

# 基于预测控制的高超声速飞行器容错控制器设计

胡超芳<sup>1,2†</sup>, 陶 晔<sup>1</sup>, 高志飞<sup>1</sup>, 任艳丽<sup>1</sup>, 刘文静<sup>3</sup>, 宗 群<sup>1</sup>

(1. 天津大学 电气与自动化工程学院, 天津 300072; 2. 天津市过程检测与控制重点实验室, 天津 300072; 3. 北京控制工程研究所, 北京 100190)

**摘要:** 针对存在升降舵面偏转角卡死故障的高超声速飞行器, 提出一种基于预测控制的容错控制器设计方法. 利用输入输出反馈线性化, 对高超声速飞行器纵向模型进行变换; 对于速度和高度的高阶导数以及故障项, 设计扩张状态观测器在线观测; 采用泰勒展开得到预测模型, 建立连续预测控制器, 分析证明闭环控制系统的稳定性和观测误差的有界性. 仿真结果验证了所提方法的有效性.

**关键词:** 高超声速飞行器; 预测控制; 容错控制; 扩张状态观测器

中图分类号: TP273

文献标志码: A

## Fault tolerant controller design based on predictive control for hypersonic vehicles

HU Chao-fang<sup>1,2†</sup>, TAO Ye<sup>1</sup>, GAO Zhi-fei<sup>1</sup>, REN Yan-li<sup>1</sup>, LIU Wen-jing<sup>3</sup>, ZONG Qun<sup>1</sup>

(1. School of Electrical Engineering and Automation, Tianjin University, Tianjin 300072, China; 2. Tianjin Key Laboratory of Process Measurement and Control, Tianjin 300072, China; 3. Beijing Institute of Control Engineering, Beijing 100190, China)

**Abstract:** A fault tolerant controller design method based on predictive control is proposed for the hypersonic vehicle with elevator deflection stuck fault. The longitudinal model of hypersonic vehicle is transformed by using the input-to-output feedback linearization. The extended state observer is designed to estimate the higher derivatives of vehicle and altitude and the faulty functions online. The Taylor expansion is employed to obtain the predictive model, and the continuous predictive controller is constructed. Stability of the closed-loop control system and boundedness of observe errors are proved respectively. The illustrative simulations verify the effectiveness of the proposed method.

**Keywords:** hypersonic vehicle; predictive control; fault tolerant control; extended state observer

## 0 引言

由于飞行环境复杂以及执行机构频繁动作, 飞行器容易发生卡死、饱和、漂移等故障. 近年来, 容错控制在高超声速飞行器领域也得到开展, 如文献[1]对吸气式飞行器模型存在损伤故障和输入饱和问题设计了自适应容错控制算法; 文献[2]对飞行器的执行机构故障设计了故障诊断观测器, 并进行了容错控制器重构. 目前, 对于执行机构卡死故障的研究结果较少, 如文献[3]利用模糊逼近来近似系统的卡死项, 并通过冗余执行机构进行补偿; 文献[4]利用扩展卡尔曼滤波器对卡死故障进行估计.

基于预测控制的滚动优化原理<sup>[5-6]</sup>, 本文在文献

[6]的基础上针对升降舵面偏转角发生卡死故障的高超声速飞行器, 提出了基于预测控制的容错方法. 首先对高超声速飞行器故障模型进行输入输出反馈线性化变换; 然后设计扩张状态观测器在线观测速度和高度的高阶导数以及故障项; 同时引入泰勒展开作为预测模型, 设计连续预测控制器并对系统的稳定性进行分析; 最后通过仿真实验验证了所提出方法的控制性能.

## 1 问题描述

### 1.1 高超声速飞行器纵向模型

本文采用通用 winged-cone 高超声速飞行器纵向巡航段的动力学模型<sup>[7]</sup>

收稿日期: 2016-09-20; 修回日期: 2017-02-24.

基金项目: 国家自然科学基金项目(61273092, 61271321); 天津市自然科学基金项目(12JCZDJC30300); 天津市过程检测与控制重点实验室开放课题基金项目(TKLPMC-201613).

作者简介: 胡超芳(1973—), 男, 副教授, 博士, 从事飞行器自主控制的研究; 陶晔(1993—), 女, 硕士生, 从事飞行器预测控制的研究.

†通讯作者. E-mail: cfhu@tju.edu.cn

$$\begin{cases} \dot{V} = \frac{T \cos \alpha - D}{m} - \frac{\mu \sin \gamma}{r^2}, \\ \dot{q} = \frac{M_{yy}}{I_{yy}}, \\ \dot{h} = V \sin \gamma, \\ \dot{\alpha} = q - \dot{\gamma}, \\ \dot{\gamma} = \frac{L + T \sin \alpha}{mV} - \frac{(\mu - V^2 r) \cos \gamma}{Vr^2}. \end{cases} \quad (1)$$

其中:  $V$  和  $h$  作为输出变量, 分别为飞行速度和高度;  $\gamma$ 、 $\alpha$  和  $q$  分别为航迹角、攻角和俯仰角速率;  $m$  为飞行器质量;  $r = h + R_E$  为地心距;  $\mu$  为引力常数;  $I_{yy}$  为俯仰转动惯量;  $\beta_c$  为油门开度; 气动升力  $L$ , 阻力  $D$ , 推力  $T$  和俯仰力矩  $M_{yy}$  的表达式如下:

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L,$$

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D,$$

$$T = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_T,$$

$$M_{yy} = \frac{1}{2} \rho V^2 S \bar{c} [C_M(\alpha) + C_M(\delta_e) + C_M(q)].$$

$\rho$ 、 $S$ 、 $\bar{c}$  和  $R_E$  分别为大气密度、等效气动参考面积、有效气动弦长和地球半径;  $C_L$ 、 $C_D$ 、 $C_T$ 、 $C_M(\alpha)$ 、 $C_M(\delta_e)$  和  $C_M(q)$  分别为升力、阻力、推力和力矩的系数, 具体形式如下:

$$C_L = 0.6203\alpha;$$

$$C_D = 0.6450\alpha^2 + 0.0043378\alpha + 0.003772;$$

$$C_T = \begin{cases} 0.02576\beta, & \beta < 1; \\ 0.0224 + 0.00336\beta, & \beta > 1; \end{cases}$$

$$C_M(\alpha) = -0.035\alpha^2 + 0.03617\alpha + 5.3216 \times 10^{-6};$$

$$C_M(\delta_e) = c_e(k_1\delta_{e1} + k_2\delta_{e2} - \alpha);$$

$$C_M(q) = (\bar{c}/2V)q(-6.796\alpha^2 + 0.3015\alpha - 0.2289).$$

发动机模型为

$$\ddot{\beta} = -2\xi\omega_n\dot{\beta} - \omega_n^2\beta + \omega_n^2\beta_c, \quad (2)$$

其中  $\xi$  和  $\omega_n$  分别为发动机阻尼和自然频率。

## 1.2 基于输入输出反馈线性化的故障模型

利用输入输出反馈线性化, 对上述非线性模型的输出变量速度  $V$  和高度  $h$  进行多次微分处理, 直到显示地出现控制输入  $u = [\beta_c; \delta_e]$ , 即

$$\ddot{V} = (\omega_1\ddot{x} + \dot{x}^T\Omega_2\dot{x})/m, \quad (3)$$

$$\begin{aligned} h^{(4)} = & \ddot{V} \sin \gamma + 3\dot{V}\dot{\gamma} \cos \gamma - 3\dot{V}\dot{\gamma}^2 \sin \gamma + \\ & 3\dot{V}\ddot{\gamma} \cos \gamma - 3V\dot{\gamma}\ddot{\gamma} \sin \gamma - \\ & V\dot{\gamma}^3 \cos \gamma + V\ddot{\gamma} \cos \gamma, \end{aligned} \quad (4)$$

其中  $x = [V, \gamma, \alpha, \beta, h]$ . 根据  $\alpha, \beta$  表达式中的控制相关项和控制无关项, 将式(3)和(4)改写为

$$\ddot{V} = f_V + [b_{11} \ b_{12}] \begin{bmatrix} \beta_c \\ \delta_e \end{bmatrix} = f_V + g_V \begin{bmatrix} \beta_c \\ \delta_e \end{bmatrix}, \quad (5)$$

$$h^{(4)} = f_h + [b_{21} \ b_{22}] \begin{bmatrix} \beta_c \\ \delta_e \end{bmatrix} = f_h + g_h \begin{bmatrix} \beta_c \\ \delta_e \end{bmatrix}, \quad (6)$$

其中  $f_V, f_h, b_{ij} (i, j = 1, 2)$  的表达式参见文献[7].

考虑飞行器包括两个升降舵面  $\delta_e = k_i\delta_{ei}, \delta_{ei} = b_i\delta_{e0}, i = 1, 2$ .  $k_i$  和  $b_i$  分别为舵面和控制量的分配增益,  $\delta_{e0}$  为控制器输出. 结合一般卡死故障模型, 得到升降舵面故障模型为

$$\delta_e = [k_1 \ k_2] \begin{bmatrix} (1 - \sigma_1)b_1\delta_{e0} + \sigma_1\bar{\delta}_{e1} \\ (1 - \sigma_2)b_2\delta_{e0} + \sigma_2\bar{\delta}_{e2} \end{bmatrix}. \quad (7)$$

$\sigma_i = 0, 1 (i = 1, 2)$  分别表示升降舵工作正常和发生卡死故障. 本文假设右升降舵发生卡死故障, 左升降舵正常, 即  $\sigma_1 = 0, \sigma_2 = 1$ , 结合式(5)和(6)可得

$$\ddot{V} = f_V + U_1 + \Delta_1, \quad (8)$$

$$h^{(4)} = f_h + U_2 + \Delta_2. \quad (9)$$

其中  $U_i$  和  $\Delta_i (i = 1, 2)$  分别为控制量和故障项, 表示为

$$\begin{cases} U_1 = g_V \begin{bmatrix} \beta_c \\ k_1 b_1 \delta_{e0} \end{bmatrix}, \\ U_2 = g_h \begin{bmatrix} \beta_c \\ k_1 b_1 \delta_{e0} \end{bmatrix}; \\ \Delta_1 = g_V \begin{bmatrix} 0 \\ k_2 \bar{\delta}_{e2} \end{bmatrix}, \\ \Delta_2 = g_h \begin{bmatrix} 0 \\ k_2 \bar{\delta}_{e2} \end{bmatrix}. \end{cases} \quad (10)$$

**假设1** 在本文考虑的飞行包络范围内, 矩阵  $g = [g_V \ g_h]^T$  是非奇异的<sup>[8]</sup>.

**假设2** 故障项  $\Delta_i$  的导数  $d_i(t)$  有界<sup>[6]</sup>, 且存在正常数  $W_M$  使  $\|\dot{\Delta}_i(t)\| = \|d_i(t)\| \leq W_M$  成立.

定义  $x_V = [x_{V_1} \ x_{V_2} \ x_{V_3}]^T = [\dot{V} \ \ddot{V} \ \ddot{\ddot{V}}]^T$ , 结合式(3)和(8)可得速度子系统故障方程为

$$\begin{cases} \dot{x}_{V_1} = x_{V_2}, \\ \dot{x}_{V_2} = x_{V_3}, \\ \dot{x}_{V_3} = f_V + U_1 + \Delta_1, \\ y_V = x_{V_1}, \end{cases} \quad (11)$$

其中  $y_V$  为速度子系统输出.

同理, 高度子系统故障状态方程为

$$\begin{cases} \dot{x}_{h_1} = x_{h_2}, \\ \dot{x}_{h_2} = x_{h_3}, \\ \dot{x}_{h_3} = x_{h_4}, \\ \dot{x}_{h_4} = f_h + U_2 + \Delta_2, \\ y_h = x_{h_1}. \end{cases} \quad (12)$$

其中:  $x_h = [x_{h_1} \ x_{h_2} \ x_{h_3} \ x_{h_4}]^T = [h \ \dot{h} \ \ddot{h} \ \ddot{h}]^T$  为高度子系统状态向量,  $y_h$  为该子系统输出.

## 2 扩张状态观测器设计

本文将故障作为干扰进行处理, 因此选用扩张状态观测器<sup>[9-10]</sup>来观测故障项及速度和高度的高阶导数. 以速度子系统为例设计扩张状态观测器.

定义扩张状态量  $x_{V_4} = \Delta_1$ ,  $d_1$  为故障项  $\Delta_1$  的变化率, 则系统(11)的增广形式为

$$\begin{cases} \dot{x}_{V_1} = x_{V_2}, \\ \dot{x}_{V_2} = x_{V_3}, \\ \dot{x}_{V_3} = f_V + U_1 + x_{V_4}, \\ \dot{x}_{V_4} = d_1. \end{cases} \quad (13)$$

相应的扩张状态观测器形式为

$$\begin{cases} \dot{\hat{x}}_{V_1} = \hat{x}_{V_2} + L_{V_1}(x_{V_1} - \hat{x}_{V_1}), \\ \dot{\hat{x}}_{V_2} = \hat{x}_{V_3} + L_{V_2}(x_{V_2} - \hat{x}_{V_2}), \\ \dot{\hat{x}}_{V_3} = f_V + U_1 + \hat{x}_{V_4} + L_{V_3}(x_{V_3} - \hat{x}_{V_3}), \\ \dot{\hat{x}}_{V_4} = L_{V_4}(x_{V_4} - \hat{x}_{V_4}), \end{cases} \quad (14)$$

其中  $L_{V_i} (i = 1, 2, \dots, 4)$  表示观测器增益.

定义  $e_i = x_{V_i} - \hat{x}_{V_i}$ ,  $i = 1, 2, \dots, 4$ , 由式(13)和(14)可得观测误差状态方程为

$$\dot{e} = \phi e + \varphi d_1. \quad (15)$$

其中

$$e = \begin{bmatrix} e_1 \\ e_2 \\ e_3 \\ e_4 \end{bmatrix}, \quad \phi = \begin{bmatrix} -L_{V_1} & 1 & 0 & 0 \\ -L_{V_2} & 0 & 1 & 0 \\ -L_{V_3} & 0 & 0 & 1 \\ -L_{V_4} & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad \varphi = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix}.$$

求解式(15), 得

$$e(t) = \exp(\phi t)e(0) + \int_0^t \exp(\phi(t-\tau))\varphi d_1 d\tau. \quad (16)$$

由  $|\lambda I - \phi| = \prod_{i=1}^4 (\lambda + \lambda_i)$  得  $\phi$  的特征值, 且满足  $\lambda_i \leq \lambda_j, i < j, j = 1, 2, \dots, 4$ . 结合假设 2 可得

$$\begin{aligned} \|e(t)\| &\leq \\ &\| \exp(\phi t)e(0) \| + \left\| \int_0^t \exp(\phi(t-\tau))\varphi d_1 d\tau \right\| \leq \\ &\|e(0)\| \exp(-\lambda_1 t) + \frac{W_M}{\lambda_1} (1 - \exp(-\lambda_1 t)) \leq \end{aligned}$$

$$\|e(0)\| + \frac{W_M}{\lambda_1} = M. \quad (17)$$

因此, 观测误差是有界的, 通过选取合适的观测器增益可以保证观测器误差渐近减小到原点.

## 3 基于预测控制的容错控制器设计

### 3.1 容错控制器设计

选择泰勒展开方法对  $(t + \delta)$  时刻的系统状态  $x_{V_i}(t + \delta) (i = 1, 2, 3)$  进行预测.  $\delta > 0$  为预测时域,  $\delta$  越小预测模型的误差越小, 越有助于改善容错控制性能, 但所需控制量也越大. 因此, 需要综合考虑容错性能、控制量、计算量等多方面因素, 基于理论分析和仿真调节合理选择预测时域.

在  $t + \delta$  时刻内, 对速度子系统故障方程(11)的输出  $y_V(t)$  和期望输出  $x_{V_1}^*$  进行泰勒展开, 得

$$\begin{aligned} y_V(t + \delta) &= x_{V_1}(t + \delta) \approx \\ &x_{V_1}(t) + \delta x_{V_2}(t) + \\ &\frac{\delta^2}{2} x_{V_3}(t) + \frac{\delta^3}{3!} [f_V + U_1 + \Delta_1(t)], \end{aligned} \quad (18)$$

$$\begin{aligned} x_{V_1}^*(t + \delta) &\approx \\ &x_{V_1}^*(t) + \delta x_{V_2}^*(t) + \frac{\delta^2}{2} x_{V_3}^*(t) + \frac{\delta^3}{3!} x_{V_3}^*(t). \end{aligned} \quad (19)$$

系统在  $(t + \delta)$  时刻的预测输出跟踪误差为

$$e_V(t + \delta) = x_{V_1}(t + \delta) - x_{V_1}^*(t + \delta). \quad (20)$$

定义性能指标为

$$J = \frac{1}{2} \{ e_V^2(t + \delta) Q_V + R_V U_1^2 \}, \quad (21)$$

其中  $Q_V, R_V \geq 0$  为权重系数. 定义  $e_{V_i}(t) = x_{V_i}(t) - x_{V_i}^*(t), i = 1, 2, 3$ , 令  $\frac{\partial J}{\partial U_1} = 0$ , 结合式(14)得到基于扩张状态观测器的预测控制律为

$$\begin{aligned} U_1 &= -P \left[ e_{V_1} + \delta e_{V_2} + \frac{\delta^2}{2} e_{V_3} + \frac{\delta^3}{3!} (f_V + \right. \\ &\quad \left. \hat{x}_{V_4}(t) - \hat{x}_{V_3}^*(t)) \right], \end{aligned} \quad (22)$$

其中  $P = \frac{\delta^3}{6} Q_V / \left[ \left( \frac{\delta^3}{6} \right)^2 Q_V + R_V \right]$ .

同理, 可得高度子系统的预测控制律为

$$\begin{aligned} U_2 &= \frac{\frac{\delta^4}{24} Q_h}{\left( \frac{\delta^4}{24} \right)^2 Q_h} \times \left[ e_{h_1} + \delta e_{h_2} + \frac{\delta^2}{2} e_{h_3} + \right. \\ &\quad \left. \frac{\delta^3}{3!} e_{h_4} + \frac{\delta^4}{4!} (f_h + \hat{x}_{h_5} - \hat{x}_{h_4}^*) \right]. \end{aligned} \quad (23)$$

根据假设 1, 由式(22)和(23)可得实际系统控制律为

$$\begin{bmatrix} \beta_c \\ \delta_e \end{bmatrix} = g^{-1} \begin{bmatrix} U_1 \\ U_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} b_{11} & b_{12} \\ b_{21} & b_{22} \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} U_1 \\ U_2 \end{bmatrix}. \quad (24)$$

3.2 稳定性分析

高度和速度子系统稳定性分析类似,因此以速度子系统为例.

**定理1** 针对速度子系统反馈线性化模型(11),设计控制律(22)可保证系统渐近稳定.

**证明** 首先,由式(11)和(22)可得

$$\begin{cases} \dot{x}_{V_1} = x_{V_2}, \\ \dot{x}_{V_2} = x_{V_3}, \\ \dot{x}_{V_3} = f_V + U_1 + \Delta_1 = \\ -P\left(e_{V_1} + \delta e_{V_2} + \frac{\delta^2}{2} e_{V_3} + \frac{\delta^3}{3!} \dot{x}_{V_3}^*\right) + \\ (\Delta_1(t) - \hat{x}_{V_4}). \end{cases} \quad (25)$$

然后,模型(11)关于参考值的标称形式为

$$\begin{cases} \dot{x}_{V_1}^* = x_{V_2}^*, \\ \dot{x}_{V_2}^* = x_{V_3}^*, \\ \dot{x}_{V_3}^* = f_V(x^*) + U_1^*. \end{cases} \quad (26)$$

根据文献[11]可得式(26)中的 $U_1^*$ 形式为

$$U_1^* = -P\left[\frac{\delta^3}{6}(f_V(x^*) - \dot{x}_{V_3}^*)\right]. \quad (27)$$

最后,重新定义故障项估计误差 $m = \Delta_1 - \hat{x}_{V_4}$ ,则误差状态方程可以表示为

$$\dot{e}_{V_I} = Ae_{V_I} + Em. \quad (28)$$

其中

$$\begin{aligned} e_{V_I} &= [e_{V_1} \ e_{V_2} \ e_{V_3}]^T, \\ E &= [0 \ 0 \ 1]^T, \\ A &= \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ -P & -P\delta & -0.5P\delta^2 \end{bmatrix}. \end{aligned}$$

选择合适的参数使得 $sI - A$ 特征值位于 $s$ 平面左半平面,则误差系统稳定.由于故障项的观测误差 $m$ 有界,误差系统输出 $e_{V_I}$ 渐近稳定.  $\square$

4 仿真

针对高超声速飞行器在 $h = 11000 \text{ ft}$ ,  $V = 15060 \text{ ft/s}$ ,  $\gamma = 0 \text{ rad}$ ,  $q = 0 \text{ rad/s}$ ,  $\alpha = 0.0315$ 的初始平衡条件下<sup>[7]</sup>进行仿真,期望跟踪指令分别是幅值为 $2000 \text{ ft}$ ,以 $100 \text{ ft/s}$ 通过滤波器的信号.当 $t > 50$ 时,右升降舵面发生卡死故障,即 $\bar{\delta}_{e2} = 0.02 \text{ rad}$ .

选择预测时域和分配增益分别为 $\delta = 0.8$ ,  $k_i = 0.5$ ,  $b_i = 1 (i = 1, 2)$ ,并将本文提出的容错预测控制(FTPC)方法与文献[12]中的基于径向基神经网络(RBFNN)的自适应反步容错控制方法进行对比,得到如图1~图4所示的仿真结果.

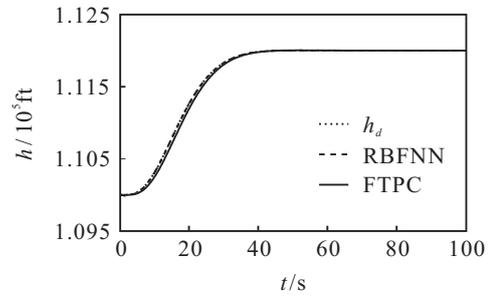
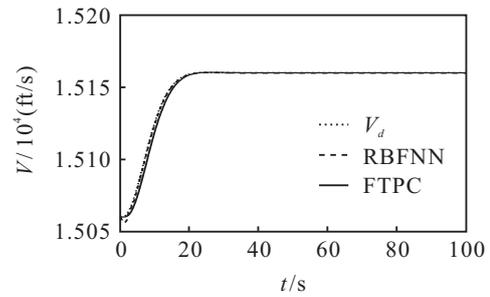


图1 速度和高度

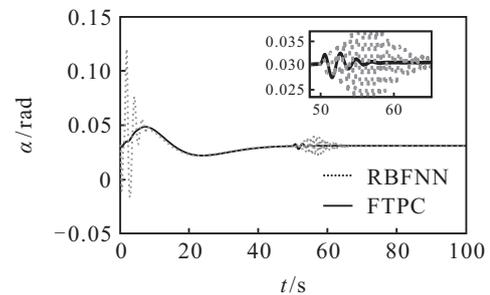
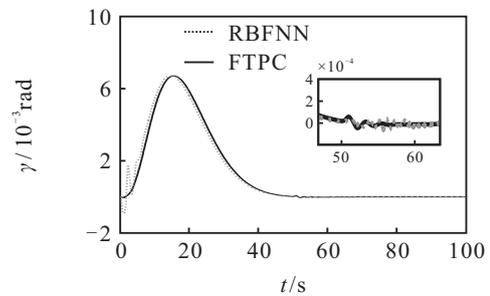


图2 航迹角和俯仰角速率

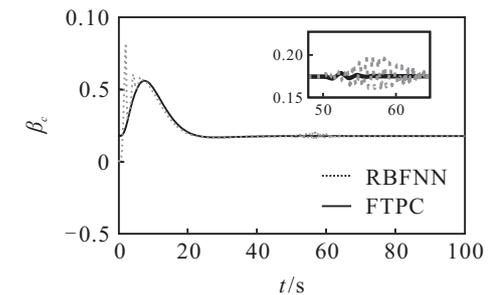
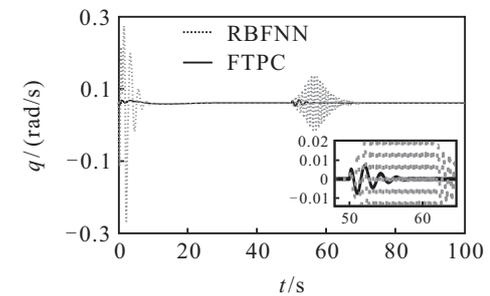


图3 攻角和油门开度

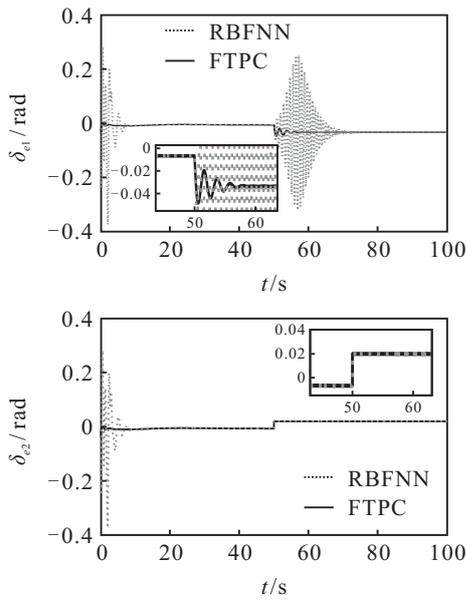


图4 左右升降舵面偏转角

从图1可以看出,两种容错控制方法都能保证系统在故障情况下输出跟踪上期望指令. 但从图2~图4可以看出,本文方法变量的变化幅值较小,且当右升降舵面出现卡死故障时,大约在5s内就可以使系统恢复稳定;而RBFNN容错控制方法不仅使系统输入幅值过大,且当发生故障后,大约需要15s才能使系统恢复稳定.

图5为故障项的观测值. 由图5可知,观测器可以较为准确地观测系统故障项.

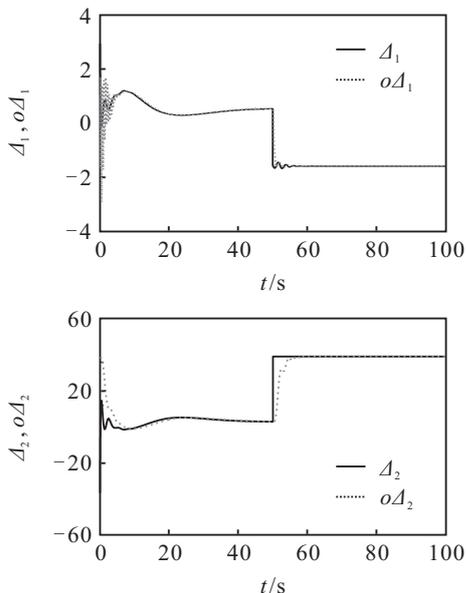


图5 速度和高度子系统故障项观测

综上所述,本文提出的方法具有良好的容错性能.

### 5 结论

本文将高超声速飞行器卡死故障转化为干扰进行处理. 利用扩张状态观测器在线实时观测速度和

高度的高阶导数以及各子系统故障项,并基于泰勒展开的预测模型得到解析控制律. 但是,本文并未考虑输入约束,后续研究将采用分层结构,在上层优化过程中提前考虑系统输入约束问题.

### 参考文献(References)

- [1] Sun H B, Li S H, Sun C Y. Adaptive fault-tolerant controller design for air-breathing hypersonic vehicle with input saturation[J]. J of Systems Engineering and Electronics, 2013, 24(3): 488-499.
- [2] Jiang B, Xu D Z, Shi P, et al. Adaptive neural observer-based backstepping fault tolerant control for near space vehicle under control effector damage[J]. IET Control Theory and Applications, 2014, 8(9): 658-666.
- [3] Li P, Yang G H. Backstepping adaptive fuzzy control of uncertain nonlinear systems against actuator faults[J]. J of Control Theory and Applications, 2009, 7(3): 248-256.
- [4] Seyed M K, Karim S, Mohamad J Y. Integration of multiple model based fault detection and nonlinear model predictive fault-tolerant control[J]. IEEE Trans on Electrical and Electronic Engineering, 2015, 10(5): 547-553.
- [5] 席裕庚, 李德伟, 林姝. 模型预测控制——现状与挑战[J]. 自动化学报, 2013, 39(3): 222-236. (Xi Y G, Li D W, Lin S. Model predictive control — Status and challenges[J]. Acta Automatica Sinica, 2013, 39(3): 222-236.)
- [6] Panchal B, Jaywant P K, Talole S E. Robust predictive control of a class of nonlinear systems[J]. J of Guidance, Control, and Dynamic, 2014, 37(5): 1437-1445.
- [7] Xu H J, Mirmirani M D, Ioannou P A. Adaptive sliding mode control design for a hypersonic flight vehicle[J]. J of Guidance, Control and Dynamics, 2004, 27(5): 829-838.
- [8] Wang J, Zong Q, He X, et al. Adaptive finite-time control for a flexible hypersonic vehicle with actuator fault[J]. Mathematical Problem in Engineering, 2013, 2013(1): 1-10.
- [9] 韩京清. 一类不确定对象的扩张状态观测器[J]. 控制与决策, 1995, 10(1): 85-88. (Han J Q. The extend state observer of a class of uncertain systems[J]. Control and Decision, 1995, 10(1): 85-88.)
- [10] 胡超芳, 刘运兵. 基于ESO的高超声速飞行器模糊自适应姿态控制[J]. 航天控制, 2015, 33(3): 45-51. (Hu C F, Liu Y B. Fuzzy adaptive attitude control based on ESO for hypersonic vehicles[J]. Aerospace Control, 2015, 33(3): 45-51.)
- [11] Lu P. Optimal predictive control of continuous nonlinear systems[J]. Int J of Control, 1995, 62(3): 633-649.
- [12] Xu Y F, Jiang B, Tao G, et al. Fault tolerant control for a class of nonlinear systems with application to near space vehicle[J]. Circuits, Systems, and Signal Processing, 2011, 30(3): 655-672.

(责任编辑: 齐 霁)