

挠性航天器姿态机动的变结构主动振动抑制

胡庆雷¹, 刘亚秋², 马广富¹

(1. 哈尔滨工业大学 航天学院, 黑龙江 哈尔滨 150001;

2. 东北林业大学 信息与计算机工程学院, 黑龙江 哈尔滨 150040)

摘要: 针对挠性航天器大角度姿态机动的振动抑制问题, 提出了一种双回路鲁棒主动振动控制方法. 首先, 对高低阶振动模态设计正位置反馈补偿器, 增加挠性模态的阻尼, 使其振动能够快速衰减; 然后, 基于变结构输出反馈控制理论, 给出控制器的设计方法. 最后, 将该方法应用于挠性航天器姿态机动控制, 仿真结果表明, 所提出的方法是可行而有效的.

关键词: 挠性航天器; 变结构输出反馈控制; 姿态机动; 不匹配不确定性

中图分类号: V448.2 **文献标识码:** A

Active vibration suppression in flexible spacecraft with mismatched uncertainty via variable structure control

HU Qing-lei¹, LIU Ya-qiu², MA Guang-fu¹

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

2. School of Electromechanical Engineering, Northeast Forestry University, Harbin Heilongjiang 150040, China)

Abstract: This investigation is to apply the variable structure output feedback control (VSOFC) and distributed piezo-electric sensor/actuator technology to a large-angle rotational maneuver and vibration control of a flexible spacecraft. Two separate control loops are adopted to satisfy the pointing requirements and simultaneously suppress vibrations. We use the piezoceramics as sensors and actuators to actively suppress certain flexible modes in designing a positive position feedback (PPF) compensator that adds damping to the flexible structures in certain critical modes of the inner feedback loop. Then, a second feedback loop is designed using the variable structure techniques, using only output information, to slew the spacecraft. Compared with conventional methods, the proposed scheme guarantees closed-loop system stability, and yields good performance and robustness in the presence of parametric uncertainties and external disturbance. Simulation results for the spacecraft model show precise trajectory control and vibration suppression.

Key words: vibration suppression; variable structure output feedback control (VSOFC); flexible spacecraft; attitude maneuver; mismatched uncertainty; positive position feedback (PPF)

1 引言(Introduction)

现代的航天器通常带有诸如大型太阳帆板或其它轻型结构的挠性附件. 在这类航天器的飞行过程中, 为完成指定的任务, 常常要求航天器进行快速大角度姿态机动, 并且姿态控制具有高精度、高稳定度. 在此过程中, 航天器中心刚体和挠性附件之间存在着强烈的刚挠耦合, 会导致结构的持续振动. 附件的振动进而影响航天器的运动和控制. 而传统的被动振动控制难以满足要求, 因此, 寻求一种主动振动抑制方法对空间挠性结构进行振动主动控制显得尤为重要.

近年来, 由于新型材料的不断涌现, 采用智能

材料、智能结构进行振动主动控制的研究逐渐升温^[1~5]. 在基于智能材料的控制方法方面, 提出了常增益负速度反馈控制^[1]、独立模态控制^[2]以及正位置反馈^[3~5]控制, 其中PPF控制策略是作为一种鲁棒控制方法被提出的, 近年来被广泛地应用到智能材料的振动控制中, 简单方便, 且对于一个特定的模态, 可以大幅度地提高模态的阻尼, 而不会引起系统的高频的“溢出”问题, 对模态频率的变化也具有很好的鲁棒性. 然而, 由于传统的正位置反馈补偿器增益矩阵的设计是通过试凑的方法, 对经验有很大的依赖性, 使得系统的设计具有很大的盲目性, 因此无法保证所得的结果是最优的.

另一方面,考虑到挠性航天器本身存在着参数的结构等不确定性因素并受到各种外部扰动的作用,需要其姿态控制系统具有强鲁棒性. 变结构控制由于具有良好的鲁棒性和处理非线性问题的一些独到优点,如当系统进入滑动模态后具有对参数变化和外部扰动不敏感的特性,在航天器的控制上得到了广泛的应用^[6,7]. 文献[8~13]提出了一种输出反馈滑模控制方法,仅利用输出信息并通过输出反馈来设计滑动平面,无需全状态可测. 但在这些文献中,大多数情况仅考虑了系统的匹配不确定性. 由于变结构控制器本身不能克服系统中非匹配不确定性,因而仅考虑匹配不确定性的变结构控制的设计是不够的. 随着鲁棒控制技术的发展,将滑模控制推广到不匹配不确定系统的控制律设计,引起了广泛的关注^[14],并在这方面的研究也取得了一些有益结论.

针对上述问题,本文提出了将变结构输出反馈控制与基于压电智能元件的振动控制技术相结合的主动振动抑制方法,其原理如图1所示. 其中内回路采用压电智能元件作为作动器和敏感器,对各低阶振动模态设计正位置反馈补偿器,增加挠性模态的阻尼,使其振动能够快速衰减;并且给出了最优正位置反馈补偿器的设计方法,避免了因“无章可循”而带来的“试凑”过程,大大减少了控制系统设计的盲目性. 而对于姿态控制回路控制器的设计,考虑挠性结构模态不可测、模型存在不匹配不确定性以及外干扰力矩的作用,仅利用输出信息,设计变结构输出反馈控制器使所得闭环系统具有良好的动态特性和较强的鲁棒性,能够有效地克服各种非匹配不确定性因素和外界干扰的影响. 最后,将该方法应用于单轴挠性航天器的大角度rest-to-rest(静止到静止)姿态机动控制进行了仿真研究,结果表明,本文所提出的方法是可行而有效的.

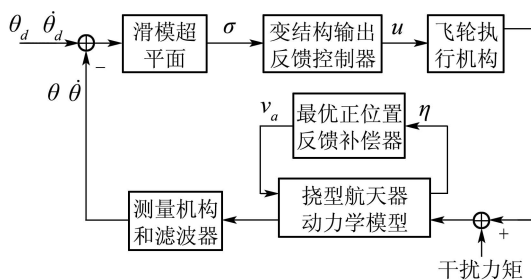


图1 挠性航天器振动抑制原理框图

Fig. 1 Block diagram of control system for flexible spacecraft vibration reduction

2 挠性航天器的动力学模型(Flexible spacecraft modeling)

考虑图2所示的近似带有挠性附件的航天器模型,它由半径为 b 的中心刚体和均匀悬臂梁式挠性附件构成(挠性梁为对称分布,图1仅给出其示意图,

在以后的动力学分析中考虑其对称分布),为了有效抑制挠性机构的振动,悬臂梁上粘贴有压电智能元件PZT. 图中 OXY 和 oxy 分别为惯性坐标系和本体坐标系, ox 与为变形的挠性附件的轴线重合,其原点位于挠性附件与中心刚体的连接处,用于描述坐标系间相对转动关系的是姿态角 $\theta(t)$.

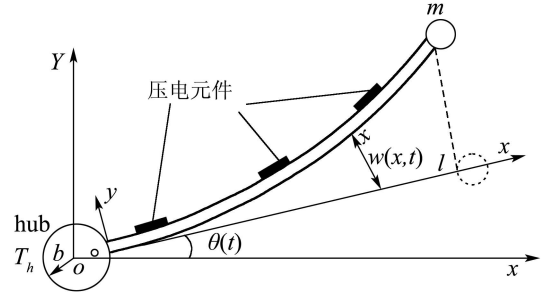


图2 带有压电元件的挠性航天器的结构示意图

Fig. 2 Model of spacecraft with flexible appendages with bonded piezoelectric material

为了简化推导含有压电元件的挠性航天器的动力学模型,作如下假设:

- 1) 梁模型假设为欧拉-伯努利梁,相对于 oxy 坐标系的挠性附件的变形定义为,这样可仅考虑横向弯曲振动而忽略纵向运动;
- 2) PZT元件理想贴在梁上,具有相同的尺寸,且各向同性且单轴极性;
- 3) 忽略重力作用以简化动力学模型;
- 4) 考虑到实际挠性附件的阻尼很小,在建模中忽略了阻尼项.

本文利用Hamilton原理推导挠性航天器的数学模型,利用文献[5]中的结果,直接给出附件表面粘贴有压电智能元件PZT的挠性航天器线性化的运动方程及压电元件的检测方程和作动方程(简称压电方程).

$$J\ddot{\theta} + F^T\ddot{\eta} = T_h, \quad (1)$$

$$\ddot{\eta} + C_d\dot{\eta} + \Lambda\eta + F\ddot{\theta} = B_a\nu_a, \quad (2)$$

$$\nu_s = B_s\eta, \quad (3)$$

式中参数的定义同文献[5].

3 控制策略(Control strategies)

3.1 最优正位置反馈补偿器设计(Optimal positive position feedback compensator design)

当完成姿态机动时,考虑到姿态角速度和其加速度将趋于零,也即当 $t \rightarrow \infty$ 时, $\lim_{t \rightarrow \infty} \dot{\theta} = \ddot{\theta} \rightarrow 0$. 此时,挠性结构的振动方程将从姿态运动方程中解耦出来,由式可知(2),则解耦的挠性结构振动方程为

$$\ddot{\eta} + C_d\dot{\eta} + \Lambda\eta = B_a\nu_a, \quad (4)$$

设计正位置反馈补偿器具有如下形式^[3~5]:

$$\ddot{\xi} + C_f \dot{\xi} + \Lambda_f \xi = \Lambda_f B_s \eta, \quad (5)$$

其中: ξ 为补偿器的坐标, C_f 为补偿器的阻尼矩阵, Λ_f 为补偿器的刚度矩阵. 设计作动器的反馈控制器 $\nu_a = G\Lambda\xi$, 其中 G 为反馈增益. 将式(4)与(5)联合起来具有如下形式:

$$\ddot{\eta} + C_d \dot{\eta} + \Lambda \eta = B_a G \Lambda \xi, \quad (6)$$

$$\ddot{\xi} + C_f \dot{\xi} + \Lambda_f \xi = \Lambda_f B_s \eta. \quad (7)$$

由文献[2]可知其无条件稳定条件为

$$\Lambda - B_a G \Lambda B_s > 0. \quad (8)$$

通常情况下, 反馈增益矩阵的设计是通过试凑的方法, 对经验有很大的依赖性, 从而无法保证所得的结果是最优的. 利用式(8)的稳定条件, 对于单模态的设计比较简单, 文献[3~5]已给出了比较详细的研究. 而对于多模态的设计, 仅利用该稳定条件, 将会给设计者带来很大的困难. 下面基于最优二次型的原理给出带有约束的最优正位置反馈补偿器的方法. 避免了因“无章可循”而带来的“试凑”过程, 大大减少了控制系统设计的盲目性. 定义状态 $x_1 = [\eta, \dot{\eta}, \xi, \dot{\xi}]^T$, 将式(6)和(7)写为如此下的状态空间的形式

$$\dot{x}_1 = \bar{A}x_1, \quad (9)$$

$$\text{式中 } \bar{A} = \begin{pmatrix} 0 & I & 0 & 0 \\ -\Lambda & -C_d & \bar{B}_a \bar{G} \Lambda & 0 \\ 0 & 0 & 0 & I \\ \Lambda_f \bar{C}_s & 0 & -\Lambda_f & -C_f \end{pmatrix}.$$

定义如下形式的二次型性能指标

$$J_1 = \frac{1}{2} \int_0^{+\infty} (x_1^T Q_s x_1 + \nu_a^T Q_\nu \nu_a) dt, \quad (10)$$

则二次型的最优性能指标值为

$$J_1 = \frac{1}{2} x_1^T(0) [P_s + P_u] x_1(0), \quad (11)$$

或

$$J_1 = \frac{1}{2} \text{trace}[P_s X_1(0) + P_u X_1(0)], \quad (12)$$

式中

$$\begin{cases} X_1(0) = x_1(0) x_1^T(0), \\ P_s = \int_0^{+\infty} e^{\bar{A}^T t} Q_s e^{\bar{A} t} dt, \\ P_u = \int_0^{+\infty} e^{\bar{A}^T t} Q_u G e^{\bar{A} t} dt. \end{cases} \quad (13)$$

因此, 求解上式的最优值可转化为下面带有约束的最优值的求解:

$$\min J_1 = \frac{1}{2} \text{tr}[\bar{P} X_1(0)], \quad (14)$$

约束条件为

$$\Lambda - B_a G \Lambda B_s > 0, \quad (15)$$

式中 $\bar{P} = P_s + P_u$, 矩阵 P_s 和 P_u 为正定矩阵, 且满足如下Lyapunov方程

$$\begin{cases} P_s \bar{A} + \bar{A}^T P_s + Q_s = 0, \\ P_u A + A^T P_u + G^T Q_u G = 0. \end{cases} \quad (16)$$

上式带有约束条件的求解可采用MATLAB/Optimization工具包进行离线求解.

3.2 变结构输出反馈控制(Variable structure output feedback control)

由3.1节分析可知, 在内回路通过设计正位置补偿器以增加挠性结构的阻尼, 进而主动抑制挠性结构的振动. 因此在外回路的姿态控制器设计时, 将系统式(1)~(3)与阻尼回路合起来作为对象考虑. 然而, 对于挠性航天器的动力学模型, 系统式(1)~(3)仅给出其线性化模型(为了分析方便), 实际上是存在的模型参数不确定性、外部干扰以及耦合的复杂非线性模型. 故在分析系统的姿态控制系统时, 必须考虑不确定性、外部干扰对系统的影响.

通过定义状态变量 $x = [\theta, \eta^T, \xi^T, \dot{\theta}, \dot{\eta}^T, \dot{\xi}^T]^T$, 总可以将系统方程(1)~(3)和正位置补偿器(7)联合起来写为具有如下形式状态方程(考虑系统参数不确定性和外部干扰):

$$\dot{x} = Ax + \Delta Ax + B[u + d(x, t)] + H(x, t), \quad (17)$$

$$y = Cx. \quad (18)$$

其中: $x \in \mathbb{R}^n$ 为状态向量, $u \in \mathbb{R}^m$ 为输入向量, $y \in \mathbb{R}^p$ 为输出向量, ΔA 为 A 的参数摄动矩阵, $d(x, t)$ 为满足匹配条件的外部干扰项, $H(x, t)$ 为不满足匹配条件的外部干扰项.

在给出本文主要结论之前, 首先给出如下两个假设:

假设 1 系统矩阵 (A, B) 能控、 (A, C) 能观, 并且 $p > m, \text{rank}(CB) = m$.

假设 2 假设存在数值界 ρ 和 η 使得匹配和不匹配干扰项具有数值界

$$\text{I) } \|d(x, t)\| \leq \rho,$$

$$\text{II) } \|H(x, t)\| \leq \eta.$$

为了对非匹配不确定系统设计变结构输出反馈控制器, 可将变结构控制器的设计分两步: 一是滑动模态超平面的建立, 二是设计控制律使得滑模运动满足可达条件. 另外, 考虑到挠性结构模态不可测, 故不

能用全状态反馈变结构控制方法, 为了避免引入观测器误差, 以及避免不确定系统观测器设计的困难性, 在此引入变结构输出反馈控制方法.

3.2.1 滑模面的设计(Sliding surface design)

设计变结构输出反馈控制器的关键一步是确定滑动模态超平面 $\bar{\sigma}$. 为了获得期望的滑动模态超平面(即获得满意的动、静态性能). 本文选取如下的滑模面:

$$\bar{\sigma}(y) = FCx = Fy = 0, \quad (19)$$

式中矩阵 $F \in \mathbb{R}^{m \times p}$ 为待设计参数.

引理 1^[9] 令 (A, B, C) 为一个线性系统, 如果满足上述假设1的条件, 则存在坐标变换 $\tilde{x} = \tilde{T}x$ 使得系统具有如下形式:

$$\begin{aligned} \tilde{T}A\tilde{T}^{-1} &= \begin{bmatrix} \tilde{A}_{11} & \tilde{A}_{12} \\ \tilde{A}_{21} & \tilde{A}_{22} \end{bmatrix}, \quad \tilde{T}B = \begin{bmatrix} 0 \\ \tilde{B}_2 \end{bmatrix}, \\ C\tilde{T}^{-1} &= [0 \quad \tilde{C}_2], \end{aligned} \quad (20)$$

式中: $\tilde{A}_{11} \in \mathbb{R}^{(n-m) \times (n-m)}$, $\tilde{B}_2 \in \mathbb{R}^{m \times m}$, $\tilde{C}_2 \in \mathbb{R}^{p \times p}$.

证明略.

引理 2^[9] 如果系统 $(\tilde{A}_{11}, \tilde{A}_{21}, \tilde{C}_2)$ 是以引理1给出的系统矩阵, 其中矩阵 $\tilde{C}_2 = [0_{(p-m) \times (n-p)} \quad I_{p-m}]$, 则存在反馈增益矩阵 K 使得 $\tilde{A}_{11} - \tilde{A}_{12}K\tilde{C}_2$ 是稳定的.

证明略.

由假设1, 2和引理1, 2可知, 存在非奇异变换 $z = Tx = \hat{T}\tilde{x}$, 其中 $\hat{T} = \begin{bmatrix} I_{n-m} & 0 \\ K\tilde{C}_1 & I_m \end{bmatrix}$, 使得系统(17)

(18)等效变换为

$$\begin{aligned} z &= \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} \\ A_{21} & A_{22} \end{bmatrix} z + \begin{bmatrix} \Delta A_{11} * \\ * & * \end{bmatrix} z + \begin{bmatrix} 0 \\ B_2 \end{bmatrix} \\ &[u + d(T^{-1}z, t)] + TH(T^{-1}z, t), \end{aligned} \quad (21)$$

$$y = [0 \quad C_2]z, \quad (22)$$

其中: $A_{11} = \tilde{A}_{11} - \tilde{A}_{12}K\tilde{C}_2$ 稳定; $\Delta A_{11} \in \mathbb{R}^{(n-m) \times (n-m)}$, 星号*为矩阵的其余子块, 将与下面的分析无关; $B_2 \in \mathbb{R}^{m \times m}$ 和 $C_2 \in \mathbb{R}^{p \times p}$ 均为非奇异矩阵.

将新的状态变量 z 分解为 $z = [z_1^T \quad z_2^T]^T$, 且 $z_1 \in \mathbb{R}^{n-m}$ 和 $z_2 \in \mathbb{R}^m$. 在新的坐标变换下, 切换函数 FCx 可改写为

$$F[0 \quad C_2]z = [0 \quad F_2]z_2, \quad (23)$$

其中 $F_2 \in \mathbb{R}^{m \times m}$ 非奇异.

另外, 将矩阵 C_2 和变量 z_1 也分解为 $C_2 = [C_{21} \quad C_{22}]$ 和 $z_1 = \text{col}(z_{11}, z_{12})$, 其中 $C_{21} \in \mathbb{R}^{p \times (p-m)}$, $Z_{11} \in \mathbb{R}^{n-p}$, $Z_{12} \in \mathbb{R}^{p-m}$. 很容易得到

系统的输出方程在新的坐标下的形式为

$$y = C_{21}z_{12} + C_{22}z_2. \quad (24)$$

当系统(21) (22)在滑模超平面上运动时, 由于 $z_2 = 0$, 则系统(21)的等效系统为

$$\dot{z} = A_{11}z_1 + \Delta A_{11}(C_{21}z_{12})z_1 + \Gamma(z_1), \quad (25)$$

其中 $\Gamma(z_1)$ 为矩阵 $TH(T^{-1}z)|_{(z_2)=0}$ 的第前 $n-m$ 个元素. 由假设2可知, 存在数值界 γ 使得不等式

$$\|\Gamma(z_1)\| \leq \gamma\|z_1\| \quad (26)$$

成立.

另外, 由于矩阵 A_{11} 稳定, 存在任意矩阵 $Q > 0$, 使得下面Lyapunov方程成立

$$A_{11}^T P + PA_{11} = -Q, \quad (27)$$

其中 $P > 0$.

由上述分析可知, 系统(25)为系统(21)的 $n-m$ 维降阶等效系统.

定理 1 对于降维等效系统(25), 在假设1和2的条件下, 如果存在常数 $d > 0$, 使得 M 在区域 $\Omega = \{(z_1) | \|z_1\| \leq d\} \setminus \{0\}$ 大于0, 其中 M 的定义为

$$M = \lambda(Q) - \|R(C_{21}z_{12})\| - 2\|P\|\gamma, \quad (28)$$

矩阵 P 和 Q 满足Lyapunov方程(27), 矩阵 $R \equiv P\Delta A_{11} + \Delta A_{11}^T P$, γ 由式(26)确定, 则滑动模态运动是渐近稳定的.

证 选取Lyapunov函数 $V(z_1) = z_1^T P z_1$, 对其求时间求导, 并利用式(27)可得

$$\begin{aligned} \dot{V} &= 2z_1^T P \dot{z}_1 = \\ &-z_1^T P z_1 + z_1^T [P\Delta A_{11} + \Delta A_{11}^T P] z_1 + 2z_1^T P \Gamma(z_1), \end{aligned} \quad (29)$$

将式(26)代入(29)可得

$$\begin{aligned} \dot{V} &\leq -\lambda(Q)\|z_1\|^2 + \|P\Delta A_{11} + \\ &\Delta A_{11}^T P\|\|z_1\|^2 + 2\|z_1\|\|P\|\|\Gamma(z_1)\| \leq \\ &-\lambda(Q)\|z_1\|^2 + \|R\|\|z_1\|^2 + 2\|z_1\|\|P\|\gamma\|z_1\| = \\ &-z_1^T M z_1 < 0. \end{aligned} \quad (30)$$

由此可以判断滑动模态运动是渐近稳定的.

证毕.

3.2.2 变结构输出反馈控制器设计(Variable structure output feedback controller)

由上述分析可知, 定理1给出了滑动模态运动是渐近稳定的条件. 下面将要分此如何设计变结构输出反馈控制器使系统状态从任意初始点进入滑动模态, 并使其稳定可靠地保持在滑动模态上.

由于 $C = [0 \quad C_2]^T = C_2[0 \quad I_p]^T$, 则对状态

变量 x 进行如下分解:

$$x = T^{-1}Tx = T^{-1} \begin{bmatrix} (Tx)_1 \\ C_2^{-1}y \end{bmatrix}, \quad (31)$$

其中 $(Tx)_1$ 为 Tx 的第前 $n-p$ 个元素. 如果设计变结构输出反馈控制律:

$$u = -(FCB)^{-1} \frac{Fy}{\|Fy\|} \{ \|\gamma_2(\cdot)C_2^{-1}y\| + \frac{\varepsilon}{2} \|\gamma_1(\cdot)\|^2 + \frac{\mu^2}{2\varepsilon} + \|FCB\|\rho + k \}, \quad (32)$$

其中正数 μ 满足

$$\Theta \equiv \{x|x \in \mathbb{R}^n, \|(Tx)_1\| \leq \mu\}, \quad (33)$$

并且定义:

$$FC(A + \Delta A)T^{-1} \equiv [\gamma_1(y) \quad \gamma_2(y)], \quad (34)$$

其中: $\gamma_1(y) \in \mathbb{R}^{m \times (n-p)}$, $\varepsilon > 0$ 为可调常数; k 为设计参数.

定理2 对于系统(17)(18), 在假设1, 2的条件下, 如果在区域 $\Theta \setminus \{0\}$ 中满足

$$k - \eta\|FC\| > 0, \quad (35)$$

则变结构反馈控制规律(32)能驱使系统状态从任意初始点进入滑动模态, 并将其稳定可靠地保持在滑动模态上.

证 选取Lyapunov函数 $\bar{V} = \frac{1}{2}\|\bar{\sigma}(y)\|$, 对其求时间导数得

$$\dot{\bar{V}} = \frac{\bar{\sigma}^T(y)\dot{\bar{\sigma}}(y)}{\|\bar{\sigma}(y)\|}. \quad (36)$$

另外, 对滑动超平面求时间导数, 并考虑式(17)(18), 可得

$$\dot{\bar{\sigma}}(y) = FC(A + \Delta A)x + FCB[u + d(x, t)] + FCH(x, t). \quad (37)$$

将式(37)代入(36), 并考虑控制律(32)得

$$\begin{aligned} \dot{\bar{V}} &= \frac{\bar{\sigma}^T \dot{\bar{\sigma}}}{\|\bar{\sigma}\|} = \\ &= \frac{(Fy)^T}{\|Fy\|} \{ FC(A + \Delta A)x + FCH(x, t) + FCBd(x, t) \} - \|\gamma_2(y)C_2^{-1}(y)\| - \\ &\quad \frac{\varepsilon}{2} \|\gamma_1(y)\|^2 - \frac{\mu^2}{2\varepsilon} - \|FCB\|\rho - k. \end{aligned} \quad (38)$$

利用不等式 $ab \leq (\varepsilon/2)a^2 + (b^2/2\varepsilon)$, 并考虑式(31), 可得如下:

$$\begin{aligned} \|FC(A + \Delta A)x\| &= \\ \|FC(A + \Delta A)T^{-1} \begin{bmatrix} (Tx)_1 \\ C_2^{-1}y \end{bmatrix}\| &= \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \|\gamma_1(y)(Tx)_1 + \gamma_2(y)C_2^{-1}y\| &\leq \\ \|\gamma_2(y)C_2^{-1}y\| + \frac{\varepsilon}{2} \|\gamma_1(y)\|^2 + \frac{\|(Tx)_1\|^2}{2\varepsilon}, \end{aligned} \quad (39)$$

$$\|FCD(x, t)\| \leq \|FCB\|\rho, \quad (40)$$

$$\|FCH(x, t)\| \leq \|FC\|\eta. \quad (41)$$

将上述式(39)~(41)代入到式(38)得

$$\begin{aligned} \dot{\bar{V}} &\leq \frac{\|(Tx)_1\|^2}{2\varepsilon} - \frac{\mu^2}{2\varepsilon} - k + \eta\|FC\| \leq \\ &\quad -k + \eta\|FC\|. \end{aligned} \quad (42)$$

因此, 如果选择 $k(y)$ 满足式(35)的不等式约束条件, 则滑动模态的可达条件满足.

证毕.

推论1 考虑系统(7)(8), 在假设1, 2条件下, 如果 M 在区域 $\mathbb{R}^+$ 存在, 那么

- 1) 滑动模态运动是全局渐近稳定;
- 2) 在下面修改控制律(43)的作用下

$$u = -(FCB)^{-1} \frac{Fy}{\|Fy\|} \{ \|\gamma_2(\cdot)C_2^{-1}(y)\| + \|FCB\|\rho + k \}. \quad (43)$$

如果 $\gamma_1(y) = 0$, 且存在数值界 ϑ 使得 $\|H(x, t)\| \leq \vartheta$ 成立, 则由系统(17)(18)和(43)组成的闭环系统是全局渐近稳定.

结论1)的证明 可以从定理1中直接得到.

结论2)的证明 将式(37)代入(36), 并考虑控制律(43)得:

$$\begin{aligned} \dot{\bar{V}} &= \frac{\bar{\sigma}^T \bar{\sigma}}{\|\bar{\sigma}\|} = \frac{(Fy)^T}{\|Fy\|} \{ FC(A + \Delta A)x + \\ &\quad FCH(x, t) + FCBd(x, t) \} - \\ &\quad \|\gamma_2(y)C_2^{-1}(y)\| - \|FCB\|\rho - k. \end{aligned} \quad (44)$$

由于 $\gamma_1(y) = 0$, 则式(39)可转化为

$$\begin{aligned} \|FC(A + \Delta A)x\| &= \\ \|FC(A + \Delta A)T^{-1} \begin{bmatrix} (Tx)_1 \\ C_2^{-1}y \end{bmatrix}\| &= \\ \|\gamma_2(y)C_2^{-1}(y)\|, \end{aligned} \quad (45)$$

将式(40)(41)和(45)代入式(44), 并考虑到 $\|H(x)\| \leq \vartheta$, 可得

$$\dot{\bar{V}} = \frac{\bar{\sigma}^T(y)\bar{\sigma}(y)}{\|\bar{\sigma}(y)\|} \leq -k + \|FC\|\vartheta. \quad (46)$$

由此推论1的结论2成立.

证毕.

4 仿真分析(Simulation analysis)

为了验证本文提出方法的有效性, 采用文献[5,6]给出的挠性航天器及压电智能材料的物

理参数,仅考虑挠性附件的前两阶挠性振动模态,其约束模态的振动频率分别为: 2.6917 rad/s 和 16.869 rad/s . 在仿真过程中,航天器为完成某项任务需要进行 60° 的大角度姿态机动. 在仿真过程中,假设 $\Delta A = 0.02A \sin t$, $d = 0.05 \sin t$, $H(t)$ 为随机干扰力矩,具有如下的形式

$$H = H_{\max} \mathcal{N}(\cdot), \quad (47)$$

其中: $H_{\max} = 0.05 \text{ Nm}$; $\mathcal{N}(\cdot)$ 表示均值为零、方差为1的随机分布函数.

为了比较,本文采用4种不同的方案实现上述任务:第1种情况:仅采用PD控制,进行 60° 的大角度姿态机动;第2种情况:采用PD控制与最优正位置反馈补偿器相结合的控制策略进行 60° 的大角度姿态机动;第3种情况:仅采用变结构输出反馈控制,进行 60° 的大角度姿态机动;第4种情况:采用变结构输出反馈控制与最优正位置反馈补偿器相结合的控制策略进行 60° 的大角度姿态机动,即本文提出的方法.

4种情况的仿真结果如图3~图6所示.

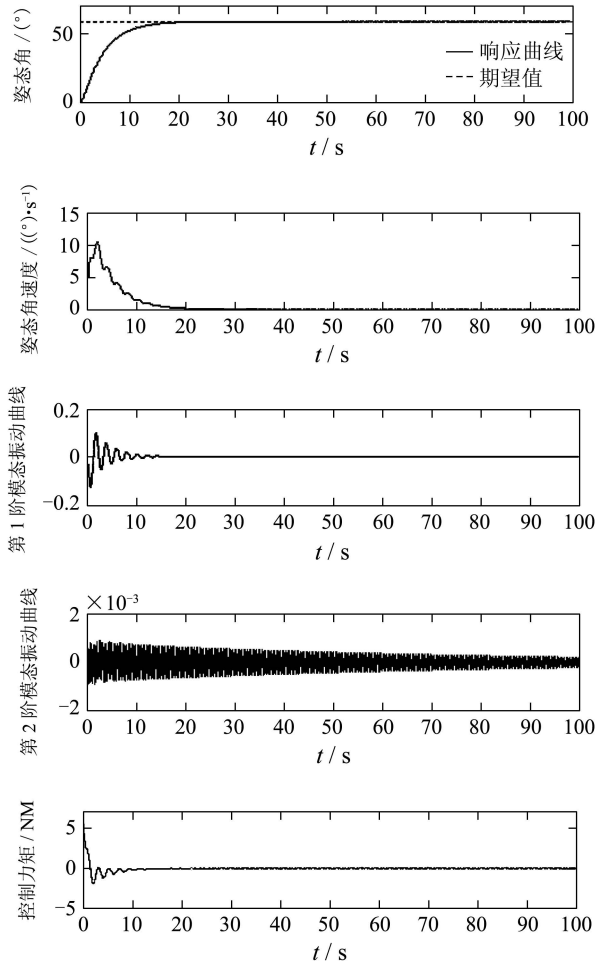


图3 PD控制仿真结果

Fig. 3 Simulation results of PD control case

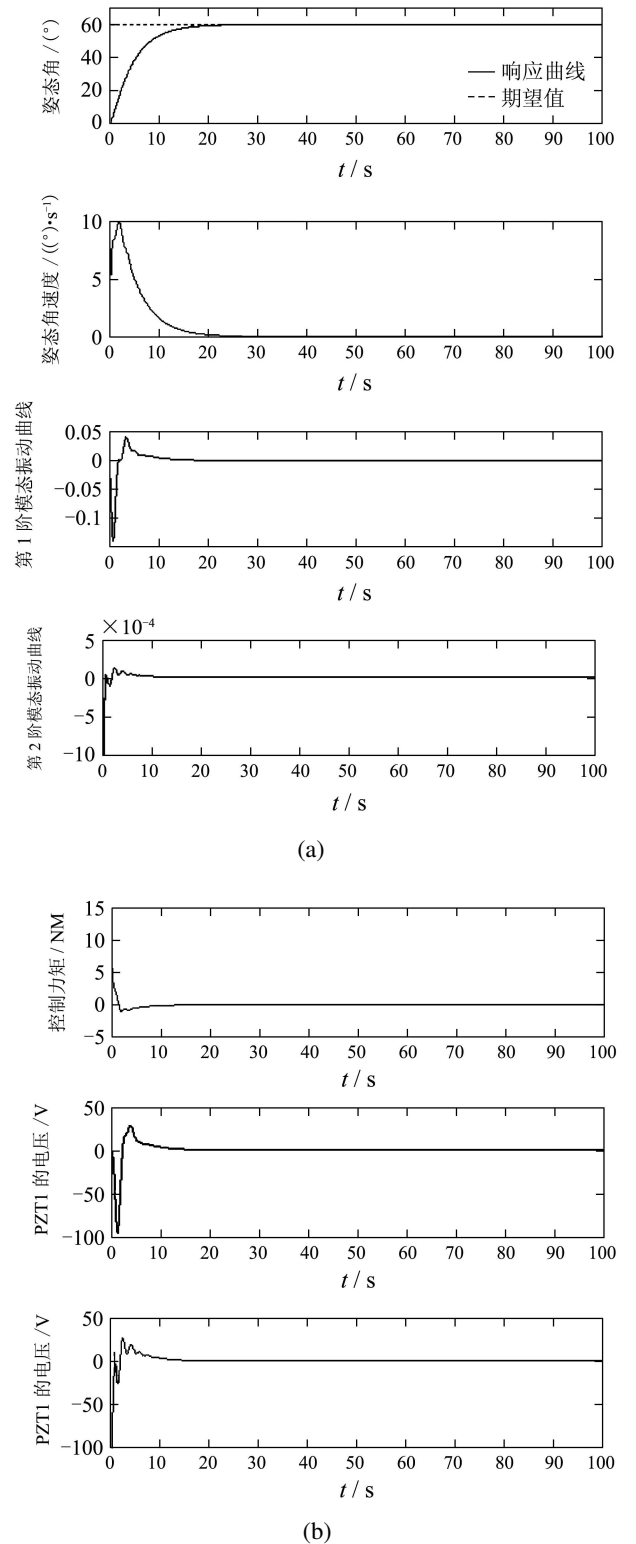
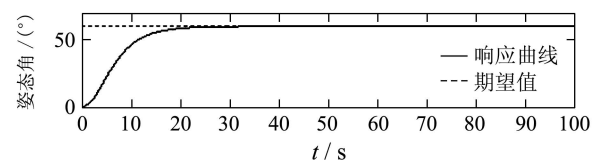


图4 PD控制+PPF仿真结果

Fig. 4 Simulation results of PD control + PPF technique case



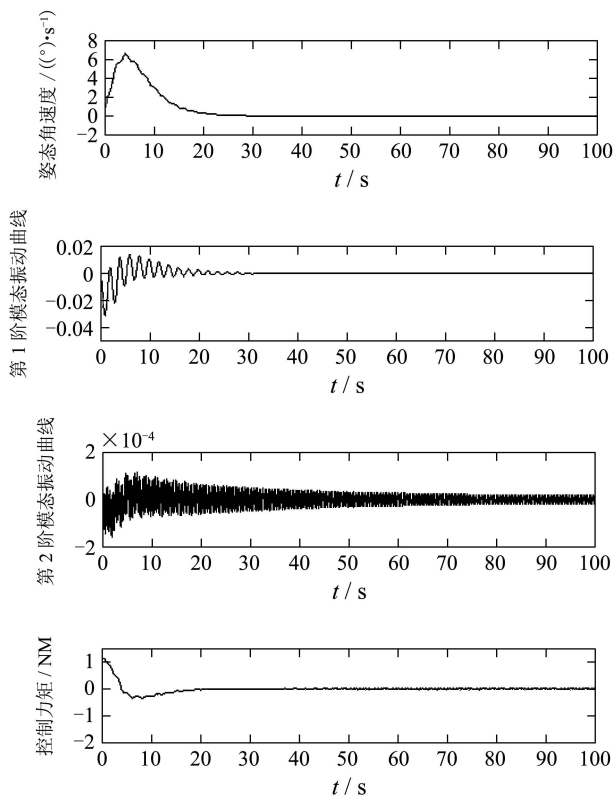
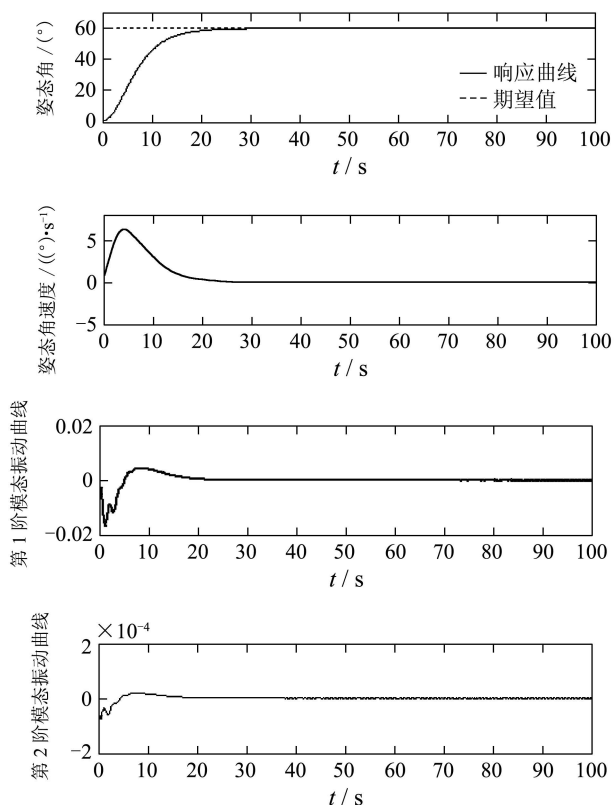
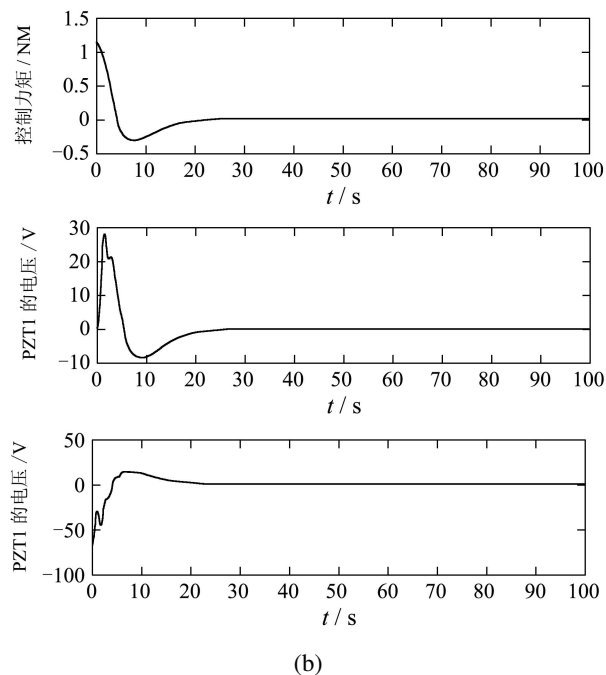


图5 变结构输出反控制仿真结果

Fig. 5 Simulation results of output feedback variable structure control case



(a)



(b)

图6 变结构输出反馈控制+PPF仿真结果

Fig. 6 Simulation results of variable structure output feedback control+ PPF technique case

针对几种不同状况(控制规律不同)挠性航天器大角度姿态机动仿真试验, 分析其控制效果, 结论如下:

第1种情况与第2种情况相比, 通过采用内回路补偿器对挠性结构进行主动振动抑制, 使得挠性结构的振动幅值明显减小, 并且控制力矩也比较平滑, 如图3和4所示. 第3种情况与第1种情况相比, 采用变结构输出反馈控制在减小挠性结构的振动的同时, 可以减小控制量, 如图5和3所示. 第3种情况与第4种情况相比, 通过采用内回路的补偿器对挠性结构进行主动振动抑制, 使得挠性结构的振动幅值显著下降, 姿态的控制精度也提高了一个数量级, 并且控制力矩的抖动也比较小, 如图5和6所示.

5 结论(Conclusion)

1) 通过采用输出反馈滑模控制, 避免设计状态观测器以及引入状态观测器误差, 与PD控制相比, 在减小挠性结构振动能量的同时, 降低了所需力矩的控制量.

2) 通过采用压电智能材料PZT作为传感器和作动器的主动振动抑制方法, 可以有效地抑制挠性结构的振动, 并且设计给出了最优正位置反馈补偿器的设计方法, 从而避免了因“无章可循”而带来的“试凑”过程, 大大减少了控制系统设计的盲目性.

3) 通过将变结构输出反馈控制和具有压电智能材料PZT的主动振动抑制方法相结合, 使得挠性结构的振动能量显著下降, 姿态控制精度较高, 而控制力矩的抖动较小.

4) 进一步工作是将本文方法应用于挠性结构振动抑制试验研究中。

参考文献(References):

- [1] TXOU H S. *Piezoelectric Shells-distributed Sensing and Control of Continua*[M]. London, England: Kluwer Academic, 1993.
- [2] MEIROVITCH L, OZ H. Modal space control of distributed gyroscopic system[J]. *J of Guidance, Control and Dynamics*, 1980, 3(2): 140 – 150.
- [3] FANSON J L, CAUGHEY T K. Positive position feedback control for large space structures[J]. *AIAA Journal*, 1990, 28(4): 717 – 724.
- [4] HU Q L, MA G F. Vibration suppression of flexible spacecraft during attitude maneuvers[J]. *J of Guidance, Control and Dynamics*, 2005, 28(2): 337 – 380.
- [5] HU Q L, MA G F. Variable structure control and active vibration suppression of flexible spacecraft during attitude maneuver[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2005, 9(4): 307 – 317.
- [6] ZENG Y, ARAUJO A D, SINGH S N. Output feedback variable structure adaptive control of a flexible spacecraft[J]. *Acta Astronautica*, 1999, 44(1): 11 – 22.
- [7] JOVAN D B, SAI-MING LI, MEHRA K. Robust adaptive variable structure control of spacecraft under control input saturation[J]. *J of Guidance, Control and Dynamics*, 2001, 24(1): 14 – 22.
- [8] YALLAPRAGADA S V, HECK B S, FINNEY J D. Reaching conditions for variable structure control with output feedback[J]. *J of Guidance, Control and Dynamics*, 1996, 19(4): 848 – 853.
- [9] EDWARDS C, SPURGEON S K. Sliding mode stabilization of uncertain system using only output information[J]. *Int J Control*, 1995, 62(5): 1129 – 1144.
- [10] KWAN C M. Sliding control using output feedback[J]. *J of Guidance, Control and Dynamics*, 1996, 19(3): 731 – 733.
- [11] KWAN C M. On variable structure output feedback controllers[J]. *IEEE Trans on Automatic Control*, 1996, 41(11): 1691 – 1693.
- [12] KWAN C M. Sliding mode control of linear systems with mismatched uncertainties[J]. *Automatica*, 1995, 31(2): 303 – 307.
- [13] LEWIS A S. Robust output feedback using sliding mode control[J]. *J of Guidance, Control and Dynamics*, 2001, 24(5): 873 – 878.
- [14] CHAN M A, TAO C W, LEE T T. Sliding mode controller for linear systems with mismatched time-variable uncertainties[J]. *J of Franklin Institute*, 2000, 337(2/3): 105 – 115.
- [15] IKEDA T. *Fundamentals of Piezoelectricity*[M]. Oxford, New York: Oxford Scientific, 1990.

作者简介:

胡庆雷 (1979—), 男, 在新加坡南洋理工大学做博士后研究工作, 2001年毕业于郑州大学, 2006年获哈尔滨工业大学导航、制导与控制专业博士学位, 研究方向为挠性系统、振动控制、变结构控制, E-mail: qlhu@ntu.edu.sg;

刘亚秋 (1971—), 男, 东北林业大学机信息学院副教授, 机电工程博士后, 1994年毕业于哈尔滨电工学院电气工程系, 2004年获哈尔滨工业大学导航、制导与控制专业博士学位, 主要研究领域为智能控制与软计算理论、非线性系统、自适应控制, E-mail: yqliu@hit.edu.cn;

马广富 (1963—), 男, 哈尔滨工业大学教授, 博士生导师, 1983年毕业于哈尔滨工业大学, 1993年获哈尔滨工业大学飞行器控制专业博士学位, 研究方向为深空探测、测试技术、挠性系统、振动控制等, E-mail: magf@hit.edu.cn.