\alpha = V(0)/(c\mu)$. 由上述 Lyapunov 定义可知

$$V(0) = 0.5\boldsymbol{\omega}(0)^{\mathrm{T}}\boldsymbol{J}\boldsymbol{\omega}(0) + 2\kappa(0)^2(1 - \eta_0(0)) + \kappa(0)^2/\gamma + 0.5\alpha v_m^2.$$

记

$$k_1 = 0.5\boldsymbol{\omega}(0)^{\mathrm{T}}\boldsymbol{J}\boldsymbol{\omega}(0) + 2\kappa(0)^2(1 - \eta_0(0)) + \kappa(0)^2/\gamma,$$

则

$$V(0) = k_1 + 0.5\alpha v_m^2 \tag{17}$$

利用 c 和式(17),则有

$$\alpha = \frac{k_1 + 0.5\alpha v_m^2}{(v_m - \sigma)\mu},$$

从而有

$$\alpha = \frac{k_1}{-0.5(v_m - \mu)^2 + 0.5\mu^2 - \mu\sigma}.$$

因此,当 $\mu = v_m > 2\sigma$ 时,$\alpha > 0$,即存在正数 α 满足 $\alpha = V(0)/(c\mu)$. 证毕.

3 仿真分析

以四斜装飞轮安装方案为例,通过 Matlab 仿真验证所设计控制律的正确性和可靠性. 四斜装飞轮的参数分别为:电机的力矩常数 $K_m = 0.1$(N·m/A);电机反电动势常数 $K_b = 0.000\,1$;电机的粘滞摩擦系数 $b_m = 1.2\times10^{-6}$(N·m^2);电机的转动惯量 $J_{wi} = 0.007\,7$((Kg·m)/(rad·s^{-1}));电机阻抗 $R_a = 1$ ohm;飞轮最大输入电压 $V_{\max} = 2$ V. 由此可以计算电机增益系数 $\boldsymbol{K}_w$ 和 $\boldsymbol{T}_w$,计算公式如下:

$$K_{wi} = K_m/(R_a b_m + K_m K_b),$$

$$T_{wi} = R_a J_{wi}/(R_a b_m + K_m K_b).$$

在仿真中,假定转动惯量的标称值

$$\boldsymbol{J}_0 = \begin{bmatrix} 55.30 & 0.21 & 0.41 \\ 0.21 & 51.50 & -0.34 \\ 0.41 & -0.34 & 41.80 \end{bmatrix}(\mathrm{kg\cdot m^2}),$$

考虑转动惯量不确定值

$$\Delta\boldsymbol{J} = \begin{bmatrix} 13.80 & 0.05 & 0.11 \\ 0.05 & 12.90 & -0.10 \\ 0.11 & -0.10 & 10.50 \end{bmatrix}(\mathrm{kg\cdot m^2}),$$

外加干扰力矩取

$$\boldsymbol{d} = \begin{bmatrix} -2 + 2\sin(0.015t) + 2\cos(0.03t) \\ 1 + \cos(0.015t) - 3\sin(0.03t) \\ -2 + \cos(0.015t) - 2\cos(0.03t) \end{bmatrix}\times10^{-3}(\mathrm{N\cdot m}),$$

指令角速度

$$\boldsymbol{\nu} = \begin{bmatrix} 3 - 2\sin(0.1t) \\ 4 + \sin(0.1t) \\ 5 - 2\cos(0.1t) \end{bmatrix}\times10^{-3}(\mathrm{rad/s}),$$

仿真中仅考虑太阳帆板的前三阶弹性模态,阻尼比 $\xi_i = 0.025(i = 1,2,3)$,模态频率分别为 $\omega_1 = 1.803$ rad/s,$\omega_2 = 8.357$ rad/s,$\omega_3 = 9.362$ rad/s,且耦合系数

$$\boldsymbol{F} = \begin{bmatrix} 1.657\,4 & 0.000\,1 & 0.000\,2 \\ 0.022\,1 & 1.798\,2 & 1.722\,1 \\ 0.000\,5 & -1.323\,4 & 4.463\,2 \end{bmatrix}.$$

此外,航天器相对指令坐标系的姿态四元数初值设为 $\boldsymbol{\eta}(0) = [0.3\ -0.28\ 0.18]^{\mathrm{T}}$,$\eta_0(0) = 0.9$;相对指令坐标系的角速度初值设为 $\boldsymbol{\omega}(0) = [0\ \ 0\ \ 0]^{\mathrm{T}}$; 飞轮的初始转速为 $\boldsymbol{\Omega}(0) = [0\ \ 0\ \ 0\ \ 0]^{\mathrm{T}}$. 控制律(6)中 $\delta = 0.01$;自适应律(7)~(8)中参数 $\gamma = 0.01$,$\alpha = 500$,自适应参数初值 $k(0) = 1$,$\hat{v}(0) = 0$.

仿真结果如图1~图4所示. 由图可看出,系统在设计的控制律下能够渐近稳定;航天器的电压控制矢量在实际允许的界限内,实现了输入有界;帆板振动模态坐标随时间衰减为零;随 α 增大,输入电压上限 v 减小.

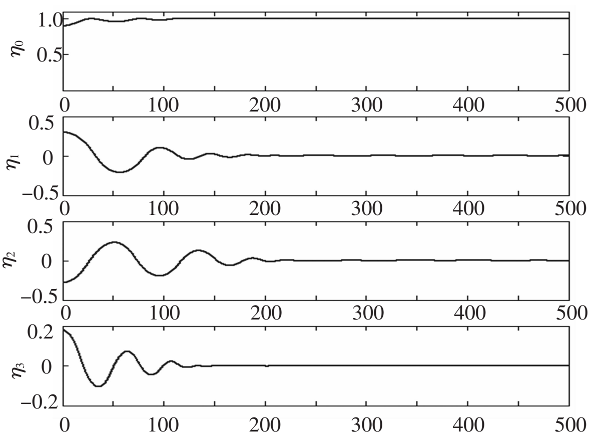

图 1　航天器误差角速度仿真图

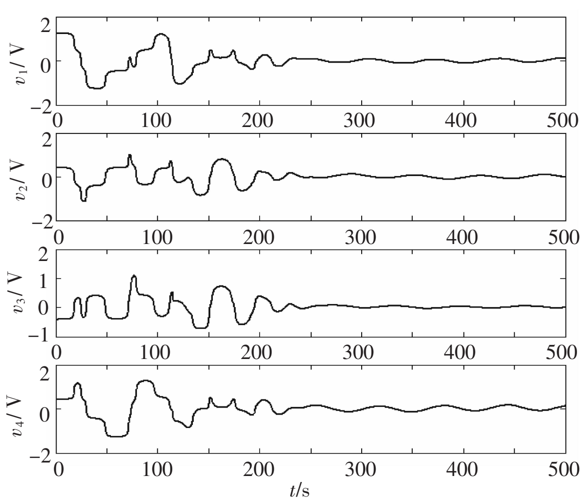

图 2　航天器控制电压矢量仿真图

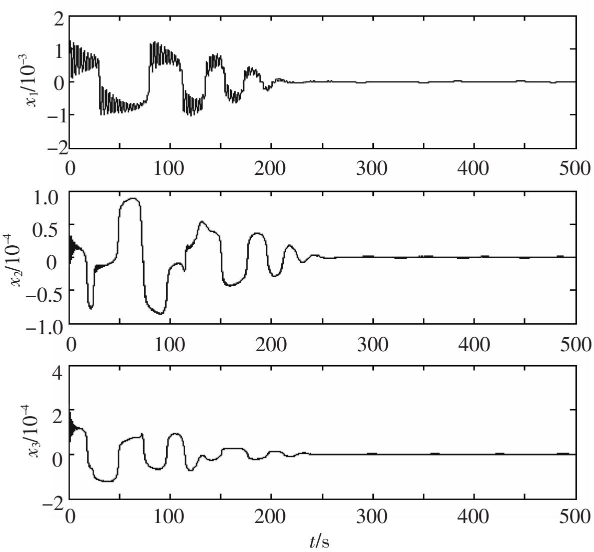

图 3　帆板振动模态坐标向量仿真图

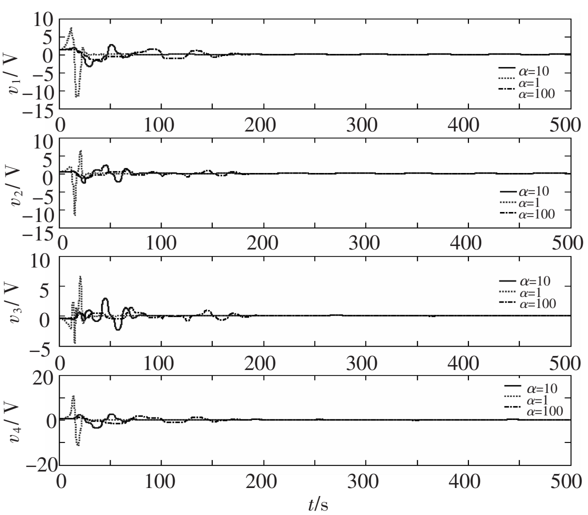

图 4　$\boldsymbol{v}$ 随 α 的变化关系仿真图

另外,本文方法的结果与文献[11]结果进行了对比. 在同样的仿真条件下,本文给出的控制系统的性能要优于文献[11]的结果;其次,本文的设计充分考虑执行机构的动态特性对闭环系统的影响,因此在实际工程应用中有着广泛的前景.

4　结　论

本文针对采用飞轮作为执行机构的挠性航天器姿态控制问题,考虑其输入受限及飞轮动态特性,设计了基于滑模变结构控制的姿态控制系统,实现了挠性航天器的姿态跟踪,并通过仿真验证了该方法的可行性. 本文的突出之处在于:1) 考虑了航天器的挠性附件的振动对系统的影响;2) 输入电压有界且界限满足工程要求;3) 考虑了飞轮的动态特性,从而使其能够直接用于工程实践;4) 控制律中的参数采用自适应的方法或得,控制律具有更好的可移植性.

参考文献:

[1] HU Q L. Adaptive output feedback sliding mode spacecraft maneuvering and vibration control of flexible with input saturation[J]. IET Control Theory and Applications, 2008, 2(6): 467 –478.

[2] AKELLA M R, VALDIVIA A, KOTAMIRAJU G R. Velocity-free attitude controllers subject to actuator magnitude and rate saturations[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2005,28(4): 659 –666.

[3] MAGANTI G B, SINGSH S N. Simplified adaptive control of an orbiting flexible spacecraft[J]. Acta Astronautica, 2007, 61: 575 –589.

[4] SEO D, AKELLA M R. High performance spacecraft adaptive attitude tracking control through attracting-manifold design[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2008,31(4): 884 –891.

[5] VADALI S R. Variable structure control of spacecraft large attitude maneuvers[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 1986, 9(3): 235 –239.

[6] LO S C, CHEN Y P. Smooth sliding mode control for spacecraft attitude tracking maneuvers[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 1995, 18(6): 1345 –1349.

[7] HU Q L, SHI P,GAO H J. Adaptive variable structure and commanding shaped vibration control of flexible spacecraft[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2007, 30(3): 804 –815.

[8] GUAN P, LIU X J, LIU J Z. Adaptive fuzzy sliding mode control for flexible satellite[J]. Engineering Applications of Artificial Intelligence, 2005,18:451 –459.

[9] KOWALCHUK S A,HALL C D. Spacecraft attitude sliding mode controller using reaction wheels[C]//AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference and Exhibit. Honolulu, Hawaii: AIAA, 2008.

[10] 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.

[11] BOSKOVIC J D, LI S M, MEHRA R K. Robust tracking control design for spacecraft under control input saturation[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2004,27(4):627 –633.

[12] WALLSGROVE R J, AKELLA R M. Globally stabilizing saturated attitude control in the presence of bounded unknown disturbances[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2005, 28(5): 957 –963.

(编辑　张　宏)