

适应有限故障的运载火箭神经网络自适应容错控制

朱海洋¹, 吴燕生², 容易¹, 秦旭东¹, 陈宇¹

(1.北京宇航系统工程研究所, 北京 100076; 2.中国航天科技集团有限公司, 北京 100048)

摘要:针对运载火箭推力下降或伺服机构卡死等有限故障,提出了一种基于径向基神经网络(radial basis function neural network, RBFNN)的自适应容错姿态控制方法。该方法在有限故障动力学模型基础上,采用极点配置设计基线控制器,使用 RBFNN 在线辨识模型的故障参数和不确定干扰,最后基于 Lyapunov 理论设计自适应容错控制律对故障模型和干扰进行补偿。仿真结果表明,在有限故障工况下,该方法与传统 PD 方法相比,对故障具有较好的自适应能力,并能满足姿态稳定和控制精度要求。

关键词:径向基神经网络;主动容错控制;有限故障;自适应控制

中图分类号:V448.1

文献标志码:A

文章编号:1000-2758(2020)03-0668-09

运载火箭飞行过程中的故障容错能力^[1-2]是提高任务可靠性的重要手段。而控制系统由于具有响应快、容易发散等特点,因此是其首要解决的问题,其容错能力体现在飞行过程中的箭上自主故障检测、故障定位和故障隔离,即对有限故障^[2]的适应性。文献[2]提出了运载火箭3种故障模式:①小能量故障指飞行可控,可将有效载荷送入预定轨道,基本不影响后续任务工程的故障;②中能量故障指飞行可控,制导系统重规划将载荷送入偏置轨道,对后续任务工程有一定影响的故障;③大能量故障指飞行控制失稳、分离异常、爆炸等非预期飞行,任务工程中中止的故障。

本文将小、中能量故障统称为有限故障,具体分为2类:①可反映在模型参数变化上的故障。例如单台伺服机构卡死失效、单台发动机推力异常下降等单机故障,以及建模误差等广义故障;②其他未知广义故障。包括干扰、噪声等未建模项。

针对运载火箭有限故障,容错控制方法可分为被动容错控制和主动容错控制方法。传统包络设计下PID控制即为被动容错控制方法,主动容错方法可继续划分为2大类:一类是基于故障诊断与隔离系统(fault diagnosis and isolation system, FDI)的容错控制方法,如针对伺服机构卡死故障,文献[3]提出了一种控制指令重分配技术。依据 FDI^[4]提供的

伺服机构卡死角度,建立控制重分配的线性规划模型,采用单纯形法求解,保障姿控稳定。此类方法缺点为依赖 FDI 提供故障数据,当 FDI 诊断参数超差较大或误报时,将使容错控制效果受限甚至影响控制系统正常性能。

另一类是基于自适应控制的容错控制方法,无需 FDI。文献[5]提出了基于 PD 和校正网络控制的自适应增广控制方法(adaptive augment control, AAC),在系统发生故障时,通过调整开环增益来适应有限故障。该方法仅调整 PD 控制增益,无法消除故障影响和控制误差。文献[6]针对运载火箭单台发动机推力下降时姿控问题,提出了一种基于径向基神经网络滑模容错姿态控制方法,可有效保证姿控稳定和精度。该方法引入了滑模控制项,存在抖振问题,不利于工程应用。

神经网络具备对任意非线性连续函数的逼近能力,可在线辨识模型故障参数和外界干扰,在航空航天、机器人等领域取得了一定进展。文献[7]设计了 RBFNN 与终端滑模结合的分散容错控制律,有效解决了空间机器人执行机构部分失效故障;文献[8]基于神经网络和技术,提出了基于神经网络观测器的故障诊断方法,可有效估计特定故障。但神经网络观测器依赖于动力学模型,故不同故障需要建立不同的神经网络观测器,且若存在较大的建模

误差和未建模干扰,对诊断结果影响较大。

本文针对运载火箭有限故障,建立有限故障动力学模型,设计了RBFNN辨识器来辨识模型故障项,再基于自适应控制理论推导了容错控制律,提高运载火箭姿控系统的故障容错能力。

1 动力学模型及控制问题描述

1.1 有限故障模型

假设基于先验知识,所建立运载火箭动力学系统名义模型描述为 Φ_0 ,实际模型描述为 Φ ,那么有

$$\Phi = \Phi_0 + \Delta\Phi \quad (1)$$

式中, $\Delta\Phi$ 指有故障假设下,名义模型与实际模型之间的偏差,可分解为两部分

$$\Delta\Phi = \Delta\Phi_1 + \Delta\Phi_2 \quad (2)$$

式中: $\Delta\Phi_1$ 表示可反映在模型参数变化上的故障,如单台发动机推力下降,则实际系统质量特性和控制力特性均与名义模型 Φ_0 产生差异; $\Delta\Phi_2$ 表示未知广义故障。包括建模时用低阶系统近似高阶系统及用线性模型代替非线性模型引入的误差和噪声干扰等未建模误差。注意2类故障均为加性故障^[9]。

定义1 系统故障有限表示为: $\|\Delta\Phi\| \leq \varepsilon$, ε 为系统有限故障的能量上界。即可用模型参数变化表示的故障 $\Delta\Phi_1$,满足 $\|\Delta\Phi_1\| \leq \varepsilon_1$, ε_1 为模型参数变化的上界。广义故障 $\Delta\Phi_2$ 未知但满足 $\|\Delta\Phi_2\| \leq \varepsilon_2$, ε_2 为未知广义故障的上界。

有限故障本质即在火箭姿态控制能力范围内的故障,不同型号火箭的 ε 不同^[2]:如芯一级单台伺服机构卡死,对于CZ-7火箭姿控影响要小于CZ-2C火箭。因为CZ-7火箭芯级的伺服机构数量多且芯级助推联合摆动控制,其对于伺服机构故障的容错能力更强。

1.2 运载火箭有限故障动力学模型

以文献[4]中新一代运载火箭为研究对象,发动机布局见图1,2台芯级发动机做“十”字摆动,摆角分别为 $\delta_{\psi 1}, \delta_{\psi 2}, \delta_{\psi 3}, \delta_{\psi 4}$ 。4台助推发动机做切向摆动,摆角分别为 $\delta_{\psi 1}, \delta_{\psi 2}, \delta_{\psi 3}, \delta_{\psi 4}$ 。

芯级和助推发动机控制分配律均使用(3)式,且芯级和助推发动机同向同比例摆动^[10]

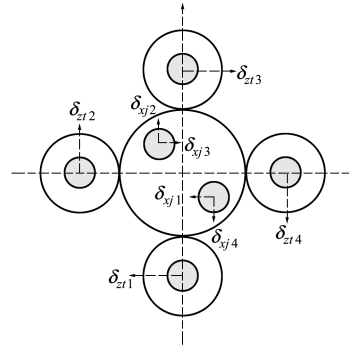


图1 发动机布局示意图

$$\begin{cases} \mathbf{D}_\delta = \mathbf{G}\boldsymbol{\delta} \\ \mathbf{G} = \begin{bmatrix} 0 & -\frac{1}{2} & 0 & \frac{1}{2} \\ -\frac{1}{2} & 0 & \frac{1}{2} & 0 \\ \frac{1}{4} & \frac{1}{4} & \frac{1}{4} & \frac{1}{4} \end{bmatrix} \end{cases} \quad (3)$$

式中: $\mathbf{D}_\delta = [\delta_\phi, \delta_\psi, \delta_\gamma]^T$ 表示助推或芯级发动机的三通道等效摆角; $\boldsymbol{\delta} = [\delta_1, \delta_2, \delta_3, \delta_4]$ 表示助推或芯级的4台伺服机构实际摆角。

在忽略长周期的质心运动,且不考虑液体推进剂晃动和箭体弹性振动,其姿态动力学的小偏差方程为

$$\begin{cases} \Delta\dot{\phi} + b_1^\phi \Delta\phi + b_2^\phi \Delta\psi + b_3^\phi \delta_\phi = \bar{M}_{B_z} - b_2^\phi \alpha_\omega \\ \Delta\dot{\psi} + b_1^\psi \Delta\psi + b_2^\psi \Delta\phi + b_3^\psi \delta_\psi = \bar{M}_{B_y} - b_2^\psi \beta_\omega \\ \Delta\dot{\gamma} + d_1^\gamma \Delta\gamma + d_3^\gamma \delta_\gamma = \bar{M}_{B_x} \end{cases} \quad (4)$$

式中: $\Delta\phi, \Delta\psi, \Delta\gamma$ 分别为俯仰角、偏航角和滚动角; $\alpha_\omega, \beta_\omega$ 为风攻角和风侧滑角; $b_1^\phi, b_2^\phi, b_3^\phi, b_1^\psi, b_2^\psi, b_3^\psi, d_1^\gamma, d_3^\gamma$ 为刚体动力学方程系数,具体意义参考文献[10]; $\bar{M}_{B_x}, \bar{M}_{B_y}, \bar{M}_{B_z}$ 为结构干扰力矩项。

为方便推导,将上述模型改写为如下形式

$$a_1 \Delta\dot{\phi} + a_2 \Delta\phi + a_3 \Delta\psi = \bar{M}_{d_z} + \delta_\phi \quad (5)$$

式中: $a_1 = -\frac{1}{b_3^\phi}$,表征系统惯量的动力学系数; $a_2 = -\frac{b_1^\phi}{b_3^\phi}$,表征系统阻尼的动力学系数; $a_3 = -\frac{b_2^\phi}{b_3^\phi}$,表征

系统刚度的动力学系数; $\bar{M}_{d_z} = \frac{(b_2^\phi \alpha_\omega - \bar{M}_{B_z})}{b_3^\phi}$,表征附加干扰的动力学系数。

同理可以得到偏航和滚转通道的简化

$$\begin{cases} a_1 \Delta \ddot{\phi} + a_2 \Delta \dot{\phi} + a_3 \Delta \phi = \bar{M}_{d_z} + \delta_\phi \\ b_1 \Delta \ddot{\psi} + b_2 \Delta \dot{\psi} + b_3 \Delta \psi = \bar{M}_{d_y} + \delta_\psi \\ c_1 \Delta \dot{\gamma} + c_2 \Delta \gamma = \bar{M}_{d_x} + \delta_\gamma \end{cases} \quad (6)$$

忽略附加干扰动力学系数,将被控对象动力学模型抽象为线性连续系统,可建立名义模型如下

$$M_0 \ddot{q} + C_0 \dot{q} + K_0 q = u \quad (7)$$

式中: $q = [\Delta\phi \ \Delta\psi \ \Delta\gamma]$ 为状态向量; u 为控制输入向量, M_0, C_0, K_0 分别为表征模型惯量、阻尼和刚度的系数矩阵。表达式如下

$$M_0 = \begin{bmatrix} a_1 & 0 & 0 \\ 0 & b_1 & 0 \\ 0 & 0 & c_1 \end{bmatrix} \quad C_0 = \begin{bmatrix} a_2 & 0 & 0 \\ 0 & b_2 & 0 \\ 0 & 0 & c_2 \end{bmatrix}$$

$$K_0 = \begin{bmatrix} a_3 & 0 & 0 \\ 0 & b_3 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

实际工程中准确 M, C, K 很难精确得到,可设模型偏差 $\Delta M = M - M_0, \Delta C = C - C_0, \Delta K = K - K_0$ 。可将有限故障定义如下

$$\begin{cases} \Delta \Phi_1 = \Psi(\Delta M, \Delta C, \Delta K) \\ \Delta \Phi_2 = d \end{cases} \quad (8)$$

式中: $\Psi(\Delta M, \Delta C, \Delta K)$ 表示模型偏差至 $\Delta \Phi_1$ 的映射关系; d 表示噪声干扰等广义故障的动力学右函数项。

综上,可建立运载火箭有限故障动力学模型

$$\begin{cases} M_0 \ddot{q} + C_0 \dot{q} + K_0 q = u + \Delta \Phi \\ \Delta \Phi = \Delta \Phi_1 + \Delta \Phi_2 \\ \Delta \Phi_1 = -(\Delta M \ddot{q} + \Delta C \dot{q} + \Delta K q) \\ \Delta \Phi_2 = d \end{cases} \quad (9)$$

由此,本文的控制目标可描述为:针对运载火箭动力学模型(9)式,当满足定义(1)有限故障发生时,设计控制律 u ,使得闭环系统状态稳定,即 $\lim_{t \rightarrow \infty} \mathbf{q} \rightarrow \mathbf{q}_d$ 。

2 基线控制器设计

首先针对不考虑故障的名义模型(7),采用极点配置思想,设计基线控制器。设 $e = q - q_d, \dot{e} = \dot{q} - \dot{q}_d$,如果模型精确,那么控制律可设计为

$$u_1 = M_0(\ddot{q}_d - k_v \dot{e} - k_p e) + C_0 \dot{q} + K_0 q \quad (10)$$

将控制律(10)式代入模型(7)式,得到误差系统

$$\ddot{e} + k_v \dot{e} + k_p e = 0 \quad (11)$$

调整合适的 k_v, k_p 即可配置误差系统极点,使系统稳定且性能满足要求。

考虑有限故障动力学模型,将控制律(10)式代入模型(9)式,得到

$$\ddot{e} + k_v \dot{e} + k_p e = M_0^{-1} \Delta \Phi \quad (12)$$

设 $x = (e \ \dot{e})$,将新的误差系统右函数未知项记为 $f(x) = M_0^{-1} \Delta \Phi$ 。由有限故障定义,且实际物理系统的 M_0^{-1} 必有界,所以 $f(x)$ 亦有界。则可将误差系统(12)式记为

$$\dot{x} = Ax + Ef(x) \quad (13)$$

式中, $A = \begin{pmatrix} 0 & I \\ -k_p & -k_v \end{pmatrix}, E = \begin{pmatrix} 0 \\ I \end{pmatrix}$, I 为单位阵。

假设 $f(x)$ 为已知,则修正的控制律为

$$u = M_0(\ddot{q}_d - k_v \dot{e} - k_p e) + C_0 \dot{q} + K_0 q - \Delta \Phi \quad (14)$$

将修正的控制律(14)式代入实际模型,即可得到稳定的误差系统(11)式。所以需要误差系统右函数未知项 $f(x)$ 进行辨识,从而在控制律中实现对 $f(x)$ 的补偿。

3 RBFNN 辨识器设计

RBFNN 采用高斯基函数,学习速度快并避免局部极小问题,适合于实时控制。RBFNN 的结构

$$\begin{cases} \varphi(X) = \exp\left(-\frac{\|X - n\|^2}{2b^2}\right) \\ F(X, W) = W^{*T} \varphi(X) \end{cases} \quad (15)$$

式中: X 为网络的输入向量;三通道的输入向量 X 分别为 $[\Delta\phi, \Delta\psi], [\Delta\dot{\psi}, \Delta\dot{\psi}], [\Delta\gamma, \Delta\gamma]$; $\varphi(X)$ 为网络的高斯基函数输出; W^{*T} 为神经网络的理想权值向量; n 和 $b(b_j > 0)$ 分别为隐含层神经元的中心值向量和宽度向量; j 为网络隐含层的第 j 个节点; $F(X, W)$ 为网络输出向量。其中理想权值 W^{*T} 是为便于推导分析人为构造的,假设如下:

假设 1 输入向量 $X \in U_c, U_c \subset \mathbf{R}^n$ 是紧集,表示 X 可行空间;且权值向量可行域 Ω_f 满足条件 $\Omega_f = \{\hat{W} \mid \|\hat{W}\| \leq M, M \in \mathbf{R}^+\}$,则 RBFNN 理想权值定义为 $W^{*T} = \arg \min_{\hat{W} \in \Omega_f} [\sup_{X \in U_c} |f(x, d, t) - \hat{f}(x, d, t)|]$,神经网络理想逼近值表示为 $F(X, W) = W^{*T} \varphi(X)$ 。

假设 2 存在神经网络的理想逼近连续有界输出 $\hat{F}(X, W^*) = W^{*T} \varphi(X)$,针对非常小的 $\varepsilon_0 \in \mathbf{R}$,使得 $\hat{F}(X, W^*)$ 与真实值 F 存在如下关系

$$\|\hat{F}(X, W^*) - F\|_\infty \leq \varepsilon_0 \quad (16)$$

综合上述假设,采用 RBFNN 逼近模型右函数未知项 $f(x)$,则误差系统(13)式可写为

$$\dot{x} = Ax + E[\hat{f}(x, W^*) + \eta] \quad (17)$$

式中, η 为神经网络的理想逼近误差,即 $\eta = f(x) - \hat{f}(x, W^*)$ 。由假设 2 可知逼近误差 η 有界,其界为 $\eta_0 = \sup \|f(x) - \hat{f}(x, W^*)\|$ 。

4 自适应容错控制器设计与分析

4.1 控制器形式

控制器由基线控制器 u_1 和 RBFNN 辨识补偿控制器 u_2 两部分构成

$$\begin{cases} u = u_1 + u_2 \\ u_1 = M_0(\ddot{q}_d - k_v \dot{e} - k_p e) + C_0 \dot{q} + K_0 q \\ u_2 = -M_0 \hat{f}(x, \hat{W}) \end{cases} \quad (18)$$

式中, $\hat{f}(x, \hat{W})$ 为 RBFNN 对实际 $f(x)$ 辨识值。表达式如下

$$\begin{cases} \hat{f}(x, \hat{W}) = \hat{W}^T \varphi(x) \\ \hat{W} = \gamma \varphi(x) x^T PE \end{cases} \quad (19)$$

式中: P 为正定矩阵; γ 为 RBFNN 权值更新增益。

图 2 为控制架构。

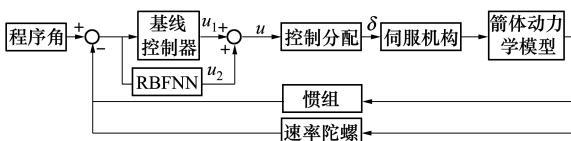


图 2 神经网络自适应容错控制器架构

4.2 稳定性分析

定理 1 考虑(9)式所示的运载火箭有限故障动力学系统,在满足有限故障的定义 1 和假设 1,2 的条件下,采用(15)式的 RBFNN 来逼近系统右函数的 $f(x)$ 项,RBFNN 权值采用(19)式进行调节,采用(18)式的自适应容错控制器,能够保证闭环系统内部信号有界,闭环系统渐进稳定。

证明 将控制器(18)式代入实际模型(9)式,得

$$\begin{aligned} M_0 \ddot{q} + C_0 \dot{q} + K_0 q &= M_0(\ddot{q}_d - k_v \dot{e} - k_p e) + \\ &C_0 \dot{q} + K_0 q - M_0 \hat{f}(x, \hat{W}) + \Delta \Phi \end{aligned} \quad (20)$$

两边同时减去 $M_0 \ddot{q} + C_0 \dot{q} + K_0 q$,得

$$\ddot{e} + k_v \dot{e} + k_p e = f(x) - \hat{f}(x, \hat{W}) \quad (21)$$

采用系统(13)式的状态变量,可将(21)式记为

$$\dot{x} = Ax + E[f(x) - \hat{f}(x, \hat{W})] \quad (22)$$

对于 $f(x)$ 和 $\hat{f}(x, W)$,有

$$\begin{aligned} f(x) - \hat{f}(x, \hat{W}) &= \\ f(x) - \hat{f}(x, W^*) + \hat{f}(x, W^*) - \hat{f}(x, \hat{W}) &= \\ \eta + W^{*T} \varphi(x) - \hat{W}^T \varphi(x) &= \eta + \tilde{W}^T \varphi(x) \end{aligned} \quad (23)$$

式中, $\tilde{W} = W^* - \hat{W}^T$,则 $\tilde{W} = -\hat{W}$ 。

定义 Lyapunov 函数为

$$V = \frac{1}{2} x^T P x + \frac{1}{2\gamma} \|\tilde{W}\|_F^2, (\gamma > 0) \quad (24)$$

式中, $\gamma > 0$ 。

由于矩阵 A 特征值实部为负,则存在正定阵 P 和 Q ,满足如下 Lyapunov 方程

$$PA + A^T P^T = -Q \quad (25)$$

定义 2

$$\|R\|_F^2 = \sum_{i,j} |r_{ij}|^2 = \text{tr}(RR^T) = \text{tr}(PR^T R) \quad (26)$$

式中, $\text{tr}(\cdot)$ 为矩阵 R 的迹,则根据迹的定义,有

$$\|\tilde{W}\|_F^2 = \text{tr}(\tilde{W}^T \tilde{W}) \quad (27)$$

Lyapunov 函数导数为

$$\begin{aligned} \dot{V} &= \frac{1}{2} [x^T P \dot{x} + \dot{x}^T P x] + \frac{1}{\gamma} \text{tr}(\tilde{W}^T \dot{\tilde{W}}) = \\ &\frac{1}{2} [x^T (PA + A^T P) x + (x^T PE \tilde{W}^T \varphi(x) + x^T PE \eta + \\ &\varphi^T(x) \tilde{W} E^T P x + \eta^T E^T P x)] + \frac{1}{\gamma} \text{tr}(\tilde{W}^T \dot{\tilde{W}}) = \\ &-\frac{1}{2} x^T Q x + \varphi^T(x) \tilde{W} E^T P x + \eta^T E^T P x + \frac{1}{\gamma} \text{tr}(\tilde{W}^T \dot{\tilde{W}}) \end{aligned} \quad (28)$$

式中: $P^T = P; x^T PE \tilde{W}^T \varphi(x) = \varphi^T(x) \tilde{W} E^T P x; x^T PE \eta = \eta^T E^T P x$ 。

运载火箭的简化刚体姿态动力学模型(6)式为 3 个二阶系统,则 $[\tilde{W}^T \varphi(x)]^T$ 为 1×3 向量, $E^T P x$ 为 3×1 向量,则 $\varphi^T(x) \tilde{W} E^T P x$ 为一实数,且等于 $E^T P x \varphi^T(x) \tilde{W}$ 的主对角元素之和,则(29)式成立

$$\varphi^T(x) \tilde{W} E^T P x = \text{tr}[E^T P x \varphi^T(x) \tilde{W}] \quad (29)$$

则

$$\begin{aligned} \dot{V} &= -\frac{1}{2} x^T Q x + \frac{1}{\gamma} \text{tr}(\gamma E^T P x \varphi^T(x) \tilde{W} + \tilde{W}^T \dot{\tilde{W}}) + \\ &\eta^T E^T P x \end{aligned} \quad (30)$$

由 RBFNN 权值更新律(19)式,可取自适应律为

$$\tilde{W}^T = -\hat{W}^T = -\gamma E^T P x \varphi^T(x) \quad (31)$$

将(31)式代入(30)式,可得

$$\dot{V} = -\frac{1}{2}x^T Q x + \eta^T E^T P x \quad (32)$$

由已知 $\|\eta^T\| \leq \eta_0, \|B\| = 1$

设 $\lambda_{\min}(Q)$ 为矩阵 Q 特征值的最小值, $\lambda_{\max}(P)$ 为矩阵 P 特征值的最大值,则

$$\begin{aligned} \dot{V} &\leq -\frac{1}{2}\lambda_{\min}(Q)\|x\|^2 + \eta_0\lambda_{\max}(P)\|x\| = \\ &-\frac{1}{2}\|x\|[\lambda_{\min}(Q)\|x\| - 2\eta_0\lambda_{\max}(P)] \end{aligned} \quad (33)$$

要使 $\dot{V} \leq 0$, 需要 $\lambda_{\min}(Q) \geq \frac{2\lambda_{\max}(P)\eta_0}{\|x\|}$ 。由于当且

仅当 $x = \frac{2\lambda_{\max}(P)}{\lambda_{\min}(Q)}$ 时, $\dot{V} = 0$, 即当 $\dot{V} \equiv 0$ 时, $x \equiv$

$\frac{2\lambda_{\max}(P)}{\lambda_{\min}(Q)}$ 。根据 LaSalle 不变性^[11] 原理, 闭环系统

为渐进稳定, 即当 $t \rightarrow \infty$ 时, $x \rightarrow \frac{2\lambda_{\max}(P)}{\lambda_{\min}(Q)}$, 系统的收敛速度取决于 $\lambda_{\min}(Q)$ 。可见, 当 Q 的特征值越大, P 的特征值越小, 神经网络建模误差 η 的上界 η_0 越小, 则 x 的收敛半径越小, 跟踪效果越好。

由于 $V \geq 0, \dot{V} \leq 0$, 则当 $t \rightarrow \infty$ 时, V 有界, 从而 \tilde{W} 有界。

5 仿真分析

以火箭助推飞行段为例, 进行 3 种故障工况的仿真, 并与传统 PD 控制器对比。

5.1 控制律参数

· PD 控制器参数

采用标称工况时三通道的 PD 参数

$$\begin{cases} [K_p^\phi & K_d^\phi & K_p^\gamma & K_d^\gamma] = [0.8 & 0.4 & 0.5 & 0.2] \\ K_p^\psi = K_p^\phi, K_d^\psi = K_d^\phi \end{cases} \quad (34)$$

· 神经网络自适应容错控制律参数

三通道基线控制器参数设置

$$\alpha = 1.5, k_p = \alpha^2, k_v = 2\alpha, Q = \begin{bmatrix} 2 & 0 \\ 0 & 2 \end{bmatrix} \quad (35)$$

RBFNN 选定 7 个网络节点, 其权值更新增益取 $\gamma = 60$, 根据网络输入 X 的实际范围来设计高斯基函数的参数

$$\begin{cases} b_j = 0.5, j = 1, 2, \dots, 7 \\ n = \begin{bmatrix} -0.15 & -0.10 & -0.05 & 0 & 0.05 & 0.10 & 0.15 \\ -0.15 & -0.10 & -0.05 & 0 & 0.05 & 0.10 & 0.15 \end{bmatrix} \end{cases} \quad (36)$$

表 1 仿真工况汇总

序号	故障类型	仿真目的	验证结论
1	建模偏差	验证出现较大建模偏差 $\Delta\Phi_1$ 的工况, 同时考虑附加干扰等广义故障 $\Delta\Phi_2$	PD 控制器控制精度差, 本文方法可消除控制误差
2	1 台伺服机构卡死	验证单台伺服机构卡死故障 $\Delta\Phi_1$ 工况, 同时考虑附加干扰等广义故障 $\Delta\Phi_2$	PD 控制器失效发散, 本文方法可保证控制精度
3	1 台芯级发动机关机	验证芯级 1 台发动机推力下降 $\Delta\Phi_1$ 工况, 同时考虑附加干扰等广义故障 $\Delta\Phi_2$	PD 控制器失效发散, 本文方法可保证控制精度

5.2 仿真结果

表 1 给出了 3 种仿真工况汇总。仿真发现 PD 控制器可适应较小广义故障, 第一种工况, $|\Delta\Phi| < 0.04$, PD 控制器仅控制性能变差, 但并未失效。后 2 种工况, $|\Delta\Phi|_{\max} > 0.1$, PD 控制器失效发散。本文方法在 3 种工况下性能良好, 故障适应能力明显优于 PD 控制器。

5.3 工况 1——建模偏差

考虑建模偏差较大的情形, 并且考虑外界附加干扰等未建模误差 $\Delta\Phi_2$, 其中模型偏差设置如下

$$\Delta M = 0.5 \cdot I \cdot M_0$$

$$\Delta C = 0.5 \cdot I \cdot C_0, \Delta K = -0.1 \cdot I \cdot K_0$$

以俯仰通道为例, 仿真结果如图 3 至 5 所示。由图 3 可知, PD 控制器可以使系统稳定, 但整体控制误差较大, 在穿越大风区后, 由于附加干扰减小, 最终俯仰角偏差稳定在 $2^\circ \sim 2.5^\circ$ 之间。本文方法控制效果较为稳定, 误差控制在 0.2° 以内, 效果理想。主要原因为 RBFNN 实时辨识 $\Delta\Phi$, 并闭环补偿, 保证了闭环系统稳定和性能。

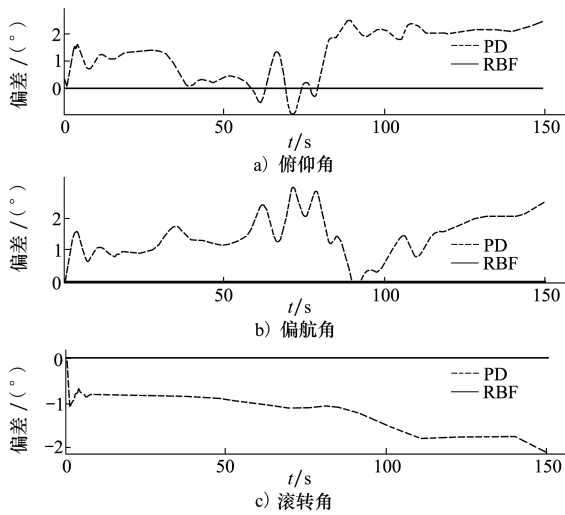


图3 姿态角偏差对比图

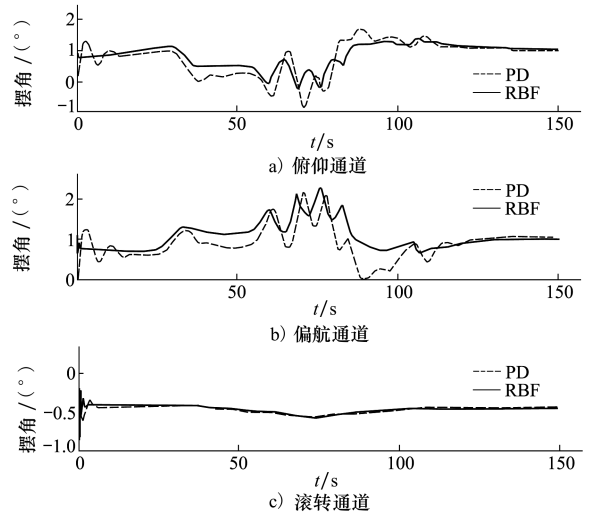


图4 通道等效摆角对比图

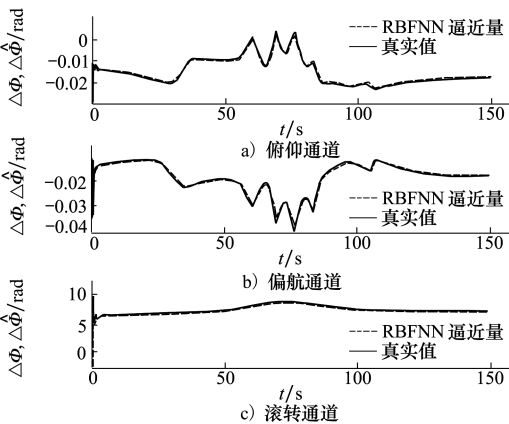


图5 神经网络对 $\Delta\Phi$ 逼近情况

5.4 工况2——单台伺服机构卡死故障

设置助推伺服机构2分机在50s时卡死 5° ,且考虑附加干扰等广义故障 $\Delta\Phi_2$ 。

助推2分机卡死,理论上对俯仰通道和滚转通道影响较大。从图6的仿真结果上可以发现,PD控制的系统俯仰通道失效,且滚转通道角偏差也较大,图7为助推4台伺服机构实际摆角变化情况。

本文方法可保证控制稳定和性能。因为RBFNN将伺服机构卡死引起的动力学模型变化进行了有效辨识,并接入控制回路闭环补偿,通过图8可看出RBFNN辨识效果良好,除了伺服机构卡死初期的动力学系统抖振阶段,辨识值在幅值和相位上均能较好跟踪真实值。

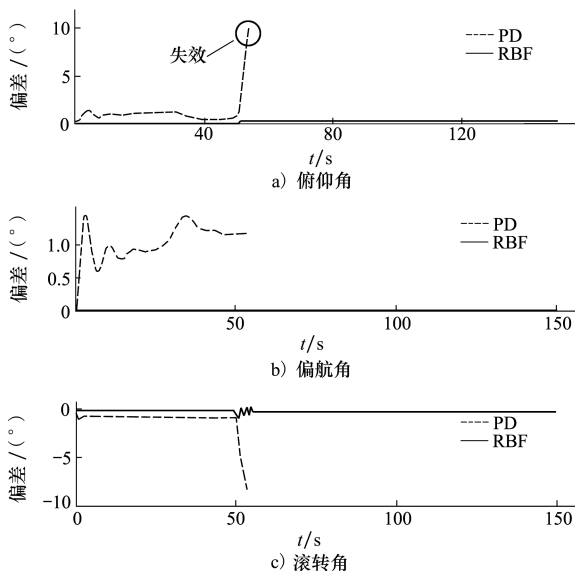


图6 姿态角偏差对比图

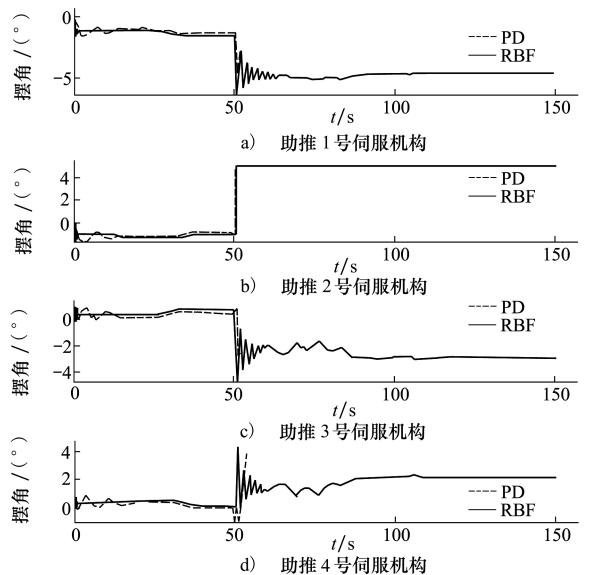


图7 助推4台伺服机构摆角对比图

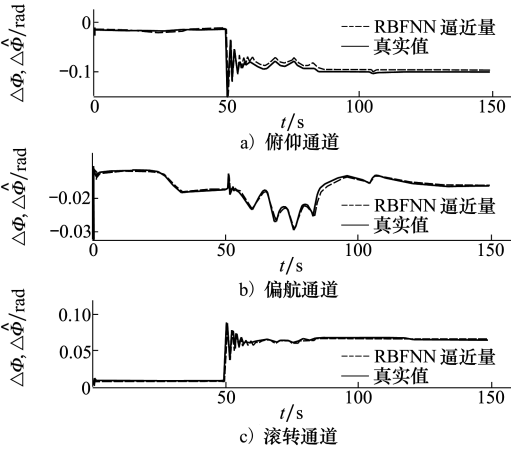


图 8 神经网络对 $\Delta\Phi$ 逼近情况

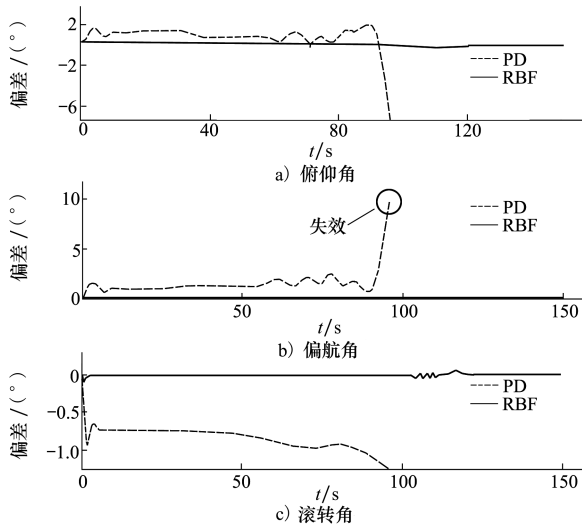


图 9 姿态角偏差对比图

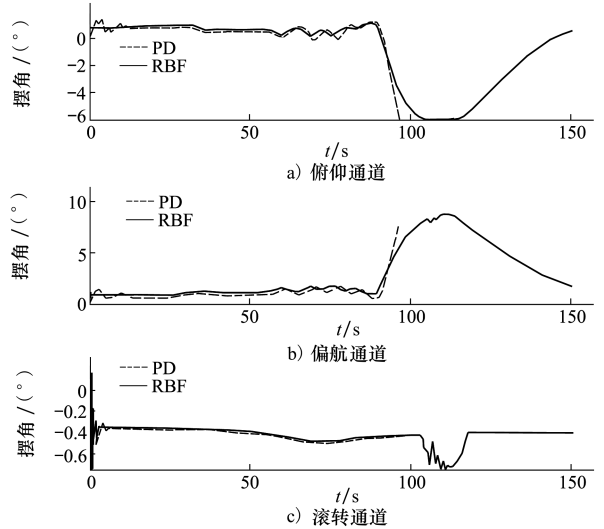


图 10 通道等效摆角对比图

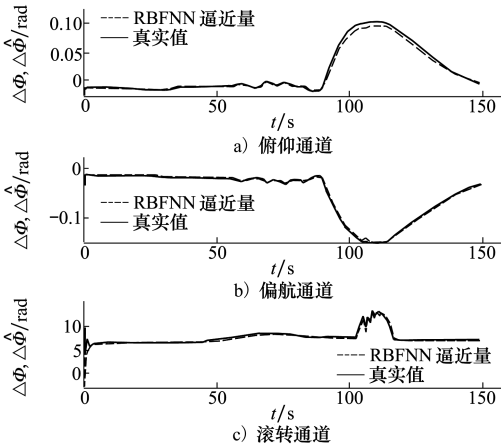


图 11 神经网络对 $\Delta\Phi$ 逼近情况

5.5 工况 3——单台发动机推力下降

设置芯级 1 号发动机在助推飞行段 90 s 时推力损失 100%，其他发动机正常工作，且考虑附加干扰等广义故障 $\Delta\Phi_2$ ，仿真结果如图 9 至 11 所示。

仿真结果表明，在单台发动机推力下降故障下，对于俯仰和偏航通道影响较大，因为俯仰通道的广义故障 $\Delta\Phi_2$ 与推力下降故障 $\Delta\Phi_1$ 符号相反，初期产生一定的抵消作用，而偏航通道的 $\Delta\Phi_1$ 和 $\Delta\Phi_2$ 则符号相同，所以 PD 控制的偏航通道首先失效。本文方法可将姿态角偏差控制在 1° 以内。在 90 s 发生故障时，动力学中的模型广义故障项 $\Delta\Phi$ 变化剧烈，RBFNN 仍能较好辨识逼近，这使得姿态控制系统能够有效消除故障影响。

6 结 论

针对运载火箭有限故障，本文提出了一种基于 RBFNN 的自适应容错姿态控制方法。使用 RBFNN 在线辨识并补偿模型故障参数和不确定干扰，仿真结果表明，在建模偏差较大、单台伺服机构卡死和芯级单台发动机推力下降 3 种故障工况下，与 PD 控制器相比，本文方法可保证姿控稳定和精度。其中发动机推力下降故障会使弹道与标准设计弹道偏差较大，使得在标准弹道附近线性化的姿态动力学模型不准确，所以本文下一步将重点研究在动力故障下，制导和姿控系统联合容错重构技术。

参考文献:

- [1] 李洪. 智慧火箭发展路线思考[J]. 宇航总体技术, 2017(1): 13-19
LI Hong. The Developing Roadmap of Intelligent Launch Vehicle[J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2017(1): 13-19 (in Chinese)
- [2] 常武权, 张志国. 运载火箭故障模式及制导自适应技术应用分析[J]. 宇航学报, 2019, 40(3): 302-309
CHANG Wuquan, ZHANG Zhiguo. Analysis of Fault Modes and Applications of Self-Adaptive Guidance Technology for Launch Vehicle[J]. Journal of Astronautics, 2019, 40(3): 302-309 (in Chinese)
- [3] 程堂明, 李家文, 唐国金. 伺服机构故障下基于线性规划的运载火箭姿控系统重构控制[J]. 国防科技大学学报, 2017, 39(1): 51-57
CHENG Tangming, LI Jiawen, TANG Guojin. Reconstruction of Attitude Control System of Launch Vehicle Based on Linear Programming under Servo Mechanism Fault[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2017, 39(1): 51-57 (in Chinese)
- [4] 程堂明, 李家文, 陈宇, 等. 运载火箭伺服机构故障检测与诊断的扩展多模型自适应方法[J]. 国防科技大学学报, 2017, 39(5): 80-89
CHENG Tangming, LI Jiawen, CHEN Yu, et al. Extended Multiple Model Adaptive Method for Fault Detection and Diagnosis of Launch Vehicle's Servo Mechanism[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2017, 39(5): 80-89 (in Chinese)
- [5] JEB O, VAN Z T. Robust, Practical Adaptive Control for Launch Vehicles[C]// AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, Minneapolis, United States, 2012: 45-49
- [6] 朱海洋, 吴燕生, 陈宇, 等. 适应运载火箭推力下降故障的神经网络容错控制方法[J]. 航天控制, 2019(4): 3-9
ZHU Haiyang, WU Yansheng, CHEN Yu, et al. A Neural Network Fault-Tolerant Control Method for Launch Vehicles with Thrust Decline[J]. Aerospace Control, 2019(4): 3-9 (in Chinese)
- [7] 赵紫汪, 陈力. 漂浮基空间机器人执行机构部分失效故障的分散容错控制[J]. 载人航天, 2016, 22(1): 39-44
ZHAO Ziwan, CHEN Li. Decentralized Fault-Tolerance Control for Partial Loss of Actuator Effectiveness in Free-Floating Space Robots[J]. Manned Spaceflight, 2016, 22(1): 39-44 (in Chinese)
- [8] 王若男. 基于神经网络观测器的飞控系统故障诊断与容错控制研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2018
WANG Ruonan. Neural Network Observer-Based Fault Diagnosis and Tolerant Control for Flight Control Systems[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018 (in Chinese)
- [9] 李文博, 王大轶, 刘成瑞. 卫星姿态控制系统的故障可诊断性评价研究[J]. 空间控制技术与应用, 2014, 40(5): 8-13
LI Wenbo, WANG Dayi, LIU Chengrui. Evaluating Fault Diagnosability of Satellite Attitude Control System[J]. Aerospace Control and Application, 2014, 40(5): 8-13 (in Chinese)
- [10] 李家文. 大型捆绑火箭姿态控制系统的建模、设计与分析[D]. 国防科学技术大学, 2011
LI Jiawen. Modeling, Design and Analysis of Large Strap-on Launch Vehicle's Attitude Control System[D]. National University of Defense Technology, 2011 (in Chinese)
- [11] 刘金琨. 智能控制[M]. 3版. 北京: 电子工业出版社, 2014
LIU Jinkun. Intelligent Control[M]. Third Edition. Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2014 (in Chinese)

A Neural Network Adaptive Fault-Tolerant Control Method for Launch Vehicles with the Limited Faults

ZHU Haiyang¹, WU Yansheng², RONG Yi¹, QIN Xudong¹, CHEN Yu¹

(1.Beijing Institute of Astronautical Systems Engineering, Beijing 100076, China;
2.China Aerospace Science and Technology Corporation, Beijing 100048, China)

Abstract: To tolerate the limited faults such as thrust decline or actuator jamming of launch vehicles, an adaptive fault-tolerant control method based on radial basis function neural network (RBFNN) is proposed in this paper. The method is based on a limited faults dynamics model, and the baseline controller is designed based on the pole placement, using RBFNN to online identify and compensate the fault parameters and uncertain disturbances in the model. Then an adaptive fault-tolerant control law is designed based on Lyapunov theory. The simulation results show that the proposed adaptive control method can effectively ensure the attitude stability as well as control accuracy under the limited faults of launch vehicles, compared with the traditional PD control method.

Keywords: radial basis function neural network; active fault-tolerant control; limited faults; adaptive control