

基于扩张状态观测器的无拖曳系统参数辨识^{*}

章 楚 贺建武 段 俐

(中国科学院力学研究所 北京 100190)

(中国科学院大学工程科学学院 北京 100049)

摘 要 分析了卫星无拖曳控制系统的在轨参数辨识问题, 由于无拖曳系统的不稳定性质, 需要设计控制器使其稳定, 在此基础上进行闭环辨识. 根据自抗扰控制原理, 设计了扩张状态观测器以估计系统不同控制回路的扰动和状态, 基于状态和扰动估计值设计控制器使系统稳定. 提出了基于扩张状态观测器 (ESO) 的多输入多输出系统闭环参数辨识方法. 为提高实际应用中的辨识效果, 引入积分型滤波器对观测状态中的噪声进行抑制. 将这种方法应用于类似 LISA Pathfinder 的单轴无拖曳模型, 对系统动力学参数进行估计, 通过数值仿真实验验证了该辨识方法的有效性和实用性.

关键词 无拖曳, 参数辨识, 扩张状态观测器

中图分类号 V 527

Parameter Identification of Drag-free System Based on Extended State Observer

ZHANG Chu HE Jianwu DUAN Li

(*Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190*)

(*School of Engineering Science, University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049*)

Abstract In this paper, in-orbit parameter identification problem of drag-free control system is studied. Since the drag-free system is not stable, it is necessary to design controllers to stabilize this system, then the system can be identified. According to the principle of active disturbance rejection control, the extended state observer is designed to estimate the disturbance and state of different control loops of the system. Based on the state and disturbance estimation values, the controller is designed to stabilize the system. A closed-loop parameter identification method for multi-input and multi-output systems based on extended state observer is proposed. In order to improve the identification effect in practical applications, the noise in the observed state is suppressed by introducing an integral filter, and the noise suppression mechanism is theoretically explained. Finally, this method is applied to a single-axis non-drag model similar to LISA Pathfinder, and the system dynamics parameters are estimated. The numerical simulation experiments have verified the

* 中国科学院战略先导项目资助 (XDA1502070503, XDB23030100)

2018-09-25 收到原稿, 2019-03-26 收到修定稿

E-mail: duanli@imech.ac.cn

validity and practicability of the proposed identification method.

Key words Drag-free, Parameter identification, Extended state observer

0 引言

通常情况下, 无拖曳系统包含多个检验质量, 这些检验质量可以作为惯性参考基准. 通过测量不同检验质量之间的位移, 可以得到惯性参考点之间的加速度差值, 并将其转换为力梯度^[1]. 加速度的测量值会被卫星自身引力、传感器噪声、扰动力及执行器噪声等影响. 卫星内部自身引力一般为常数, 可以通过物理建模估计. 而无拖曳系统动力学有关的参数却很难通过地面建模和实验估计, 这些参数对于提高系统控制精度以及后续科学数据处理有重要作用. 因此, 有必要研究无拖曳系统的动力学参数估计.

这里研究了两个检验质量的无拖曳系统沿敏感轴方向的动力学参数估计问题, 分析了传感器测量噪声对辨识结果的影响. 对无拖曳系统最大的影响因素在于检验质量与卫星之间的耦合刚度. 耦合刚度主要取决于卫星对检验质量的引力和静电力. 为了辨识单轴梯度仪的动力学参数, 文献[2]研究了只考虑两个检验质量之间相对运动的系统刚度估计. 通过反馈控制稳定系统的相对运动, 分析检验质量之间相对运动的开环特性, 辨识刚度参数.

由于反馈作用使系统的输入与输出具有相关性, 当采用最小二乘法估计参数时, 其估计值是有偏差的. 可以通过引入辅助变量的方法消除估计值偏差, 但是该方法只对离散系统有效, 当通过后处理方法得到系统参数估计时会重新引入偏差^[3]. 文献[4]研究了无拖曳系统连续时间模型的最小二乘参数估计, 这种参数估计方法也是有偏差的, 除非对整个闭环进行辨识. 另外, 对于辨识方法的收敛性文献中未见给出. 此外, 在对 LISA Pathfinder 数据分析^[1]过程中, 采用了频域权重法及马尔科夫蒙特卡洛算法提高估计精度.

对于无拖曳系统, 无论是检验质量动力学还是卫星本体动力学, 或者两者之间的耦合, 无拖曳系统参数描述了检验质量与卫星动力学状态之间的相互关系. 如果能够利用状态观测器准确估计无拖曳系统的状态, 则无拖曳系统的动力学参数可以通过状态估计得到. 扩张状态观测器不仅可用于观测系统的

状态, 还可以观测作用在系统上的总扰动, 基于这种特性, 文献[5], [6]提出了基于扩张状态观测器的参数辨识方法. 通过观测系统的状态和总扰动, 以总扰动为核心, 构造估计状态和动力学参数的方程, 利用最小二乘法进行辨识. 在此基础上, 文献[7]提出了基于扩张状态观测器的可调系统参数辨识方法, 该方法可以很好地处理非均匀周期采样, 适用于不规则采样系统. 然而文献[5-7]中的辨识方法仅适用于单输入单输出的开环稳定系统, 对于闭环不稳定系统并不适用, 这里提出了针对两输入两输出系统的闭环辨识方法, 并将其应用于单轴无拖曳系统的耦合刚度辨识. 与已有无拖曳系统参数估计^[8-11]相比, 提供了一种控制器设计和参数估计相统一的设计方法, 即将扩张状态观测器的观测输出作为控制器和参数估计算法的输入. 一般无拖曳系统都包含测量噪声, 通过理论分析方法, 说明噪声在闭环回路中在扩张状态观测器的作用下, 噪声的高频成分会放大, 从而影响状态估计结果. 因此, 引入低通滤波器对状态观测值进行滤波, 而后进行辨识, 这样可以有效提高辨识效果, 最后通过数值仿真验证了所提出的方法.

1 基于 ESO 的闭环参数辨识

文献[7]中提出了一种利用扩张状态观测器估计内部状态和总扰动, 然后根据观测到的状态和总扰动辨识系统参数的方法. 但是, 这种辨识方法仅适用于开环稳定系统, 对于开环不稳定的多输入输出系统, 该方法尚未得到验证. 这里将以两输入两输出系统为例, 研究基于 ESO 的闭环参数辨识方法.

1.1 等效扰动估计

假设目标对象为

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2, \\ \dot{x}_2 = -a_{11}x_1 - a_{12}x_2 - a_{13}x_3 - \\ \quad a_{14}x_4 + b_{11}u_1 + b_{12}u_2, \\ \dot{x}_3 = x_4, \\ \dot{x}_4 = -a_{21}x_1 - a_{22}x_2 - a_{23}x_3 - \\ \quad a_{24}x_4 + b_{21}u_1 + b_{22}u_2. \end{cases} \quad (1)$$

$$y = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} x. \quad (2)$$

式中, $x = [x_1 \ x_2 \ x_3 \ x_4]^T$ 为系统状态, $a_{11}, a_{12}, a_{13}, a_{14}, a_{21}, a_{22}, a_{23}, a_{24}, b_{11}, b_{12}, b_{21}, b_{22}$ 为待辨识参数. 在无拖曳系统中包含不稳定极点, 开环辨识方法并不适用于这一类系统, 需要设计控制器, 使系统更加稳定. 引入基于自抗扰控制的扰动解耦控制方法^[12]设计控制器使系统稳定, 在此基础上, 根据 ESO 的输出和输入进行参数辨识. 这里假定对于 x_1 和 x_2 构成的第一个回路, u_1 是主要控制输入; 对于 x_3 和 x_4 构成第二个回路, u_2 是主要控制输入.

针对目标对象, 构造系统等效扰动, 即

$$d_1 = -a_{11}x_1 - a_{12}x_2 - a_{13}x_3 - a_{14}x_4 + (b_{11} - b_{01})u_1 + b_{12}u_2, \quad (3)$$

$$d_2 = -a_{21}x_1 - a_{22}x_2 - a_{23}x_3 - a_{24}x_4 + b_{21}u_1 + (b_{22} - b_{02})u_2. \quad (4)$$

其中, b_{01}, b_{02} 是对输入 b_{11}, b_{22} 的估计. 将 d_1, d_2 作为系统的扩张状态: $x_{1d} = d_1, x_{2d} = d_2$, 记 $\dot{x}_{1d} = w_1(t), \dot{x}_{2d}(t) = w_2(t)$, 则扩张系统可以写为

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2, \\ \dot{x}_2 = x_{1d} + b_{01}u_1, \\ \dot{x}_{1d} = w_1(t); \end{cases} \quad (5)$$

$$\begin{cases} \dot{x}_3 = x_4, \\ \dot{x}_4 = x_{2d} + b_{02}u_2, \\ \dot{x}_{2d} = w_2(t). \end{cases} \quad (6)$$

针对扩张系统, 建立扩张状态观测器, 有

$$\begin{cases} \dot{z}_1 = z_2 + l_{11}(y_1 - z_1), \\ \dot{z}_2 = z_{1d} + l_{12}(y_1 - z_1) + b_{01}u_1, \\ \dot{z}_{1d} = l_{13}(y_1 - z_1); \end{cases} \quad (7)$$

$$\begin{cases} \dot{z}_3 = z_4 + l_{21}(y_2 - z_3), \\ \dot{z}_4 = z_{2d} + l_{22}(y_2 - z_3) + b_{02}u_2, \\ \dot{z}_{2d} = l_{23}(y_2 - z_3). \end{cases} \quad (8)$$

根据扩张状态观测器的输出, 设计控制器抵消扰动, 使系统保持稳定, 跟踪系统输入.

$$u_1 = \frac{u_{01} - z_{1d}}{b_{01}}, \quad (9)$$

$$u_{01} = k_{p1}(\tau_1 - z_1) - k_{d1}z_2, \quad (10)$$

$$u_2 = \frac{u_{02} - z_{2d}}{b_{02}}, \quad (11)$$

$$u_{02} = k_{p2}(\tau_3 - z_3) - k_{d2}z_4. \quad (12)$$

由以上扰动解耦控制器设计过程可知, 通过 ESO 实时估计扰动 d_1, d_2 控制器实时抵消扰动. 根据扰动解耦控制工作原理^[12], 在系统输入信号导数有界的条件下, 只要选择合适的状态估计器参数, 使得观测器收敛, 控制器参数 $k_{p1}, k_{p2}, k_{d1}, k_{d2}$ 使得闭环稳定即能实现系统状态的实时估计, 有

$$\begin{cases} \lim_{t \rightarrow +\infty} [z_i(t) - x_i(t)] \approx 0; \\ \lim_{t \rightarrow +\infty} [z_{1d}(t) - x_{1d}(t)] \approx 0, \quad i = 1, 2, 3, 4; \\ \lim_{t \rightarrow +\infty} [z_{2d}(t) - x_{2d}(t)] \approx 0. \end{cases} \quad (13)$$

选取 $L_j = [3\omega_{oj} \ 3\omega_{oj}^2 \ \omega_{oj}^3], j = 1, 2$, 其中 ω_{oj} 可认为是 ESO 的带宽频率^[13]. 当系统稳定且 ω_{oj} 选取较大时, 观测器能够精确估计实际系统状态, 式 (3) 和式 (4) 可以写为

$$z_{1d} = -a_{11}z_1 - a_{12}z_2 - a_{13}z_3 - a_{14}z_4 + (b_{11} - b_{01})u_1 + b_{12}u_2, \quad (14)$$

$$z_{2d} = -a_{11}z_1 - a_{12}z_2 - a_{13}z_3 - a_{14}z_4 + (b_{22} - b_{02})u_2 + b_{21}u_1. \quad (15)$$

其中 z_i, z_{1d}, z_{2d} 为观测器状态, $u_1(t)$ 和 $u_2(t)$ 为系统各自对应回路的主输入.

1.2 测量噪声对估计状态的影响

式 (14) 和 (15) 给出了系统状态、扰动和未知参数的关系, 建立了参数辨识的规范表达, 文献 [5], [6] 直接在式 (14) 和 (15) 的基础上辨识参数. 但是, 实际应用中测量值都是包含噪声的, 噪声会影响状态观测器的估计值, 进而影响辨识参数的准确性. 当系统输出收到噪声影响时, 有

$$y = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} x + \begin{bmatrix} \nu_1(t) \\ \nu_3(t) \end{bmatrix}. \quad (16)$$

由于在控制器设计过程中已经实现解耦, 因此可以只考虑单一回路中噪声的影响, 忽略噪声在不同回路之间的耦合. 假定系统的输入噪声 $\nu(t)$ 是白噪声, 为分析噪声对单一控制回路中扩张状态观测器输出的影响, 假设参考输入 $r = 0$, 对式 (7) 和 (8) 进行 Laplace 变换, 可以得到

$$\begin{bmatrix} \hat{z}_1 \\ \hat{z}_2 \\ \hat{z}_{1d} \end{bmatrix} = Q^{-1} \begin{bmatrix} \frac{l_{11}s^2 + l_{12}s + l_{13}}{H} \\ \frac{l_{12}s^2 + l_{13}s}{H} \\ \frac{l_{13}s^2}{H} \end{bmatrix} \nu_1,$$

$$Q = \begin{bmatrix} 1 + \frac{k_{p1}s}{H} & \frac{k_{d1}s}{H} & \frac{s}{H} \\ \frac{sRk_{p1}}{H} & 1 + \frac{sRk_{d1}}{H} & \frac{sR}{H} \\ -\frac{l_{13}k_{p1}}{H} & -\frac{l_{13}k_{d1}}{H} & 1 - \frac{l_{13}}{H} \end{bmatrix}^{-1},$$

$$R = (l_{11} + s), \tag{17}$$

$$H = s^3 + l_{11}s^2 + l_{12}s + l_{13}. \tag{18}$$

其中 $\hat{z}_1, \hat{z}_2, \hat{z}_{1d}$ 为 $r = 0$ 时状态观测器的输出, 从式 (17) 可以得到, 测量噪声经过 ESO 作用后, 引入了噪声的微分和二阶微分项, 对高频分量有放大作用. 相比文献 [7] 中的开环辨识情况, 闭环状态估计还与控制器参数 k_{p1}, k_{d1} 相关. 由此可见, 实际系统中不能忽略噪声对状态输出的影响, 测量噪声导致 ESO 难以准确估计各个状态. 为此, 提出对扩张状态观测器的输出进行低通滤波, 而后进行参数辨识.

1.3 滤波与最小二乘参数辨识

在了解系统噪声特性的情况下, 低通滤波器可以有效滤除状态观测器输出中的高频成分, 低通滤波器有多种设计方法, 考虑最简单的一阶低通滤波器, 即

$$F(s) = \frac{1}{s + \omega_c}. \tag{19}$$

其中 ω_c 是低通滤波器的带宽, 为了使噪声对状态估计的影响尽可能小, ω_c 越小性能越好. 与传统的控制系统滤波不同的是辨识过程不涉及反馈调节, 只对扩张状态观测器的输出进行滤波, 不需要考虑滤波器的稳定性及其对系统的影响. 为此 $\omega_c = 0$, 即采用积分滤波对观测器的状态进行处理. 同时, 设定系统的两个输入 u_1 和 u_2 为慢变输入, 使得系统状态观测值在稳态时保持低频特性, 这样状态输出经过滤波作用后, 保持足够的与系统参数有关的有效信息.

最小二乘算法是典型的系统参数辨识方法 [14], 该方法简单易实现, 具有良好的收敛性. 由于控制器已实现解耦, 为简便起见, 只考虑一个控制回路, 对式 (14) 进行积分并构造最小二乘方程组, 设采样周期为 ΔT , 给定合适的低频输入信号 u , 获取扩张状态观测器的估计状态值 z_i , 可以得到最小二乘方程

组为

$$B_\theta = \begin{bmatrix} b_{01}Q_1 + \sum_j^1 z_{1d}(j) - b_{12} \sum_j^1 u_2(j) \\ b_{01}Q_2 + \sum_j^2 z_{1d}(j) - b_{12} \sum_j^2 u_2(j) \\ b_{01}Q_3 + \sum_j^3 z_{1d}(j) - b_{12} \sum_j^3 u_2(j) \end{bmatrix}. \tag{20}$$

$$A_\theta = \begin{bmatrix} P_{11} & P_{12} & P_{13} & P_{14} & Q_1 \\ P_{21} & P_{22} & P_{23} & P_{24} & Q_2 \\ P_{31} & P_{32} & P_{33} & P_{34} & Q_3 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \end{bmatrix},$$

$$\theta = \begin{bmatrix} a_{11} \\ a_{12} \\ a_{13} \\ a_{14} \\ b_{11} \end{bmatrix}. \tag{21}$$

其中, $P_{ki} = -\sum_j^k z_i(j), Q_k = \sum_j^k u_1(j).$

$$B_\theta = A_\theta \theta + \xi. \tag{22}$$

其中 ξ 为噪声残差, 未知参数 $a_{11}, a_{12}, a_{13}, a_{14}, b_{11}$ 可以通过最小二乘法求解, 有

$$\theta = (A_\theta^T A_\theta)^{-1} A_\theta^T B_\theta. \tag{23}$$

由此得到双输入双输出系统基于扩张状态观测器的参数辨识算法.

2 无拖曳系统动力学

无拖曳系统组成如图 1 所示, 主要包括: (1) 受控系统, 由卫星本体与检验质量组成; (2) 测量系统, 卫星与检验质量之间的相对位移和转动可以通过激光干涉仪以及电容传感器测量, 只考虑检验质量沿 x 轴方向的位移相对运动, 测量输出由激光位移传感器 (图 1 中红色 IFO) 提供; (3) 执行器系统, 主要包含作用在卫星上的微推力器以及作用在检验质量上的惯性传感器. 在无拖曳系统中, 检验质量 1 沿 x 轴处于无拖曳状态, 其相对于卫星的位移 O_1 由激光干涉仪测量并反馈到无拖曳控制器中, 在推力器的作用下, 使卫星跟踪检验质量, 这一控制回路即为无拖

曳控制回路. 另外, 两个检验质量之间的相对位移也通过干涉仪测量, 测量值反馈到悬浮控制器, 使检验质量 2 跟踪检验质量 1, 这一回路为悬浮回路. 检验质量与卫星之间的耦合刚度 ω_1^2 和 ω_2^2 是无拖曳系统的关键参数. 系统可以由直接力 ($f_{sc}, f_{i,1}, f_{i,2}$) 激励, 也可以由控制器输入信号 ($O_{i,1}, O_{i,12}$) 激励.

提出以下假设: (1) 执行器动态模型为单位矩阵, 即 $A = I_{2 \times 2}$; (2) 测量输出 O_1 与 O_{12} 之间没有耦合项 $S = I_{2 \times 2}$; (3) 作用在系统上的输入扰动不计.

如图 1 所示, x 为激光干涉仪测量方向, x_{sc} 为卫星的位移, x_1 和 x_2 分别为检验质量相对卫星的位移, $m_{sc} = 422.7$, $m_1 = m_2 = 1.96$ kg, $\tilde{m}_1 = \tilde{m}_2 = 5 \times 10^{-3}$ 为检验质量相对于卫星的归一化质量. f_1, f_2, f_{sc} 分别为作用在检验质量和卫星上的作用力.

在线性近似条件下, 描述检验质量和卫星轴向运动的动力学方程为

$$\begin{cases} \dot{X} = AX + Bu, \\ Y = CX + Du. \end{cases} \quad (24)$$

其中,

$$X = \begin{bmatrix} x_1 \\ \dot{x}_1 \\ x_1 - x_2 \\ \dot{x}_1 - \dot{x}_2 \end{bmatrix}, \quad A = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ \alpha_1 & 0 & \beta_1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ \alpha_2 & 0 & \beta_2 & 0 \end{bmatrix}; \quad (25)$$

$$\alpha_1 = -(1 + \tilde{m}_1)\omega_1^2 - \tilde{m}_2\omega_2^2, \quad \alpha_2 = -(\omega_2^2 - \omega_1^2)$$

$$\beta_1 = -\tilde{m}_2\omega_2^2 + \Gamma_x, \quad \beta_2 = -\omega_2^2 - \Gamma_x$$

$$B = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 1 & \tilde{m}_2 \\ 0 & 1 \end{bmatrix};$$

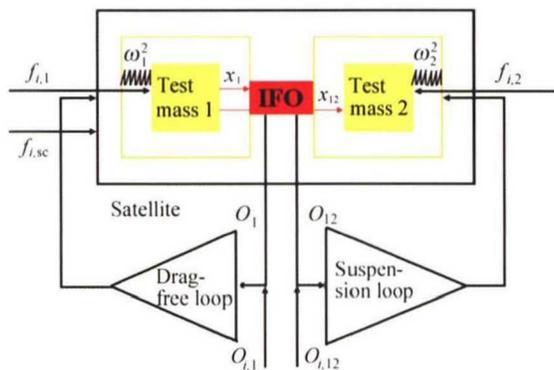


图 1 无拖曳系统结构
Fig. 1 Diagram of drag-free system

$$C = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}, \quad D = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}. \quad (26)$$

$\omega_1^2 \approx \omega_2^2 \approx -1 \times 10^{-6} \text{ s}^{-2}$ 为卫星与检验质量之间的耦合刚度, 即寄生刚度. 由于耦合刚度主要来源于惯性传感器电容极板与检验质量之间的静电力^[15], 且为负值, 因此导致系统不稳定. $\Gamma_x \approx 4 \times 10^{-9} \text{ s}^{-2}$ 为检验质量之间的引力梯度.

$$z_{1d} = [-(1 + \tilde{m}_1)\omega_1^2 - \tilde{m}_2\omega_2^2]z_1 + (-\tilde{m}_2\omega_2^2 - \Gamma_x)z_3 + \tilde{m}_2u_2, \quad (27)$$

$$z_{2d} = -(\omega_2^2 - \omega_1^2)z_1 + (-\omega_2^2 + 2\Gamma_x)z_3. \quad (28)$$

需要辨识的参数主要有 4 个, 即 $-(1 + \tilde{m}_1)\omega_1^2 - \tilde{m}_2\omega_2^2$, $-\tilde{m}_2\omega_2^2 - \Gamma_x$, $-(\omega_2^2 - \omega_1^2)$, $-\omega_2^2 + 2\Gamma_x$. 辨识过程中主要考虑的噪声为激光干涉仪的测量噪声, 根据文献 [16], 测量噪声可由白噪声通过低通滤波器来生成, 滤波器表达式为

$$L_{\text{laser}} = 2 \times 10^{-11} \frac{(s + 0.02)^2}{(s + 0.0002)^2}. \quad (29)$$

噪声的时域和频域特性分别如图 2 和图 3 所示, 由式 (29) 及仿真结果可知, 这里噪声为有色噪声, 不满足理论中白噪声的假设条件, 然而在高于 10^{-2} 的频段, 可以当作白噪声处理, 这一点在数值仿真中得到验证.

3 辨识方案和结果

在 Simulink 环境中构建双检验质量无拖曳系统的仿真模型, 对上述辨识方法进行数值仿真. 在进行

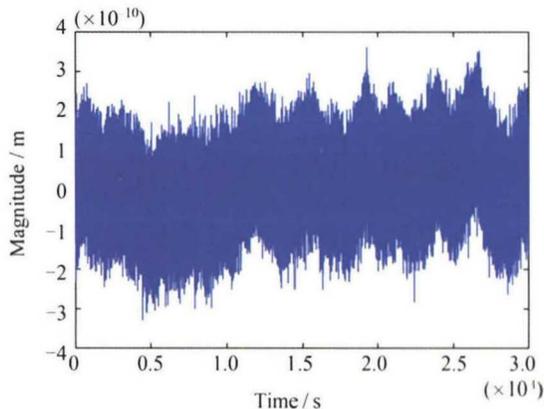


图 2 测量噪声的时域特性
Fig. 2 Time domain characteristics of measurement noise

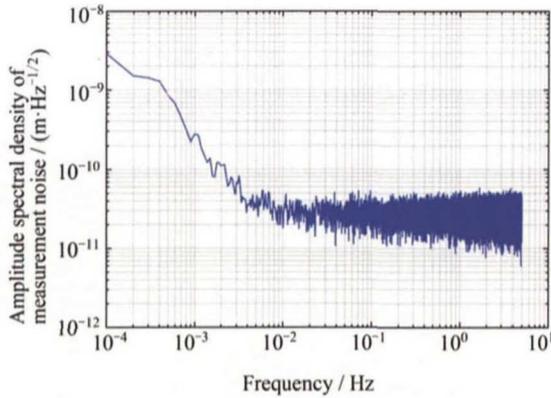


图 3 测量噪声的频域性质

Fig. 3 Frequency domain characteristics of measurement noise

参数辨识前需要首先设计控制器使系统稳定. 参考文献 [12] 中控制器设计方法, 控制器参数列于表 1.

选取输入的低频信号作为无拖曳回路和悬浮回路力的激励信号:

$$f_1 = 10^{-5} \sin(2 \times 10^{-3} \pi t), \quad (30)$$

$$f_2 = 10^{-5} \sin(10^{-3} \pi t). \quad (31)$$

在进行辨识实验时, 考虑以下几种情况, 并给出不同情况下的辨识结果 (见表 2).

(1) 系统输入只有激励信号, 扩张状态观测器的输出状态进行滤波处理, 见表 2 第 2 列情况.

(2) 系统输入包含激励输入和测量噪声, 扩张状态观测器的输出状态进行滤波处理, 见表 2 第 3 列情况.

(3) 系统输入只有激励信号, 扩张状态观测器的输出状态无处理, 见表 2 第 4 列情况.

(4) 系统输入包含激励输入和测量噪声, 扩张状态观测器的输出状态无处理, 见表 2 第 5 列情况.

在测量噪声对状态估计的影响方面, 图 4 显示在有噪声的条件下, ESO 对扰动的估计远大于无噪声的扰动估计, 这也验证了第 2 节中证明的 ESO 对噪声的放大作用. 当对 ESO 状态输出进行积分滤波时 (见图 5), 有测量噪声和无测量噪声两种情况下, 扰动的估计近似相等, 且明显呈相同的周期趋势.

进一步比较表 2 不同情况的参数估值, 在考虑测量噪声的情况下, 当 ESO 输出状态经过积分滤波后, 最小二乘的参数估值明显比无滤波的结果精确.

表 1 控制器参数

Table 1 Controller parameters

参数	k_p	k_d	ω_o
无拖曳回路	$0.04\pi^2$	0.0π	3.65π
悬浮控制回路	$4 \times 10^{-6}\pi^2$	0.04π	0.02π

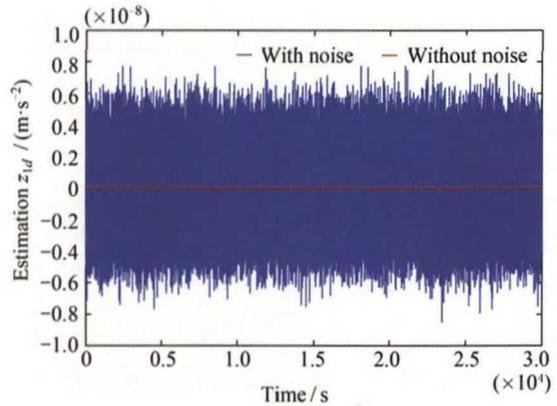


图 4 z_{1d} 的观测状态

Fig. 4 Estimation state of z_{1d}

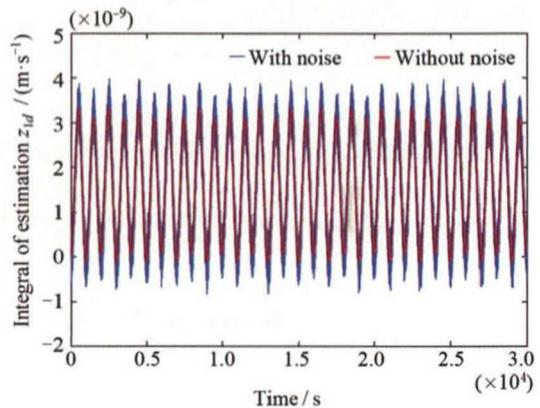


图 5 z_{1d} 观测状态的积分

Fig. 5 Integral of the estimation state of z_{1d}

4 结论

研究了基于扩张状态观测器的闭环参数辨识方法及其在无拖曳系统参数辨识中的应用. 在定义的两输入两输出系统中, 针对系统可能不稳定的情况, 设计扰动解耦控制器, 使系统稳定, 在此基础上根据扩张状态观测器 (ESO) 输出建立参数辨识方程, 并分析测量噪声对 ESO 观测输出的影响; 进一步通过积分滤波的方法抑制输出状态中的噪声, 利用最小二乘法进行参数估计.

表 2 不同噪声和滤波条件下的辨识结果

Table 2 Identification results under different noise and filtering conditions

参数	有滤波 (无噪声)	有滤波 (噪声)	无滤波 (无噪声)	无滤波 (噪声)
$-(1 + \tilde{m}_1)\omega_1^2 - \tilde{m}_1\omega_2^2 = 1.015 \times 10^{-6}$	1.015×10^{-6}	1.015×10^{-6}	1.015×10^{-6}	1.0175×10^{-6}
$-\tilde{m}_1\omega_2^2 - \Gamma_x = 6 \times 10^{-9}$	6.0033×10^{-9}	6.0045×10^{-9}	5.9942×10^{-9}	6.6206×10^{-9}
$-(\omega_2^2 - \omega_1^2) = 1 \times 10^{-6}$	9.7683×10^{-7}	9.7684×10^{-7}	9.4303×10^{-7}	9.4303×10^{-7}
$-\omega_2^2 - 2\Gamma_x = 2.008 \times 10^{-6}$	2.0092×10^{-6}	2.0092×10^{-6}	1.9752×10^{-6}	1.9752×10^{-6}

建立了包含两个检验质量的无拖曳系统动力学系统, 利用上述参数辨识方法对系统参数进行辨识. 数值仿真实验表明, 所提出的方法能很好地应用于噪声扰动情况下的无拖曳系统参数辨识. 在数值仿真实验中, 采用了批处理的最小二乘方法, 如果要实现在轨状态的实时参数估计, 还需要进一步研究基于扩张状态观测器的递推最小二乘参数辨识方法.

参考文献

- ARMANO M, BENEDETTI M, BOGENSTAHL J, et al. LISA Pathfinder: the experiment and the route to LISA [J]. *Class. Quantum. Gravity*, 2009, **26**(9): 1159-1165
- ZIEGLER T, FICHTER W. Test mass stiffness estimation for the LISA Pathfinder drag-free system [R]//Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit, series GNC. Hilton Head: AIAA, 2007: 2007-6669
- JATEGAONKAR R V. Flight Vehicle System Identification: A Time-Domain Methodology [M]. Reston: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2015
- GUILHERME M S, FILHO W C L, THEIL S. Strategies for in-orbit calibration of drag-free control systems [J]. *Aerosp. Sci. Technol.*, 2008, **12**(5): 365-375
- HUANG Yuancan, HAN Jingqing. Continuous-time system identification with the extended states observer [J]. *Control Decision*, 1998, **13**(4): 381-384 (黄远灿, 韩京清. 扩张状态观测器用于连续系统辨识 [J]. 控制与决策, 1998, **13**(4): 381-384)
- ZHANG Rong, HAN Jingqing. Parameter identification by model compensation auto disturbance rejection controller [J]. *Control Theory Appl.*, 2000, **17**(1): 79-81 (张荣, 韩京清. 用模型补偿自抗扰控制器进行参数辨识 [J]. 控制理论与应用, 2000, **17**(1): 79-81)
- NIE Zhuoyun, GUO Dongsheng, LIU Ruijuan, et al. Parameter identification for adjustable system based on extended state observer and experimental study [J]. *Control Decision*, 2017, **32**(10): 1905-1909 (聂卓坤, 郭东生, 刘瑞娟, 等. 基于扩张状态观测器的可调系统参数辨识与实验 [J]. 控制与决策, 2017, **32**(10): 1905-1909)
- PRADELS G, TOUBOUL P. In-orbit calibration approach of the microscope experiment for the test of the equivalence principle at $10e^{-15}$ [J]. *Class. Quantum. Gravity*, 2003, **20**: 2677
- GRYNAGIER A, ZIEGLER T, FICHTER W. Identification of dynamic parameters for a one-axis drag-free gradiometer [J]. *IEEE Trans. Aerosp. Electron. Syst.*, 2013, **49**(1): 341-355
- CONGEDO G, FERRAIOLI L, HUELLER M, et al. Time domain maximum likelihood parameter estimation in LISA Pathfinder data analysis [J]. *Phys. Rev. D: Particles Fields*, 2012, **85**(12): 341-369
- NOFRARIAS M, FERRAIOLI L, CONGEDO G, et al. Parameter estimation in LISA Pathfinder operational exercises [J]. *J. Phys.: Conf. Ser.*, 2012, **363**(1): 425-429
- ZHENG Q, CHEN Z, GAO Z. A practical approach to disturbance decoupling control [J]. *Control Eng. Pract.*, 2009, **17**(9): 1016-1025
- GAO Z. Scaling and bandwidth-parameterization based controller tuning [C]//Proceedings of the American Control Conference. Denver: Colorado, 2003: 4989-4996
- XIAO Deyun. Theory of System Identification with Applications [M]//Beijing: Tsinghua University Press, 2014 (萧德云. 系统辨识理论及应用 [M]. 北京: 清华大学出版社, 2014)
- ANTONUCCI F, ARMANO M, AUDLEY H, et al. From laboratory experiments to LISA Pathfinder: achieving LISA geodesic motion [J]. *Class. Quantum. Gravity*, 2011, **28**(9): 2075-2085
- GATH P, FICHTER W, KERSTEN M, et al. Drag free and attitude control system design for the LISA Pathfinder mission [C]//AIAA Guidance, Navigation & Control Conference & Exhibit. Providence, Rhode Island: AIAA, 2004