

一种改进的航天器时变模态参数递推辨识方法

倪智宇¹, 刘金国¹, 吴志刚²

(1. 中国科学院沈阳自动化研究所机器人学国家重点实验室, 沈阳 110016;
2. 大连理工大学航空航天学院, 大连 116024)

摘要: 针对基于预测器的递推子空间辨识 (RPBSID) 方法在估计系统的状态变量时计算量较大的问题, 提出一种改进的 RPBSID 方法并应用于航天器的时变模态参数辨识。与原算法相比, 改进后的方法在求解状态量时不需要逐个时刻构建相应的 Hankel 矩阵, 而是利用仿射投影算法 (APA) 实现状态量的递推估计, 从而减少了辨识过程中的数据量。在此基础上, 利用该状态变量递推得到时变系统的状态空间模型和模态参数。在数值仿真中, 建立带有大型挠性附件的卫星动力学模型, 分别考虑系统模态参数线性变化、突变和周期改变的情况, 利用改进的 RPBSID 方法对结构的时变频率和阻尼比等参数进行了辨识。理论分析和数值仿真的结果表明这种改进的方法不仅能够有效地辨识系统的时变模态参数, 而且与原方法相比具有更高的计算效率。

关键词: 模态参数辨识; 大型挠性航天器; 递推子空间方法; 时变系统; 仿射投影算法

中图分类号: N945.14; O324; V474 文献标识码: A 文章编号: 1000-1328(2018)10-1097-10

DOI: 10.3873/j.issn.1000-1328.2018.10.005

An Improved Recursive Identification Method for Time-Varying Modal Parameters of Spacecraft

NI Zhi-yu¹, LIU Jin-guo¹, WU Zhi-gang²

(1. State Key Laboratory of Robotics, Shenyang Institute of Automation, Chinese Academy of Sciences, Shenyang 110016, China;
2. School of Aeronautics and Astronautics, Dalian University of Technology, Dalian 116024, China)

Abstract: The recursive predictor-based subspace identification (RPBSID) algorithm bears heavy computation burden in estimating the system state variables. In this paper, an improved RPBSID method is presented and applied to identify time-varying modal parameters of the spacecraft. Compared with the original algorithm, it does not need to construct the corresponding Hankel matrix in each time instant for the improved method when solving the state variables. The affine projection algorithm (APA) is used to implement recursive estimation of the state variables, thereby reducing the amounts of data in the identification process. Moreover, the state-space model and corresponding modal parameters of the time-varying system are determined recursively by the identified state variable. In the numerical simulation, the dynamics model of a satellite with large flexible appendages is established. Three cases that may factors the modal parameters to vary with time, such as the linear variation, step change and periodical variation are investigated. The improved RPBSID method is applied to identify the structural time-varying frequency and damping ratio parameters. Compared with the original algorithm, the results of the theory analysis and numerical simulation illustrate that the proposed method not only can effectively identify the system time-varying modal parameters, but also features higher computational efficiency.

Key words: Modal parameter identification; Large flexible spacecraft; Recursive subspace method; Time-varying system; Affine projection algorithm

收稿日期: 2018-03-22; 修回日期: 2018-05-24

基金项目: 国家自然科学基金(51575544, 51775541); 中国博士后科学基金(2016M601354)

0 引言

航天器系统模态参数的辨识实验目前已经在一些在轨空间结构上开展并获得成功,例如伽利略探测器、哈勃空间望远镜以及工程实验卫星(Engineering Test Satellite, ETS)系列等^[1-3],但这些在轨辨识实验均是基于定常系统模型进行的,比如 ETS-VI 卫星就在实验中将太阳能帆板固定在某一个角度,以防止它的旋转对整星模态参数辨识造成影响。从实际在轨运行的角度考虑,系统模态参数可能由于航天器的对接与分离、太阳能帆板的转动、大型天线的展开或者对目标物体的捕获等情况发生改变^[4]。例如美国的土壤湿度主/被动观测卫星,携带的大型可展开式天线在工作时会始终以 4 s/r 的速度进行旋转^[5],而日本 ETS-VIII 卫星帆板的转动则可以导致结构参数的变化幅度高达 25%^[6]。可见这种由于结构构型改变而对系统模态参数造成的时变影响是不能够轻易忽略的,因此有必要考虑航天器运行过程中的时变模态参数辨识问题。

针对航天器的模态参数辨识问题, Juang 等人^[3]采用特征系统实现算法(Eigensystem Realization Algorithm, ERA),使用控制力矩输入信号和陀螺仪量测信号的数据,对哈勃空间望远镜进行了结构频率和阻尼等模态参数的在轨辨识。黎康等人^[7]仅利用被噪声污染的输入信号,基于子空间算法对挠性航天器的模态参数进行了辨识。Kasai 等人^[8]利用航天器姿态调整过程中的星体姿态信号和挠性附件振动响应信号,在 ETS-VIII 卫星上成功进行了系统模态参数的在轨辨识实验。文献[9]提出了一种基于视觉测量的太阳翼模态参数辨识方法,通过相机测量得到测点处的振动位移响应,然后采用 ERA 算法辨识太阳翼的模态参数。在现有的航天器模态参数辨识方法中, ERA 和子空间方法是两种最为常用的时域辨识方法^[10]。这两种方法的核心思想是通过构建相应的 Hankel 矩阵,利用奇异值分解(Singular Value Decomposition, SVD)计算得到系统的状态空间模型和对应的模态参数。这两种方法已经被工程人员证明是成熟可靠的辨识手段,但该类方法主要针对的是定常系统,对于时变系统的辨识能力极为有限。此外,对于航天器系统的控制问题而言,一些控制方法需要实时地获得系统的时变模态参数,以便于及时实现控制器参数的调整。因此有关航

天器时变模态参数的辨识问题,寻找一种计算效率较快、更加适合于在线辨识的方法是有必要的^[11]。

为克服基于 SVD 的子空间辨识方法计算效率较低的问题, Houtzager 等人^[12]提出了一种名叫基于递推预测器的子空间辨识(Recursive Predictor-Based Subspace Identification, RPBSID)方法。这种递推方法通过自适应滤波,利用外生向量自回归(Vector Autoregressive with Exogenous, VARX)预测器来提供渐进一致估计,从而通过求解最小二乘线性问题计算状态空间模型,进而辨识得到系统的时变模态参数。这类递推方法已经在一些机械和航空结构的辨识实验中得到验证,但是还尚未见到其在航天器参数辨识方面的应用研究。

本论文针对 RPBSID 方法在估计系统状态量时需要构建广义 Hankel 矩阵而导致数据量较大的问题,提出了一种改进后的 RPBSID 方法,并将其用于航天器时变模态参数的辨识中。这种改进方法通过引入仿射投影方法(Affine Projection Algorithm, APA)对状态量进行递推求解,不需要逐个时刻构建高维数的广义 Hankel 矩阵和进行矩阵求逆计算,从而提高了方法的计算效率。在数值算例中,建立带有大型挠性附件的卫星动力学模型,分别对线性变化、突然改变和周期变化三种情况下的系统模态频率进行辨识,辨识结果证明了这种递推方法能够有效地辨识得到航天器的时变模态频率值。通过与传统 RPBSID 方法计算结果的比较,证明本文提出的这种改进方法不仅能够保证计算的精度,而且具有更高的计算效率。

1 刚-挠耦合航天器的建模描述

对于常见的携带有太阳能帆板或者可展开式天线等附件的航天器结构,通常将其简化为中心刚体带有 N 个挠性附件的刚-挠耦合模型,因此这类航天器的动力学方程可以描述为^[13]:

$$J\ddot{\psi} + \sum_i F_i \ddot{\eta}_i = u(t) \quad (1)$$

$$F_i^T \ddot{\psi} + \ddot{\eta}_i + 2\zeta_i \Omega_i \dot{\eta}_i + \Omega_i^2 \eta_i = 0, i = \{1, 2, \dots, N\} \quad (2)$$

式中:矩阵 J 为航天器的转动惯量; ψ 为航天器的姿态角; $u(t)$ 为航天器飞轮产生的控制力矩; F_i 为第 i 个附件的耦合影响系数矩阵; η 为附件的模态

坐标; ζ 和 Ω^2 分别为附件的阻尼比和刚度矩阵。值得注意的是,为了讨论简便起见,对于式(1)和式(2)我们做了如下的假设:(1)只考虑航天器系统的姿态运动和结构振动的耦合影响,而不考虑航天器的平移运动对结构振动的影响;(2)假设航天器做小角度机动,而且角加速度是很小的,即 $\dot{\psi} \approx 0$,从而得到式(1)和(2)这种简化后的航天器动力学模型。

航天器在轨运行中,如果航天器的总质量或者结构构型发生变化,则会导致式(1)和(2)中的转动惯量矩阵 J 和耦合影响矩阵 F 是时变的。在这种情况下,我们首先定义一个状态矢量 δ 为:

$$\delta = [\psi^T \ \eta_1^T \ \eta_2^T \ \cdots \ \eta_N^T]^T, i = \{1, 2, \dots, N\} \quad (3)$$

那么,如果矩阵 J 和 F 是时变的,则式(1)和(2)可以表述为:

$$\hat{M}(t)\ddot{\delta} + \hat{E}\dot{\delta} + \hat{K}\delta = Lu(t) \quad (4)$$

式中: $\hat{M}(t)$ 、 \hat{E} 、 \hat{K} 和 L 的具体形式可以参见文献[14]。将式(4)写为如下的状态空间方程形式:

$$\dot{x}(t) = A(t)x(t) + B(t)u(t) \quad (5)$$

式中: $x(t) = [\delta^T(t) \ \dot{\delta}^T(t)]^T$ 为 $n \times 1$ 维的状态矢量,而 $A(t)$ 和 $B(t)$ 分别为如下形式的 $n \times n$ 维系统矩阵和 $n \times r$ 维输入矩阵:

$$A(t) = \begin{bmatrix} \mathbf{0} & I \\ -\hat{M}^{-1}(t)\hat{K} & -\hat{M}^{-1}(t)\hat{E} \end{bmatrix},$$

$$B(t) = \begin{bmatrix} \mathbf{0} \\ \hat{M}^{-1}(t)\hat{K} \end{bmatrix}。$$

式中: I 为单位阵。选择航天器的姿态信号 ψ 和附件的振动位移信号 s 作为 $m \times 1$ 维的输出 $y(t)$:

$$y(t) = [\psi^T \ s^T \ \dot{\psi}^T \ \dot{s}^T]^T \quad (6)$$

那么量测方程可以写为:

$$y(t) = Cx(t) = \begin{bmatrix} H \\ H \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta \\ \dot{\delta} \end{bmatrix} \quad (7)$$

式中:

$$H = \begin{bmatrix} I \\ \Phi \end{bmatrix}, i = \{1, 2, \dots, N\}。$$

而 C 为 $m \times n$ 维的输出矩阵, Φ 为相应的模态矩阵。

2 改进后的 RPBSID 方法辨识时变模态参数

2.1 Markov 参数的递推估计

将式(5)和(7)进行离散化并考虑噪声对系统

的影响,可以进一步将其写为如下的新息形式:

$$x_{k+1} = A_k x_k + B_k u_k + K_k e_k \quad (8)$$

$$y_k = C_k x_k + e_k \quad (9)$$

式中:下标 k 为离散后的时间点, e_k 表示新息白噪声序列,而矩阵 K_k 表示卡尔曼增益矩阵。那么对式(8)和(9)做进一步的变换,可以写为:

$$x_{k+1} = \tilde{A}_k x_k + \tilde{B}_k z_k \quad (10)$$

$$y_k = C_k x_k + e_k \quad (11)$$

式中: $\tilde{A}_k = A_k - K_k C_k$, $\tilde{B}_k = [B_k \ K_k]$, $z_k = [u_k^T, y_k^T]^T$ 。

定义一个如下形式的 VARX 预测器,则 k 时刻的输出 y_k 可以表述为:

$$y_k = \sum_{i=1}^p \Xi_{k-i} z_{k-i} \quad (12)$$

式中: $\Xi_{k-i} = C_k \tilde{A}_{k-1} \cdots \tilde{A}_{k-i+1} \tilde{B}_{k-i}$, 而参数 p 要求 $p > n/m$ 。那么可以进一步将式(12)整理为矩阵形式:

$$y_k = \Xi_k \varphi_k \quad (13)$$

式中:

$$\varphi_k = [z_{k-p}^T \ z_{k-p+1}^T \ \cdots \ z_{k-1}^T]^T,$$

$$\Xi_k = [C_k \tilde{A}_{k-1} \cdots \tilde{B}_{k-p} \ C_k \tilde{A}_{k-1} \cdots \tilde{B}_{k-p+1} \ \cdots \ C_k \tilde{B}_{k-1}]。$$

那么利用自适应滤波技术,可以得到各个采样时刻的矩阵 Ξ_k 的最小二乘递推形式为^[12]:

$$\Xi_k = \Xi_{k-1} + (y_k - \Xi_{k-1} \varphi_k) (\varphi_k^T Z_k) \quad (14)$$

$$Z_k = \frac{1}{\beta_1} (Z_{k-1} - Z_{k-1} \varphi_k (\beta_1 + \varphi_k^T Z_{k-1} \varphi_k)^{-1} (\varphi_k^T Z_{k-1})) \quad (15)$$

式中: β_1 为遗忘因子,需要保证 $0 < \beta_1 \leq 1$; Z_k 为定义的临时变量矩阵,通常初值给为 $Z_0 = I$ 。通过式(14)的递推计算,可以得到各个时刻的 Markov 参数矩阵 Ξ_k 的值,接下来将利用该参数矩阵 Ξ_k 递推估计系统的状态量 x_k 。

2.2 基于仿射投影算法的系统状态量估计

在传统子空间方法中,状态量 x_k 的计算通常基于 SVD 或 QR 分解;而原 RPBSID 方法在计算状态量时则需要分别构建各时刻的广义 Hankel 矩阵并对其中的参数矩阵进行求逆处理。上述方法往往均需要较大的计算量,为了减少辨识过程中的计算复杂度,本文这里拟采用递推形式来估计各个采样时刻的状态量 x_k 。

对于式(10) - (11),如果暂不考虑量测噪声 e_k ,那么从 $k-p$ 到 k 时刻的输出信号 $\{y_{k-p}, y_{k-p+1}, \dots, y_k\}$

... y_k } 可以分别写为:

$$y_{k-p} = C_{k-p} x_{k-p} \quad (16)$$

$$y_{k-p+1} = C_{k-p+1} \tilde{A}_{k-p} x_{k-p} + C_{k-p+1} \tilde{B}_{k-p} z_{k-p} \quad (17)$$

$$y_k = C_k \tilde{A}_{k-1} \cdots \tilde{A}_{k-p} x_{k-p} + C_k \tilde{A}_{k-1} \cdots \tilde{B}_{k-p} z_{k-p} + \cdots + C_k \tilde{B}_{k-1} z_{k-1} \quad (18)$$

则式(16) - (18) 可以用矩阵形式表示为:

$$\bar{y}_{k-p} = \Gamma_{k-p} x_{k-p} + H_{k-p} \bar{z}_{k-p} \quad (19)$$

式中:

$$\bar{y}_{k-p} = [y_{k-p}^T, y_{k-p+1}^T, \dots, y_k^T]^T, \bar{z}_{k-p} = [z_{k-p}^T, z_{k-p+1}^T, \dots, z_k^T]^T, \Gamma_{k-p} = \begin{bmatrix} C_{k-p} \\ C_{k-p+1} \tilde{A}_{k-p} \\ \vdots \\ C_k \tilde{A}_{k-1} \cdots \tilde{A}_{k-p} \end{bmatrix},$$

$$H_{k-p} = \begin{bmatrix} 0 & & & & & \\ C_{k-p+1} \tilde{B}_{k-p} & \cdots & & & & \\ \vdots & \cdots & & 0 & & \\ C_k \tilde{A}_{k-1} \cdots \tilde{B}_{k-p} & \cdots & C_k \tilde{B}_{k-1} & 0 & & \end{bmatrix}.$$

注意到上式 H_{k-p} 中各分块矩阵的元素可以通过上一节的 Markov 参数矩阵 Ξ_k 递推计算得到,所以可以认为脉冲响应矩阵 H_{k-p} 也是可知的。如果定义 $\tau_{k-p} = \bar{y}_{k-p} - H_{k-p} \bar{z}_{k-p}$, 则在该 $k-p$ 时刻,有:

$$\tau_{k-p} = \Gamma_{k-p} x_{k-p} \quad (20)$$

那么对于 $k-1$ 时刻,式(20) 可以表示为如下的最小二乘形式:

$$\tau_{k-1} = \Gamma_{k-1} x_{k-1} \quad (21)$$

其中

$$\tau_{k-1} = \bar{y}_{k-1} - H_{k-1} \bar{z}_{k-1} \quad (22)$$

对于式(21) 这里引入 APA 算法^[15],从而得到各个时刻状态量 x_k 的递推形式为:

$$x_k = x_{k-1} + \frac{\mu \Gamma_{k-1}^T \text{sgn}(\Phi_{k-1})}{\sqrt{\text{sgn}(\Phi_{k-1}^T) \Gamma_{k-1} \Gamma_{k-1}^T \text{sgn}(\Phi_{k-1})}} \quad (23)$$

$$\Phi_{k-1} = \tau_{k-1} - \Gamma_{k-1} x_{k-1} \quad (24)$$

式中: μ 为递推过程中的仿射投影因子,一般应满足 $0 < \mu \ll 1$ 。在式(23) 的递推迭代中,矩阵 Γ_{k-1} 的初值 Γ_0 应保证为满秩矩阵,如果没有其它先验知识,则 Γ_0 一般可以选择为:

$$\Gamma_0 = \begin{bmatrix} I_{n \times n} \\ 0 \end{bmatrix} \quad (25)$$

在式(23) 中,在递推得到 x_k 后,矩阵 Γ_k 的更新

同样可以通过如下的递推最小二乘算法得到:

$$W_k = \frac{x_k^T L_{k-1}}{\beta_2 + x_k^T L_{k-1} x_k} \quad (26)$$

$$L_k = \frac{1}{\beta_2} (L_{k-1} - L_{k-1} x_k W_k) \quad (27)$$

$$\Gamma_k = \Gamma_{k-1} + (\tau_k - \Gamma_{k-1} x_k) W_k \quad (28)$$

式中: β_2 为遗忘因子,而矩阵 L_k 的初值选取方式和 Γ_0 相似。根据式(23) - (28),可以递推计算得到各个时刻的状态量 x_k 。

2.3 时变状态空间模型参数的递推估计

在得到系统的状态量 x_k 后,则可以递推计算各个时刻的状态空间模型参数 $[A_k, B_k, C_k]$ 。首先将式(8) 和(9) 重写为如下形式:

$$x_{k+1} = \Theta_k^{(x)} \gamma_k \quad (29)$$

$$y_k = \Theta_k^{(y)} \varepsilon_k + e_k \quad (30)$$

式中: $\gamma_k = [x_k^T, u_k^T, e_k^T]^T, \varepsilon_k = x_k$,而其中对应的状态空间模型参数表示为:

$$\Theta_k^{(x)} = [A_k \ B_k \ K_k] \quad (31)$$

$$\Theta_k^{(y)} = C_k \quad (32)$$

利用矢量 ε_k 和输出数据 y_k ,则参数矩阵 $\Theta_k^{(y)}$ 可以通过如下的递推格式得到^[12]:

$$\Delta_k = \frac{1}{\beta_3} (\Delta_{k-1} - \Delta_{k-1} \varepsilon_{k-1} (\beta_3 + \varepsilon_{k-1}^T \Delta_{k-1} \varepsilon_{k-1})^{-1} (\varepsilon_{k-1}^T \Delta_{k-1})) \quad (33)$$

$$\Theta_k^{(y)} = \Theta_{k-1}^{(y)} + (y_{k-1} - \Theta_{k-1}^{(y)} \varepsilon_{k-1}) (\varepsilon_{k-1}^T \Delta_k) \quad (34)$$

式中: 矩阵 Δ_k 的初值 Δ_0 的选取需要满足 $\Delta_0 = (1/\alpha_1) I, \alpha_1 > 0$ 。而式(30) 中的新息噪声序列 e_k 可以通过下式得到:

$$e_k = y_k - \Theta_k^{(y)} \varepsilon_k \quad (35)$$

通过式(35) 计算得到 e_k 后,则可以对矢量 γ_k 进行数据更新。与递推计算矩阵 $\Theta_k^{(y)}$ 的格式相似,参数矩阵 $\Theta_k^{(x)}$ 可以通过如下的关系递推得到:

$$\Pi_k = \frac{1}{\beta_4} (\Pi_{k-1} - \Pi_{k-1} \gamma_{k-1} (\beta_4 + \gamma_{k-1}^T \Pi_{k-1} \gamma_{k-1})^{-1} (\gamma_{k-1}^T \Pi_{k-1})) \quad (36)$$

$$\Theta_k^{(x)} = \Theta_{k-1}^{(x)} + (x_k - \Theta_{k-1}^{(x)} \gamma_{k-1}) (\gamma_{k-1}^T \Pi_k) \quad (37)$$

式中: Π_k 的初值 Π_0 同样满足 $\Pi_0 = (1/\alpha_2) I, \alpha_2 > 0$ 。当得到各个时刻的 $\Theta_k^{(x)}$ 和 $\Theta_k^{(y)}$ 后,根据式(31) 和(32),分别提取对应的分块矩阵,则可以得到该时刻的状态空间模型参数 A_k, B_k 和 C_k 。

辨识得到系统矩阵 A_k 后, 可以利用伪模态分析理论计算得到航天器的时变模态参数。对系统矩阵进行特征根分解计算:

$$A_k = \Lambda_k \Sigma_k \Lambda_k^{-1} \quad (38)$$

式中: $\Sigma_k = \text{diag}(\lambda_k^{(1)}, \lambda_k^{(2)}, \dots, \lambda_k^{(n)})$ 为特征值矩阵, 其中 $\lambda_k^{(j)}$ ($j = 1, 2, \dots, n$) 为时变的共轭复特征值; Λ_k 为对应的时变特征矢量矩阵。系统的第 j 个伪特征值可以写为 $\lambda_k^{(j)} = \exp(-\zeta_k^{(j)} \Delta t \pm i\omega_k^{(j)} \Delta t)$, $i = \sqrt{-1}$, 其中 $-\zeta_k^{(j)}$ 和 $\omega_k^{(j)}$ 分别为系统的第 j 个伪阻尼比和伪自振频率, 而 Δt 为系统的采样时间。而系统在测量点的模态振型 Φ_k 则可以通过下式计算得到:

$$\Phi_k = C_k \Lambda_k \quad (39)$$

2.4 改进的 RPBSID 方法与原算法计算复杂度比较

改进后的 RPBSID 方法的计算步骤可以简要地总结如下:

- 步骤 1. 通过式 (14) 和 (15), 求解系统的 Markov 参数矩阵 Ξ_k 的值;
- 步骤 2. 根据式 (22) - (24) 以及 (26) - (28), 计算得到状态量 x_k ;
- 步骤 3. 利用式 (33) - (37) 计算得到参数矩阵 $\Theta_k^{(x)}$ 和 $\Theta_k^{(y)}$, 从而提取对应的分块矩阵得到时变状态空间模型参数 A_k 、 B_k 和 C_k ;
- 步骤 4. 利用式 (38) 和 (39) 计算得到航天器的时变模态参数。

本文对于原方法的改进主要集中在对状态量 x_k 的递推估计, 即步骤 2。在递推过程中, 由于参数 p 、 r 和 m 通常是选定好的, 因此总的计算复杂度主要由系统的未知阶次数目 n 来决定, 通过算法复杂度的估计可知, 系统的最高计算复杂度为 $O(n^2)$ 。而原方法由于需要计算求逆估计状态量 x_k , 因此其计算复杂度可以达到 $O(n^3)$ 。原方法计算状态量的内容请参见文献 [12], 这里限于篇幅不再详述。此外, 由于改进的递推方法不需要构造高维数的 Hankel 矩阵, 从而减少了所需的数据量, 这种计算优势在系统阶次较高时将更加明显, 接下来将通过数值计算来证明。

3 仿真校验

在数值仿真中, 选择带有大型挠性附件的 ETS-VIII 卫星作为建模对象, 考虑当系统的模态参数值

分别发生线性改变、突变和周期变化的情况, 利用改进的递推方法辨识系统的时变模态频率值。

3.1 ETS-VIII 卫星模型描述

ETS-VIII 卫星携带一对大型可展开式天线反射器和一对太阳能帆板, 是一个典型的刚-挠耦合航天器结构。对该卫星模型做如下的简化: 将所携带的大型天线反射器和卫星主体部分分别简化为平面桁架和长方体结构, 太阳能帆板和天线反射器通过连杆铰接于卫星中心体上, 并且认为是由均质材料所组成。由于卫星在地球同步轨道上运行, 因此这里忽略重力梯度的影响。全局坐标系的原点建立在整星的质心上, 而附件坐标系的原点则建立在中心体与附件的铰接点上。简化后的卫星模型如图 1 所示, 其中符号 {s1, s2, a1, a2} 分别表示该卫星的两副帆板 s1/s2 和两副天线反射器 a1/a2。

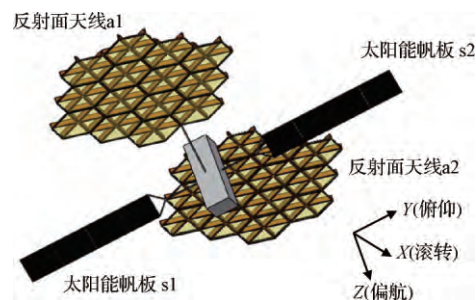


图 1 简化后的 ETS-VIII 模型
Fig. 1 Simplified ETS-VIII model

在仿真中, 太阳能帆板 s1/s2 和天线 a1/a2 的频率可以通过有限元建模得到, 而附件的阻尼比 $\zeta_{s1} = \zeta_{s2} = \zeta_{a1} = \zeta_{a2} = 0.01$ 。在建立动力学方程的过程中, 选取每个附件的前 3 阶频率, 因此该卫星模型的系统阶次为 $n = (3 + 4 \times 3) \times 2 = 30$ 。

3.2 时变模态频率的辨识

仿真条件中给定噪声的信噪比 (Signal Noise Ratio SNR) 为 40 dB, 而辨识方法中的仿真参数如下: 分块矩阵的参数 $p = 15$, 递推系数 $\alpha_{1,2} = 0.9$ 、 $\mu = 0.05$, 遗忘因子 $\beta_{1,2,3,4} = 0.98$, 系统的采样时间 $\Delta t = 0.1$ s。分别考虑以下三种工况的时变频率辨识问题:

工况 1: 模态参数线性变化的情况

在该工况中, 假设卫星的推进剂消耗导致结构整体质量发生线性改变的情况。当然, 实际工作中, 不同于运载火箭在发射阶段燃料迅速减少的情况,

在卫星在轨过程中,推进剂的消耗是比较小而且非连续的。但在本算例中,为直观地表现出这种变化,假设在运行的过程中,卫星所携带的推进剂是较为快速且连续性的随着时间而不断消耗,基于这种假设,卫星中心刚体的质量(定义为 m_r)有着如下的线性变化关系:

$$m_{r2} = m_{r1} - \rho t_p \quad (40)$$

式中: m_{r1} 和 m_{r2} 分别为卫星中心刚体在推进剂消耗前和消耗后的质量,而 ρ 为推进剂的消耗率, t_p 则是运行的时间。在仿真中给定 $m_{r1} = 2400$ kg。给定推进剂的消耗率 $\rho = 0.2$ kg/s。由于系统质量的不断减少,从而导致某些阶次的系统频率发生时变变化。利用本文提出的改进 RPBSID 方法对这种工况下的结构模态参数进行辨识。从动力学方程(4)中可以看出,由于该方程包含有卫星的姿态运动方程(1)和各个附件的振动方程(2),而式(1)中三个方向姿态运动对应的模态参数值为零,所以在动力学方程(1)中,卫星的前三阶频率表征的是系统的刚体模态从而对应的值为零。此外,在动力学方程(1)-(4)中,由于转动惯量矩阵 $J(t)$ 中的质量参数 m_r 发生了变化(具体的转动惯量计算表达式请参见文献[6]),那么从质量和矢径矩阵的乘积中可以看出,转动惯量矩阵中只有部分元素发生了变化,从而导致只有部分阶次的模态参数随着质量变化而发生改变。对于本算例建立的卫星动力学模型,在前 15

阶系统频率中,只有第 5、7、9 和 11 阶的模态参数随着质量变化而改变,而其它阶次的频率、阻尼和振型参数仍为常值。

利用式(38)-(39),计算得到系统的时变频率、阻尼比和模态振型。原 RPBSID 方法和改进后的递推方法对于这四阶时变频率的辨识结果如图 2 所示。值得注意的是,由于这类递推方法需要一个迭代逼近的过程,所以初始时刻的辨识值是有较大误差的,而图 2 只给出了系统在基本达到稳定跟踪后的辨识结果。表 1 则给出了这两种方法对于时变频率值和阻尼比的平均相对误差结果,其中 RPBSID 和改进后的递推方法均需要一个迭代过程来逼近模型的原始值,因此计算的是 50 s - 120 s 区间内已达到稳定跟踪时的频率和阻尼比的平均相对误差值。计算结果证明这两种方法均能够有效地辨识线性时变系统的频率值,对于该算例,模态频率的最大误差不超过 3%,但阻尼比的辨识结果则存在着较大的误差。这是由于阻尼分析的机理比较复杂,而且阻尼比还容易受到频率或者刚度的影响,特别是当含有噪声干扰时,噪声对于阻尼比辨识结果的影响要远大于对频率的影响,因此阻尼比往往难于准确辨识得到。

对于模态振型的辨识结果,这里通过引入模态置信准则(Modal Assurance Criteria, MAC),来判断和比较原振型向量与辨识得到的振型之间的相似

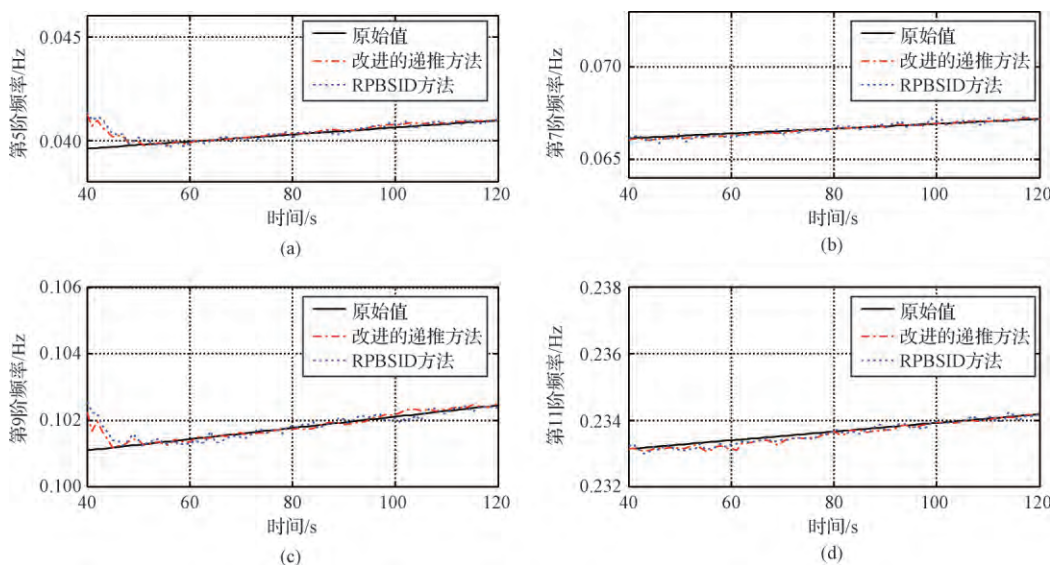


图 2 两种方法辨识得到的系统时变频率值

Fig. 2 Identification results of system time-varying frequencies with two methods

表 1 两种方法所得到的频率和阻尼比的平均相对误差

Table 1 Average relative errors of frequencies and damping ratios for two methods

系统阶次	频率 $\omega/1\%$		阻尼比 $\zeta/1\%$	
	原 RPBSID	改进的 RPBSID	原 RPBSID	改进的 RPBSID
5	1.8389	1.9785	16.5738	17.5485
7	2.5573	2.4057	21.0460	20.4712
9	1.1832	1.2121	13.5842	13.9867
11	2.1418	2.1167	18.8591	18.2952

度。模态振型向量的 MAC 计算公式如下:

$$e_{MAC} = \frac{|\hat{\varphi}_i^T \varphi_i|^2}{(\varphi_i^T \varphi_i)(\hat{\varphi}_i^T \hat{\varphi}_i)} \quad (41)$$

其中 φ_i 和 $\hat{\varphi}_i$ 分别为第 i 阶模态振型向量的原始值和辨识值。表 2 给出了系统第 5、7、9 和 11 阶时变振型在 $t=80$ s 时的 MAC 计算结果。如果 MAC 的值越接近于 1, 说明两个振型的相似度越高, 即辨识的精度更高, 那么从表 2 的结果可以看出, 这两种方法均能够有效地获得系统的模态振型。

表 2 两种方法所得到的时变模态振型的 MAC 值 ($t=80$ s)
Table 2 MAC values of mode shape for two methods ($t=80$ s)

系统阶次	原 RPBSID	改进的 RPBSID
5	0.9882	0.9891
7	0.9828	0.9786
9	0.9767	0.9760
11	0.9866	0.9893

工况 2: 模态参数突然变化的情况

在工况 2 中, 模拟空间对接的情况, 考虑卫星的

中心刚体在 Z 轴(偏航轴)的两端分别与两个长方体结构对接的情况, 如图 3 所示。在本仿真中, 我们假设与其分别对接的两个长方体结构的尺寸均为 $2.35 \text{ m} \times 2.45 \text{ m} \times 3 \text{ m}$, 质量均为 600 kg , 而卫星中心体的质量随时间做如下的变化:

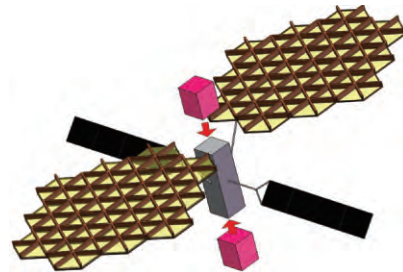


图 3 空间结构的对接

Fig. 3 Spacecraft structure with docking

$$m_r = \begin{cases} 2400 \text{ kg}, & 0 \leq t < 100 \text{ s} \\ 3000 \text{ kg}, & 100 \leq t < 180 \text{ s} \\ 3600 \text{ kg}, & 180 \leq t \leq 250 \text{ s} \end{cases} \quad (42)$$

由于这种对接会导致卫星中心刚体的尺寸和质量发生改变, 从而影响到系统的转动惯量值, 导致卫星结构的某些阶次的模态参数值发生突变。假设该对接过程并不会对卫星的整体质心位置造成影响, 当然这只是一种比较理想的情况, 在实际的空间对接情况中, 由于对接的结构分布的不同, 航天器的质心将发生改变, 从而导致航天器动力学方程中的参数将更加复杂, 因此这里质心不变的情况只是为了简化建模步骤和后续讨论而作的假设。那么原 RPBSID 和改进后的递推方法对于发生突变的第 5、7、9 和 11 阶频率值的辨识结果如图 4 所示。

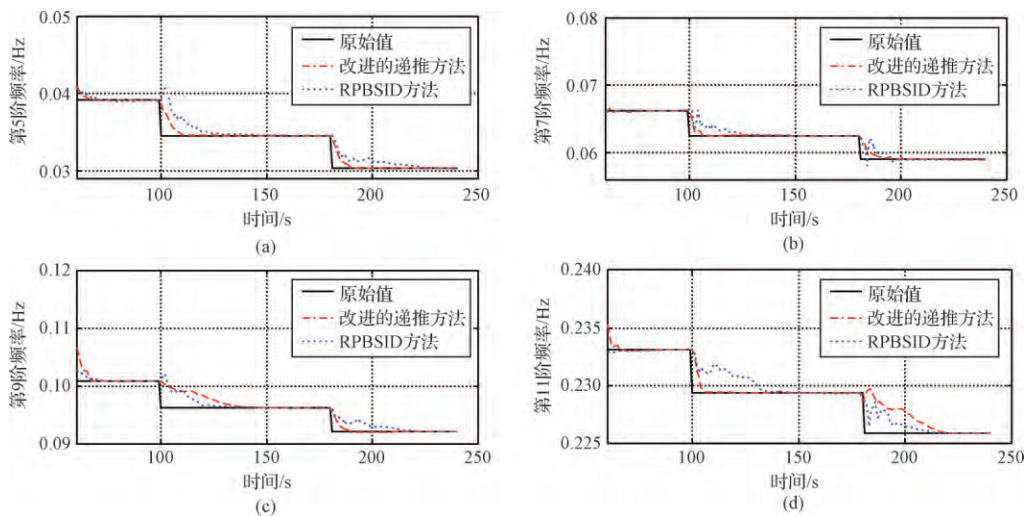


图 4 两种方法辨识得到的系统时变频率值

Fig. 4 Identification results of system time-varying frequencies with two methods

从图 4 的结果中可以看出,与文献 [16] 中对于参数突变系统的辨识结论相一致,基于预测器的这两类辨识方法在频率值发生突变的时间点处需要一个较长的迭代过程来使得递推结果趋于稳定,但是对于突变后的稳定跟踪阶段还是能够有效地跟踪的。如果不考虑两个突变阶段的较大误差,两种方法所得到的各阶时变频率和阻尼比的平均相对误差值如表 3 所示,结果证明这种改进的递推方法可以较为准确的辨识突变系统的频率值,但辨识的阻尼比结果与原始值相比仍然存在着较大的误差。

表 3 两种方法所得到的频率和阻尼比的平均相对误差

Table 3 Average relative errors of frequencies and damping ratios for two methods

系统阶次	频率 $\omega/\%$		阻尼比 $\zeta/\%$	
	原 RPBSID	改进的 RPBSID	原 RPBSID	改进的 RPBSID
5	4.3726	3.6665	27.5272	25.4261
7	3.5831	3.3897	21.5260	20.5672
9	3.8899	3.6140	23.4024	21.2573
11	3.8546	3.8937	24.9581	25.0580

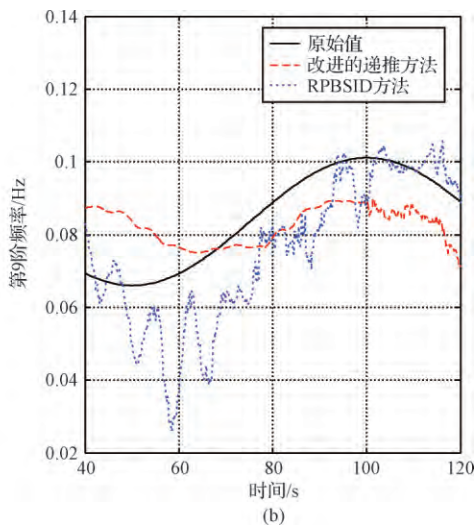
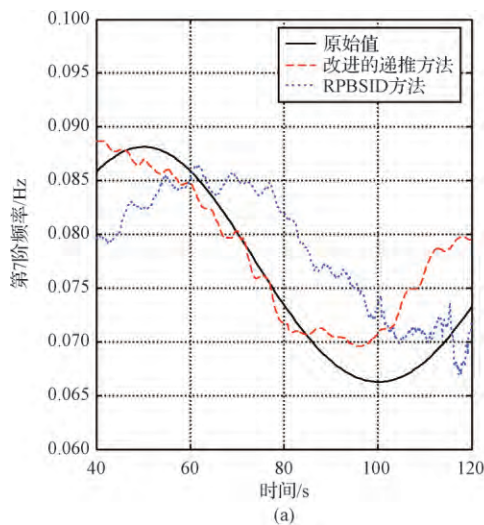


图 5 两种方法对于系统时变频率的辨识结果 ($\dot{\theta} = 1.8^\circ/s$)

Fig. 5 Identification results of system time-varying frequencies for two methods ($\dot{\theta} = 1.8^\circ/s$)

表 4 两种方法对于第 7 和第 9 阶时变频率值的平均相对误差

Table 4 Average relative errors of the 7th and 9th time-varying frequencies for two methods

频率	原 RPBSID 方法/%	改进的 RPBSID/%
ω_7	8.8173	6.2818
ω_9	13.5893	13.4167

工况 3: 模态参数周期变化的情况

由于太阳能帆板经常需要进行转动以保证朝向太阳,考虑帆板以一个固定的角速度 $\dot{\theta}$ 绕着连接轴自转的情况。我们给定太阳能帆板的旋转角速度 $\dot{\theta} = 1.8^\circ/s$ 。在卫星的前 10 阶频率中,由于该帆板的转动只造成卫星某一方向上的构型变化,从而使得其中的第 7 和第 9 阶频率值发生周期时变,而其它频率则不受帆板旋转造成的构型变化影响所以仍为常值。因此在图 5 中,我们只给出对于这两阶时变频率的辨识结果,而两种方法的平均相对误差结果如表 4 所示。

从图 5 和表 4 中可以看出,当考虑一个周期内的模态参数辨识情况时,这种方法对于周期变化系统的频率值跟踪存在着一定程度的延迟和较大的误差。但是如果我们将帆板的转速降为 $\dot{\theta} = 0.2^\circ/s$,其它条件保持不变,这么做的目的是将其退化为慢时变系统来辨识,则第 7 和第 9 阶的时变频率值辨识结果则如图 6 所示,而平均相对误差如表 5 所示。从辨识结果中可以看出,与 $\dot{\theta} = 1.8^\circ/s$ 时相

比,随着帆板旋转速度的降低,系统进一步近似于工况 1 的慢时变系统,而两种递推方法这一次能够较为有效地得到系统的频率值,这也从另一个角度证明了 RPBSID 系列方法主要是基于慢时变系统和定常系统而开发提出的^[12]。

在算例的最后,我们通过 MATLAB 软件的仿真结果,对比这两种方法的计算时间,以验证 2.4 节计

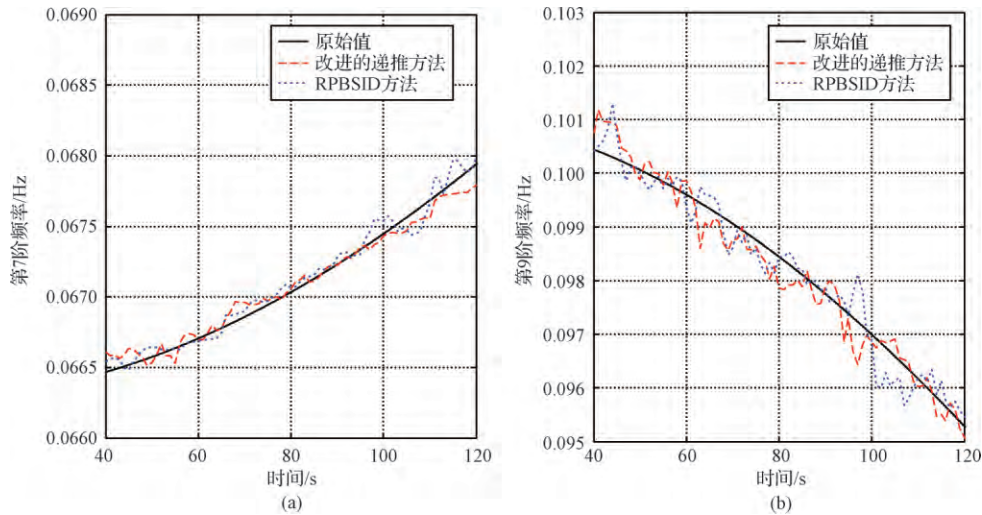


图 6 两种方法对于系统时变频率的辨识结果($\dot{\theta} = 0.2^\circ/s$)

Fig. 6 Identification results of system time-varying frequencies for two methods ($\dot{\theta} = 0.2^\circ/s$)

表 5 两种方法对于第 7 和第 9 阶时变频率值的平均相对误差

Table 5 Average relative errors of the 7th and 9th time-varying frequencies for two methods

频率	原 RPBSID 方法/%	改进的 RPBSID/%
ω_7	2.1563	2.0945
ω_9	2.5940	2.2686

算复杂度的理论结果。为了更方便的比对计算结果,我们分别统计这两种递推方法在系统模型阶次 n 分别为 24、30、36 和 48 时的计算时间(每组进行 30 次蒙特卡罗实验),则这两种方法的仿真计算效率结果如图 7 所示。从图 7 中可以看出,改进的递推方法与原方法相比,在应用于系统阶次较高的模型辨识时其计算优势更加明显,这是和上文关于该算法计算复杂度的理论分析结果相符合的。由于实际航天器对象的系统模型阶次往往选取得比较高,

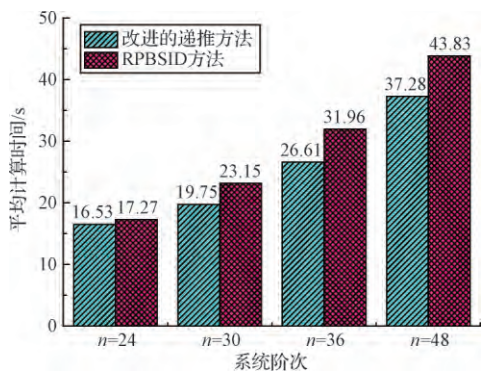


图 7 两种方法所用的平均计算时间

Fig. 7 Average computation time of two methods

并考虑到在线辨识与控制参数实时修正的需求,这种计算效率的改进将具有重要的意义。

4 结论

本文提出了一种改进的 RPBSID 方法并应用于航天器模态参数的辨识。不同于传统的子空间或 RPBSID 等参数辨识方法,这种改进方法利用仿射投影和最小二乘技术来实现状态量的递推辨识,从而避免了传统方法在计算系统状态量的过程中,由于奇异值分解或者构建广义 Hankel 矩阵所导致的数据量较大的问题,提高了方法的计算效率。仿真结果证明了该方法能够有效得到系统的时变模态参数,与传统的子空间方法相比具有更高的计算效率。

由于这种方法是基于 RPBSID 算法而提出,因此还存在着一些未来需要解决的问题:(1) 该方法需要一定的先验知识,例如参数 p 的选取往往需要提前知道系统的阶次 n 。而且这类方法需要一定的迭代次数来逐步逼近于实际值,例如图 2 中初始时间所示的情况,从而达到参数值的稳定跟踪;(2) 这种方法主要适用于慢时变系统,例如工况 1 的情况;而对于变化较快的系统,这种递推方法的跟踪效果将会显著变差。三种工况的验证结果也能反映出这种方法需要一定的反应时间来达到参数跟踪的目的,因此对于慢变系统的跟踪效果较好,通过 RPBSID 方法的原始作者所提供的 MATLAB 源程序算例和对应的文献 [12, 16] 所给出的结论也证明了这一点。因此,如何提高这种方法对于快变系统的

辨识精度,是未来需要继续探索和深入研究的问题。

参 考 文 献

- [1] Pappa R S, Juang J N. Galileo spacecraft modal identification using an eigensystem realization algorithm [J]. *Journal of the Astronautical Sciences*, 1985, 33(1): 542-557.
- [2] Juang J, Phan M, Horta L G, et al. Identification of observer/Kalman filter Markov parameters: Theory and experiments [J]. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 1991, 16(2): 320-329.
- [3] Adachi S, Yamaguchi I, Kida T, et al. On-orbit system identification experiments on Engineering Test Satellite-VI [J]. *Control Engineering Practice*, 1999, 7(7): 831-841.
- [4] 黄龙飞, 尚志, 柳宁, 等. 变结构航天器动力学特性在轨辨识方法综述 [J]. *航天器工程*, 2015, 24(3): 100-106. [Huang Long-fei, Shang Zhi, Liu Ning, et al. Discussion on method of on-orbit identification of dynamic characteristics for variable structure spacecraft [J]. *Spacecraft Engineering*, 2015, 24(3): 100-106.]
- [5] Entekhabi D, Njoku E G, O'Neill P E, et al. The soil moisture active passive (SMAP) Mission [J]. *Proceedings of the IEEE*, 2010, 98(5): 704-716.
- [6] Hamada Y, Ohtani T, Kida T, et al. Synthesis of a linearly interpolated gain scheduling controller for large flexible spacecraft ETS-VIII [J]. *Control Engineering Practice*, 2011, 19(6): 611-625.
- [7] 黎康, 张洪华. 仅利用输出信号的挠性航天器模态参数子空间在轨辨识算法 [J]. *航天控制*, 2004, 23(3): 27-30. [Li Kang, Zhang Hong-hua. Modal parameter identification for flexible spacecraft using output-only subspace algorithm [J]. *Aerospace Control*, 2004, 23(3): 27-30.]
- [8] Kasai T, Yamaguchi I, Igawa H, et al. On-orbit system identification experiments of the engineering test Satellite-VIII [J]. *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan*, 2009, 7: 79-84.
- [9] 吴小猷, 李文博, 张国琪, 等. 基于视觉测量的太阳翼模态参数在轨辨识 [J]. *空间控制技术与应用*, 2016, 42(3): 9-14. [Wu Xiao-you, Li Wen-bo, Zhang Guo-qi, et al. Photogrammetry-based on-orbit modal identification of solar arrays [J]. *Aerospace Control and Application*, 2016, 42(3): 9-14.]
- [10] 孔宪仁, 张红亮, 张也弛. 用于统计能量分析参数辨识的子空间方法研究 [J]. *宇航学报*, 2011, 32(12): 2471-2477. [Kong Xian-ren, Zhang Hong-liang, Zhang Ye-chi. Study on subspace method applied to SEA parameter identification [J]. *Journal of Astronautics*, 2011, 32(12): 2471-2477.]
- [11] 倪智宇, 鄢树楠, 吴志刚, 等. 利用改进 TW-API 方法在轨辨识挠性航天器时变模态参数 [J]. *宇航学报*, 2015, 36(7): 769-776. [Ni Zhi-yu, Wu Shu-nan, Wu Zhi-gang, et al. On-orbit identification of time-varying modal parameters of flexible spacecraft by an improved TW-API method [J]. *Journal of Astronautics*, 2015, 36(7): 769-776.]
- [12] Houtzager I, Wingerden J W V, Verhaegen M. Recursive predictor-based subspace identification with application to the real-time closed-loop tracking of flutter [J]. *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, 2012, 20(4): 934-949.
- [13] 何晓, 谭述君, 吴志刚. 大角度机动下带挠性附件航天器转动惯量在轨辨识 [J]. *宇航学报*, 2017, 38(9): 927-935. [He Xiao, Tan Shu-jun, Wu Zhi-gang. On-orbit identification of the moment of inertia for a spacecraft with flexible appendages during a large-angle maneuver [J]. *Journal of Astronautics*, 2017, 38(9): 927-935.]
- [14] Ni Z Y, Mu R N, Xun G B, 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] Shao T G, Zheng Y R, Benesty J. An affine projection sign algorithm robust against impulsive interferences [J]. *IEEE Signal Processing Letters*, 2010, 17(4): 327-330.
- [16] Houtzager I, Wingerden J W V, Verhaegen M. Fast-array Recursive Closed-loop Subspace Model Identification [C]. *IFAC Proceedings of the 15th IFAC Symposium on System Identification, Saint-Malo, France, July 6-8, 2009.*

作者简介:

倪智宇(1985-) 男, 博士, 助理研究员, 主要从事航天器动力学参数在轨辨识与结构振动控制研究。

E-mail: nizhiyu@sia.cn

刘金国(1978-) 男, 博士, 研究员, 主要从事空间机器人与智能装备、空间结构与机构、仿生智能机器人等。本文通信作者。

通信地址: 辽宁省沈阳市沈河区南塔街 114 号(110016)

电话: (024) 23970712

E-mail: liujinguo@sia.cn