

# 考虑重力效应的挠性航天器姿态控制及振动抑制<sup>①</sup>

刘福才<sup>②</sup> 陈 鑫 贾晓菁

(燕山大学工业计算机控制工程河北省重点实验室 秦皇岛 066004)

**摘要** 以单轴转动的挠性航天器为研究对象,建立了考虑重力效应的挠性航天器动力学模型,并对该航天器在地面调试阶段和空间应用阶段的振动特性和姿态控制精度进行了仿真研究。仿真结果表明,重力项对挠性航天器的振动特性和姿态控制精度均有影响。为了使挠性航天器在不同重力环境下均达到较高的姿态控制精度和理想的振动抑制效果,设计了自抗扰控制器(ADRC),ADRC 不依赖于被控对象精确的数学模型,能够应用于不同的重力环境。仿真结果表明,该控制器能实现挠性航天器在地面调试与空间应用阶段的姿态控制及振动抑制。

**关键词** 挠性航天器, 重力效应, 姿态控制, 振动抑制

## 0 引言

现代航天器为了完成各种空间任务往往携带着挠性附件,且对姿态控制精度的要求很高。然而在航天器姿态机动的过程中,由于挠性附件与中心刚体之间存在耦合,挠性附件会产生振动,进而影响航天器姿态控制的精度,使整个系统的性能下降。因此,结构振动控制技术成为提高航天器控制精度的一项关键技术。近年来,国内外许多学者对挠性航天器的振动抑制问题进行了研究<sup>[1-5]</sup>。所有挠性航天器都是在地面组装调试,到空间使用服役的<sup>[6,7]</sup>。为了确保空间应用阶段各设备正常工作,并能同时达到各项性能指标要求,在升空前要在地面重力环境下模拟空间微重力环境。虽然模拟试验方法有落塔法、抛物飞行法、水浮法、悬吊法、气悬浮法等<sup>[8]</sup>,但都不能完全消除重力对试验系统的影响,地面与空间由于重力环境的不同,会导致挠性航天器动力学特性发生变化。文献[9]通过试验证实了重力势及其方向性对太阳翼的振动特性存在影响,但没有

考虑振动控制问题。在地面通过各种控制策略调试好的挠性航天器到空间后能否达到预期的姿态控制及振动抑制目标,是本文所要解决的主要问题及出发点。

目前,针对挠性航天器姿态机动时的振动问题,文献[10]提出了两种最优滑模控制策略,一是最优积分滑模控制,二是最优李亚普诺夫滑模控制。文献[11]考虑了外界环境干扰和系统参数的不确定性,设计了 L1 自适应控制器,但是上述控制方法设计复杂。文献[12]提出了一种非线性鲁棒控制方法,即内环采用反馈线性化,外环结合  $\mu$  合成控制实现航天器的振动抑制,但是当系统阻尼非常小时,该控制方法振动抑制效果下降。文献[13]结合主动振动控制及退步自适应控制,保证了振动抑制效果,但响应速度慢。文献[14]考虑了高阶模态带来的结构不确定性,采用自适应鲁棒控制与  $H_{\infty}$  相结合的控制策略,提升了系统响应速度。不难发现,以上控制方法均没有考虑从地面调试到空间应用阶段重力项的变化对挠性航天器的影响。针对这一问题,本文以单轴姿态机动的挠性航天器为例,在其动

<sup>①</sup> 863 计划(2012AA)和河北省自然科学基金(F2015203362)资助项目。

<sup>②</sup> 男,1966 年生,博士,教授,博士生导师;研究方向:航天器控制及机器人控制;联系人,E-mail: lfc@ysu.edu.cn  
(收稿日期:2015-04-06)

力学模型推导的过程中,考虑了重力的影响,基于基本力学定律建立了含有重力项的挠性航天器动力学模型<sup>[15,16]</sup>,并对不同重力环境下的挠性航天器的振动特性和姿态控制精度进行了仿真研究。仿真结果表明,重力项的变化影响挠性航天器的振动特性和姿态控制精度。为了实现对挠性航天器在不同阶段的姿态控制及振动抑制,本研究设计了自抗扰控制器(auto disturbance rejection controller, ADRC),ADRC 可以自发、主动、直接地抑制扰动,弥补 PD 控制算法在误差产生后才能进行控制的不足,并具有不依赖于被控对象精确数学模型、结构简单、易于实现等优点<sup>[17]</sup>。仿真结果表明本研究所设计的控制器对不同重力环境下挠性航天器的姿态控制均能得到较高控制精度。

## 1 数学模型

### 1.1 系统描述

针对图 1 所示的挠性航天器作如下假设:

- (1)由一个中心刚体和两个对称的挠性太阳能帆板构成,帆板纵轴与  $y$  轴重合;
- (2)做绕  $x$  轴方向转过  $\theta$  角的单轴小角度姿态机动;
- (3)假设帆板只有  $z$  轴方向的振动位移,且两帆板的弹性位移是镜面对称的;
- (4)坐标系  $Oxyz$  和  $a_{i1}a_{i2}a_{i3}$  为固定在航天器上的随动坐标系,且方向一致;
- (5)坐标系  $O_0x_0y_0z_0$  为参考坐标系,并规定  $z_0$  方向与重力  $g$  方向相反,且  $g$  取为  $9.8\text{N/kg}$ ;
- (6)航天器未做姿态机动时,坐标系  $Oxyz$  与坐标系  $O_0x_0y_0z_0$  方向一致。

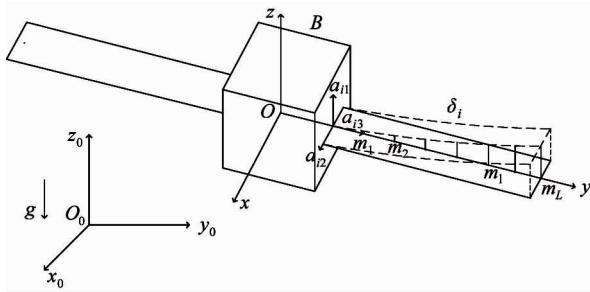


图 1 挠性航天器示意图

根据航天器姿态运动学,可以求得由  $O_0x_0y_0z_0$  到  $Oxyz$  的坐标变换矩阵

$$Q = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\theta & \sin\theta \\ 0 & -\sin\theta & \cos\theta \end{bmatrix} \quad (1)$$

### 1.2 地面调试阶段模型

图 2 为挠性航天器计算简图,  $B$  是中心刚体,  $A_i$  是第  $i$  个挠性附件,  $i=1,2$ 。设  $A_i$  附件与中心刚体在  $P_i$  点连接,  $O$  是整个航天器的质心。在  $B$  和  $A_i$  上各取微元质量  $dm$ , 它们分别至  $O$  和  $P_i$  点的矢距是  $r_b$  和  $r_{ai}$ ,  $\delta_i$  是  $A_i$  上的  $dm$  变至  $dm'$  的位移矢量,  $P_i$  至  $O$  点的矢距是  $r_{pi}$ , 且  $\omega = \dot{\theta}$ 。

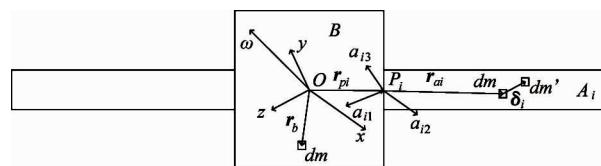


图 2 挠性航天器计算简图

根据力矩平衡原理,并略去二阶以上小量,可以得到

$$J\dot{\omega} + \sum_{i=1}^2 \int_{A_i} \rho_i \times \ddot{\delta}_i dm = u + \sum_{i=1}^2 \int_{A_i} \rho_i \times (Q \cdot g) dm \quad (2)$$

式中,  $J$  为航天器的转动惯量,  $\rho_i = r_{pi} + r_{ai}$ ,  $g = [0 \ 0 \ -g]^T$ ,  $u$  为航天器的控制力矩。

如图 1 所示,把挠性太阳能帆板沿轴向分割成  $L$  等份,把每等份的质量分成两相等部分,分别放置在这一等份两端分割面的中心,便可将帆板质量集中在其纵对称轴的  $L$  个等分点上,并把它们从根部编号为  $m_1, m_2, \dots, m_l, \dots, m_L$ 。这时附件将简化为只有刚度而无质量的直杆,其上附着  $L$  个集中质量。任意质量  $m_l$  上承受的力  $f_l$ ,应与帆板各质量的位移有关,在线性弹性变形范围内,有

$$f_l = \sum_{j=1}^L k_j \delta_j, \quad l = 1, 2, \dots, L \quad (3)$$

式中,  $k_j$  为刚度系数;  $f_l$  力包括惯性力  $-m_l a_{al}$ 、阻尼力  $-c_l \dot{\delta}_l$  和作用在  $m_l$  上的重力  $m_l Q \cdot g$ , 其中  $a_{al}$  为  $m_l$  的加速度,可以求得  $a_{al}$  的表达式为

$$a_{al} = \dot{\omega} \times \rho_l + \ddot{\delta}_l \quad (4)$$

式(3)可以进一步写为

$$\dot{\omega} \times \rho_l m_l + m_l \ddot{\delta}_l + c_l \dot{\delta}_l + \sum_{j=1}^L k_j \delta_j = m_l \mathbf{Q} \cdot \mathbf{g} \quad (5)$$

将式(2)中的积分改成对  $L$  项乘积的求和,则式(2)和式(5)在  $Oxyz$  中的分量形式应为

$$J\dot{\omega} + \sum_{i=1}^2 \sum_{l=1}^L \rho_{il}^x m_{il} \ddot{\delta}_{il} = u + \sum_{i=1}^2 \sum_{l=1}^L \rho_{il}^x m_{il} \mathbf{Q} \cdot \mathbf{g} \quad (6)$$

$$\rho_{il}^{xT} m_{il} \dot{\omega} + m_{il} \ddot{\delta}_{il} + c_{il} \dot{\delta}_{il} + \sum_{j=1}^L k_j \delta_j = m_{il} \mathbf{Q} \cdot \mathbf{g} \quad (7)$$

为了计算简单,设  $L = 2$ ,  $m_{11} = m_1$ ,  $m_{12} = m_2$ ,  $c_{11} = c_{12} = c$ ,  $\delta_{11} = [0 \ 0 \ \delta_1]^T$ ,  $\delta_{12} = [0 \ 0 \ \delta_2]^T$ ,  $\rho_{11} = [0 \ \rho_1 \ 0]^T$ ,  $\rho_{12} = [0 \ \rho_2 \ 0]^T$ , 则式(6)和式(7)可改写为

$$J\ddot{\theta} + \mathbf{H}\ddot{\delta} + \mathbf{H}\mathbf{g}^* = u \quad (8)$$

$$\mathbf{H}^T \ddot{\theta} + \mathbf{m}_\delta \ddot{\delta} + c \dot{\delta} + \mathbf{k}\delta = -\mathbf{W}mg \cos\theta \quad (9)$$

式中:

$m$  是整个航天器的质量;

$$\mathbf{H} = [2\rho_1 m_1 \ 2\rho_2 m_2], \delta = [\delta_1 \ \delta_2]^T;$$

$$\mathbf{g}^* = [g \cos\theta \ g \sin\theta]^T, \mathbf{m}_\delta = \begin{bmatrix} 2m_1 & 0 \\ 0 & 2m_2 \end{bmatrix};$$

$$\mathbf{c} = \begin{bmatrix} 2c & 0 \\ 0 & 2c \end{bmatrix}, \mathbf{k} = \begin{bmatrix} 2k_{11} & 2k_{12} \\ 2k_{21} & 2k_{22} \end{bmatrix}, \mathbf{W} = \begin{bmatrix} 2 \frac{m_1}{m} \\ 2 \frac{m_2}{m} \end{bmatrix}.$$

为了便于分析,将弹性位移  $\delta$  用模态向量和模态坐标来描述<sup>[15]</sup>,即:

$$\delta = \delta_{u1} \eta_1(t) + \delta_{u2} \eta_2(t) = \mathbf{D}\boldsymbol{\eta}(t) \quad (10)$$

式中,  $\mathbf{D} = [\delta_{u1} \ \delta_{u2}]$  为模态向量矩阵,  $\boldsymbol{\eta}(t)$  为模态坐标。

将式(10)代入式(8)和式(9),经过计算化简,最后可得到考虑地面重力影响的挠性航天器动力学模型如下:

$$J\ddot{\theta} + \mathbf{F}^T \ddot{\boldsymbol{\eta}} + \mathbf{H}\mathbf{g}^* = u \quad (11)$$

$$\mathbf{F}^T \ddot{\theta} + \ddot{\boldsymbol{\eta}} + \mathbf{C}\dot{\boldsymbol{\eta}} + \mathbf{K}\boldsymbol{\eta} = -\mathbf{G}g \cos\theta \quad (12)$$

式中,  $\mathbf{F} = \mathbf{D}^T \mathbf{H}^T$  为中心刚体与挠性附件的耦合系数矩阵,  $\mathbf{G} = \mathbf{D}^T \mathbf{W} \mathbf{m}$ ,  $\mathbf{C} = \text{diag}(2\xi_1 \omega_1, 2\xi_2 \omega_2)$  为挠性模态的阻尼矩阵,  $\mathbf{K} = \text{diag}(\omega_1^2, \omega_2^2)$  为挠性模态的刚度矩阵,  $\xi_i$  和  $\omega_i$  分别为挠性附件的第  $i$  阶振动阻尼比和振动频率。

### 1.3 空间应用阶段模型

挠性航天器在轨运行阶段,处于微重力环境,重力加速度  $g$  几乎为零,本文将  $g$  取为 0 代入到式(11)和式(12)中,可以得到挠性航天器此时的动力学模型为

$$J\ddot{\theta} + \mathbf{F}^T \ddot{\boldsymbol{\eta}} = u \quad (13)$$

$$\mathbf{F}^T \ddot{\theta} + \ddot{\boldsymbol{\eta}} + \mathbf{C}\dot{\boldsymbol{\eta}} + \mathbf{K}\boldsymbol{\eta} = 0 \quad (14)$$

式中,  $J$  为航天器的转动惯量,  $\boldsymbol{\eta}$  为挠性模态坐标,  $\mathbf{F}$  为中心刚体与挠性附件的耦合系数矩阵,  $\mathbf{C} = \text{diag}(2\xi_1 \omega_1, 2\xi_2 \omega_2)$  为挠性模态的阻尼矩阵,  $\mathbf{K} = \text{diag}(\omega_1^2, \omega_2^2)$  为挠性模态的刚度矩阵,  $\xi_i$  和  $\omega_i$  分别为挠性附件的第  $i$  阶振动阻尼比和振动频率,  $u$  为航天器的控制力矩。

## 2 控制问题提出

为了研究重力项的变化对航天器姿态机动过程中附件振动和姿态控制精度的影响,采用 Matlab 对不同重力环境下的挠性航天器系统进行仿真分析。

仿真中取  $J = 176 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ ,  $\rho_1 = 2 \text{ m}$ ,  $\rho_2 = 3.5 \text{ m}$ ,  $m_1 = 4 \text{ kg}$ ,  $m_2 = 2 \text{ kg}$ ,  $\xi_1 = 0.03$ ,  $\xi_2 = 0.03$ ,  $\omega_1 = 2.12 \frac{\text{rad}}{\text{s}}$ ,  $\omega_2 = 10.93 \frac{\text{rad}}{\text{s}}$ ,  $\mathbf{H} = [16 \ 14]$ ,  $\mathbf{D} = \begin{bmatrix} 0.105 & 0.225 \\ 0.32 & -0.15 \end{bmatrix}$ ,  $\mathbf{F} = \begin{bmatrix} 6.16 \\ 1.5 \end{bmatrix}$ 。

给定的航天器初始姿态角及姿态角速度分别为  $\theta(0) = 0.08 \text{ rad}$  和  $\dot{\theta}(0) = 0.001 \text{ rad/s}$ 。模态初值取为  $\boldsymbol{\eta}(0) = [0.01 \ 0.005]^T$ , 且模态导数的初值取为  $\dot{\boldsymbol{\eta}}(0) = [0.005 \ 0.005]^T$ 。期望的姿态角为  $\theta_d = 0 \text{ rad}$ 。

### 2.1 不同重力环境对挠性附件振动模态的影响

为了研究不同重力环境对挠性附件振动模态的影响,在不加控制量时,对不同重力环境下振动模态进行仿真分析。

仿真结果如图 3~图 6 所示。其中,图 3 为地面无控制量时的一阶模态振动曲线,图 4 为空间无控制量时的一阶模态振动曲线,图 5 为地面无控制量时的二阶模态振动曲线,图 6 为空间无控制量时的二阶模态振动曲线。

从图 3~图 6 可以看出:不同重力环境下自然振动模态有较大差别。

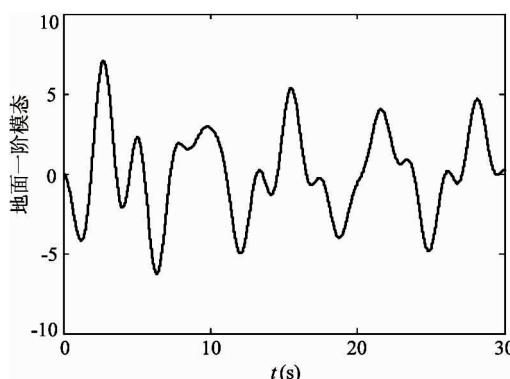


图 3 地面无控制量时一阶模态振动曲线

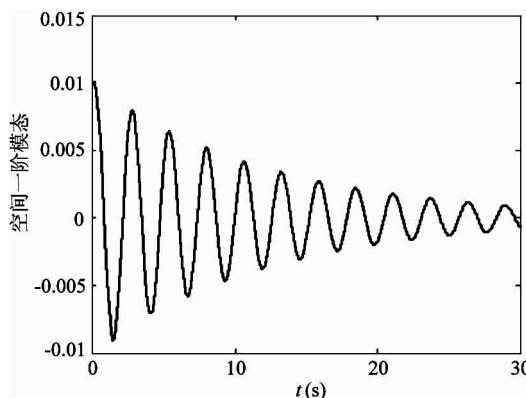


图 4 空间无控制量时一阶模态振动曲线

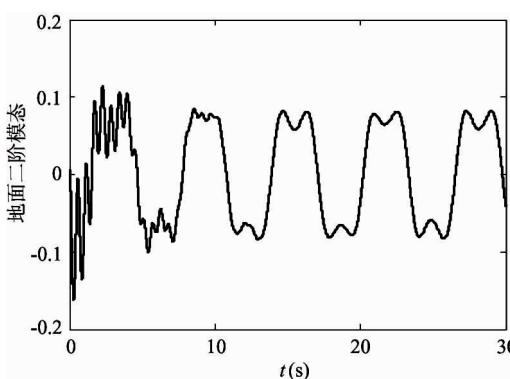


图 5 地面无控制量时二阶模态振动曲线

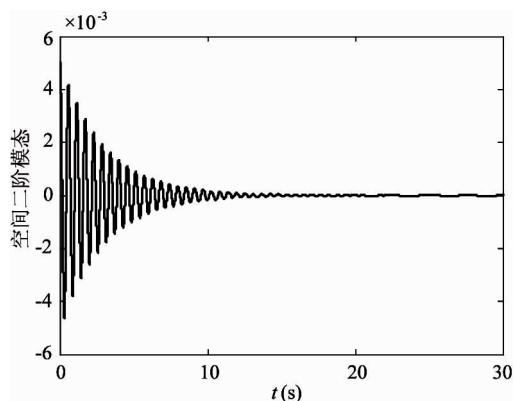


图 6 空间无控制量时二阶模态振动曲线

## 2.2 不同重力环境对姿态控制精度的影响

采用 PD 算法控制航天器的姿态,比较不同重力环境下的振动抑制效果。具体步骤如下:先将被控对象设为地面调试阶段模型,调整好参数后,再将控制器直接应用于空间应用阶段模型。

不考虑重力补偿的 PD 控制器为

$$u = k_p e + k_d \dot{e} \quad (15)$$

仿真曲线如图 7 所示。图 7 为不考虑重力补偿时地面 PD 控制下的姿态角响应曲线。

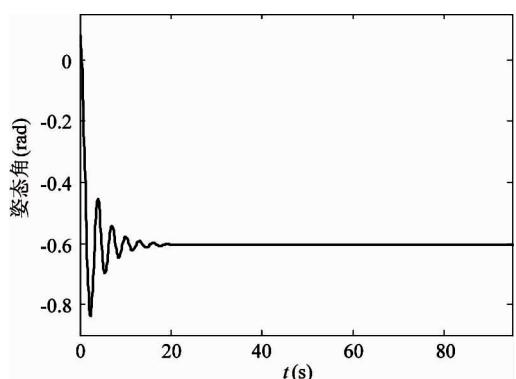


图 7 不考虑重力补偿时地面 PD 控制下的姿态角响应曲线

由图 7 可以看出,不考虑重力补偿时,地面重力环境下挠性航天器的姿态角不能达到期望的 0 rad,而通常我们是将挠性航天器在地面组装调试好后再发射到空间在轨服务,所以为了得到挠性航天器在地面理想的振动抑制效果,需要采用考虑重力补偿的 PD 控制器。

考虑重力补偿的 PD 控制器为

$$u = k_p e + k_d \dot{e} + \mathbf{Hg}^* \quad (16)$$

仿真曲线如图 8、图 9 所示。其中,图 8 为考虑重力补偿时地面 PD 控制下的姿态角响应曲线,图 9 为空间采用与地面相同控制器的姿态角响应曲线。

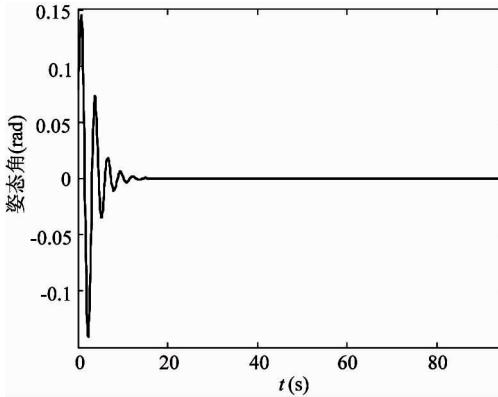


图 8 考虑重力补偿时地面 PD 控制下的姿态角响应曲线

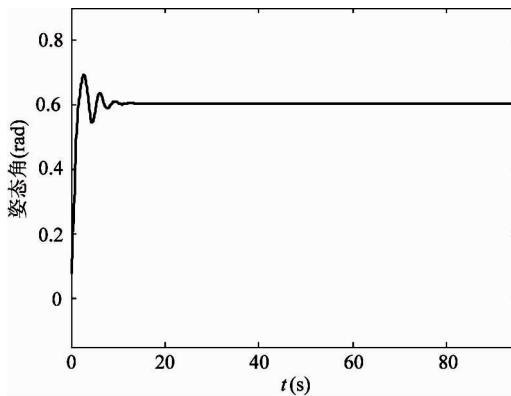


图 9 空间采用与地面相同控制器的姿态角响应曲线

对比图 7 和图 8 可以看出,在地面重力环境采用考虑重力补偿的 PD 控制器,可以使姿态角达到期望的 0rad,同时增大了姿态角控制幅度,保证了稳态精度,加快了响应速度。

但是由图 9 可以看出,空间微重力环境下采用考虑重力补偿的 PD 控制器,挠性航天器的姿态角不能达到期望的 0rad,即采用传统的 PD 控制算法在地面调试好参数后,在空间并不能得到理想的振动抑制效果,达不到要求的姿态控制精度,进而影响整个航天器的性能。

上述问题说明,考虑重力对挠性航天器的影响

是十分必要的。同时针对这一现象提出的控制问题,关键是设计一种控制器来实现挠性航天器在不同重力环境下的姿态控制及振动抑制。

### 3 自抗扰控制器的设计与仿真实验研究

为了在不同的重力环境下均达到较高的姿态控制精度,得到理想的振动抑制效果,本文设计了自抗扰控制器(ADRC),并采用 Matlab 仿真软件对挠性航天器在不同重力环境下的振动抑制情况进行仿真研究。

#### 3.1 自抗扰控制器设计

自抗扰控制器(ADRC)由跟踪微分器(tracking differentiator, TD),扩张状态观测器(expanding state observer, ESO)和非线性状态误差反馈(nonlinear state error feedback, NLSEF)组成<sup>[17]</sup>。TD 用来提取给定信号的微分信号;ESO 用来估计系统不确定性(包括系统未建模部分以及内外扰动);NLSEF 是利用状态误差的非线性组合和扰动估计量的补偿来生成控制信号<sup>[18]</sup>。ADRC 具有很强的抗干扰能力,不依赖被控对象精确的数学模型,并且能够获得较强的鲁棒性<sup>[19]</sup>。

在地面调试阶段,可将式(11)和式(12)改写成如下形式:

$$\begin{aligned} \ddot{\theta} &= (\mathbf{J} - \mathbf{F}^T \mathbf{F})^{-1} u + (\mathbf{J} - \mathbf{F}^T \mathbf{F})^{-1} [\mathbf{F}^T \mathbf{G} g \cos \theta \\ &\quad + \mathbf{F}^T (\mathbf{C} \dot{\boldsymbol{\eta}} + \mathbf{K} \boldsymbol{\eta}) - \mathbf{H} \mathbf{g}^*] \end{aligned} \quad (17)$$

式(17)可进一步写为

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = bu(t) + bd(t) \\ y = x_1 \end{cases} \quad (18)$$

其中,  $b = (\mathbf{J} - \mathbf{F}^T \mathbf{F})^{-1}$ ,  $\begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \theta(t) \\ \dot{\theta}(t) \end{bmatrix}$ ,  $d(t) = \mathbf{F}^T \mathbf{G} g \cos x_1 + \mathbf{F}^T (\mathbf{C} \dot{\boldsymbol{\eta}} + \mathbf{K} \boldsymbol{\eta}) - \mathbf{H} \mathbf{g}^*$ 。

在空间应用阶段,可将式(13)和式(14)改写成如下形式:

$$\ddot{\theta} = (\mathbf{J} - \mathbf{F}^T \mathbf{F})^{-1} u + (\mathbf{J} - \mathbf{F}^T \mathbf{F})^{-1} \mathbf{F}^T (\mathbf{C} \dot{\boldsymbol{\eta}} + \mathbf{K} \boldsymbol{\eta}) \quad (19)$$

式(19)可进一步写为

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = bu(t) + bd^*(t) \\ y = x_1 \end{cases} \quad (20)$$

其中,  $\begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \theta(t) \\ \dot{\theta}(t) \end{bmatrix}$ ,  $b = (J - F^T F)^{-1}$ ,  $d^*(t) = F^T(C\dot{\eta} + K\eta)$ 。

式(18)和式(20)可以统一写为

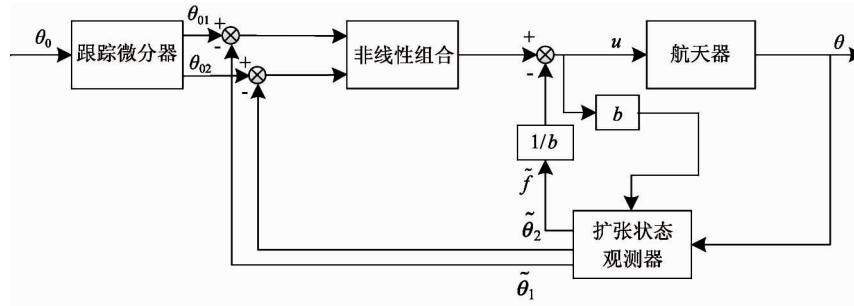


图 10 二阶自抗扰控制器结构图

图中,  $\theta_0$  为给定的期望姿态角,  $\theta$  为实际输出的姿态角,  $\theta_{01}$  和  $\theta_{02}$  分别为输入信号的跟踪信号和微分信号,  $\tilde{\theta}_1$ 、 $\tilde{\theta}_2$  和  $\tilde{f}$  分别为  $\theta$ 、 $\dot{\theta}$  和  $f(\theta, \dot{\theta}, t)$  的估计值,  $u$  为航天器控制力矩。

本文设计了二阶跟踪微分器, 信号经过 TD 后不仅可以很好地再现原始输入信号, 也能提取输入信号的微分信号, 因此可以避免控制量剧烈变化的问题。其公式为:

$$\begin{cases} \dot{\theta}_{01} = \theta_{02} \\ \dot{\theta}_{02} = -r^2(\theta_{01} - \theta_0) - 2r\theta_{02} \end{cases} \quad (22)$$

利用扩张状态观测器(ESO)估计状态  $\theta$ 、 $\dot{\theta}$  和总扰动  $f(\theta, \dot{\theta}, t)$ , 为了方便, 把  $f(\theta, \dot{\theta}, t)$  记为  $f$ 。ESO 表达式为

$$\begin{cases} e = \tilde{\theta}_1 - \theta \\ fe_1 = fal(e, \alpha_1, \delta) \\ fe_2 = fal(e, \alpha_2, \delta) \\ \dot{\tilde{\theta}}_1 = \tilde{\theta}_2 - \beta_{01}e \\ \dot{\tilde{\theta}}_2 = \tilde{f} - \beta_{02}fe_1 + bu \\ \dot{\tilde{f}} = -\beta_{03}fe_2 \end{cases} \quad (23)$$

其中,  $fal$  为如下非线性函数:

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = bu(t) + f(x_1, x_2, t) \\ y = x_1 \end{cases} \quad (21)$$

式中, 将  $f(x_1, x_2, t)$  看作系统的总和扰动。

从式(21)可以看出, 应采用二阶 ADRC, 相应采用三阶 ESO 结构。其结构图如图 10 所示。

$$fal(e, \alpha, \delta) = \begin{cases} \frac{e}{\delta^{\alpha-1}}, |e| \leq \delta \\ |e|^{\alpha} \text{ sign}(e), |e| > \delta \end{cases} \quad (24)$$

且  $0 < \alpha < 1$ , 一般取  $\alpha_1 = 0.5, \alpha_2 = 0.25; \delta > 0$  为线性区间长度;  $\beta_{01} > 0, \beta_{02} > 0, \beta_{03} > 0$  为 ESO 增益, 通过合理选择增益的值, 可以使 ESO 稳定, 且以一定速度跟踪系统的各状态, 即  $\tilde{\theta}_1 \rightarrow \theta, \tilde{\theta}_2 \rightarrow \dot{\theta}, \tilde{f} \rightarrow f$ 。

控制量  $u$  利用 TD 的输出  $\theta_{01}, \theta_{02}$  和 ESO 的输出  $\tilde{\theta}_1, \tilde{\theta}_2$  之差来产生, 而本文需要的控制量选用比较简单的线性组合方式就可实现目标, 相应的非线性状态误差反馈(NLSEF)控制律为

$$\begin{cases} e_1 = \theta_{01} - \tilde{\theta}_1 \\ e_2 = \theta_{02} - \tilde{\theta}_2 \\ u = \beta_1 e_1 + \beta_2 e_2 - \tilde{f}/b \end{cases} \quad (25)$$

式中,  $\beta_1, \beta_2$  为误差反馈增益。

由式(22)~式(25)构成了挠性航天器的自抗扰控制器, 通过合理调整各部分参数可以使  $\theta \rightarrow \theta_0$ , 从而实现在调整姿态的同时抑制振动。

### 3.2 仿真实验结果

为了研究自抗扰控制器在不同重力环境下的振

动抑制效果,首先将其应用于地面调试阶段模型,调整好参数后,在不改变参数的情况下将其应用于空间应用阶段模型,在Matlab7.1仿真环境中进行仿真研究,操作界面如图11所示。仿集中取 $\theta_0 = 0$ , $r = 1$ , $\delta = 0.01$ , $\beta_{01} = 50$ , $\beta_{02} = 1300$ , $\beta_{03} = -1000$ , $\beta_1 = 6700$ , $\beta_2 = 2000$ 。

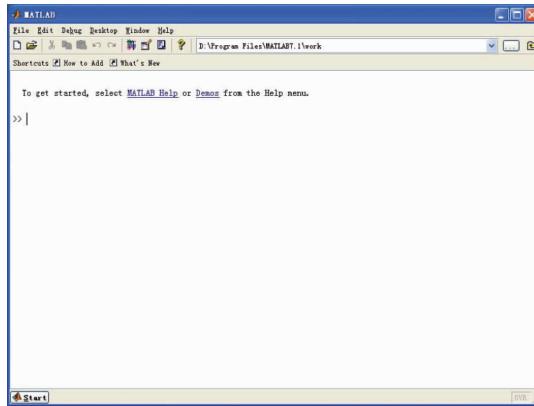


图 11 Matlab 7.1 操作界面

仿真结果如下:

### (1) 不同重力环境下 TD 输出曲线

图12为地面重力环境下的TD输出曲线,图13为空间微重力环境下的TD输出曲线。

从图12和图13可以看出,在不同的重力环境下,自抗扰控制器的TD都可以很好地再现给定的期望信号 $\theta_0 = 0$ ,并正确地提取了微分信号。

### (2) 不同重力环境下 ESO 输出曲线

图14为地面重力环境下的ESO输出曲线,图15为空间微重力环境下的ESO输出曲线。

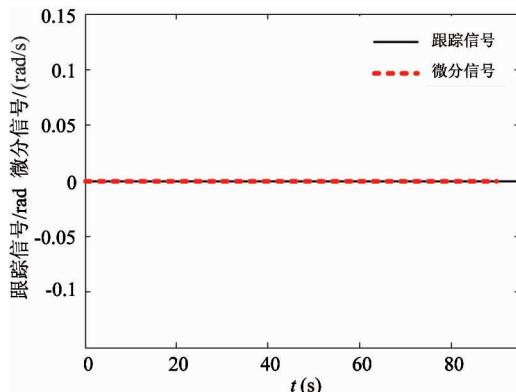


图 12 地面重力环境下 TD 输出曲线

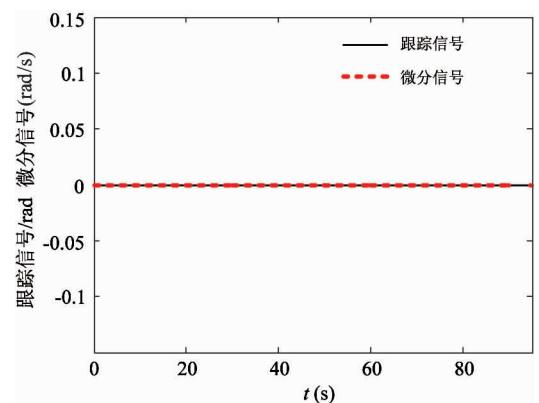


图 13 空间微重力环境下 TD 输出曲线

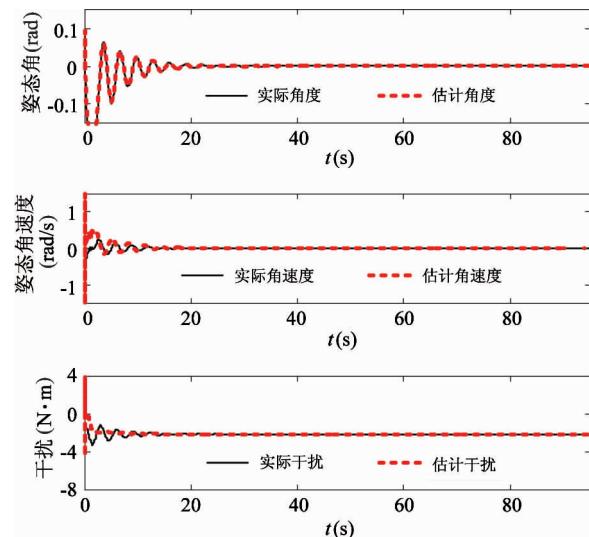


图 14 地面重力环境下 ESO 输出曲线

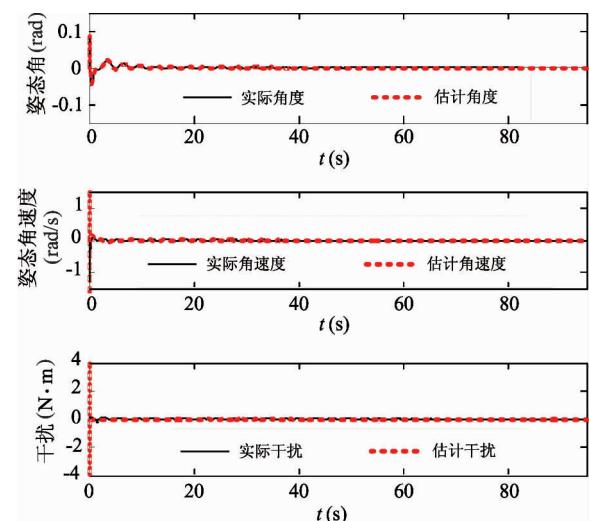


图 15 空间微重力环境下 ESO 输出曲线

从图14和图15可以看出,自抗扰控制器的

ESO很好地估计了系统的姿态角,姿态角速度和总和干扰。由于 ESO 能够估计系统的总和干扰,使 ADRC 不依赖于精确的数学模型,能够应用于不同的重力环境。

#### (3) 不同重力环境下 NLSEF 输出曲线

图 16 为地面重力环境下的 NLSEF 输出曲线,图 17 为空间微重力环境下的 NLSEF 输出曲线。

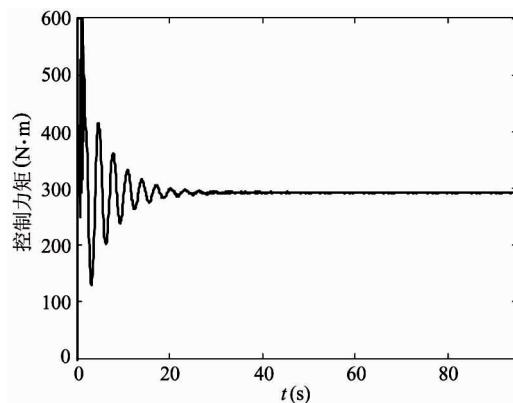


图 16 地面重力环境下 NLSEF 输出曲线

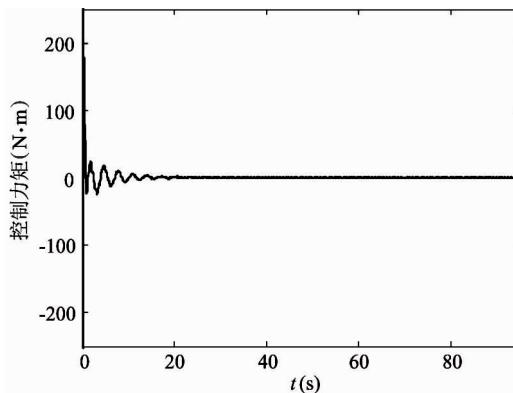


图 17 空间微重力环境下 NLSEF 输出曲线

从图 16 和图 17 可以看出, NLSEF 输出不同的控制力矩以适应不同的重力环境。

#### (4) 不同重力环境下姿态角仿真曲线

图 18 为地面上自抗扰控制下的姿态角响应曲线,图 19 为空间自抗扰控制下的姿态角响应曲线。

从图 8 和图 18 可以看出,与传统的 PD 控制算法相比,采用自抗扰控制算法,挠性航天器姿态角的波动幅度减小,获得较好的姿态控制效果。

#### (5) 不同重力环境下姿态角速度仿真曲线

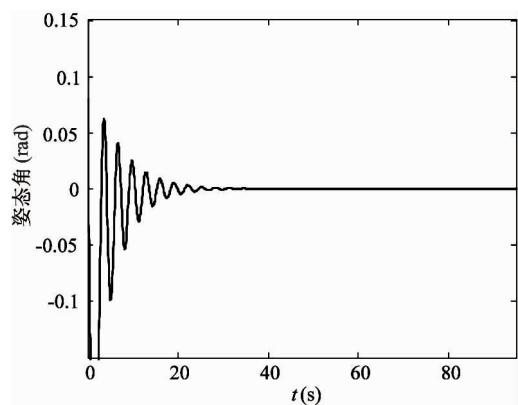


图 18 地面上自抗扰控制下姿态角响应曲线

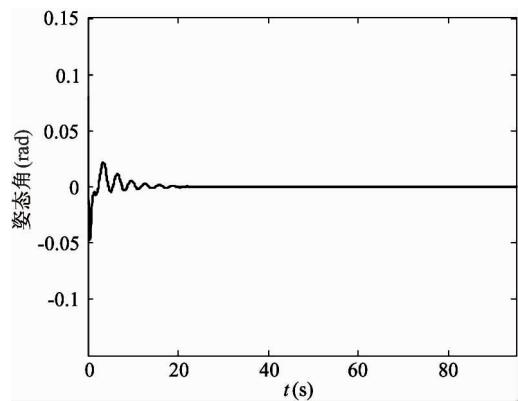


图 19 空间采用与地面相同控制器的  
姿态角响应曲线

图 20 为地面上自抗扰控制下姿态角响应曲线,图 21 为空间自抗扰控制下的姿态角响应曲线。

#### (6) 不同重力环境下一阶振动模态仿真曲线

图 22 为地面上自抗扰控制下一阶模态振动曲线,图 23 为空间自抗扰控制下一阶模态振动曲线。

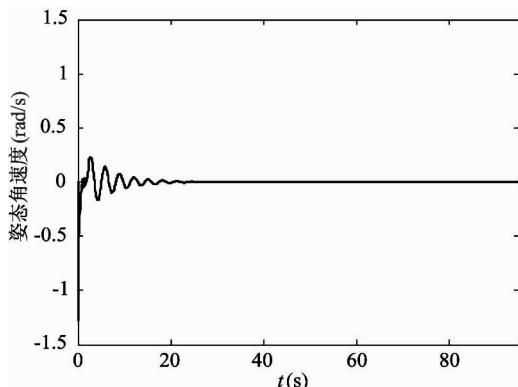


图 20 地面上自抗扰控制下姿态角速度响应曲线

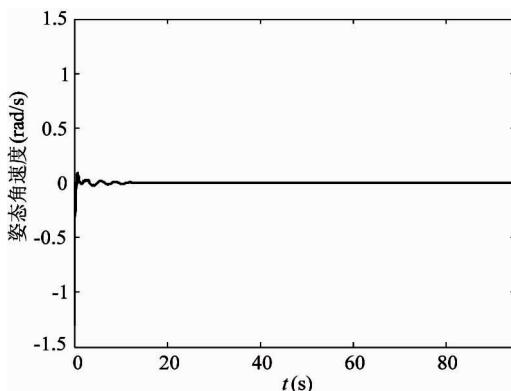


图 21 空间采用与地面相同控制器的姿态角速度响应曲线

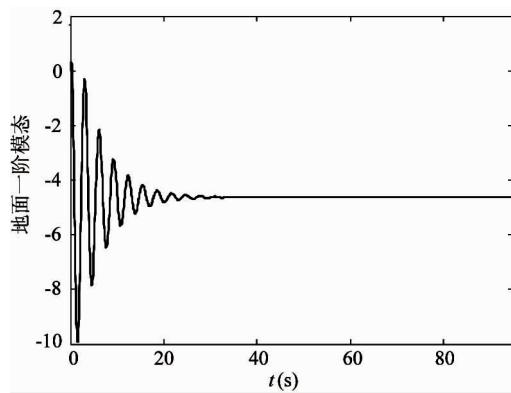


图 22 地面白抗扰控制下一阶模态振动曲线

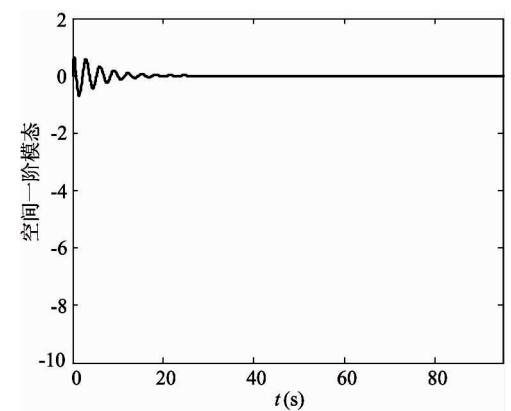


图 23 空间采用与地面相同控制器的一阶模态振动曲线

器的振动，并且具有较高的稳态精度。

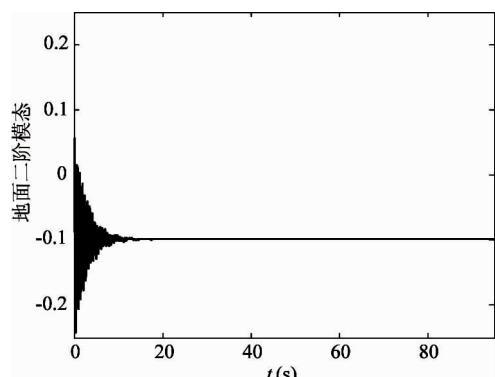


图 24 地面白抗扰控制下二阶模态振动曲线

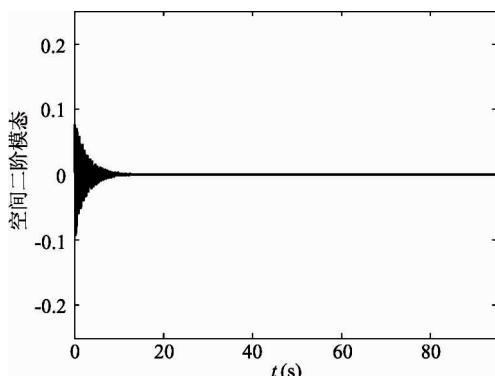


图 25 空间采用与地面相同控制器的二阶模态振动曲线

## 4 结论

本文针对挠性航天器在不同重力环境下姿态机动时的振动控制问题,以单轴转动的挠性航天器为例,建立了系统在考虑重力影响时的动力学模型,并对不同重力环境下航天器的姿态控制精度及振动情况进行仿真分析,验证了重力项的变化对挠性航天器的控制存在影响,并且采用传统的 PD 控制算法时,在地面调试好参数后,在空间不能得到较高的姿态控制精度。为了解决此问题,本研究设计了自抗扰控制器,该控制器具有不依赖于精确的数学模型的优点,能使航天器得到较高的姿态控制精度,有效地抑制不同重力环境下挠性航天器的振动,具有重要的理论研究和工程应用价值。这一结论已通过仿真实验得到了验证。

(7) 不同重力环境下二阶振动模态仿真曲线

图 24 为地面白抗扰控制下二阶模态振动曲线,

图 25 为空间自抗扰控制下的二阶模态振动曲线。

由图 18~图 25 可以看出,采用自抗扰控制器,在不同的重力环境下均能快速有效地抑制挠性航天

## 参考文献

- [ 1 ] Chutiphon P. Adaptive-gain second-order sliding mode control of attitude tracking of flexible spacecraft. *Mathematical Problems in Engineering*, vol. 2014, Article ID 312494, 11 pages, 2014
- [ 2 ] Sales T P, Rade D A, Souza L C G. Passive vibration control of flexible spacecraft using shunted Piezoelectric Transducers. *Aerospace Science and Technology*, 2013, 29: 403-412
- [ 3 ] Gangbing S, Brij N A. Vibration suppression of flexible spacecraft during attitude control. *Acta Astronautica*, 2001, 49(2): 73-83
- [ 4 ] 朱良宽, 马广富, 胡庆雷. 挠性航天器鲁棒自适应姿态机动及主动振动抑制. 振动与冲击, 2009, 28(2): 132-136
- [ 5 ] 王晓磊, 吴宏鑫. 挠性航天器振动抑制的自适应方法及实验研究. 宇航学报, 2005, 26(3): 275-291
- [ 6 ] 刘福才, 高娟娟, 王芳. 不同重力环境下空间机械臂神经自适应鲁棒控制. 宇航学报, 2013, 34(4): 503-510
- [ 7 ] 王文魁. 空间机构运动行为模拟概念研究. 载人航天, 2013, 19(5): 59-66
- [ 8 ] 齐乃明, 张文辉, 高九州等. 空间微重力环境地面模拟试验方法综述. 航天控制, 2011, 29(3): 95-100
- [ 9 ] 李君兰, 阎绍泽, 吴小燕等. 太阳翼可展结构频率的重力势影响. 清华大学学报, 2012, 52(1): 25-30
- [ 10 ] Chutiphon P. Optimal sliding mode controllers for attitude stabilization of flexible spacecraft. *Mathematical Problems in Engineering*, 2011, 863092(2): 699-708
- [ 11 ] Lee K W, Singh S N. L1 adaptive control of flexible spacecraft despite disturbances. *Acta Astronautica*, 2012, 80(6): 24-35
- [ 12 ] Malekzadeh M, Naghash A, Talebi H A. Robust attitude and vibration control of a nonlinear flexible spacecraft. *Asian Journal of Control*, 2012, 14(2): 553-563
- [ 13 ] 刘敏, 杨军, 李学林等. 挠性航天器退步自适应姿态机动及主动振动控制. 空间控制技术与应用, 2015, 41(1): 9-14
- [ 14 ] 袁国平, 史小平, 李隆. 航天器姿态机动的自适应鲁棒控制及主动振动抑制. 振动与冲击, 2013, 32(12): 110-115
- [ 15 ] 刘瞰. 空间飞行器动力学. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学出版社, 2003
- [ 16 ] 章仁为. 卫星轨道姿态动力学与控制. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1998
- [ 17 ] 韩京清. 自抗扰控制技术—估计补偿不确定因素的控制技术. 北京: 国防工业出版社, 2008
- [ 18 ] Han J Q. From PID to Active Disturbance Rejection Control. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 2009, 56(3): 900-906
- [ 19 ] 康莹, 李东海, 老大中. 航天器姿态的自抗扰控制与滑模控制的性能比较. 控制理论与应用, 2013, 30(12): 1623-1629

## Attitude control and vibration suppress of a flexible Spacecraft Considering gravity effects

Liu Fucai, Chen Xin, Jia Xiaojing

(Industrial Computer Control Engineering of Yanshan University, Key Laboratory of Hebei Province, Qinhuangdao 066004)

### Abstract

A dynamical model for flexible spacecrafts considering the gravity effect was established by choosing a uniaxial rotating flexible spacecraft as the object of the study, and then the simulation studies of the spacecraft's vibration characteristics and the attitude control accuracy in its ground alignment phase and space application phase were conducted. The simulation results show that the gravity effect has influence on both the vibration characteristics and the attitude control accuracy of the flexible spacecraft. To make flexible spacecrafts achieve higher attitude control accuracy and ideal vibration suppression, an auto disturbance rejection controller (ADRC) was designed. The controller does not depend on the precise mathematical model of the object under control, and can be applied to different gravity environments. The simulation results show that the controller is effective in vibration suppress and attitude control in the phases of ground alignment and space application of flexible spacecrafts.

**Key words:** flexible spacecraft, gravity effect, attitude control, vibration suppress