

基于模态辨识与 PSO 优化的挠性航天器模糊自适应控制

张隆¹ 郁丰²

(南京航空航天大学航天学院, 南京, 211106)

摘要: 大型挠性航天器所携带的挠性附件在空间环境中容易产生低频振动, 通过结构耦合对航天器姿态稳定性产生影响。本文提出将加速度信号映射至模态空间进行模态辨识的方法, 并使用基于辨识结果与粒子群优化(particle swarm optimization ,PSO)的模糊自适应控制方法用于低频挠性航天器的振动抑制。最后, 通过仿真实验表明, 所提出的辨识方法可有效降低模态混叠给辨识带来的影响, 辨识误差均在 2%以内; 控制方法能够大幅削减模态振动, 第一阶模态振动幅度衰减达 70%, 第二阶模态振动幅度衰减达 50%, 且系统调节快速性提升 65%。

关键词: 挠性航天器; 模态辨识; 模糊 PID; 粒子群算法; 振动抑制

中图分类号: V47

Fuzzy adaptive control of flexible spacecraft based on modal identification and PSO optimization

Zhang Long¹ Yu Feng²

(College of Astronautics, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing, China, 211106)

Abstract: Flexible appendages carried by large flexible spacecraft are prone to low-frequency vibrations in the space environment, which affect attitude stability through structural coupling. This paper proposes a modal identification method by mapping acceleration signals into the modal space. Furthermore, a fuzzy adaptive control approach, integrating the identification results with Particle Swarm Optimization (PSO), is employed for low-frequency vibration suppression in flexible spacecraft. Simulation results demonstrate that the proposed identification method effectively reduces the impact of mode aliasing on identification, with all identification errors remaining below 2%. The control method significantly attenuates modal vibrations, achieving reductions of up to 70% in the first-mode vibration amplitude and 50% in the second-mode vibration amplitude. Moreover, a 65% improvement in system response speed is achieved.

Key words: flexible spacecraft; modal identification; fuzzy PID;PSO; Vibration Suppression

引言

随着我国航天事业的迅速发展, 航天器正呈现出大型化和挠性化的发展趋势, 其中许多航天器配备了如大型薄膜太阳翼等挠性附件。对于这类航天器而言, 姿态机动过程中往往会激励挠性附件的振动, 即使完成姿态机动, 航天器姿态的稳定度指标会由于挠性附件振动的影响长时间达不到要求。附件带来的低频振动也会对航天器上的精密仪器产生干扰, 造成仪器精度下降等问题,

从而使航天器无法顺利开展工作。因此对于带有挠性附件的航天器, 研究抑制挠性附件振动具有重要意义。

文献[1]基于滤波估计策略, 实现模态振动频率在线估计, 并利用频率辨识值构建自适应陷波器, 针对高超声速飞行器引起的弹性振动问题设计了有限时间滑模扰动观测器的鲁棒跟踪控制, 保证了气动伺服弹性影响下高超声速飞行器的弹性抑制和刚体控制性能; 文献[2]在经典的 Bang-Bang 控制基础上, 通过指令滤波, 结合姿态跟踪控制器, 实现了航天器机动过程中低频挠性模态的

振动抑制；文献[3]针对未知系统扰动与惯性参数下挠性航天器姿态跟踪控制和耦合挠性附件振动抑制问题，提出了自适应动态面滑模非线性姿态跟踪控制算法以及自适应非线性主动振动抑制方法，仿真结果表明该方法能够迅速衰减引起的振动，具有较好的适应性。文献[1-3]针对挠性振动的控制研究采用滑模控制，滑模控制虽然鲁棒性强，但在滑模切换线处易产生抖振现象，对于在轨卫星来说，更容易激起模态的振动，且对硬件具有很高的要求，工程适应性弱。文献[4]提出了自适应扰动观测器和挠性振动观测器来估计挠性振动，然后基于所提出的观测器设计了姿态跟踪控制器，结果表明在抑制卫星振动的同时还能实现高精度姿态控制；文献[5]研究了有限时间姿态机动控制与振动抑制问题。首先在扰动观测结果基础上，采用输入成型技术抑制挠性附件引起的大部振动，然后提出一种改进的多变量自适应扭转算法的连续补偿控制器以抑制残余振动；文献[6]设计了积分滑模干扰观测器，能够对控制系统的总扰动准确估计，随后设计了时变滑模控制方法，抑制了挠性附件振动以及液体晃动。文献[4-6]针对模型存在不确定性的情况下开展研究，在此条件下，为实现对振动的有效抑制，通常需要设计额外的观测器以估计挠性振动状态，增大了算法的复杂度，而且观测器误差也无法保障。文献[7]针对太阳能电池列阵部署时引起航天器振动的问题，提出了自适应模糊 PD 控制方法，其仿真结果表明与传统 PD 控制器相比，该方法在稳定航天器方面具有更好的性能。然而传统的模糊控制需要人为调整隶属度函数，无法迅速得到较优的控制器参数。

航天器模态频率辨识是指使用合适的辨识方法，根据航天器的振动数据得到其振

$$\begin{aligned} \mathbf{I}_T \dot{\boldsymbol{\omega}}_{bi} + \sum_{k=1}^m \mathbf{A}_{bk} \mathbf{I}_k \dot{\boldsymbol{\omega}}_{kb} + \sum_{k=1}^m (\mathbf{A}_{bk} \boldsymbol{\omega}_{kb} \times \mathbf{I}_k \boldsymbol{\omega}_{kb}) + \boldsymbol{\omega}_{bi} \times (\mathbf{I}_T \boldsymbol{\omega}_{bi} + \sum_{k=1}^m \mathbf{A}_{bk} \mathbf{I}_k \boldsymbol{\omega}_{kb} + \mathbf{h}) + \sum_{i=1}^m \mathbf{B}_{rot,i}^T \ddot{\boldsymbol{\eta}}_i = \mathbf{T} \\ \ddot{\boldsymbol{\eta}}_i + 2\xi_i \boldsymbol{\Lambda}_i \dot{\boldsymbol{\eta}}_i + \boldsymbol{\Lambda}_i^2 \boldsymbol{\eta}_i + \mathbf{B}_{rot,i}^T \dot{\boldsymbol{\omega}}_{bi} = 0 \end{aligned} \quad (1)$$

其中， $\boldsymbol{\omega}_{bi}$ 为整星相对于惯性系的角速度， $\boldsymbol{\omega}_{kb}$ 为帆板相对本体系的角速度， \mathbf{I}_T 为整星转动惯量矩阵， \mathbf{I}_k 为太阳帆板转动惯量， $\mathbf{B}_{rot,i}$ 为第 i 个挠性附件相对卫星质心的转动

模态参数。Xie[12]等人使用特征系统实现算法(ERA)研究了基于加速度信号的挠性航天器模态参数识别。Fan[13]等人将观测器/卡尔曼滤波器识别方法(OKID)与 ERA 相结合，研究了大型薄膜天线的模态参数识别。Ni[14]等人使用投影近似子空间跟踪(PAST)递归算法进行模态参数识别。此外，还有包括 SSI[15]，NExT-ERA[16]等参数识别方法。以上方法需要大量的输入或输出数据进行模态参数辨识，本文由于只关注目标模态频率，因此本文将加速度信号映射至模态空间中，通过 FFT 直接获取模态频率参数。该方法通过直接将时域信号转换为频域，更高效、直观地对模态频率进行辨识，减少了计算复杂度，且降低了噪声对辨识结果的影响。

基于上述分析，本文从工程应用角度出发，建立模态辨识方法数学模型，通过将加速度信号映射至模态空间中减少模态混叠，得到精确的辨识结果，并基于模态频率辨识结果设计自适应陷波器。与传统方法相比，该方法能够减少算法复杂度，且误差较小。为兼顾挠性振动抑制与系统快速稳定，选择采用模糊 PID 作为控制器，并利用粒子群算法优化 PID 参数。通过仿真分析验证了上述方法能够有效抑制挠性模态振动，并提高了系统的快速性。

1. 挠性航天器动力学模型

对于带挠性太阳帆板的航天器，假设其由一个中心刚体 B 和 n 个与其相连的挠性附件 $B_i (i=1, 2, \dots, n)$ 组成，根据角动量守恒定律以及考虑挠性附件的阻尼 ξ 和 SADA 转动，可得到卫星姿态动力学方程如下：

耦合系数矩阵， ξ_i 为第 i 个挠性附件的阻尼比， $\boldsymbol{\Lambda}_i$ 为第 i 个挠性附件的模态频率矩阵， \mathbf{h} 为飞轮产生的角动量。 \mathbf{T} 为卫星受到的合外力矩， $\boldsymbol{\eta}_i$ 为第 i 阶模态的坐标。 \mathbf{A}_{bk} 为帆

板坐标系到本体坐标系的转换矩阵, 具体表示为:

$$A_{bk} = \begin{bmatrix} \cos \alpha_p & 0 & \sin \alpha_p \\ 0 & -1 & 0 \\ -\sin \alpha_p & 0 & -\cos \alpha_p \end{bmatrix} \quad (2)$$

其中, α_p 为帆板转角。理论分析表明, 动力学方程中存在的模态坐标 η_i 项, 会通过耦合矩阵 $B_{rot,i}$ 引入干扰力矩项 $\sum_m B_{rot,i}^T \ddot{\eta}_i$ 。当航天器遭受外部激励时, 会导致 $\dot{\omega}_{bi}$ 幅值增大引起模态坐标 η_i 增大, 从而引起航天器姿态扰动。因此, 需要采取措施抑制项 η_i , 以减小挠性振动对航天器姿态的影响。

2. 基于挠性模态频率辨识的自适应陷波器设计

2.1 挠性模态参数在线辨识模型建立

传统方法通过加速度传感器直接测量加速度信号进行模态辨识, 但当加速度信号受噪声影响明显时, 随机噪声与高频干扰会显著降低模态频率辨识精度。若将加速度信号映射至模态空间中, 由于振型的正交性, 系统的实际响应可以分解到各个独立的模态上, 避免噪声在单一模态集中。这样会削弱噪声影响, 从而提高辨识精度。

使用有限元方法, 通过求解广义特征值问题得到振型:

$$(\mathbf{K} - \omega_i^2 \mathbf{M}) \phi_i = \mathbf{0}, i = 1, 2, \dots, n \quad (3)$$

其中, \mathbf{K} 为挠性附件刚度矩阵, \mathbf{M} 为质量矩阵, ω_i 为第 i 阶模态固有频率, ϕ_i 为对应振型向量。振型 $\Phi = [\phi_1, \phi_2, \dots, \phi_n]$ 满足归一化条件:

$$\Phi^T \mathbf{M} \Phi = \mathbf{I}, \Phi^T \mathbf{K} \Phi = \Omega^2 \quad (4)$$

其中, $\Omega = \text{diag}(\omega_1, \omega_2, \dots, \omega_n)$ 为模态固有频率矩阵。该条件确保物理空间与模态空间的双向映射唯一性。

实测加速度信号 $a(t)$ 通过振型的广义逆可映射至模态空间:

$$\ddot{\eta}(t) = \Phi^+ a(t) \quad (5)$$

式中, $\Phi^+ = (\Phi^T \mathbf{M} \Phi)^{-1} \Phi^T \mathbf{M}$ 为振型矩阵的广义逆。

2.2 基于加窗 FFT 的频域模态参数提取

得到离散化信号 $\ddot{\eta}(t)$ 后, 利用加窗 FFT 分析其频谱特性, 引入 hanning 窗函数:

$$w(n) = a_0 - (1 - a_0) \cdot \cos\left(\frac{2\pi n}{N-1}\right) \quad (6)$$

其中, $0 \leq n \leq N-1$, a_0 为调整系数, 用于控制窗函数形状。加窗后信号的 FFT 幅值谱为:

$$|Q(k)| = \left| \sum_{n=0}^{N-1} w(n) \ddot{\eta}(n) e^{-j2\pi kn/N} \right| \quad (7)$$

加窗后的模态信号能有效避免频谱泄露, 提高模态频率辨识分辨率。

2.3 自适应陷波器设计

针对帆板挠性振动设计如下形式的陷波器:

$$\hat{H}_i(s) = \frac{1}{\tau_i s + 1} \frac{s^2 + 2g_{\min i} \xi_{ni} \omega_{ni} + \omega_{ni}^2}{s^2 + 2\xi_{ni} \omega_{ni} + \omega_{ni}^2} \quad (8)$$

其中, $i = 1, 2, \dots, n$, ω_{ni} 为陷波中心频率, ξ_{ni} 控制陷波宽度, $g_{\min i}$ 控制陷波深度。上述滤波器中, 惯性环节考虑了实际应用当中执行机构以及敏感器的惯性特性; 二阶环节则考虑到针对挠性帆板的振动抑制。随着陷波参数 ξ_{ni} 增大, 陷波器的陷波带宽也随之增大。

根据 2.2 节中获取的模态频率辨识值作为陷波器的中心频率, 构建级联型自适应陷波器:

$$\hat{H}(s) = \prod_{i=1}^2 \hat{H}_i(s) \quad (9)$$

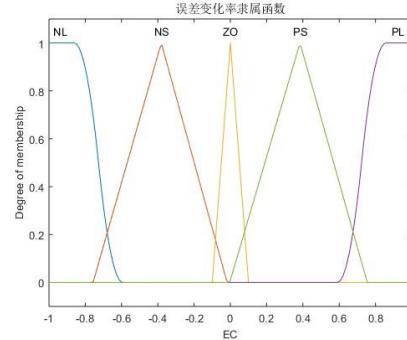
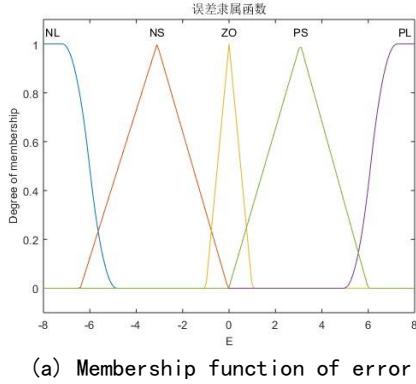
由于工程中陷波器的陷波深度一般设计在 -20dB 至 -60dB 之间, 因此在设计陷波器时需根据模态辨识结果合理选择陷波参数, 以达到合适的陷波效果。

3. 基于粒子群优化算法的模糊 PID 控制器设计

3.1 模糊 PID 控制器设计

为实现对模糊 PID 控制中输出 PID 参数的优化, 在已确定输入变量 E(角度误差) 和 EC(角速度误差) 的隶属度函数以及模糊规则的前提下, 本节采用粒子群优化算法。通过该算法, 实现对输出 PID 参数的优化。设计时, 每个输入与输出均采用五级模

糊划分：“PL”，“PS”，“ZO”，“NS”，“NL”。现给出角度误差与角速度误差的隶属度函数如图 1 所示：



(b). Membership function of error rate of change

Fig. 1 Membership function of error and error rate of change

模糊推理规则库采用二维决策表形式构建，如表 1 所示：

表 1 模糊规则
Table 2 Fuzzy rule table

E	EC	NL	NS	ZO	PS	PL
NL		PL,NL,PL	PL,NL,PS	PL,NL,ZO	PS,NL,NS	ZO,NL,NL
NS		PL,NS,PS	PS,NS,PS	PS,NS,ZO	ZO,NS,NS	NS,NS,NS
ZO		PS,PL,ZO	PS,PL,ZO	ZO,PL,ZO	NS,PL,ZO	NS,PL,ZO
PS		ZO,PS,NS	ZO,PS,NS	NS,PS,ZO	NS,PS,PS	NL,PS,PS
PL		ZO,NL,NL	NS,NL,NS	NS,NL,ZO	NL,NL,PS	NL,NL,PL

在模糊系统输入的隶属度函数以及模糊规则确定后，利用粒子群优化算法对模糊输出的隶属度函数进行优化，从而在去模糊化后得到优化后的 K_p, K_i, K_d 参数。

3.2 基于 PSO 的模糊输出优化方法

在粒子群优化模型的构建中，假设输出的隶属度函数皆为三角形，其取值范围在一个区间内，取区间内的最大值与最小值分别为粒子的一维参数，考虑到每个输出参数包含 5 个隶属度函数，通过计算，定义粒子维度为 30 维。对于任意粒子 i ，它的位置可由一个 30 维向量

$$\bar{x}_i(t) = [x_{i,1}(t), x_{i,2}(t), \dots, x_{i,30}(t)]$$

来表示，粒子的每一维位置均被限制在 PID 三参数的最大值与最小值之间。搜索空间中的每一个粒子都按照下述公式进行运动：

$$\begin{aligned} \nu_{i,d}(t+1) &= \hat{\omega} \nu_{i,d}(t) + c_1 r_1 [\mathbf{p}_{i,d}(t) - \\ & \quad \mathbf{x}_{i,d}(t)] + c_2 r_2 [\mathbf{p}_{g,d}(t) - \mathbf{x}_{i,d}(t)] \end{aligned} \quad (10)$$

$$\mathbf{x}_{i,d}(t+1) = \mathbf{x}_{i,d}(t) + \nu_{i,d}(t+1) \quad (11)$$

$$P_{best}^{k+1} = \begin{cases} P_{best}^k & f(X_i^{k+1}) > f(P_{best}^k) \\ X_i^{k+1} & f(X_i^{k+1}) \leq f(P_{best}^k) \end{cases} \quad (12)$$

其中， c_1, c_2 为学习因子， $p_{i,d}, p_{g,d}$ 分别表示个体最优与群体最优， r_1, r_2 为 $[0,1]$ 之间的随机数， k 为迭代次数， $\hat{\omega}$ 为惯性权重，较大的权重值适用于大范围搜索，较小的权重值适用于小范围搜索，因此在设计时首先在迭代初期具有较大的权重值，遍历整个搜索空间，随着迭代次数增加，权重值逐渐下降。因此调整惯性权重值如式(14)所示：

$$\begin{aligned} \omega_k &= \omega_{k \max} - (\omega_{k \max} - \omega_{k \min}) \\ &\quad \sin[(\pi/2) \cdot (k/k_{\max})] \end{aligned} \quad (14)$$

优化算法中选取粒子为每个参数的每个隶属度函数的区间值。结合挠性航天器的特性，设计适应度函数为：

$$S = \alpha \sigma \% + \beta t_s + \gamma |\eta|_{\max} \quad (15)$$

其中， $\sigma\%$ 为超调量， t_s 为调节时间， $|\eta|_{\max}$ 为模态位移峰值， α, β, γ 为加权系数，权重值可根据实际要求进行取值。通过最小化 S ，算法可生成满足多目标约束的优化参数集。超调量与调节时间能够确保挠性航天器在控制动态过程中保持稳定，模态位移峰值

能够确保航天器在控制过程中使得振动位移最小, 以确保最大程度抑制挠性附件振动。

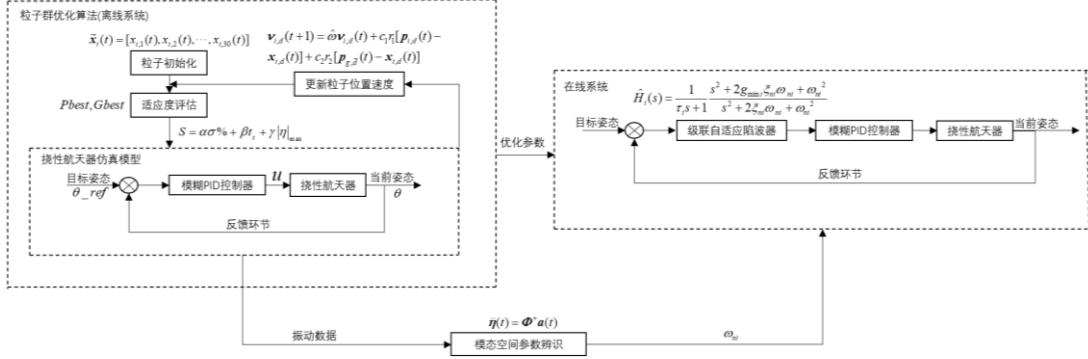


图 2 基于粒子群优化的模糊 PID 控制策略框图

Fig. 2 Block diagram of fuzzy PID control strategy based on particle swarm optimization

4. 数值仿真结果分析

本节将所设计的模糊 PID 控制以及自适应陷波器方法应用于挠性航天器姿态控制, 通过仿真验证该控制方法的有效性。仿真动力学参数如表 2 所示:

表 2 仿真参数

Table 2 Simulation parameters

仿真参数	值
转动惯量 ($kg \cdot m^2$)	$JM = \begin{bmatrix} 12650 & 19 & -402 \\ 19 & 4428 & -62 \\ -402 & -62 & 13989 \end{bmatrix}$
帆板转动惯量 ($kg \cdot m^2$)	$JF = diag \{1689.7 \ 39.7 \ 1650\}$
耦合矩阵	$B_{rot} = \begin{bmatrix} 6.45637 & 0.27814 & 1.15629 \\ 0.25619 & 4.91756 & 0.67264 \\ 0.11687 & 1.48901 & 2.83674 \end{bmatrix}$
挠性模态数	$N = 3$
模态频率	$\Lambda = [0.7681 \ 1.1038 \ 1.8733]$
阻尼比	$\xi = [0.0224 \ 0.0244 \ 0.0292]$
PID 参数	$K_p = 0.0573, K_i = 0.001, K_d = 0.0045$
惯性权重	$\omega_{k \max} = 0.9, \omega_{k \ min} = 0.4$

首先进行模态频率辨识仿真: 加速度计安装位置参考文献[12], 即帆板自由端, 自由端能最大程度地测量加速度响应。在初始时刻利用飞轮给 z 轴一个激励力矩, 幅值为 $10 N \cdot m$, 作用时间 1s, 加速度计中引入随机游走噪声模型, 零偏初值设为 $0.0001g$, 前三阶模态振型如图 3 所示, 得到加速度仿真结果如图 4(a)所示, 根据式(5)转换得到的模态坐标二阶导数如图 4(b)所示:

动。基于粒子群优化的自适应模糊 PID 控制策略框图如图 2 所示:

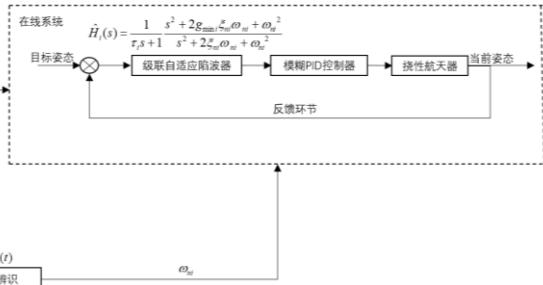


图 3 前三阶模态振型

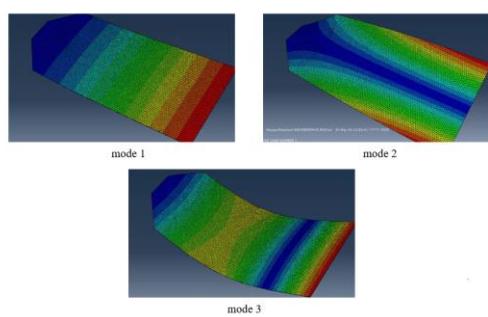
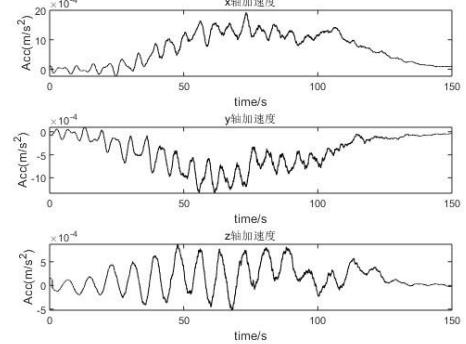
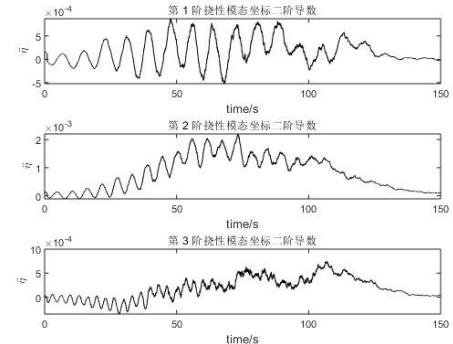


图 3 前三阶模态振型

Fig. 3 The first three modal mode shapes



(a) acceleration



(b) modal second derivative

图 4 帆板加速度与模态二阶导数
Fig. 4 Windsurf acceleration and modal second derivative

帆板加速度直接使用 FFT 得到的结果如图 5(a)所示, 使用本文方法得到的结果如图 5(b):

由图 5(a)可见, 由于频率泄露以及噪声影响明显, 直接利用加速度信号辨识很难得到模态频率信息, 只能勉强从中读取一个频率。而本文方法在不良条件下仍可获取到准确的频率信息, 频率分辨率高。由图 5(b)得到的频率辨识结果如表 3 所示:

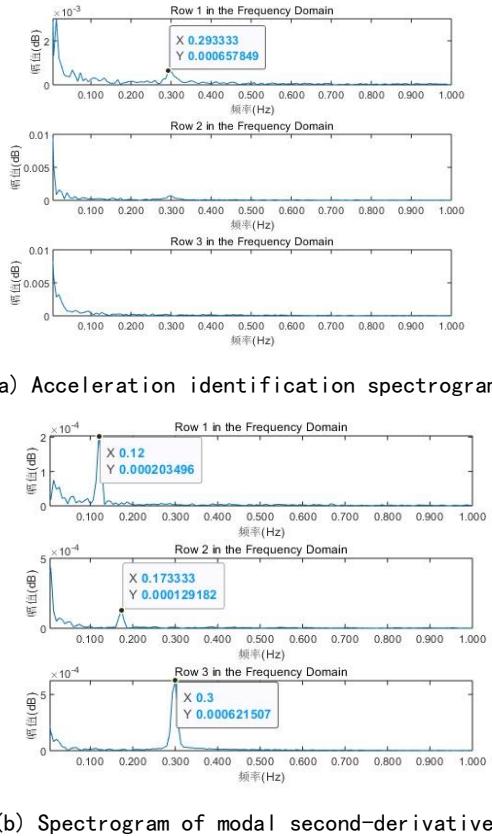


图 5 辨识结果对比图
Fig. 5 Comparison chart of identification results

表 3 模态坐标二阶导数频率辨识结果

Table 3 Results of Modal Second Derivative Frequency Identification

频率阶次	模态振动频率真值(rad/s)	辨识结果(rad/s)	误差(%)
1	0.7681	0.7540	1.836
2	1.1038	1.0891	1.341
3	1.8733	1.8850	0.625

由表 3 可见, 本文方法辨识精度较高, 误差在 2% 以内。根据表 3 当中辨识所得结果, 设计如式(8)所示的自适应陷波器。其中, $\tau = 0.1$, $\xi_{n1} = \xi_{n2} = 0.2$, $g_{\min 1} = 0.001$, $g_{\min 2} = 0.001$, $\omega_{n1} = 0.7540$, $\omega_{n2} = 1.0891$ 。

以上参数所对应的陷波器伯德图如图 6 所示:

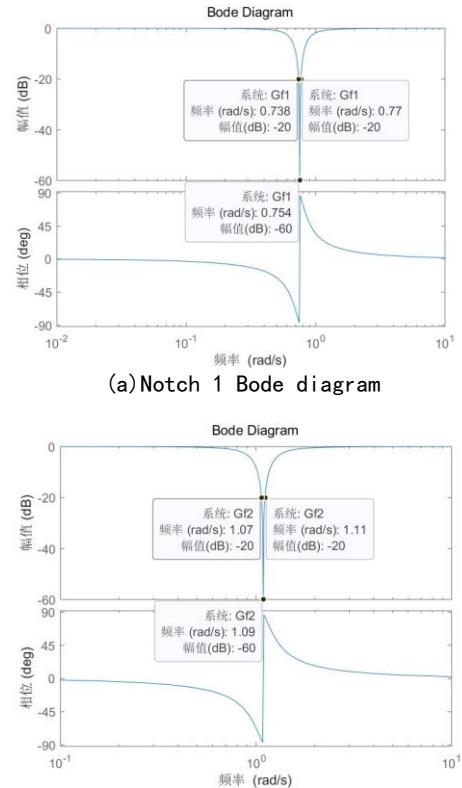


图 6 陷波器伯德图
Fig. 6 Notch Bode Diagram

由伯德图可见, 在频率辨识误差范围内, 陷波深度小于-20dB, 符合设计需求。

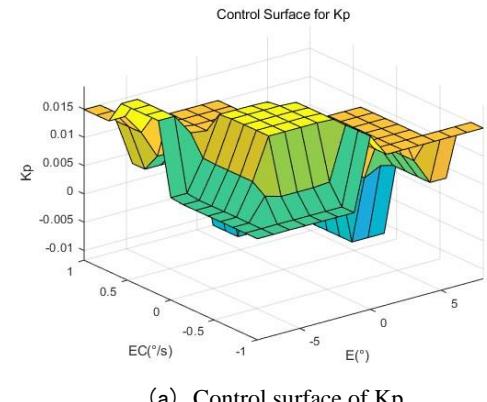
基于经典 PID 参数的取值, 模糊输出 PID 参数的优化范围为:

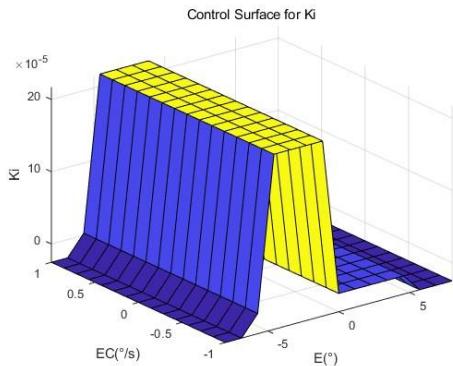
$$K_p \in [0, 0.1],$$

$$K_i \in [0, 0.002],$$

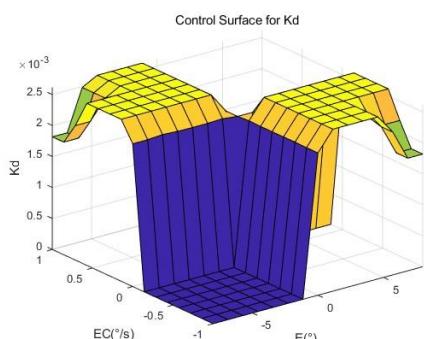
$$K_d \in [0, 0.009]$$

使用粒子群算法得到优化后的 PID 参数控制面如图 7 所示。





(b) Control surface of K_i

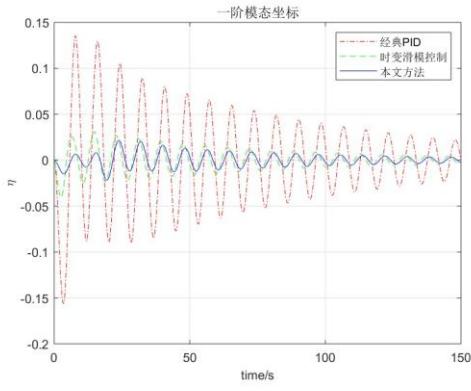


(c) Control surface of K_d

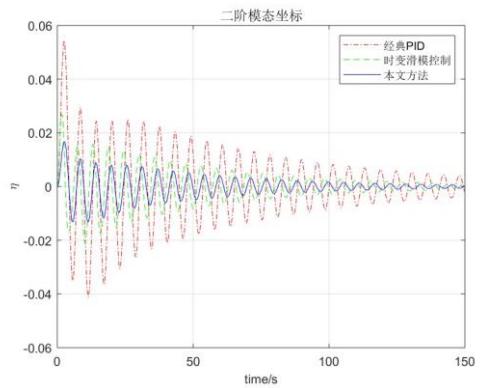
图 7 PID 参数控制面

Fig. 7 Control Surfaces of PID parameters

姿态仿真条件为轨道系下初始姿态角 $[8 -7 6]^\circ$ ，初始角速度 $[0 0 0]^\circ/s$ ，模态位移速度初值 $\eta = [0, 0, 0]$, $\dot{\eta} = [0, 0, 0]$ ，仿真时间 150s, SADA 保持 $\omega_{kb} = 0.0116^\circ/s$ 绕本体系俯仰轴进行匀速转动，陷波采样时间为 10ms，对使用优化后的模糊 PID 控制并加入自适应陷波器进行仿真。为验证方法的有效性，将结果与经典 PID 控制以及文献[6]所提到的时变滑模控制方法进行仿真对比，得到的模态响应结果如图 8 所示，姿态仿真结果如图 9~图 10 所示。



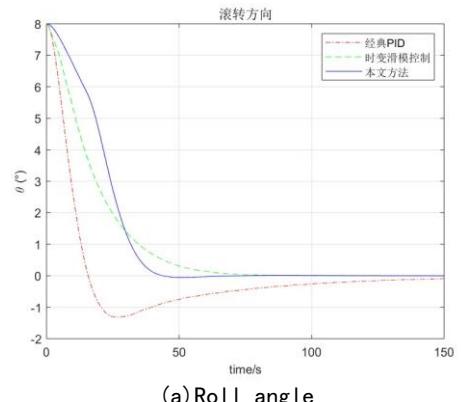
(a) First-order modal coordinates



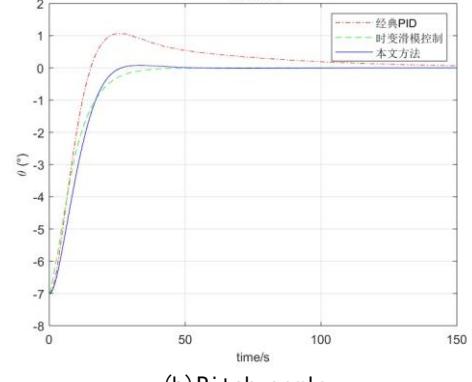
(b) Second-order modal coordinates

Fig.8 Time response of modal coordinates

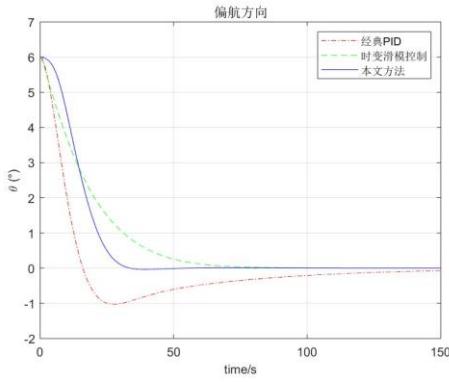
由模态坐标时间响应曲线可知，本文方法相较于传统 PID 控制，振动抑制效果显著。模态坐标在系统控制开始时的响应较弱，在后续也逐步衰减，没有激励起振动。与文献[6]所提方法一样，本文方法能够对模态振动起到明显的抑制作用，对第一阶模态振动幅度衰减达 70%，对第二阶模态振动幅度衰减达 50%。



(a) Roll angle



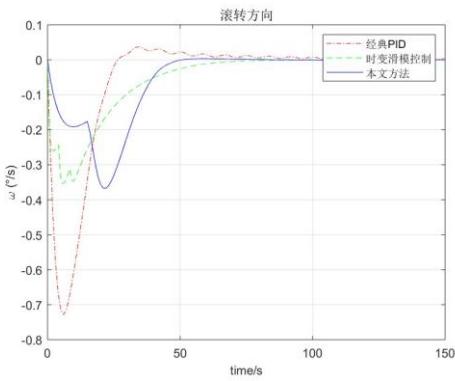
(b) Pitch angle



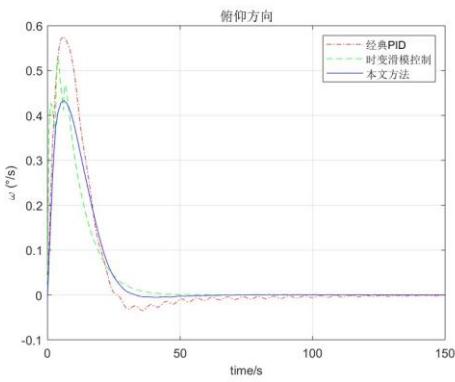
(c) Yaw angle

图 9 欧拉角时间响应

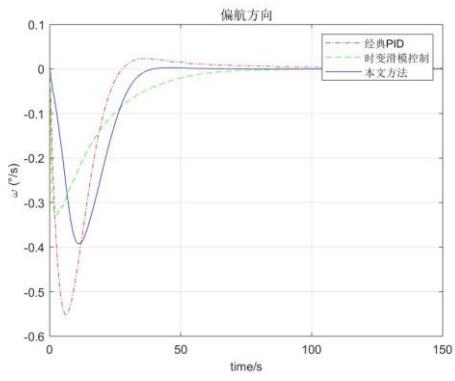
Fig. 9 Euler angle time response



(a) Roll angular velocity



(b) Pitch angular velocity



(c) Yaw angular velocity

图 10 角速度时间响应

Fig. 10 Angular velocity time response

图 9~图 10 为卫星姿态角与姿态角速度

响应曲线。综合分析图 7、图 9 与图 10 可知，系统在控制开始时， K_p 与 K_i 值较小， K_d 值较大，这使得系统在启动时响应较慢，故模态响应较小。在启动后随着 K_p 逐步增大，角速度响应增大。在靠近稳态时， K_i 达到峰值，确保稳态精度。显然，本文提出的控制器相较于经典 PID 控制器能够使卫星姿态更快速的收敛。经过优化后的模糊系统在振动抑制能力方面性能更好，且在几乎不影响快速性的情况下超调更小，系统具有更好的动态特性。此外，本文方法相较于时变滑模控制方法，在系统快速性方面更具有优越性，在使用本文方法时，系统的调节时间为 38.5s，时变滑模控制需 55s，而 PID 控制则需 110s，本文方法在系统调节快速性方面提升 65%。

5. 结论

针对携带挠性附件的大型在轨卫星所存在的低频挠性振动难以抑制，滑模控制易激起挠性振荡且传统模态频率辨识算法复杂度大的问题，本文提出一种将加速度信号映射至模态空间进行辨识的方法，并使用基于模态辨识结果与粒子群优化的自适应模糊 PID 控制策略，在将姿态稳定的基础上，实现了挠性附件的振动抑制。相较于其他辨识算法，本文算法通过将加速度信号映射至模态空间中减少模态混叠，并且噪声能够被分解至各独立模态中，能显著减小辨识误差。控制方法利用粒子群算法高效地优化得到模糊 PID 控制中的输出参数，且基于模态辨识结果设计陷波器，使得仿真收敛速度最快、模态振动最低。通过数学仿真结果表明，所提出的辨识算法能够有效避免噪声干扰，辨识误差均在 2% 以内。使用的控制方法能够显著抑制挠性模态振动，对第一阶模态振动幅度衰减达 70%，对第二阶模态振动幅度衰减达 50%，且系统调节快速性方面提升 65%。验证了算法的有效性，同时为工程实践中的应用提供了具有参考价值的设计思路。

参考文献

- [1] 王霞,杨林,张大伟,等.主被动结合的弹性高超声速飞行器鲁棒自适应控制[J].宇航学报,2024,45(07):1052-1064.
WANG Xia, YANG Lin, ZHANG Da-wei, et al. Robust adaptive control of elastic hypersonic vehicle combining active and passive combination[J]. Journal of Astronautics, 2024, 45(07): 1052-1064.)
- [2] 魏春岭,袁泉,张军,等.基于指令滤波的低频挠性航天器振动控制方法[J].空间控制技术与应用,2019,45(03):1-7.
Wei Chunling, Yuan Quan, Zhang Jun, et al. Space Control Technology and Application, 2019, 45(03): 1-7.)
- [3] 周成宝,李世兴,班晓军,等.自适应挠性航天器姿态非线性控制[J/OL].兵器装备工程学报,1-7[2024-11-28].
ZHOU Chengbao, LI Shixing, BAN Xiaojun, et al. Adaptive Flexible Spacecraft Attitude Nonlinear Control[J/OL]. Journal of Ordnance Equipment Engineering, 1-7[2024-11-28].
- [4] Zhu W, Zong Q, Tian B, et al. Disturbance observer-based active vibration suppression and attitude control for flexible spacecraft[J]. IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics: Systems, 2020, 52(2): 893-901.
- [5] Zhang X, Zong Q, Dou L, et al. Finite-time attitude maneuvering and vibration suppression of flexible spacecraft[J]. Journal of the Franklin Institute, 2020, 357(16): 11604-11628.
- [6] 时浩翔,宋晓娟.充液挠性航天器时变滑模控制及振动抑制[J].力学与控制学报,2024,22(07):19-28.
SHI Haoxiang, SONG Xiaojuan. Time-varying sliding mode control and vibration suppression of liquid-filled flex-
- ible spacecraft[J]. Journal of Dynamics and Control, 2024, 22(07): 19-28.)
- [7] Zhang W, Zhu W, Zhang S, et al. Adaptive fuzzy control for attitude stabilization of spacecraft with deployable composite laminated solar array[J]. Complexity, 2020, 2020(1): 3098684.
- [8] 刘延柱.多体系统动力学[M].高等教育出版社, 2014.
LIU Yanzhu. Dynamics of multi-body systems[M]. Higher Education Press, 2014.
- [9] Wang Z, Xu M, Jia Y, et al. Vibration suppression-based attitude control for flexible spacecraft[J]. Aerospace Science and Technology, 2017, 70: 487-496.
- [10] Chen G, Liu S, Tang Z, et al. A novel method of multiple adaptive notch filtering for flexible missile vibration suppression[J]. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 2020, 92(8): 1149-1157.
- [11] 屠善澄.卫星姿态动力学与控制[J].北京:宇航出版社, 2001.
Tu Shancheng. Satellite Attitude Dynamics and Control[J]. Beijing: Astronautics Press, 2001.
- [12] Xie Y, Liu P, Cai G. On-orbit frequency identification of spacecraft based on attitude maneuver data[J]. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 2018, 90(1): 33-42.
- [13] Fan L, Liu X, Cai G. Dynamic modeling and modal parameters identification of satellite with large-scale membrane antenna[J]. Advances in space research, 2019, 63(12): 4046-4057.
- [14] Ni Z, Mu R, Xun G, et al. Time-varying modal parameters identification of a spacecraft with rotating flexible appendage by recursive algorithm[J]. Acta Astronautica, 2016, 118: 49-61.

[15] Chen T Z, Liu X, Cai G P, et al. On -Orbit Modal Identification of Solar Sail Using Covariance-Driven Stochastic Subspace Identification Method[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2025: 1-9.

[16] Yang J, Sun Y, Jing H, et al. An improved NExT method for modal identification with tests validation[J]. Engineering Structures, 2023, 274: 1151-92.