

# 自适应广义滑模观测器之状态估计和故障重构

穆凌霞<sup>1†</sup>, 余翔<sup>2</sup>, 李平<sup>1</sup>, 王新民<sup>1</sup>

(1. 西北工业大学 自动化学院, 陕西 西安 710072; 2. 湖南大学 机械与运载工程学院, 湖南 长沙 410082)

**摘要:** 针对一类同时具有执行机构故障和输出扰动的不确定性系统, 提出了一种自适应广义滑模观测器, 实现系统状态的估计和执行机构故障的重构. 首先, 进行系统变换及状态增广构成一类奇异系统, 使得执行机构故障和输出扰动解耦, 且输出扰动成为增广系统的状态之一; 随后, 受未知输入观测器和滑模观测器的启发, 设计了一种广义滑模观测器, 放宽了传统方法对输出维数的严格约束, 并通过融入自适应技术放宽了对故障和不确定性上界已知的要求; 最后, 利用等效误差注入的思想实现故障重构. 针对可重复使用运载器再入段进行的仿真实例, 验证了所提方法的有效性.

**关键词:** 自适应技术; 广义滑模观测器; 故障重构; 可重复使用运载器

中图分类号: V448.22 文献标识码: A

## State estimation and fault reconstruction from an adaptive descriptor sliding mode observer

MU Ling-xia<sup>1†</sup>, YU Xiang<sup>2</sup>, LI Ping<sup>1</sup>, WANG Xin-min<sup>1</sup>

(1. School of Automation, Northwestern Polytechnical University, Xi'an Shaanxi 710072, China;

2. College of Mechanical and Vehicle Engineering, Hunan University, Changsha Hunan 410082, China)

**Abstract:** An adaptive descriptor sliding mode observer (SMO) is proposed to estimate system states and reconstruct actuator fault for a class of uncertain system with both actuator fault and output disturbance. The system model is firstly transformed and augmented to be a descriptor system model. In this way, the actuator fault and output disturbance are decoupled, and the output disturbance turns into new states of the transformed system. Secondly, inspired by the idea of unknown input observer and sliding mode observer, an adaptive descriptor SMO is developed where the strict constraint in the dimension of outputs is relaxed. Meanwhile, with the help of adaptive technique, the requirements of known boundary in disturbance and fault are liberalized. At last, actuator fault is reconstructed based on the idea of equivalent output error injection. Case studies of a reusable launch vehicle during re-entry flights are conducted to demonstrate the effectiveness of the proposed approach.

**Key words:** adaptive technique; descriptor sliding mode observer; fault reconstruction; reusable launch vehicle (RLV)

### 1 引言(Introduction)

随着系统结构复杂程度以及运行环境多样性的提高,不可避免的建模误差、越来越多的外界扰动以及系统故障,都对控制系统提出了挑战. 例如,可重复使用运载器(reusable launch vehicle, RLV)无动力再入飞行过程中,正面临着一系列问题<sup>[1-3]</sup>:再入飞行范围较大,外界环境变化剧烈;未建模动态和各种干扰严重地影响姿态控制性能;随着RLV结构复杂程度的提高,故障变得更容易发生;部分状态难以准确获取,例如迎角传感器测量误差较大,而迎角对RLV而言是一个非常重要的状态量,决定着对纵向轨迹剖面的跟踪能力. 因此,如何在外界扰动、模型不确定、执行机构故

障和部分状态不可测的情况下,为控制系统提供足够的信息,是保证系统安全运行的重要措施之一.

近年来,基于观测器的故障检测、干扰观测和状态估计技术受到了广泛的关注. 文献[4]设计了一种扩张滑模观测器用于同时估计外界扰动和系统状态,并应用于直升机的抗扰动控制中. 文献[5]设计了一种状态观测器用于估计高超声速飞行器的不可测状态,在此基础上实现了基于状态反馈的鲁棒容错控制. 文献[6]针对不匹配非线性系统设计了一种基于自适应滑模观测器的执行器故障重构算法. 文献[7]针对一类同时具有未知输入和输出可测噪声的系统,研究了状态估计、可测噪声重构的问题. 文献[8]设计了一种比

例积分观测器,实现了奇异系统的故障估计.

观测器在故障检测、干扰观测和状态估计方面发挥着不可或缺的作用,其中,在利用观测器实现故障检测方面,通常有两种方式:1)利用观测器和实际系统之间的残差进行故障检测;2)设计具有容错能力的观测器,并实现故障的重构.第1种方法可定性判断系统故障与否,易于实现,但是为了获得更深层的故障信息,通常需要重新设计故障重构的算法(如文献[9]).此外,一旦故障发生,则基于残差思路所设计的观测器,也就失去了状态估计的能力.第2种方法具有较强的鲁棒性,由于在故障重构方面较大的优势而受到大家的关注<sup>[8,10-13]</sup>.从已有的基于观测器的故障重构的研究成果来看,一些方法未同时考虑输入和输出扰动<sup>[10]</sup>;一些方法要求故障(及其导数)或干扰(及其导数)的上界已知<sup>[11-12,14]</sup>,而实际中通常难以获得该信息;此外,传统的未知输入观测器<sup>[11]</sup>虽然能同时处理输入和输出扰动的情况,但通常假设输出的维数不小于未知输入的维数和输出扰动的维数之和.

考虑到目前研究中的不足,本文在此基础上,提出一种自适应广义滑模观测器,用于实现系统的状态估计和执行机构故障重构.与已有方法相比,本文所提方法考虑了输出扰动的存在、不需要知道故障或故障导数以及干扰的上界,更符合实际情况;放宽了传统未知输入观测器对输出维数的严格约束,拓宽了应用范围;将 $H_\infty$ 性能指标引入到观测器设计中,从而抑制不确定性和输出扰动对状态估计的影响,具有较强的鲁棒性;在不影响状态估计的同时利用等效注入思想实现故障的重构.

## 2 问题描述(Problem statement)

考虑如下同时具有系统不确定性、执行机构故障和输出扰动的线性系统:

$$\begin{cases} \dot{x}_p = A_p x_p + B_p u + F_p f + M_p \xi, \\ y_p = C_p x_p + D_p \omega, \end{cases} \quad (1)$$

式中:  $x_p \in \mathbb{R}^n$ ,  $u \in \mathbb{R}^m$ ,  $y_p \in \mathbb{R}^p$  分别为状态、输入和输出向量;  $f \in \mathbb{R}^q$  表示系统故障;  $\xi \in \mathbb{R}^r$  表示模型不确定性;  $\omega \in \mathbb{R}^{p-q}$  表示输出扰动; 矩阵  $A_p \in \mathbb{R}^{n \times n}$ ,  $B_p \in \mathbb{R}^{n \times m}$ ,  $C_p \in \mathbb{R}^{p \times n}$ ,  $F_p \in \mathbb{R}^{n \times q}$ ,  $D_p \in \mathbb{R}^{p \times (p-q)}$ ,  $M_p \in \mathbb{R}^{n \times r}$  具有适当的维数.

假设系统(1)满足如下条件:

**假设 1** 矩阵  $(C_p F_p)$  列满秩,即

$$\text{rank}(C_p F_p) = \text{rank}(F_p) = q.$$

**假设 2** 系统  $(A_p, F_p, C_p)$  的不变零点位于左半平面,即对于每个具有非负实部的复数  $\lambda$  而言,有

$$\text{rank} \begin{bmatrix} A_p - \lambda I & F_p \\ C_p & 0 \end{bmatrix} = n + \text{rank}(F_p).$$

**假设 3** 故障  $f$  和不确定性  $\xi$  有界,但上界未知.

**注 1** 假设1和假设2是当系统带有匹配不确定性或未知输入时,实现稳定滑模设计的充分必要条件,称为“观测器匹配条件”<sup>[15]</sup>.

**注 2** 假设3不同于大部分论文所要求的故障、不确定性的上界已知<sup>[10,12]</sup>,或者微分范数有界<sup>[11]</sup>.

## 3 自适应广义滑模观测器设计(Adaptive descriptor sliding mode observer design)

### 3.1 坐标变换(Axes transformation)

在进行观测器设计之前,首先,引入如下引理对系统(1)进行坐标变换.

**引理 1**<sup>[13]</sup> 在假设1下,存在状态变换和输出变换:  $[x_{d1}^T \ x_{d2}^T]^T \triangleq x_d = T_1 x_p$ ,  $[y_{d1}^T \ y_{d2}^T]^T \triangleq y_d = T_2 y_p$ ,使得系统具有如下形式:

$$\begin{cases} \dot{x}_d = A_d x_d + B_d u + F_d f + M_d \xi, \\ y_d = C_d x_d + D_d \omega, \end{cases} \quad (2)$$

其中:

$$A_d = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} \\ A_{21} & A_{22} \end{bmatrix}, B_d = \begin{bmatrix} B_1 \\ B_2 \end{bmatrix}, F_d = \begin{bmatrix} F_1 \\ 0 \end{bmatrix},$$

$$C_d = \begin{bmatrix} C_{11} & 0 \\ 0 & C_{22} \end{bmatrix}, D_d = \begin{bmatrix} 0 \\ D_2 \end{bmatrix}, M_d = \begin{bmatrix} M_1 \\ M_2 \end{bmatrix}.$$

注意,式中:  $F_1 \in \mathbb{R}^{q \times q}$ ,  $D_2 \in \mathbb{R}^{(p-q) \times (p-q)}$  满秩.

随后,定义  $x \triangleq [x_{d1}^T \ x_{d2}^T \ \delta^T]^T$ ,  $\delta = D_2 \omega$ ,得到增广系统为

$$\begin{cases} E \dot{x} = Ax + Bu + Ff + M\xi + N\delta, \\ y = Cx, \end{cases} \quad (3)$$

其中:

$$E = \begin{bmatrix} I_q & 0 & 0 \\ 0 & I_{n-q} & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, A = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & 0 \\ A_{21} & A_{22} & 0 \\ 0 & 0 & -I_{p-q} \end{bmatrix},$$

$$B = \begin{bmatrix} B_1 \\ B_2 \\ 0 \end{bmatrix}, F = \begin{bmatrix} F_1 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}, M = \begin{bmatrix} M_1 \\ M_2 \\ 0 \end{bmatrix},$$

$$N = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ I_{p-q} \end{bmatrix}, C = \begin{bmatrix} C_1 \\ C_2 \end{bmatrix}, C_1 = [C_{11} \ 0 \ 0], C_2 = [0 \ C_{22} \ I_{p-q}].$$

**注 3** 本文增加了对输出扰动的考虑,而进行上述坐标变换的主要作用在于,将输出扰动转化成奇异系统(3)的状态量,方便了后续观测器的设计.

### 3.2 观测器构造及稳定性证明(Observer construction and stability analysis)

本节将进行观测器设计,旨在实现状态的鲁棒估计.为了便于后续证明,针对系统(3)做进一步处理,令

$\tilde{x} \triangleq Sx$ , 可得

$$\begin{cases} ES^{-1}\dot{\tilde{x}} = AS^{-1}\tilde{x} + Bu + Ff + M\xi + N\delta, \\ y = CS^{-1}\tilde{x}, \end{cases} \quad (4)$$

其中: 矩阵 $S$ 非奇异, 后文将给出详细的选择方法.

设计自适应广义滑模观测器具有如下结构:

$$\begin{cases} \dot{z} = G_z z + G_y y + Bu + Fv, \\ \hat{x} = z + L_D y, \end{cases} \quad (5)$$

其中:  $\hat{x}$ 为 $\tilde{x}$ 的观测向量;  $G_z, G_y, L_D$ 为待设计的常值矩阵;  $v$ 为不连续项, 定义如下:

$$v = \begin{cases} (g_1 + g_2)\text{sgn } s, & e_1 \neq 0, \\ 0, & e_1 = 0. \end{cases} \quad (6)$$

式中:  $s \triangleq F_1^T P_1 e_1$ ;  $e_1 = (\tilde{x}_1 - \hat{x}_1) \in \mathbb{R}^{q \times 1}$ ;  $P_1 \in \mathbb{R}^{q \times q}$ 为对称正定矩阵; 增益项 $g_1$ 和 $g_2$ 的自适应算法设计为

$$\dot{g}_i = \alpha_i \|s\| \text{sgn}(\|s\| - \beta_i), \quad i = 1, 2, \quad (7)$$

且有

$$g_i(0) > 0, \quad 0 < \alpha_i < 2, \quad 0 < \beta_i < 1, \quad i = 1, 2. \quad (8)$$

**注 4** 由式(7)所描述的增益自适应算法可知, 当 $\|s\| > \beta_i$ , 增益项 $g_i$ 将增大, 其速率与 $\|s\|$ 成正比, 当 $\|s\| \leq \beta_i$ 时, 增益项将减小或者不变. 因此, 当取 $\beta_i$ 为较小的常数时, 一旦建立了滑模运动, 即 $\|s\|$ 近似为0, 此时有 $\|s\| \leq \beta_i$ , 增益只有小幅度的变化. 该自适应算法保证了滑模增益项不会过大, 一定程度上可以削弱大增益所引起的抖振现象.

**引理 2**<sup>[16]</sup> 由式(7)所定义的自适应项具有如下特性:  $g_1$ 的上界为 $g_1^*$ , 且 $g_1^* > \Lambda_1$ ;  $g_2$ 的上界为 $g_2^*$ , 且 $g_2^* > \Lambda_2$ .

**引理 3**<sup>[17]</sup> 存在矩阵 $L_D \in \mathbb{R}^{(n+p-q) \times p}$ , 形如:

$$L_D = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & L_0 \end{bmatrix}, \quad (9)$$

其中:  $L_0 = \text{diag}\{l_1, \dots, l_{p-q}\}$ ,  $l_i (i=1, \dots, p-q) > 0$ , 使得 $S \triangleq E + L_D C$ 非奇异.

**引理 4**<sup>[14]</sup> 定义 $G_z, G_y$ 形如:

$$G_z = W_1 + K Z_1, \quad (10)$$

$$G_y = W_2 + K Z_2, \quad (11)$$

且满足如下约束:

$$[W_1 \ W_2] = AH^+, \quad (12)$$

$$[Z_1 \ Z_2] = [I - HH^+], \quad (13)$$

则有

$$G_z E + G_y C = A, \quad (14)$$

其中:  $K \in \mathbb{R}^{(n+p-q) \times (n+2p-q)}$ 为待设计的未知矩阵;  $H = [E^T \ C^T]^T$ .

**定理 1** 对于系统(4), 考虑观测器(5), 若存在对称正定矩阵 $P$ :

$$P = \begin{bmatrix} P_1 & 0 \\ 0 & P_2 \end{bmatrix}, \quad P_1 \in \mathbb{R}^q, \quad P_2 \in \mathbb{R}^{n+p-2q} \quad (15)$$

和矩阵 $L_D$ , 满足

$$\min \gamma, \quad \Sigma = \begin{bmatrix} \mathcal{X} & * & * \\ M^T P & -\gamma & * \\ N^T P & 0 & -\gamma \end{bmatrix} \leq 0, \quad (16)$$

其中:  $\mathcal{X} = W_1^T P + P W_1 + Z_1^T K^T P^T + P K Z_1 + P \Psi^T \Psi$ , 则系统观测误差渐近稳定, 且误差的 $H_\infty$ 性能指标达到 $\sqrt{\gamma}$ .

**证** 令状态观测误差 $e = \tilde{x} - \hat{x}$ , 利用引理3和引理4, 得到误差系统如下:

$$\dot{e} = G_z e + F(f - v) + M\xi + N\delta. \quad (17)$$

选取Lyapunov函数

$$V_e = e^T P e + \frac{1}{2}(g_1 - g_1^*)^2, \quad (18)$$

对其求导, 得到

$$\begin{aligned} \dot{V}_e = & \dot{e}^T P e + e^T P \dot{e} + (g_1 - g_1^*)\dot{g}_1 = \\ & e^T (G_z^T P + P G_z) e + \\ & e^T P [M \ N] \begin{bmatrix} \xi \\ \delta \end{bmatrix} + [\xi^T \ \delta^T] \begin{bmatrix} M^T \\ N^T \end{bmatrix} P e + \\ & 2e^T P F(f - v) + (g_1 - g_1^*)\dot{g}_1, \end{aligned} \quad (19)$$

$$e^T P F = [e_1^T \ e_{2,3}^T] \begin{bmatrix} P_1 & 0 \\ 0 & P_2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} F_1 \\ 0 \end{bmatrix} = e_1^T P_1 F_1. \quad (20)$$

定义 $\Pi \triangleq 2e^T P F(f - v) + (g_1 - g_1^*)\dot{g}_1$ , 利用式(6)-(7)和(20),  $\Pi$ 可重新写为

$$\begin{aligned} \Pi = & 2e^T P F(f - g_1 \text{sgn}(e_1^T P_1 F_1)) + \\ & (g_1 - g_1^*)\alpha_1 \|s\| \text{sgn}(\|s\| - \beta_1) - 2g_2 \|s\| \leq \\ & 2\Lambda_1 \|s\| - 2g_1 \|s\| + (g_1 - g_1^*)\alpha_1 \|s\| = \\ & 2\Lambda_1 \|s\| - 2g_1 \|s\| + 2g_1^* \|s\| - 2g_1^* \|s\| + \\ & (g_1 - g_1^*)\alpha_1 \|s\| = \\ & 2(\Lambda_1 - g_1^*) \|s\| - |g_1 - g_1^*|(\alpha_1 - 2) \|s\| - 2g_2 \|s\|. \end{aligned} \quad (21)$$

利用式(8)和引理2, 得到 $\Pi < 0$ , 因此

$$\begin{aligned} \dot{V}_e \leq & e^T (G_z^T P + P G_z) e + \\ & e^T P [M \ N] \begin{bmatrix} \xi \\ \delta \end{bmatrix} + [\xi^T \ \delta^T] \begin{bmatrix} M^T \\ N^T \end{bmatrix} P e. \end{aligned} \quad (22)$$

为了尽量减小扰动对状态估计的影响, 给定如下约束:

$$\Xi = \dot{V}_e + \pi^T \pi - \gamma \eta^T \eta \leq 0, \quad (23)$$

其中:  $\pi = \Psi^T e, \eta = [\xi^T \delta^T]^T, \Psi$  为待定满秩对角阵.

利用Schur补引理<sup>[18]</sup>, 将式(22)代入式(23), 得到

$$\begin{aligned} \Xi &\leq e^T (G_z^T P + P G_z + \Psi^T \Psi) e + \\ &e^T P [M \ N] \eta + \eta^T \begin{bmatrix} M^T \\ N^T \end{bmatrix} P e - \gamma \eta^T \eta = \\ &[e^T \ \eta^T] \Sigma \begin{bmatrix} e \\ \eta \end{bmatrix}. \end{aligned} \quad (24)$$

因此, 若  $\Sigma < 0$ , 则  $\Xi < 0$ ; 即, 误差系统渐近稳定, 并且  $H_\infty$  性能指标满足

$$\|H\|_\infty = \sup_{\|\eta\|_{L_2} \neq 0} \frac{\|\pi(t)\|_{L_2}}{\|\eta(t)\|_{L_2}} \leq \sqrt{\gamma}.$$

由此定理得证. 证毕.

### 3.3 滑模综合及故障重构(Sliding mode synthesis and fault reconstruction)

利用MATLAB LMI工具箱可求解满足定理1的矩阵不等式(16), 从而可利用观测器获知系统状态的估计值. 在此基础上, 本节将设计误差系统滑模面, 旨在利用滑模面上状态误差近似为0的特性, 实现故障的重构. 将误差系统(17)分块, 得到

$$\begin{aligned} \dot{e}_1 &= G_{z11} e_1 + G_{z12} e_2 + G_{z13} e_3 + \\ &F_1(f - v) + M_1 \xi. \end{aligned} \quad (25)$$

**定理 2** 若引理2中的  $A_2$  满足

$$A_2 > \|F_1^{-1} G_{z12} e_2\| + \|F_1^{-1} G_{z13} e_3\| + \|F_1^{-1} M_1 \xi\|, \quad (26)$$

并且定理1的LMI可解, 那么误差动态(25)可以到达并保持在滑模面  $S_0 = \{e : e_1 = 0\}$ .

**证** 选取Lyapunov函数

$$V_{e1} = e_1^T P e_1 + \frac{1}{2}(g_1 - g_1^*)^2 + \frac{1}{2}(g_2 - g_2^*)^2. \quad (27)$$

对其求导, 得到

$$\begin{aligned} \dot{V}_{e1} &= \\ &e_1^T P_1 \dot{e}_1 + e_1^T P_1 e_1 + (g_1 - g_1^*) \dot{g}_1 + (g_2 - g_2^*) \dot{g}_2 = \\ &e_1^T (G_{z11}^T P_1 + P_1 G_{z11}) e_1 + 2e_1^T P_1 G_{z12} e_2 + \\ &2e_1^T P_1 G_{z13} e_3 + 2e_1^T P_1 F_1 (f - v) + \\ &2e_1^T P_1 M_1 \xi + (g_1 - g_1^*) \dot{g}_1 + (g_2 - g_2^*) \dot{g}_2. \end{aligned} \quad (28)$$

由定理1知  $G_z^T P + P G_z < 0$ , 因此有  $G_{z11}^T P_1 + P_1 G_{z11} < 0$ , 利用  $\Pi < 0$  (式(21)), 得到

$$\begin{aligned} \dot{V}_{e1} &\leq 2e_1^T P_1 G_{z12} e_2 + 2e_1^T P_1 G_{z13} e_3 + \\ &2e_1^T P_1 M_1 \xi + (g_2 - g_2^*) \dot{g}_2 \leq \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} &2s^T F_1^{-1} G_{z12} e_2 + 2s^T F_1^{-1} G_{z13} e_3 + \\ &2s^T F_1^{-1} M_1 \xi - 2g_2 \|s\| + (g_2 - g_2^*) \alpha_2 \|s\| \leq \\ &2(\|F_1^{-1} G_{z12} e_2\| + \|F_1^{-1} G_{z13} e_3\| + \\ &\|F_1^{-1} M_1 \xi\|) \|s\| - 2g_2 \|s\| + (g_2 - g_2^*) \alpha_2 \|s\| \leq \\ &2A_2 \|s\| - 2g_2 \|s\| + (g_2 - g_2^*) \alpha_2 \|s\| = \\ &2(A_2 - g_2^*) \|s\| - (g_2 - g_2^*) (2 - \alpha_2) \|s\| = \\ &2(A_2 - g_2^*) \|s\| - |g_2 - g_2^*| (\alpha_2 - 2) \|s\| < 0. \end{aligned} \quad (29)$$

因此, 误差动态可到达并保持在滑模面  $S_0$ . 由此定理得证. 证毕.

基于定理2, 假设在观测器(5)的作用下, 误差动态已经到达并保持在滑模面上, 即有  $e_1 = \dot{e}_1 = 0, \forall t > t_s$ , 此时误差动态(25)可写为

$$0 = G_{z12} e_2 + G_{z13} e_3 + F_1(f - v_{eq}) + M_1 \xi, \quad (30)$$

其中:  $v_{eq}$  为等效误差注入项, 受文献[10]的启发, 可通过下式近似得到:

$$v_{eq} = (g_1 + g_2) \frac{F_1^T P_1 e_1}{\|F_1^T P_1 e_1\| + \sigma}, \quad (31)$$

式中:  $\sigma$  为较小的设计常数, 同时观测器中利用式(31)替代不连续函数式(6), 可有效削弱抖振.

由式(30)可推导得到

$$\begin{aligned} \|f - v_{eq}\| &= \\ &\|F_1^{-1} G_{z12} e_2 + F_1^{-1} G_{z13} e_3 + F_1^{-1} M_1 \xi\| \leq \\ &\|F_1^{-1} G_{z12} e_2\| + \|F_1^{-1} G_{z13} e_3\| + \|F_1^{-1} M_1 \xi\| \triangleq \Psi, \end{aligned} \quad (32)$$

若  $\Psi$  较小, 则可得到故障的近似值

$$\hat{f} = (g_1 + g_2) \frac{F_1^T P_1 e_1}{\|F_1^T P_1 e_1\| + \sigma}. \quad (33)$$

**注 5** 式(31)的近似会导致误差动态无法到达理想滑模面, 而是稳定在一定的边界层内, 但是可在一定程度上降低不连续项  $v$  所引起的抖震.

**注 6** 观测器(5)结合了奇异系统观测器<sup>[8]</sup>在输出扰动观测方面的优势和滑模观测器<sup>[10]</sup>在故障重构方面的优势, 实现了鲁棒状态估计和故障重构, 并且放宽了传统未知输入观测器的输出维数严格不小于未知输入和输出扰动维数之和的假设.

## 4 数值仿真(Numerical simulation)

### 4.1 RLV 模型及参数设计 (RLV model description and parameters design)

RLV再入返回进入大气层后(再入段末段、末端能量管理段和着陆段), 此时飞行舵面的效益已足够完成控制任务<sup>[19]</sup>. 考虑如文献[3]的RLV动态模型, 系统状态  $x_p = (p, \beta, r, \phi, \alpha, q)^T$  分别为滚转角速度、侧滑角、偏航角速度、滚转角、迎角和俯仰角速度, 控制输入

$$u = (\delta_{\text{revi}}, \delta_{\text{levi}}, \delta_{\text{rbf}}, \delta_{\text{lbf}}, \delta_{\text{rvr}}, \delta_{\text{lvr}}, \delta_{\text{reo}}, \delta_{\text{leo}})^T$$

分别为右、左内侧升降副翼偏转, 右、左机襟翼偏转, 右、左方向舵偏转, 右、左外侧升降副翼偏转. 同时考虑到建模不确定性、执行机构故障和输出扰动, 得到系统模型为

$$\begin{cases} \dot{x}_p = (A_p + \Delta A_p)x_p + (B_p + \Delta B_p)u + F_p f, \\ y_p = C_p x_p + D_p \omega, \end{cases} \quad (34)$$

其中:

$$A_p = \begin{bmatrix} -0.0992 & 0.0206 & 2.8050 \\ -0.0026 & -0.0319 & -0.6742 \\ -0.1085 & -0.9940 & -0.0297 \\ 1.0000 & 0.0161 & -0.0001 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0.0000 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0.0102 & 0 & 0 \\ 0.0000 & 0 & 0 \\ 0 & -0.0642 & 1.0000 \\ 0 & -1.4240 & -0.0517 \end{bmatrix},$$

$$B_p = \begin{bmatrix} -0.2883 & -0.0959 & 0 \\ 0.2883 & 0.0959 & 0 \\ -0.8654 & 0.2079 & 0.0003 \\ 0.8654 & -0.2079 & -0.0003 \\ 0 & -0.0045 & -0.0001 \\ 0.0025 & -0.0051 & 0 \\ -0.2883 & -0.0959 & 0 \\ 0.2883 & 0.0959 & 0 \\ 0 & -0.0005 & -0.0857 \\ 0 & -0.0005 & -0.0857 \\ 0 & -0.0019 & -0.5263 \\ 0 & -0.0019 & -0.5263 \\ 0 & -0.0005 & 0.0098 \\ 0 & 0.0004 & -0.0073 \\ 0 & -0.0005 & -0.0857 \\ 0 & -0.0005 & -0.0857 \end{bmatrix},$$

$$F_p = [-0.8654 \ 0.2079 \ 0.0003 \ 0 \ -0.0019 \ -0.5263]^T,$$

$$C_p = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}, \quad D_p = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}.$$

模型不确定性矩阵  $\Delta A_p$  在  $\Delta A_{p11}$  和  $\Delta A_{p22}$  上有值, 其余为零,  $\Delta B_p$  在  $\Delta B_{p11}$  和  $\Delta B_{p22}$  上有值, 其余为零. 因此, 可整理得到形如式(1)的系统模型, 其中, 矩

阵  $M_p$  和不确定性向量  $\xi$  有如下形式:

$$M_p = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}^T,$$

$$\xi = \begin{bmatrix} \Delta A_{p11} x_{p1} + \Delta B_{p11} u_1 \\ \Delta A_{p22} x_{p2} + \Delta B_{p22} u_2 \end{bmatrix}.$$

考虑右机襟翼的时变故障<sup>[11]</sup>:

$$f = \begin{cases} 2, & 10 \text{ s} \leq t < 20 \text{ s}, \\ 5 \sin(t - 30), & 30 \text{ s} \leq t < 40 \text{ s}, \\ 0, & \text{其他.} \end{cases}$$

考虑输出扰动:

$$\omega = \begin{bmatrix} 0.03 \sin(5t) \\ 0.01 \cos(3t + 7.5) \end{bmatrix}.$$

对于本文所研究的RLV模型, 引理1中的变换矩阵  $T_1$  和  $T_2$  分别为

$$T_1 = \begin{bmatrix} 0.0000 & -4.1626 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0.2402 & 1.0000 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0.0003 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ -0.0022 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ -0.6082 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix},$$

$$T_2 = \begin{bmatrix} 1.0000 & 0 & 0 \\ 0 & 1.0000 & 0 \\ 0.0091 & 0 & 1.0000 \end{bmatrix}.$$

根据引理3, 设计  $S$  为

$$S = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0.0091 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}.$$

求解LMI式(16)得到:  $\gamma = 0.0169$ , 观测器(5)中的矩阵分别为

$$G_y = \begin{bmatrix} -60.9984 & -0.0000 & -0.0000 \\ 2.3218 & -0.0005 & -0.0000 \\ -6.6005 & 0.0006 & 0.0001 \\ 3.6231 & -0.0016 & -0.0001 \\ 3.7829 & -0.0006 & -0.0001 \\ -3.8451 & 0.0010 & 0.0001 \\ -0.2196 & -1.0001 & -0.0000 \\ -0.2261 & -0.0000 & -1.0000 \end{bmatrix},$$

$$P = \begin{bmatrix} 0.0067 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0.3630 & 0.0593 & -0.0272 & 0.0229 & 0.1044 & -0.0174 & 0.0148 \\ 0 & 0.0593 & 0.1173 & 0.0014 & 0.0801 & 0.0053 & -0.0023 & -0.0063 \\ 0 & -0.0272 & 0.0014 & 0.0076 & 0.0002 & -0.0013 & -0.0142 & -0.0047 \\ 0 & 0.0229 & 0.0801 & 0.0002 & 0.0659 & -0.0031 & -0.0016 & -0.0203 \\ 0 & 0.1044 & 0.0053 & -0.0013 & -0.0031 & 0.0461 & -0.0010 & 0.0005 \\ 0 & -0.0174 & -0.0023 & -0.0142 & -0.0016 & -0.0010 & 0.4075 & 0.0092 \\ 0 & 0.0148 & -0.0063 & -0.0047 & -0.0203 & 0.0005 & 0.0092 & 0.2103 \end{bmatrix},$$

$$G_z = \begin{bmatrix} -14.6759 & 0.0417 & 2.8064 & 0.0000 & 0.0000 & 0.0000 & 5.1163 & 3.4648 \\ 0.5378 & -0.1102 & -0.0002 & 0.0008 & 0.0000 & 0.0000 & -73.9820 & -11.9831 \\ -1.4554 & -0.4517 & -0.0290 & 0.0092 & -0.0000 & -0.0000 & 70.3805 & 30.8964 \\ 1.8665 & 4.1626 & 0.0003 & 0.0028 & 0.0000 & 0.0000 & -303.4043 & -59.3360 \\ 1.5170 & 2.5318 & -0.0060 & 0.0010 & -0.0642 & 1.0000 & -53.6094 & -38.1459 \\ -0.8944 & 0.1095 & -1.7061 & -0.0016 & -1.4240 & -0.0517 & 146.3765 & 19.9113 \\ -0.0528 & -0.0000 & 0.0000 & 1.0001 & 0.0000 & 0.0000 & -27.0624 & -2.0098 \\ -0.0543 & 0.0091 & 0.0000 & 0.0001 & 1.0000 & -0.0000 & -2.3455 & -18.7528 \end{bmatrix}.$$

此外, 设计式(7)–(8)的自适应项参数分别为

$$\alpha_1 = \alpha_2 = -1e3, \beta_1 = \beta_2 = 0.5,$$

$$g_1(0) = 30, g_2(0) = 20.$$

### 4.2 仿真结果及分析(Simulation results and analysis)

采用文献[3]的控制器跟踪RLV的姿态指令( $\beta, \alpha, \phi$ 分别保持在 $0^\circ, 10^\circ, 5^\circ$ ), 在此基础上, 利用本文所设计的观测器, 进行如下两种情况下的仿真分析:

1) 当不考虑不确定性和扰动时, 得到系统状态、状态估计误差和故障重构的效果分别如图1–3所示.

图1中: 红色虚线表示系统状态的估计值, 蓝色实线表示状态真实值, 可见状态估计效果良好. 为了更详细的分析观测器的估计效果. 图2给出状态估计误差曲线, 可以看出状态估计会受到系统故障的影响, 然而在发生故障后, 由于观测器较强的容错能力, 依然能够较好地估计状态. 图3中: 红色虚线表示重构的故障曲线, 蓝色实线表示实际的故障值, 如图3所示该观测器可近似重构故障.

2) 在考虑系统不确定性和输出扰动的情况下, 得到状态观测误差值如图4所示, 故障重构效果如图5所示. 自适应项曲线图如图6所示.

由图4可见, 与情形1相比, 在不确定性和输出扰动的影响, 状态观测的误差有所增加. 但是, 由于求解LMI得到的 $\gamma$ 较小, 其影响已被抑制到较低的程度, 估计误差依然保持在较小的范围内, 表明该观测器的鲁棒性较好. 图5中, 故障依然可以保持较好的

重构效果. 从图6的自适应项曲线, 可以看出随着故障幅值的增加, 观测器的非线性项系数( $g_1 + g_2$ )在自适应地调整, 以提高自身的容错能力.

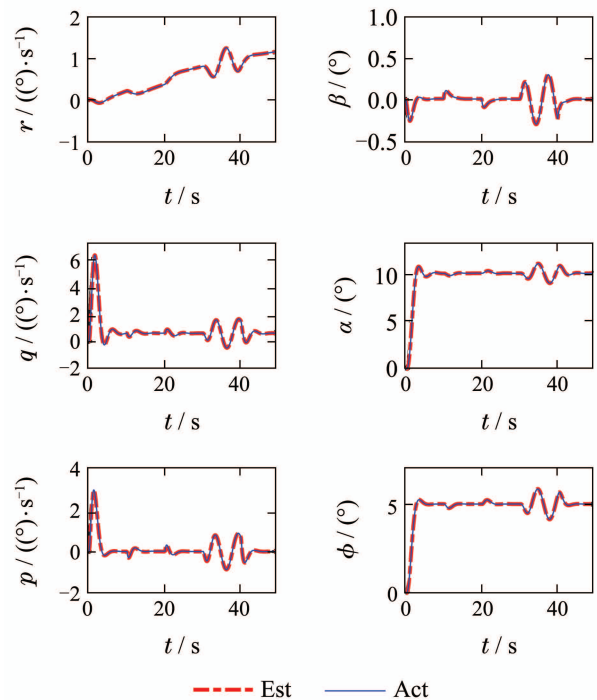


图1 系统状态及其估计值

Fig. 1 System states and their estimates

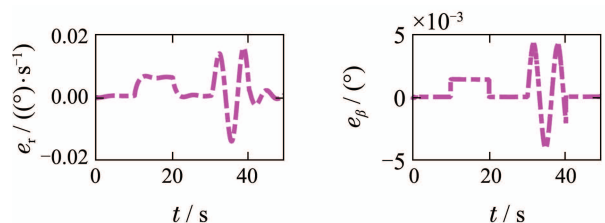


图2 状态估计误差曲线

Fig. 2 State estimation error curves

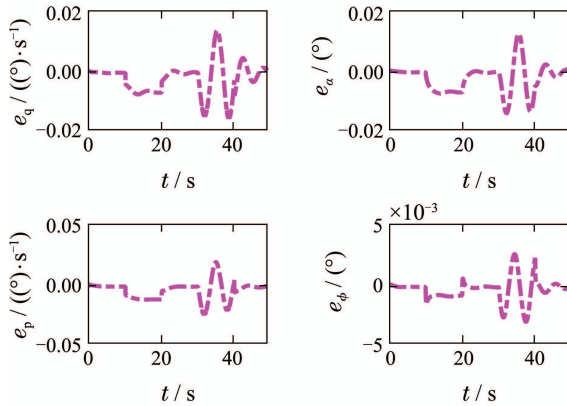


图 2 状态观测误差值

Fig. 2 Errors of state estimation

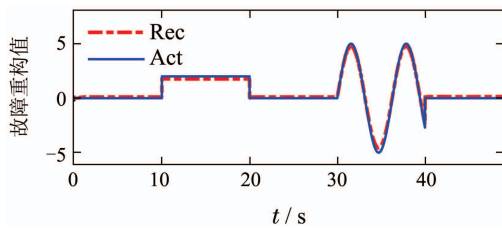


图 3 执行机构故障及其重构值

Fig. 3 Actuator fault and its reconstruction

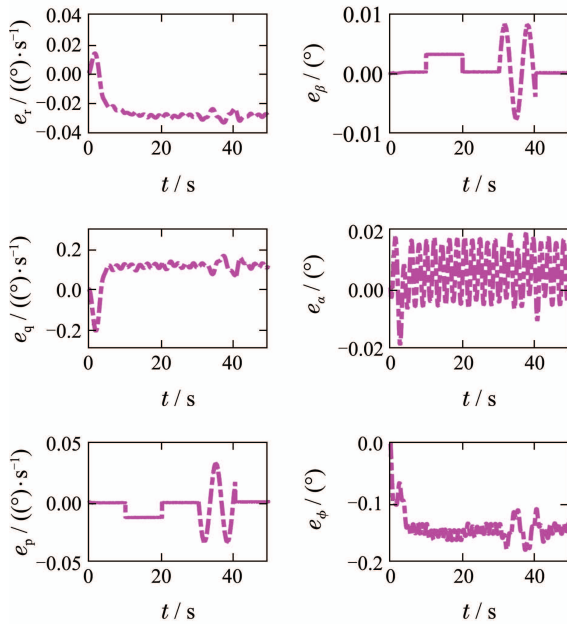


图 4 状态观测误差值

Fig. 4 Errors of state estimation

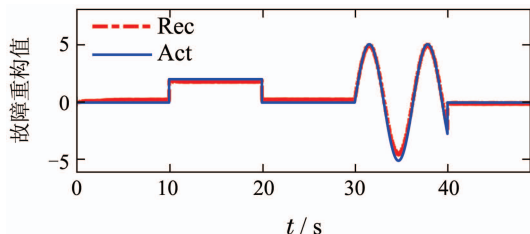


图 5 执行器故障及其重构值

Fig. 5 Actuator fault and its reconstruction

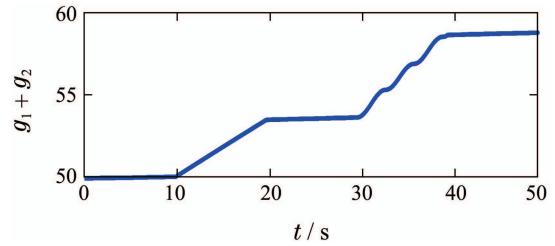


图 6 自适应项曲线图

Fig. 6 Adaptive gain

### 5 结论(Conclusions)

本文讨论了当系统同时具有不确定性、输出扰动、部分状态不可测和执行机构故障时,系统的状态估计和故障重构的问题. 本文所提出的方法不需要对故障、干扰等作各种先验假设; 在发生故障的情况, 依然能够良好的估计出系统状态; 同时, 得益于状态估计的良好效果, 观测器能够在此基础上近似重构故障; 此外, 该方法突破了传统观测器中对输出维数的约束. 针对RLV再入飞行段的模型进行的仿真实验表明, 该观测器能够在干扰和不确定性的影响下, 同时完成系统的状态估计和故障重构, 具有较强的鲁棒性.

### 参考文献(References):

- [1] BAO Weimin. Present situation and development tendency of aerospace control techniques [J]. *Acta Automatica Sinica*, 2013, 39(6): 697 – 702.  
(包为民. 航天飞行器控制技术研究现状与发展趋势 [J]. *自动化学报*, 2013, 39(6): 697 – 702.)
- [2] YU Guangxue, LI Huifeng. Anti-disturbance nonlinear optimal controller design for RLV [J]. *Control and Decision*, 2015, 30(3): 513 – 518.  
(余光学, 李惠峰. RLV抗扰动非线性最优控制器设计 [J]. *控制与决策*, 2015, 30(3): 513 – 518.)
- [3] BURKEN J J, LU P, WU Z L, et al. Two reconfigurable flight-control design methods: robust servomechanism and control allocation [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2001, 24(3): 482 – 493.
- [4] ZHANG J, SHI P, LIN W. Extended sliding mode observer based control for Markovian jump linear systems with disturbances [J]. *Automatica*, 2016, 70(8): 140 – 147.
- [5] GAO G, WANG J. Observer-based fault-tolerant control for an air-breathing hypersonic vehicle model [J]. *Nonlinear Dynamics*, 2014, 76(1): 409 – 430.
- [6] LIU Cong, LI Yinghui, ZHU Xihua, et al. Adaptive sliding-mode observer for actuator fault reconstruction in nonlinear system with mismatched uncertainties [J]. *Control Theory & Applications*, 2014, 31(4): 431 – 437.  
(刘聪, 李颖晖, 朱喜华, 等. 基于自适应滑模观测器的不匹配非线性系统执行器故障重构 [J]. *控制理论与应用*, 2014, 31(4): 431 – 437.)
- [7] YANG Junqi, ZHU Fanglai. Linear-matrix-inequality observer design of nonlinear systems with unknown input and measurement noise reconstruction [J]. *Control Theory & Applications*, 2014, 31(4): 538 – 544.  
(杨俊起, 朱芳来. 未知输入和可测噪声重构之线性矩阵不等式非线性系统观测器设计 [J]. *控制理论与应用*, 2014, 31(4): 538 – 544.)

- [8] ZHANG J, SWAIN A K, NGUANG S K. Robust  $H_\infty$  adaptive descriptor observer design for fault estimation of uncertain nonlinear systems [J]. *Journal of the Franklin Institute*, 2014, 351(11): 5162 – 5181.
- [9] GONG Xun, ZHAO Changjun, WANG Li, et al. Faults detection and reconstruction for quad-rotor aircraft based on double-observers parallel structure [J]. *Control and Decision*, 2015, 30(7): 1214 – 1218. (宫勋, 赵常均, 王丽, 等. 基于双观测器并行结构的四旋翼无人机故障检测与重构 [J]. *控制与决策*, 2015, 30(7): 1214 – 1218.)
- [10] ALWI H, EDWARDS C, TAN C P. *Fault Detection and Fault-Tolerant Control Using Sliding Modes* [M]. London: Springer-Verlag, 2011.
- [11] YANG Junqi, ZHU Fanglai. FDI based on high-gain robust sliding mode observers [J]. *Acta Automatica Sinica*, 2012, 38(12): 2005 – 2013. (杨俊起, 朱芳来. 基于高增益鲁棒滑模观测器的故障检测和隔离 [J]. *自动化学报*, 2012, 38(12): 2005 – 2013.)
- [12] SHI P, LIU M, ZHANG L X. Fault-tolerant sliding-mode-observer synthesis of Markovian jump systems using quantized measurements [J]. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 2015, 62(9): 5910 – 5918.
- [13] RAOUFI R, MARQUEZ H J, ZINOBER A S I.  $H_\infty$  sliding mode observers for uncertain nonlinear Lipschitz systems with fault estimation synthesis [J]. *International Journal of Robust and Nonlinear Control*, 2010, 20(16): 1785 – 1801.
- [14] LEE D J, PARK Y, PARK Y. Robust  $H_\infty$  sliding mode descriptor observer for fault and output disturbance estimation of uncertain systems [J]. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 2012, 57(11): 2928 – 2934.
- [15] FLOQUET T, EDWARDS C, SPURGEON S K. On sliding mode observers for systems with unknown inputs [J]. *International Journal of Adaptive Control and Signal Processing*, 2007, 21(8/9): 638 – 656.
- [16] PLESTAN F, SHTESSEL Y, BREGEAULT V, et al. New methodologies for adaptive sliding mode control [J]. *International Journal of Control*, 2010, 83(9): 1907 – 1919.
- [17] LIU M, SHI P. Sensor fault estimation and tolerant control for Ito stochastic systems with a descriptor sliding mode approach [J]. *Automatica*, 2013, 49(5): 1242 – 1250.
- [18] ZHOU K, DOYLE J C, GLOVER K. *Robust and Optimal Control* [M]. New Jersey: Prentice Hall, 1996.
- [19] PAMADI B N, BRAUCKMANN G J, RUTH M J, et al. Aerodynamic characteristics, database development, and flight simulation of the X-34 vehicle [J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2001, 38(3): 334 – 344.

### 作者简介:

**穆凌霞** (1988–), 女, 博士研究生, 目前主要从事飞行器故障检测、制导与控制相关研究, E-mail: lingxiamu@yahoo.com;

**余翔** (1981–), 男, 博士, 副教授, 目前主要从事智能无人系统导航、制导与控制和高安全性系统容错控制, E-mail: xiangyu1110@gmail.com;

**李平** (1964–), 男, 博士, 教授, 目前主要从事先进控制理论与应用相关研究, E-mail: liping@lnpu.edu.cn;

**王新民** (1951–), 男, 教授, 博士生导师, 目前主要从事飞行控制与仿真技术研究, E-mail: wxmin@nwpu.edu.cn.