第47卷 第3期 哈尔滨工业大学学报 Vol. 47 No. 3
2015年3月 JOURNAL OF HARBIN INSTITUTE OF TECHNOLOGY Mar. 2015

doi:10.11918/j.issn.0367-6234.2015.03.002

航天器姿态跟踪的非线性离散滑模仿真模型设计

温卫斌[1], 付　强[1], 王　芳[1], 肖　媛[1], 王　涛[2]

(1.中国科学院国家天文台 中国科学院月球与深空探测重点实验室, 100012 北京;
2. 北京华云星地科技有限公司,100081 北京)

摘　要: 为提高三轴稳定刚体航天器对时变参数摄动及外界环境干扰的鲁棒性能,提出一种基于非线性离散滑模控制的姿态跟踪控制系统设计方法.建立了航天器姿控模型,针对该模型中存在的时变特性与干扰力矩,将原系统进行反馈线性化解耦和模型离散化,由离散指数趋近律推导了离散滑模姿态控制律.依据某航天器的模型数据进行的仿真结果表明,所设计的离散滑模姿控系统在确保航天器姿态稳定的同时,实现了各通道的解耦控制,可有效减小干扰引起的姿态角跟踪偏差,对系统外干扰和内部参数摄动都具有良好的鲁棒性能,同时还验证了对指令跟踪的动态性能与采样周期的关系.

关键词: 刚体航天器;姿态跟踪;离散滑模控制;解耦控制

中图分类号: TP273　　**文献标志码**: A　　**文章编号**: 0367-6234(2015)03-0008-07

Attitude tracking control model design for rigid spacecrafts based on discrete-time sliding mode

WEN Weibin[1], FU Qiang[1], WANG Fang[1], XIAO Yuan[1], WANG Tao[2]

(1. Key Laboratory of Lunar and Deep Space Exploration, National Astronomical Observatories, Chinese Academy of Sciences, 100012 Beijing, China; 2. Huayun Shinetek Science and Technology Co., Ltd. 100081 Beijing, China)

Abstract: In order to improve the robust performance to parametric perturbations and external environment disturbances for rigid spacecrafts, an attitude tracking controller based on the discrete-time sliding mode control principle is proposed. The spacecraft model is firstly modeled. Considering the time-varying and interfering moments and even disturbances, the system is then decoupled into independent discrete-time subsystems via the input-output feedback linearization. To this end, the discrete-time sliding mode attitude control law is designed from the exponential approach law. Simulation results indicate that the discrete-time control system proposed can ensure the attitude stabilization of rigid spacecrafts while realizing the decoupling control among channels. Moreover, the system is robust to the parametric perturbations and external disturbances and the attitude angle tracking errors can be reduced effectively. In addition, the tracking dynamic characteristics and the sampling period are validated for the system considered.

Keywords: rigid spacecraft; attitude tracking; discrete-time sliding mode control; decoupling control

三轴稳定刚体航天器姿态跟踪控制系统的任务是实时地对姿态指令进行准确跟踪,实现其飞行姿态的稳定控制.期间所需克服的干扰因素有:敏感元件及传感器漂移等所引起的参数摄动、发动机及喷管偏斜力矩、重力梯度力矩、太阳辐射力矩以及空间微粒碰撞产生的力矩等.以上因素使得航天器姿态的精确控制成为人们研究的热点.实际上,航天器姿态控制是一个典型的非线性耦合问题,传统的三通道 PID 独立设计方法已很难获得较好的控制性能和动态品质.为提高控制性能及设计效率,近年来国内外相关学者先后将鲁棒 H_∞ 控制[1]、动态逆[2]、自抗扰控制[3]、最优控制方法[4-5]以及非线性滑模控制方法[6]应用于航天器姿态跟踪控制系统设计,并取得了较好的控

收稿日期: 2014-08-26.
基金项目: 国家自然科学基金(41371414).
作者简介: 温卫斌(1974—),男,博士,副研究员.
通信作者: 温卫斌, wenwb@nao.cas.cn.

制效果.其中,由于滑模控制(sliding mode control,SMC)具有对外部扰动和内部参数摄动较好的鲁棒性能,从而在该研究领域得到广泛应用.文献[7]将滑模控制应用到姿态稳定控制问题中,并通过求解最优控制问题来整定滑模函数参数.文献[8]分别以四元数和修正罗德里格参数为姿态参数设计了滑模姿态跟踪控制器.文献[9]则利用分层滑模控制方法,为带两个控制执行机构的欠驱动刚体航天器的姿态控制系统设计了一种三轴稳定控制器,并验证了该方法的有效性.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[10]则设计了在控制量受约束情况下的时变滑模姿态控制器,较好地消除了系统抖振,且具有良好的鲁棒性.

然而,上述研究成果多是针对连续时间系统进行的相关仿真,在现代航天控制的实际工程研制与应用过程中,相关的控制算法均由星载计算机来实现,各状态量、解算量及控制量在各采样周期内均保持不变,而且由于采样周期的限制,滑动模态的各性质都将改变,基于连续时间系统理论及模型所设计的滑模控制器往往会导致实际控制系统不稳定,控制性能与理论仿真结果相比较差.因此,研究航天器的离散姿态控制系统设计方法具有实际工程意义.为此,本文首先建立了航天器姿控仿射模型,通过反馈线性化方法对原非线性耦合系统解耦并作离散化处理,并由离散化指数趋近律推导了离散滑模姿态控制律.通过仿真验证了该离散控制器的有效性,对系统外干扰和内部参数摄动都具有良好的鲁棒性能.

1 刚体航天器姿态控制仿射模型

设航天器的姿态参考基准为轨道坐标系 O,其定义如下,原点位于航天器质心,OX_O 为横向,OZ_O 指向地心,OY_O 则指向轨道法向,并与轨道角速度反向.假定航天器姿态不受轨道影响,则刚体航天器运动学方程可表示为

$$\boldsymbol{\omega}_{bo}=\begin{bmatrix}\dot\gamma\\ \dot\theta\\ \dot\psi\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}\cos\theta & 0 & \sin\theta\\ 0 & 1 & 0\\ -\sin\theta\cos\gamma & \sin\gamma & \cos\theta\cos\gamma\end{bmatrix}\cdot\left(\begin{bmatrix}\omega_{ix}\\ \omega_{iy}\\ \omega_{iz}\end{bmatrix}-C_o^b\begin{bmatrix}0\\ -\omega_o\\ 0\end{bmatrix}\right).$$

式中:$[\gamma,\theta,\psi]^{\mathrm T}$ 为航天器相对于轨道坐标系 O 的姿态角;$\boldsymbol{\omega}_i=[\omega_{ix},\omega_{iy},\omega_{iz}]^{\mathrm T}$ 为体系 B 相对于惯性坐标系 $\boldsymbol{I}$ 且表示在 B 上的姿态角速度矢量;ω_o 为轨道角速度;$\boldsymbol{C}_o^b$ 为轨道系 O 到体系 B 的转换矩阵.

刚体航天器的动力学方程为

$$\boldsymbol{J}\dot{\boldsymbol{\omega}}_i+\tilde{\boldsymbol{\omega}}_i\boldsymbol{J}\boldsymbol{\omega}_i=\boldsymbol{T}_c+\boldsymbol{T}_g+\boldsymbol{d}.$$

其中:$\boldsymbol{J}\in\mathbf{R}^{3\times3}$ 为航天器的对阵正定转动惯量矩阵;$\tilde{\boldsymbol{\omega}}_i$ 表示矢量 $\boldsymbol{\omega}_i$ 的斜对称矩阵;$\boldsymbol{T}_c=\boldsymbol{T}_e+\boldsymbol{T}_p$ 为三轴控制力矩矢量,由航天器喷管控制力对质心的分力矩及发动机摆角控制力矩组成,其具体形式为

$$\begin{cases}T_{\gamma e}=P_{\gamma13}(l_{\psi+}-l_{\psi-})(1+K_{\gamma13})+P_{\gamma24}(l_{\theta+}-\\ \qquad l_{\theta-})(1+K_{\gamma24}),\\ T_{\theta e}=P_\theta(l_{\theta+}+l_{\theta-}-2z_c)(1+K_\theta)-P_\psi z_c(1+K_\psi),\\ T_{\psi e}=-P_\psi(l_{\psi+}+l_{\psi-}-2y_c)(1+K_\psi)+P_\theta y_c(1+K_\theta).\end{cases}$$

$$\begin{cases}T_{\gamma p}=P\delta_1 z_c+P\delta_2 y_c,\\ T_{\theta p}=-Pz_c-P\delta_2 x_c,\\ T_{\psi p}=Py_c-P\delta_1 x_c.\end{cases}$$

$\boldsymbol{d}=[d_x,d_y,d_z]^{\mathrm T}$ 为不可建模随机干扰力矩;$\boldsymbol{T}_g$ 为空间环境引力梯度干扰力矩:

$$\begin{cases}T_{\gamma g}=-3\omega_o^2[(J_y-J_z)\gamma+J_{yz}-J_{xy}\theta],\\ T_{\theta g}=-3\omega_o^2[(J_x-J_z)\theta+J_{xz}-J_{xy}\gamma],\\ T_{\psi g}=-3\omega_o^2[J_{yz}\theta+J_{xy}\gamma].\end{cases}$$

以上各式中,P 为主发动机推力;$P_{\gamma13}$、$P_{\gamma24}$、P_θ 及 P_ψ 为辅助姿控喷管推力;x_c、y_c 及 z_c 为航天器质心位置;l_i 为推力偏心距;K_i 为标定系数;δ_1、δ_2 为发动机摆角.

为方便仿射模型推导,设姿态角均为小量,如 $\sin\gamma\approx\gamma$、$\cos\gamma\approx1$,同时忽略二阶小量;设体系 B 为航天器主轴系,则忽略惯性积.认为系统的不确定性可用参数不确定性和外部干扰表示,则可建立如下姿态控制仿射模型:

$$\begin{cases}\dot{\boldsymbol{x}}=\hat{\boldsymbol{f}}(x)+\Delta\boldsymbol{f}(x)+[\hat{\boldsymbol{G}}(\boldsymbol{x})+\Delta\boldsymbol{G}(\boldsymbol{x})]\boldsymbol{u}+\tilde{\boldsymbol{d}},\\ \boldsymbol{y}=\boldsymbol{h}(\boldsymbol{x}).\end{cases}\tag{1}$$

式中:状态量 $\boldsymbol{x}=[\gamma,\theta,\psi,\omega_{ix},\omega_{iz},\omega_{iy}]^{\mathrm T}$,控制输入 $\boldsymbol{u}=[P_{\gamma13},P_{\gamma24},P_\theta,P_\psi,\delta_1,\delta_2]^{\mathrm T}$,参考输出 $\boldsymbol{y}=[\gamma_r,\theta_r,\psi_r]^{\mathrm T}$.$\tilde{\boldsymbol{d}}=\boldsymbol{T}_g+\boldsymbol{d}$ 为采用简化模型时的外部合干扰项.$\Delta\boldsymbol{f}(x)$ 与 $\Delta\boldsymbol{G}(\boldsymbol{x})=[\Delta g_1,\Delta g_2,\cdots,\Delta g_m]$,$\Delta\boldsymbol{g}(x)=\boldsymbol{g}(\boldsymbol{x})-\hat{\boldsymbol{g}}(\boldsymbol{x})$ 分别表示建模不确定项和参数摄动项,估计函数向量 $\hat{\boldsymbol{f}}(\boldsymbol{x})$、估计增益矩阵 $\hat{\boldsymbol{G}}(\boldsymbol{x})$、$\Delta\boldsymbol{f}(\boldsymbol{x})$ 及 $\Delta\boldsymbol{G}(\boldsymbol{x})$ 具体形式为

$$\hat{\boldsymbol{f}}(\boldsymbol{x})=\begin{bmatrix}\hat f_\gamma\\ \hat f_\theta\\ \hat f_\psi\\ \hat f_{\omega_{ix}}\\ \hat f_{\omega_{iz}}\\ \hat f_{\omega_{iy}}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}\omega_{ix}+\theta\omega_{iz}+(\psi-\theta\gamma)\omega_o\\ \omega_{iy}+\omega_o\\ -\theta\omega_{ix}+\gamma\omega_{iy}+\omega_{iz}-\theta\psi\omega_o\\ (J_z-J_y)\omega_{iz}\omega_{iy}/J_x\\ (J_y-J_x)\omega_{iy}\omega_{ix}/J_z-Pz_c\\ (J_x-J_z)\omega_{ix}\omega_{iz}/J_y+Py_c\end{bmatrix},$$

$$\hat{\boldsymbol{G}}(\boldsymbol{x})=\begin{bmatrix}0&0&0&0&0&0\\0&0&0&0&0&0\\0&0&0&0&0&0\\(l_{\psi+}-l_{\psi-})&(l_{\theta+}-l_{\theta-})&0&0&Pz_c&Py_c\\0&0&(l_{\theta+}+l_{\theta-}-2z_c)&-z_c&0&-Px_c\\0&0&(l_{\psi+}+l_{\psi-}-2y_c)&y_c&-Px_c&0\end{bmatrix},$$

$$\Delta\boldsymbol{f}(\boldsymbol{x})=\begin{bmatrix}0\\0\\0\\\dfrac{-\Delta J_x\omega_{ix}+(\Delta J_z-\Delta J_y)\omega_{iz}\omega_{iy}}{J_x}\\\dfrac{-\Delta J_z\omega_{iz}+(\Delta J_y-\Delta J_x)\omega_{iy}\omega_{ix}}{J_z}\\\dfrac{-\Delta J_y\omega_{iy}+(\Delta J_x-\Delta J_z)\omega_{ix}\omega_{iz}}{J_y}\end{bmatrix},$$

$$\Delta\boldsymbol{G}(\boldsymbol{x})=\begin{bmatrix}0&0&0&0&0&0\\0&0&0&0&0&0\\0&0&0&0&0&0\\K_{\gamma13}(l_{\psi+}-l_{\psi-})&K_{\gamma24}(l_{\theta+}-l_{\theta-})&0&0&0&0\\0&0&K_\theta(l_{\theta+}+l_{\theta-}-2z_c)&-K_\psi z_c&0&0\\0&0&K_\psi(l_{\psi+}+l_{\psi-}-2y_c)&K_\theta y_c&0&0\end{bmatrix}.$$

2　航天器离散滑模姿态跟踪控制器设计

2.1　基于精确反馈线性化的解耦控制

为推导航天器姿态跟踪滑模控制律,需对仿射模型进行反馈线性化处理,利用微分几何方法对非线性系统的状态空间进行描述.

针对式(1)所示的 m 维输入、m 维输出仿射非线性系统模型,若对于每个输出 y_i,该系统具有相对阶向量 $\boldsymbol{\rho}=[\rho_1,\rho_2,\cdots,\rho_m]^{\mathrm{T}}$ 以及 lie 导数向量 $L_f^{\rho}\boldsymbol{h}(\boldsymbol{x})=[L_f^{\rho_1}h_1,\cdots,L_f^{\rho_m}h_m]^{\mathrm{T}}$,使其满足:

1) $L_{\Delta f}^k h_i=0,\ L_{\Delta g_j}^k h_i=0\ (0<k<\rho_i-1;i,j=1,2,\cdots,m)$;

2) 系统状态有界: $\|\Delta\boldsymbol{f}\|\leqslant f_M,\ \|\Delta g_i\|\leqslant g_{iM}(i=1,2,\cdots,m)$.

则可采用微分几何方法使系统(1)等价于

$$\boldsymbol{y}^{(\rho)}=L_{\hat{f}}^{\rho}\boldsymbol{h}(\boldsymbol{x})+L_{\Delta f}L_{\hat{f}}^{\rho-1}\boldsymbol{h}(\boldsymbol{x})+[\hat{\boldsymbol{E}}(\boldsymbol{x})+\Delta\boldsymbol{E}(\boldsymbol{x})]\boldsymbol{u}+L_dL_{\hat{f}}^{\rho-1}\boldsymbol{h}.$$

同时假设等效干扰 $\tilde{\boldsymbol{d}}=[\tilde{d}_1,\tilde{d}_2,\cdots,\tilde{d}_m]^{\mathrm{T}}$ 满足有界条件 $\|\tilde{\boldsymbol{d}}\|\leqslant D$,则可通过非线性输入变换得到系统的反馈解耦控制律

$$\boldsymbol{u}=\boldsymbol{E}(\boldsymbol{x})^{-1}[\boldsymbol{v}-L_f^{\rho}\boldsymbol{h}(\boldsymbol{x})].\qquad(2)$$

进而可将式(1)转化为 m 个简单的线性动态方程

$$y_i^{(\rho_i)}=v_i,\quad(i=1,2,\cdots,m).\qquad(3)$$

式(3)表明,虚拟输入控制向量 $\boldsymbol{v}=[v_1,\cdots,v_m]^{\mathrm{T}}$ 是仅作用在输出上的.

采用上述反馈线性化方法,可得系统(1)的如下 Lyapunov 微分系数向量:

$$L_{\hat{f}}\boldsymbol{h}=\frac{\partial\boldsymbol{h}}{\partial\boldsymbol{x}}\hat{\boldsymbol{f}}(\boldsymbol{x})=\left[\hat{f}_\gamma,\ \hat{f}_\theta,\ \hat{f}_\psi\right]^{\mathrm{T}}.$$

非线性解耦矩阵:

$$\boldsymbol{E}(\boldsymbol{x})=\frac{\partial(L_{\hat{f}}\boldsymbol{h})}{\partial\boldsymbol{x}}\hat{\boldsymbol{G}}(\boldsymbol{x})=\begin{bmatrix}E_{11}&E_{12}&E_{13}&E_{14}&E_{15}&E_{16}\\0&0&E_{23}&E_{24}&E_{25}&0\\E_{31}&E_{32}&E_{33}&E_{34}&E_{35}&E_{36}\end{bmatrix}.$$

其中:

$$\begin{cases}E_{11}=l_{\psi+}-l_{\psi-},\\E_{12}=l_{\theta+}-l_{\theta-},\\E_{13}=\theta(l_{\theta+}+l_{\theta-}-2z_c),\\E_{14}=-\theta z_c,\\E_{15}=Pz_c,\\E_{16}=Py_c-\theta Px_c.\end{cases}$$

$$\begin{cases}E_{23}=l_{\psi+}+l_{\psi-}-2y_c,\\E_{24}=y_c,\\E_{25}=-Px_c.\end{cases}$$

$$\begin{cases}E_{31}=-\theta(l_{\psi+}-l_{\psi-}),\\E_{32}=-\theta(l_{\theta+}-l_{\theta-}),\\E_{33}=(l_{\theta+}+l_{\theta-}-2z_c)+\gamma(l_{\psi+}+l_{\psi-}-2y_c),\\E_{34}=-z_c+\gamma y_c,\\E_{35}=-\theta Pz_c-\gamma Px_c,\\E_{36}=-\theta Py_c-Px_c.\end{cases}$$

$$\frac{\partial(L_f\boldsymbol{h})}{\partial\boldsymbol{x}}=\begin{bmatrix}-\theta\omega_o & \omega_{iz}-\gamma\omega_o & \omega_o & 1 & \theta & 0\\0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1\\\omega_{iy} & -\omega_{ix}-\psi\omega_o & -\theta\omega_o & -\theta & 1 & \gamma\end{bmatrix}.$$

易知，在暂不考虑模型不确定扰动项的情况下，通过反馈线性化方法可将系统解耦为 3 个独立子系统进行控制.

2.2　基于饱和型趋近律的离散滑模姿态控制器设计

直接对非线性仿射模型形式的姿态控制系统进行精确离散化比较困难，为便于设计离散滑模姿态控制器，本文考虑对已得到的线性动态方程式(3)进行精确离散化处理.则离散处理后的系统的输出跟踪指令可表示为

$$\boldsymbol{z}_i=[y_i,\dot{y}_i]^{\mathrm{T}}(y_1=\gamma_r,\ y_2=\theta_r,\ y_3=\psi_r).$$

则原姿态控制系统(1)的各解耦子系统的离散化线性表示即为

$$\boldsymbol{z}_i(k+1)=\boldsymbol{A}_d\boldsymbol{z}_i(k)+\boldsymbol{B}_d(v_i(k)+\tilde{d}_i(k)).\quad(4)$$

式中 $\boldsymbol{A}_d$、$\boldsymbol{B}_d$ 为任意相邻采样周期$[kT,(k+1)T]$间的离散化状态转移矩阵及增益矩阵，其具体形式：

$$\boldsymbol{A}_d\approx\begin{bmatrix}1 & T & 0\\0 & 1 & T\\0 & 0 & 1\end{bmatrix},\quad\boldsymbol{B}_d\approx\begin{bmatrix}0\\0\\T\end{bmatrix}.$$

式(4)中的模型不确定扰动项 $\tilde{d}_i(k)$ 可归纳表示为

$$\tilde{d}_i(k)=L_{\Delta f}L_{\hat{f}}h_i+L_{\Delta g_i}L_fh_iu_i+d_i(k),\ (i=1,2,3).$$

具体而言，$L_{\Delta f}L_{\hat{f}}h_i+L_{\Delta g_i}L_fh_iu_i$ 为采用反馈线性化方法时模型参数不准确导致的参数化不确定项，其形式为

$$L_{\Delta f}L_{\hat{f}}h_1=(-\Delta J_x\dot{\omega}_{ix}+(\Delta J_z-\Delta J_y)\omega_{iz}\omega_{iy})/J_x+\theta(-\Delta J_z\dot{\omega}_{iz}+(\Delta J_y-\Delta J_x)\omega_{iy}\omega_{ix})/J_z,$$

$$L_{\Delta f}L_{\hat{f}}h_2=(-\Delta J_y\dot{\omega}_{iy}+(\Delta J_x-\Delta J_z)\omega_{ix}\omega_{iz})/J_y,$$

$$L_{\Delta f}L_{f}h_3=-\theta(-\Delta J_x\dot{\omega}_{ix}+(\Delta J_z-\Delta J_y)\omega_{iz}\omega_{iy})/J_x+(-\Delta J_z\dot{\omega}_{iz}+(\Delta J_y-\Delta J_x)\omega_{iy}\omega_{ix})/J_z+\gamma(-\Delta J_y\dot{\omega}_{iy}+(\Delta J_x-\Delta J_z)\omega_{ix}\omega_{iz})/J_y,$$

$$L_{\Delta g_1}L_fh_1u_1=P_{\gamma13}K_{\gamma13}(l_{\psi+}-l_{\psi-})+K_{\gamma24}(l_{\theta+}-l_{\theta-})+\theta[P_\theta K_\theta(l_{\theta+}+l_{\theta-}-2z_c)-P_\psi K_\psi z_c],$$

$$L_{\Delta g_2}L_fh_2u_2=P_\theta K_\psi(l_{\psi+}+l_{\psi-}-2y_c)+P_\psi K_\theta y_c,$$

$$L_{\Delta g_3}L_fh_3u_3=-\theta[P_{\gamma13}K_{\gamma13}(l_{\psi+}-l_{\psi-})+K_{\gamma24}(l_{\theta+}-l_{\theta-})]+P_\theta K_\theta(l_{\theta+}+l_{\theta-}-2z_c)-P_\psi K_\psi z_c+\gamma[P_\theta K_\psi(l_{\psi+}+l_{\psi-}-2y_c)+P_\psi K_\theta y_c].$$

为使公式表示清晰，以上各状态量及控制量离散采样值均省略了 $*(k)$ 的书写格式.

滑模控制完全依靠控制律中的不连续切换项来保证系统的鲁棒性能，切换项的大小取决于模型不确定的界.设 $\lambda>0$，$\boldsymbol{C}=[\lambda,1]$，结合非线性离散状态方程(4)，定义如下线性切换函数：

$$s_i(k)=\boldsymbol{C}_i\tilde{z}_i(k).\quad(5)$$

式中 $\boldsymbol{z}_{ic}(k)$ 为 kT 时刻的输出指令.

选取离散化指数趋近律为

$$s(k+1)-s(k)=-qTs(k)-\varepsilon T\mathrm{sgn}(s(k)).\quad(6)$$

式中 ε 为切换增益，q 为趋近律系数，均为正实数，并满足 $1-qT>0$.

综合式(4)~(6)，可得离散滑模虚拟控制律为

$$v_i(k)=(\boldsymbol{C}_i\boldsymbol{B}_d)^{-1}\{\boldsymbol{C}_i\boldsymbol{z}_{ic}(k+1)-\boldsymbol{C}_i\boldsymbol{A}_d\boldsymbol{z}_i(k)+(1-q_iT)s_i(k)-\varepsilon_iT\mathrm{sgn}(s_i(k))\}.\quad(7)$$

式中子系统切换增益应设置为 $\boldsymbol{\varepsilon}_i\geqslant D_i+\boldsymbol{\eta}_i$，$(\boldsymbol{\eta}_i>0)$.

在式(7)的作用下，$(k+1)T$ 时刻仅考虑外部扰动的切换函数

$$s_i(k+1)=\boldsymbol{C}_i\tilde{\boldsymbol{z}}_i(k+1)=(1-q_iT)s_i(k)+\tilde{d}_i(k)-\varepsilon_iT\mathrm{sgn}(s_i(k)).\quad(8)$$

易证明，闭环姿态控制系统将收敛到准滑动模态区域 $S_i^{\Delta_d}=\{z_i(k)\,\big|\,|s_i(k)|<\Delta_d\}$，切换边界层宽度 $\Delta_d=(\varepsilon_i+D_i)T/(2-q_iT)$，即表现出对外界干扰的不变性[11].若此时模型的扰动界 D_i 越大，采样周期 T 越长，则姿控系统的抖振越强，跟踪误差也越大.

为对抖振加以抑制，采用边界约束正则化方法[11]，以饱和函数 sat($*$) 替代式(7)中的符号函数 sgn($*$)，则式(5)可进一步改写为

$$v_i(k)=(\boldsymbol{C}_i\boldsymbol{B}_d)^{-1}\{\boldsymbol{C}_iz_{ic}(k+1)-\boldsymbol{C}_i\boldsymbol{A}_dz_i(k)+(1-q_iT)s_i(k)-\boldsymbol{\varepsilon}_iT\mathrm{sat}(s_i(k)/\boldsymbol{\mu}\}.\quad(9)$$

结合式(2)与(9)，可得各通道的离散滑模舵偏控制律为

$$\boldsymbol{u}(k)=\boldsymbol{E}(\boldsymbol{x}(k))^{-1}[\boldsymbol{v}(k)-L_f^2\boldsymbol{h}(\boldsymbol{x}(k))].\quad(10)$$

为使离散滑模姿态控制器所跟踪的输出参考指令更接近实际情况，在系统状态进入滑动模态后，应利用相邻采样时刻间的输出指令均值代替 kT 时刻的输出参考指令 $z_r(k)$.

3 离散滑模姿态控制器性能仿真与分析

为验证该离散滑模姿控系统的控制性能,选取如下航天器结构及状态参数:

轨道速度 $\omega_0 = 0.001\ 055\ \mathrm{rad/s}$;主发动机推力 $P = 3\ 500\ \mathrm{N}$;辅助姿控喷管推力均为 $P = 30\ \mathrm{N}$,为实现姿态微调,其最短持续时间 0.2 s,作用时间不确定;航天器转动惯量及质心位置标称值列于表 1;标定系数为满足 $|K_i| \leqslant 0.1$ 的随机数.

表 1 航天器转动惯量及质心位置标称值

$J_x/(\mathrm{kg\cdot m^2})$	$J_y/(\mathrm{kg\cdot m^2})$	$J_z/(\mathrm{kg\cdot m^2})$	x_c/m	y_c/m	z_c/m
4 783.7	10 397.2	10 402.5	1.523	0.001	0.003

参考输出量初始值 $\gamma = 3°$、$\theta = 5°$、$\psi = -3°$;期望姿态角 $\gamma_r = 0°$、$\theta_r = 1.5°$、$\psi_r = 0°$;初始角速度 $\boldsymbol{\omega}_i = [0,\ \ 0,\ \ 0]^{\mathrm{T}}(°/s)$;发动机初始摆角 $\delta_1 = \delta_2 = 0°$.在仿真中考虑发动机喷管摆动的动力学延迟,并假设其一阶等效模型的阻尼系数 $\xi = 0.7$.

随机干扰力矩假设为

$$\boldsymbol{d} = \begin{bmatrix} 1 + \sin(\pi t/100) + \sin(\pi t/200) \\ 1 + \sin(\pi t/120) + \sin(\pi t/240) \\ 1 + \cos(\pi t/150) + \cos(\pi t/300) \end{bmatrix} \times 10^{-3}\ \mathrm{N\cdot m}.$$

转动惯量不确定部分上限 $\Delta\boldsymbol{J} \leqslant 0.15\boldsymbol{J}$.

仿真中各控制参数设置为滑模面增益 $\lambda_1 = 5.5$、$\lambda_2 = 7.2$、$\lambda_3 = 6.5$;切换增益 $\varepsilon_1 = 0.2$、$\varepsilon_2 = \varepsilon_3 = 0.35$,$\eta_i = 0.1$;趋近律系数 $q_i = 5$;边界层厚度 $\mu = 0.05$;外界不确定干扰上界 $D_1 = 0.05$、$D_2 = 0.065$、$D_3 = 0.08$. 由式(7)~(10)可知,在以上控制参数确定的情况下,采样周期 T 将影响控制系统的动态跟踪性能.仿真结果见图 1~13.图 1~3 所示为不同采样周期情况下分别对姿态角指令的跟踪响应对比曲线.从指令跟踪效果上看,采样周期越大,采样时间间隔内的运动状态受到参数摄动的影响越明显,因而姿态角跟踪精度就越差.而且,采样周期较大时控制量的不连贯性也会影响对指令响应的快速性,甚至产生一定的超调量.三通道角速率状态响应对比曲线如图 4~5 所示,因离散滑模控制只能产生准滑动模态,故随着采样周期 T 的增大,切换带宽度也会相应增大,进而会引起系统参数的抖振,即姿态角速度在 T 较大的情况下变化较剧烈,不利于控制精度的保证.

图 6~8 为不同采样周期下,辅助推力及推力摆角的对比曲线,图中正数表示脉冲力为顺时针作用方向(从航天器尾部或上部方向看).可看出,在切换增益相同的情况下,离散控制器输出的控制指令受采样周期影响,较大的采样周期使得系统控制性能的快速性变差,存在一定的控制滞后现象.

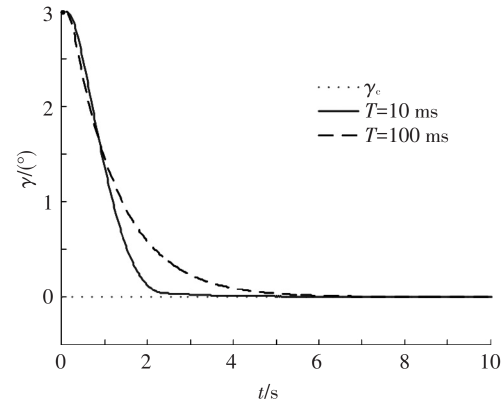

图 1 滚转角指令跟踪响应

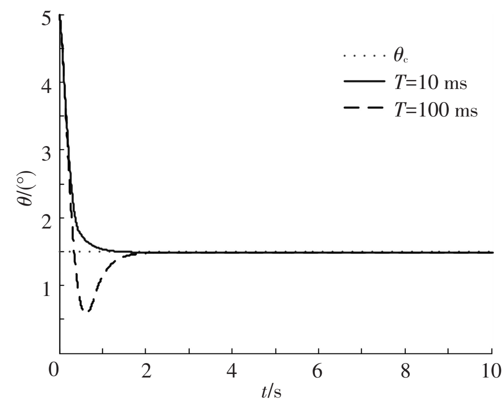

图 2 俯仰角指令跟踪响应

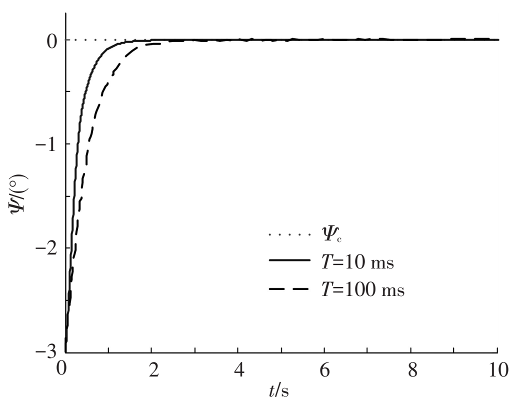

图 3 偏航角指令响应对比曲线

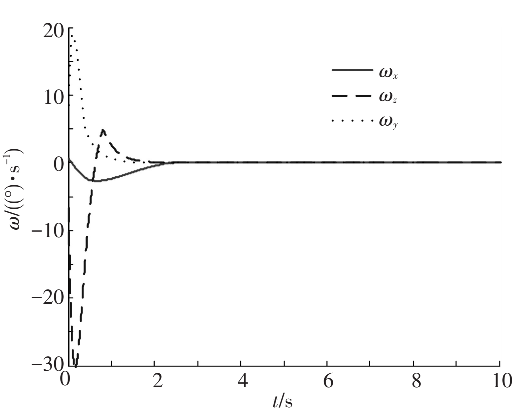

图 4 角速率状态响应曲线(10 ms)

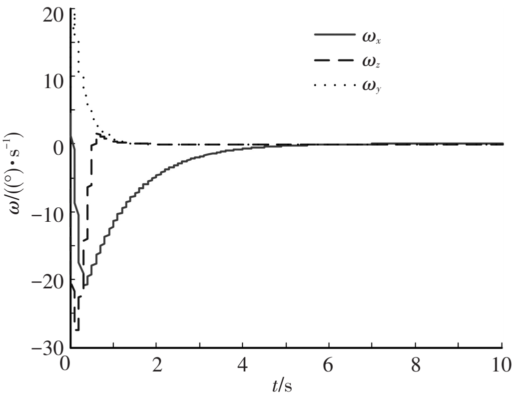

图 5　角速率状态响应曲线(100 ms)

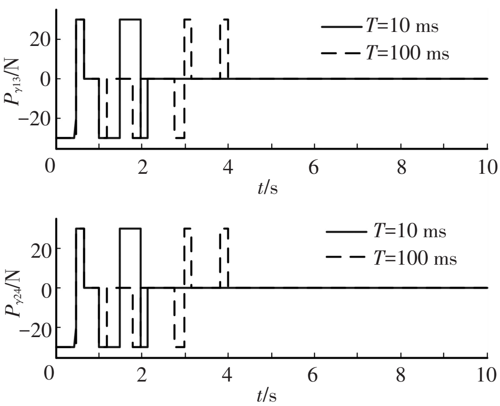

图 6　辅助姿控推力曲线 1

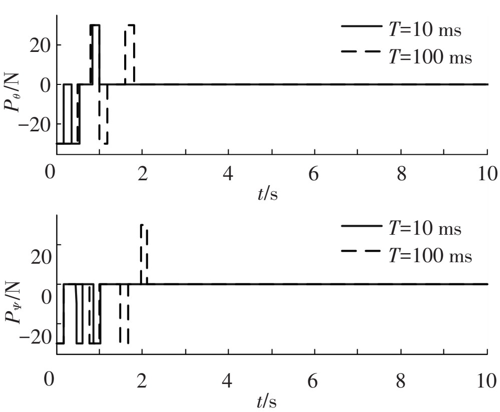

图 7　辅助姿控推力曲线 2

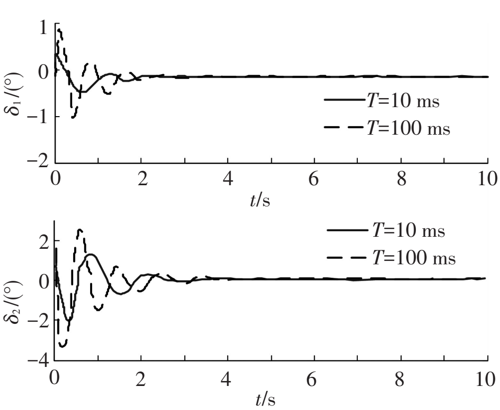

图 8　发动机摆角曲线

图 9~13 分别为不同采样周期下各通道滑模面切换函数与相轨迹对比曲线，较小的采样周期 T 会使切换函数曲线具有较好的收敛性，进而可保证指令跟踪的精确性要求.反之，T 越大，离散时间状态的运动从初始状态出发到达切换面的时间越长，模态收敛速度就越慢，在带中运动时反复超越理想滑模面的次数就越多，这便对离散系统的指令跟踪造成了一定程度的精度损失.可见，采样周期是影响离散滑模控制跟踪性能的主要因素，在实际硬件系统性能允许的范围内，为提高控制器的跟踪精度，应尽可能地减小系统采样周期.

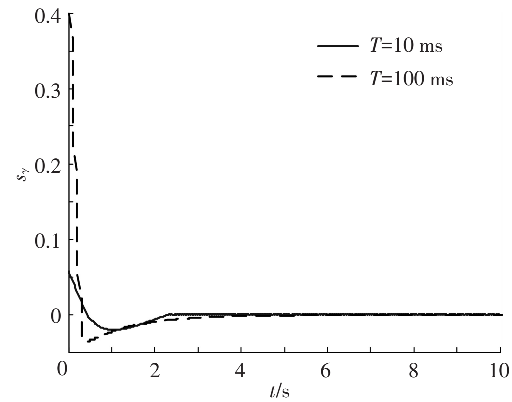

图 9　滚转通道切换函数对比曲线

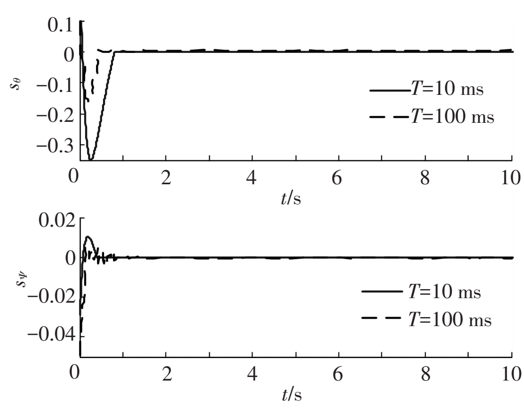

图 10　偏航、俯仰通道切换函数对比曲线

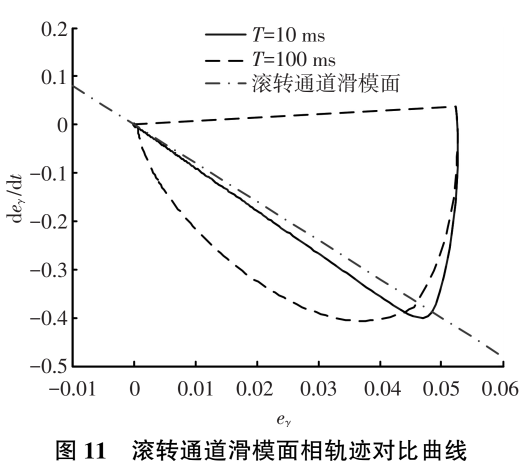

图 11　滚转通道滑模面相轨迹对比曲线

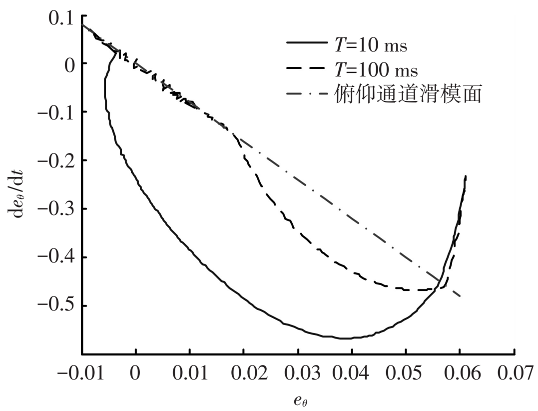

图 12　俯仰通道滑模面相轨迹对比曲线

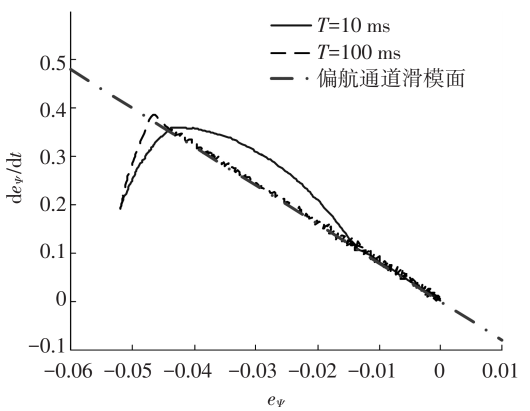

图 13　偏航通道滑模面相轨迹对比曲线

4　结　语

本文研究了三轴稳定刚体航天器姿态控制器的离散滑模设计方法,建立了姿控仿射模型,通过引入反馈线性化理论将原非线性耦合系统进行解耦,并对新的解耦系统模型进行离散化处理.将转动惯量及分力矩偏差引起的摄动项作为模型不确定扰动,结合离散滑模控制原理设计了离散滑模姿态控制律.通过对比仿真分析,验证了该系统对指令跟踪的鲁棒性能,实现了各通道的解耦控制.

参考文献

[1] LI C, MA G, SONG B. Spacecraft attitude tracking control based on nonlinear H_∞ control [C]//Proceeding of 1st International Symposium on Systems and Control in Aerospace and Astronautics. Harbin:[s.n.], 2006: 395-399.

[2] 唐超颖, 沈春林, 逆系统方法在航天器姿态控制系统中的应用 [J]. 航天控制, 2003, 12(6): 32-36.

[3] 马红雨, 苏剑波, 刘成刚. 基于耦合自抗扰控制器的无标定手眼协调 [J]. 系统工程与电子技术, 2003, 25(11): 1385-1388.

[4] EI GOHARY A. Optimal control of a rigid spacecraft programmed motion without angular celocity measurements [J]. European Journal of Mechanics, 2006, 25: 854-866.

[5] LUO W C, CHU Y C, LING K V. H_∞ inverse optimal attitude-tracking control of rigid spacecraft [J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2005, 28(3): 481-493.

[6] CRASSIDIS J L, MARKLEY F L. Sliding mode control using modified Rodrigues parameters [J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 1996, 19(6): 1381-1383.

[7] VADALI S R. Variable-structure control of spacecraft large angle maneuver [J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 1986, 9(3): 235-239.

[8] 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.

[9] 王冬霞, 贾英宏, 金磊, 等. 欠驱动航天器姿态稳定的分层滑模控制器设计 [J]. 宇航学报, 2013, 34(1): 17-24.

[10] JIN Y Q, LIU X D, QIU W H. Time-varying sliding mode controls in rigid spacecraft attitude tracking [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2008, 21(3): 352-360.

[11] 杨荣军, 王良明, 陈世业. 远程制导炮弹非线性离散滑模控制器设计 [J]. 南京理工大学学报, 2012, 36(1): 137-141.

(**编辑**　张　宏)