中国科学 : 信息科学 2025 年 第 55 卷 第 10 期: 2607–2621
SCIENTIA SINICA Informationis
论文

基于复合学习和固定时间同步的运载火箭姿态容错控制方法

陈海鹏[1,2*], 张媛[3], 张子墨[3], 符文星[1], 闫杰[1]

1. 西北工业大学无人系统技术研究院, 西安 710072
2. 中国运载火箭技术研究院, 北京 100076
3. 西北工业大学自动化学院, 西安 710072
* 通信作者. E-mail: Chenhp@mail.nwpu.edu.cn

收稿日期: 2024–12–18; 修回日期: 2025–03–02; 接受日期: 2025–07–27; 网络出版日期: 2025–10–14

国家自然科学基金重点项目 (批准号: 52232014)、 国家自然科学基金 (批准号: 62173301) 和航空科学基金 (批准号: 20240013053003) 资助项目

摘要 本文针对运载火箭发生执行机构故障和外部干扰的姿态控制问题, 设计了一种基于复合学习和固定时间同步收敛的姿态容错控制方法. 首先, 建立了运载火箭的姿态控制模型和故障模型, 用来描述系统在故障和扰动情况下的姿态运动特性. 然后引入了时间同步收敛策略, 设计了固定时间同步故障估计器和控制器, 并进行了稳定性证明. 通过扰动估计器对外部扰动进行补偿, 构造了使用跟踪误差和预测误差的复合学习算法来处理外部干扰对控制系统产生的影响. 相较于传统有限时间控制方法, 本文所提出时间同步控制策略能够保证系统姿态误差在固定时间内同时收敛, 这能够有效增强控制系统的整体响应. 最后, 通过仿真验证了所提控制策略的姿态跟踪效果和容错能力.

关键词 运载火箭, 执行器故障, 姿态容错控制, 时间同步控制策略, 固定时间收敛, 复合学习

1 引言

随着人类对太空探索需求的日益增长, 运载火箭作为进入太空的工具之一, 其重要性愈发凸显. 各国竞相发展运载火箭技术, 以实现航天器的快速部署、重构和太空资源的开发利用. 面对复杂飞行环境和外部干扰时, 运载火箭容易发生故障, 对其飞行稳定性构成了重大风险 [1~3].

姿态控制作为运载火箭控制系统中的重要一环, 是保证飞行任务成功的关键因素. 运载火箭飞行过程中具有不确定性高和容易受外部扰动影响的特点, 对姿态容错控制的设计增加了难度 [4,5]. 提升运载火箭发生非致命故障后的容错能力对其飞行可靠性具有重要意义 [6].

国内外学者已经对不同姿态容错控制方法开展了广泛的研究, 如滑模控制、自适应控制、模型预测控制和鲁棒控制等. 文献 [7] 在考虑干扰和执行器故障的情况下, 设计了一种非奇异终端滑模姿态控制方法. 文献 [8] 以 PD+ 校正网络为基线控制器, 推导了线性扩张状态观测器, 提出了一种线性

引用格式: 陈海鹏, 张媛, 张子墨, 等. 基于复合学习和固定时间同步的运载火箭姿态容错控制方法. 中国科学: 信息科学, 2025, 55: 2607–2621, doi: 10.1360/SSI-2024-0381
Chen H P, Zhang Y, Zhang Z M, et al. Attitude fault-tolerant control method of launch vehicle based on composite learning and fixed time synchronization. Sci Sin Inform, 2025, 55: 2607–2621, doi: 10.1360/SSI-2024-0381

© 2025《中国科学》杂志社 www.scichina.com infocn.scichina.com
https://www.sciengine.com/doi/10.1360/SSI-2024-0381

自抗扰姿态控制算法. 文献 [9] 引入了反馈校正机制结合模型预测控制设计了一种姿态控制方法. 文献 [10] 提出了一种基于滑模控制和自适应神经网络的姿态容错控制方法, 验证了所提出控制器的跟踪性能和精度. 文献 [11] 提出了一种基于干扰观测器的鲁棒自适应控制方法, 该控制方法能够确保对期望姿态的稳定跟踪. 上述方法有效提升了控制系统的稳定性, 但对控制误差的约束问题考虑不足.

在运载火箭的飞行过程中, 系统的控制性能很大程度上取决于闭环系统的状态如何以及何时收敛, 运载火箭的姿态控制系统需要在较短的时间内对外部干扰或故障作出响应, 以确保火箭的稳定性. 为了实现姿态控制目标的收敛速度和精度, 必须保证系统的收敛稳定时间可以推导设计. 因此, 有限时间和固定时间收敛的方法得到了广泛的关注. 文献 [12] 在考虑模型不确定性和外部扰动的情况下, 提出了一种多变量有限时间控制器, 保证了姿态角在有限时间内快速准确地跟踪. 文献 [13] 设计了一种预定义时间收敛的姿态控制律, 同时引入自抗扰控制提高鲁棒性, 实现了预定义时间内高精度的姿态跟踪性能. 文献 [14] 提出了一种自适应预设性能固定时间控制方法, 使运载火箭模型在执行机构故障的情况下保证姿态跟踪指标. 有限时间收敛取决于系统初始条件, 固定时间收敛不受初始条件影响, 预定义时间收敛可以获得明确的收敛时间上限. 文献 [15, 16] 提出了一种时间同步控制 (time-synchronized control, TSC) 策略, 对 TSC 理论的收敛条件进行了推导, 设计了一种新的范数归一化符号函数 (norm-normalized sign function, NNSF), 使得控制系统内的状态变量同时收敛到 0. 时间同步收敛可以确保在运载火箭发生故障时姿态跟踪误差在特定时间内同时到达平衡点, 从而提高容错控制的可靠性.

运载火箭的飞行过程中可能会出现执行器故障或外部扰动的情况, 会导致时间同步控制性能的下降, 这使得姿态控制器的设计存在困难. 为了减少对精确模型的依赖, 具有近似能力的智能学习算法得到了广泛的关注. 文献 [17, 18] 分别使用递归神经网络 (neural network, NN) 和径向基函数 (radial basis function, RBF) 神经网络来确定系统的不确定性, 然后利用跟踪误差更新神经网络的权重值以保持系统的稳定性. 文献 [19] 将 RBF 与自适应容错控制方法相结合, 提出了一种自适应固定时间控制方法. 文献 [20] 建立了平行估计模型 (parallel estimation model, PEM) 来生成预测误差作为评估指标, 提高闭环系统的鲁棒性. 近年来, 复合学习算法在容错控制领域取得了显著进展. 文献 [21∼23] 提出了一种复合学习抗扰容错控制策略, 相较于传统控制器, 所提出的复合学习控制器不需要利用测量输出的导数且具有更大的控制自由度. 文献 [24] 将复合学习控制与自适应控制相结合, 提高了系统的鲁棒性和容错性能. 将智能算法与固定时间控制相结合能有效增强控制系统的鲁棒性.

本文针对运载火箭出现执行器故障和外部干扰的姿态控制问题开展研究, 提出一种基于复合学习和固定时间同步收敛的姿态控制方法. 首先建立了运载火箭的姿态控制数学模型, 用来描述系统在故障和扰动情况下的运动特性. 然后引入了时间同步收敛 (time-synchronized convergence, TSC) 策略, 设计了一种基于固定时间同步策略的反步控制器, 使得系统姿态跟踪误差在固定时间内同时收敛, 并通过故障估计器和复合学习补偿由执行器故障和外部干扰对控制系统产生的影响, 增强运载火箭姿态容错控制系统的稳定性. 最后, 通过仿真验证了所提出控制策略的姿态跟踪结果和容错能力. 本文的主要贡献如下.

(1) 相较于传统有限时间控制, 本文所提出的固定时间同步控制策略能够保证系统姿态误差在固定时间内同时收敛, 使得运载火箭的姿态控制系统固定时间内迅速调整运载火箭的姿态角同时到达参考值. 这种快速性和同步性可以有效提升运载火箭飞行的稳定性.

(2) 采用复合学习来处理外部干扰对控制方法产生的影响, 通过构造预测误差和设计时间同步故障估计器来补偿执行器的附加故障, 降低执行器故障和外部干扰对系统稳定性的影响.

本文余下内容的结构如下. 第 2 节建立了运载火箭动力学、执行器故障和姿态跟踪误差模型. 第 3 节介绍了固定时间同步故障估计器和反步控制器的设计以及稳定性证明. 第 4 节对所提出控制方法进行了仿真验证. 第 5 节给出了全文的总结.

https://www.sciengine.com/doi/10.1360/SSI-2024-0381

2　运载火箭控制系统模型

2.1　运载火箭的姿态动力学模型

考虑气动力矩、气动阻尼力矩以及发动机控制力矩的影响, 本文建立如下所示的运载火箭姿态动力学模型 [14]:

$$\begin{aligned} J_x\dot{p} &= (J_y - J_z)\, qr + T_x + L, \\ J_y\dot{q} &= (J_z - J_x)\, pr + T_y + M, \\ J_z\dot{r} &= (J_x - J_y)\, pq + T_z + N, \end{aligned} \tag{1}$$

其中, J_x, J_y, J_z 分别是箭体的三轴转动惯量, L 是滚转力矩, M 是俯仰力矩, N 是偏航力矩. T_x, T_y, T_z 是发动机控制力矩, 表达式如下:

$$\begin{aligned} T_x &= -4T_1 r_z \delta_x, \\ T_y &= -2T_1 (x_R - x_T)\, \delta_y, \\ T_z &= -2T_1 (x_R - x_T)\, \delta_z, \end{aligned} \tag{2}$$

其中, T_1 是单台发动机的推力, x_T 是火箭质心位置, r_z, x_R 分别是发动机摇摆中心与火箭纵轴线距离和与火箭理论尖点距离.

本文所研究的运载火箭的动力系统由 6 台推力相同的发动机构成, 如图 1 所示, 发动机中的喷管分为固定喷管和助推喷管. 芯级发动机的固定喷管不摆动, 4 个助推发动机的摆动喷管按箭头方向切向摆动. 将实际摆角 $U_a = [\delta_1, \delta_2, \delta_3, \delta_4]^{\mathrm{T}}$ 转换为发动机喷管的等效摆角 $U_c = [\delta_x, \delta_y, \delta_z]^{\mathrm{T}}$, 表达式如下:

$$\begin{aligned} 4\delta_x &= -\delta_1 - \delta_2 + \delta_3 + \delta_4, \\ 4\delta_y &= 2\delta_1 + 2\delta_3, \\ 4\delta_z &= 2\delta_2 + 2\delta_4. \end{aligned} \tag{3}$$

考虑通道耦合, 建立姿态角与箭体角速率的关系式, 即绕质心运动学方程, 表达式如下:

$$\begin{aligned} \dot{\varphi} &= p + \tan\theta\, (q\sin\varphi + r\cos\varphi)\,, \\ \dot{\theta} &= q\cos\varphi - r\sin\varphi, \\ \dot{\psi} &= \sec\theta\, (r\cos\varphi + q\sin\varphi)\,, \end{aligned} \tag{4}$$

其中, φ 是滚转角, θ 是俯仰角, ψ 是偏航角, p 是滚转角速度, q 是俯仰角速度, r 是偏航角速度.

定义 $\gamma = [\varphi, \theta, \psi]^{\mathrm{T}}$, 联立上式将姿态控制系统转换为

$$\begin{aligned} \gamma &= H\omega_T, \\ J\omega_T &= BJU_c + T + d_T, \end{aligned} \tag{5}$$

其中, $\omega_T = [\omega_{x1}, \omega_{y1}, \omega_{z1}]^{\mathrm{T}}$ 为箭体绕质心转动的角速率, T 和 d_T 分别为控制转矩和外部扰动.

2.2　执行机构故障及姿态跟踪误差模型

本文主要考虑执行机构中效率损失和偏置故障两种常见故障, 分别对应了故障模型中的乘性故障和加性故障. 将发动机喷管的实际摆角 u_a 分解为

$$U_c = wu_c + \bar{u}_c, \tag{6}$$

https://www.sciengine.com/doi/10.1360/SSI-2024-0381

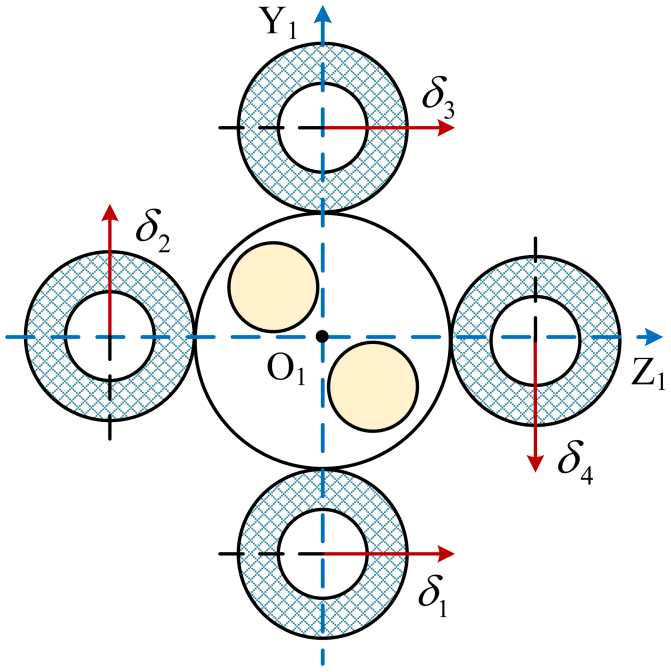


图 1　(网络版彩图) 运载火箭发动机布局示意图.

Figure 1　(Color online) Launch vehicle engine layout diagram.

其中, $u_a=[\delta_1^c,\delta_2^c,\delta_3^c,\delta_4^c]^{\mathrm{T}}$ 为期望控制输入, w 为乘性故障系数, $\bar{u}_c$ 为加性故障系数. 将实际摆角转化为等效摆角进行控制:

$$U_{\mathrm{c}}=Twu_a+T\bar{u}_a=TwT^{+}u_a+T\bar{u}_a, \tag{7}$$

其中, $u_c=[\delta_x^c,\delta_y^c,\delta_z^c]^{\mathrm{T}}$ 为期望等效控制输入, T^{+} 为 T 的伪逆.

为方便后续控制器设计, 将待控制的 u_c 分离出, 令 $E=TwT^{+}u_a$, $\bar{u}_c=T\bar{u}_a$ 得到的执行机构故障模型表示为 [14]

$$U_c=u_c+(E-I)u_c+\bar{u}_c=u_c+u_g, \tag{8}$$

其中, u_g 为故障引起的等效控制输入. 当执行器未发生故障时, $w=\mathrm{diag}\{1,1,1,1\}$, $\bar{u}_a=[0,0,0,0]^{\mathrm{T}}$.

定义 $x_1=\gamma$, $x_2=\omega_T$, 则姿态控制系统表示为

$$\begin{aligned}\dot{x}_1&=g_1x_2,\\ \dot{x}_2&=f_2(x_2)+g_2u_c+D,\\ y&=x_1,\end{aligned} \tag{9}$$

其中, D 为执行器故障分量, f_2 为具有外部扰动的非线性函数.

本文主要研究运载火箭姿态系统在执行器偏置和效率损失故障下的指令跟踪问题, 设姿态角跟踪指令为 $x_1^c=[\varphi_c,\theta_c,\psi_c]^{\mathrm{T}}$, 则姿态角和角速度跟踪误差表示为

$$\begin{aligned}e_1&=x_1-x_1^c,\\ e_2&=\dot{e}_1=\dot{x}_1-\dot{x}_1^c=x_2-\dot{x}_1^c.\end{aligned} \tag{10}$$

本文的目标是设计控制器在故障和扰动情况下确保系统的姿态误差收敛, 且收敛过程满足快速性与稳定性.

https://www.sciengine.com/doi/10.1360/SSI-2024-0381

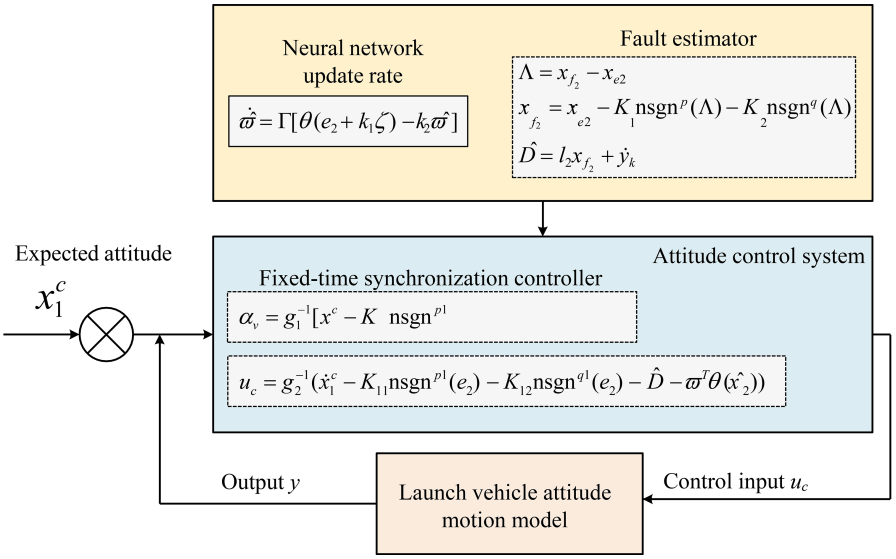


图 2　(网络版彩图) 基于复合学习和固定时间同步的运载火箭姿态容错控制系统图.

Figure 2　(Color online) Attitude fault-tolerant control system diagram of launch vehicle based on composite learning and fixed-time synchronization.

3　基于复合学习和固定时间同步的控制方法

本节针对运载火箭姿态系统提出一种固定时间同步控制方法, 通过复合学习、故障估计器和时间同步控制律实现执行器故障姿态容错控制, 控制框图如图 2 所示. 复合学习流程可描述为: 首先, 初始化神经网络参数及权重, 建立运载火箭姿态动力学模型和执行器机构故障模型; 然后, 利用复合学习网络估计姿态跟踪误差设计故障估计器; 最后进行固定时间同步控制器的设计.

3.1　时间同步控制策略

本文基于固定时间收敛研究 TSC 的相关性质, 固定时间稳定是一个常见的引理, 本文不再阐述 [21~23], 在固定时间稳定的基础上引入 TSC 的性质和定理.

对于 $x_N = [x_{N,1}, x_{N,2}, \ldots, x_{N,n}]^{\mathrm{T}}$, 可以建立 NNSF:

$$\mathrm{nsgn}(x_N) = \begin{cases} \dfrac{x_N}{\|x_N\|}, & x_N \neq 0, \\ 0, & x_N = 0. \end{cases} \tag{11}$$

将系统描述为 $\dot{x}_N = \tau_N$, 其中 $x_N(t_0) = x_{N0}$, 可以使用 NNSF 设置控制器:

$$\tau_N = -\mathrm{nsgn}(x_N). \tag{12}$$

系统的解析解计算为

$$x_N(t) = \begin{cases} (||x_{N0}|| - t)\dfrac{x_{N0}}{||x_{N0}||}, & t<||x_{N0}||, \\ 0, & t<||x_{N0}||. \end{cases} \tag{13}$$

采用 NNSF 进行控制器设计, 状态变量的每个元素 $x_{N,i}$ 在 $t = ||x_{N0}||$ 以时间同步的方式收敛到平衡点, 这种时间同步的属性比有限时间和固定时间的结果更具有优势, 这对于运载火箭的姿态容错控制有较大好处, 可以防止当一个姿态状态量稳定而其他状态量尚未达到稳定时的耦合问题. 此外, 为

https://www.sciengine.com/doi/10.1360/SSI-2024-0381

了使控制设计更加灵活, 引入可调节常数 p 定义以下连续函数:

$$\mathrm{nsgn}^p(x_N) = ||x_N||^p \mathrm{nsgn}(x_N). \tag{14}$$

相较于有限时间稳定, 固定时间同步稳定不仅可以得到同步稳定时间的估计, 也不需要考虑系统的初始状态.

引理1[24]　对于给定的动态系统模型

$$\dot{x}_s(t) = f_s(x_s, t),\ x_s(t_0) = x_{s0}, \tag{15}$$

其中 $x_S = [x_{S,1}, x_{S,2}, \ldots, x_{S,n}]^{\mathrm{T}}$, 假设对于每个 x_{s0} 系统存在唯一的解, 只要满足以下充分条件, 则该系统被视为固定时间同步稳定.

(1) 该系统是固定时间稳定的.

(2) 在系统平衡点附近存在一个开放邻域 C_{S0}, 定义一个时间同步函数 T, 对于任意 $x_{S0} \in C_{S0}$, 使得 $x_s(t)$ 的轨迹保持在 C_{S0} 内. 也就是说, 如果系统的初始状态分量不为零, 那么在区间 $[0, T(x_0))$ 内, $x_{S,i}(t)$ 也将保持非零, 当 t 接近 $T(x_0)$ 时, 系统的状态变量将逐渐减小到零, 直至达到同步稳定时间. 除了满足固定时间收敛的要求外, TSC 还要求使所有状态同时收敛到平衡点, 直观地说, 在收敛过程中, 状态变量 $x_s(x_s \neq 0)$ 应满足比率持续性 (ratio persistence, RP), 即

$$\frac{||x_s||}{x_s} = \chi \frac{||f_S(x_s)||}{f_S(x_s)}, \tag{16}$$

其中, χ 表示 $\chi = 1$ 或 $\chi = -1$ 的方向常数.

引理2[24]　假设 x_s 满足 RP 特性, 对于非零的 $x_{S,i}(t)$ 和 $x_{S,j}(t)$, 可以得到

$$\frac{x_{S,i}(t)}{x_{S,j}(t)} = a_{ij}, \tag{17}$$

其中, $a_{ij} \neq 0$. 基于上述分析, TSC 的先决条件是系统的固定时间稳定性以及系统状态的 RP 特性.

引理3[24]　给定 Lyapunov 函数 $V(x_S)$, 系统 (14) 可以在有限时间内同步到达平衡点, 同步收敛时间为

$$T \leqslant \frac{1}{\alpha^{\kappa}(a\kappa - 1)} + \frac{1}{\beta^{\kappa}(b\kappa - 1)}. \tag{18}$$

基于引理 2 和 3, 系统 (14) 是固定时间同步收敛的, 并可以得到收敛时间上限. 根据以上分析, 可以为下一步的时间同步控制器设计提供指导.

3.2　基于复合学习和固定时间同步策略的控制器设计

本节提出一种针对运载火箭系统的时间同步姿态容错控制方法, 引入 NNSF, 确保系统的状态向量在固定时间内同步收敛.

假设本文中运载火箭执行器故障是可观测的, 外部扰动信号是有界的, 即扰动和故障信号可以进行估计. 首先设计一个时间同步故障估计器对运载火箭发生执行器故障进行观测补偿. 为了便于故障估计器设计, 将系统 (9) 改写为

$$\begin{aligned} \dot{x}_1 &= g_1 x_2, \\ \dot{x}_2 &= -l_2 x_2 + g_2 u_c + D + \Theta_2, \end{aligned} \tag{19}$$

其中, l_2 为正常数, $\Theta_2 = f_2 - l_2 x_2$, 基于式 (19), 引入一个辅助系统:

$$\begin{aligned} \dot{x}_{a1} &= g_1 x_2, \\ \dot{x}_{a2} &= -l_2 x_{a2} + g_2 u_c + \Theta_2, \end{aligned} \tag{20}$$

https://www.sciengine.com/doi/10.1360/SSI-2024-0381

其中, $\dot{x}_{ak}$ 为可以被测量的辅助状态, 定义观测误差和输出变量为

$$\begin{aligned} x_{ek} &= x_k - x_{ak}, \\ y_k &= \zeta_k x_{ek}, \end{aligned} \tag{21}$$

其中, ζ_k 表示正常数.

根据上述分析, 结合 NNSF, 可以设计运载火箭发生执行器故障时的故障估计器:

$$\begin{aligned} &\Lambda = x_{f_2} - x_{e2}, \\ &\dot{x}_{f_2} = \dot{x}_{e2} - K_1 \mathrm{nsgn}^p(\Lambda) - K_2 \mathrm{nsgn}^q(\Lambda), \\ &\hat{D} = l_2 x_{f_2} + \dot{y}_k, \end{aligned} \tag{22}$$

其中, x_{f_2} 为中间变量, K_k 为正增益系数, p, q 为正常数.

定理1　在设计的时间同步故障估计器 (22) 下, 系统 (9) 的故障估计误差 $\tilde{D} = \hat{D} - D$ 将同时收敛到 0.

证明　基于式 (9), (19) 和 (20), 可得

$$\dot{x}_{ek} = \dot{x}_k - \dot{x}_{ak} = \dot{x}_2 - \dot{x}_{a2} = l_2(x_{a2} - x_2) + D. \tag{23}$$

结合式 (22) 和 (23) 可得

$$\tilde{D} = \hat{D} - D = l_2 x_{f2} + \dot{x}_{ek} - \dot{x}_{ek} - l_2(x_2 - x_{a2}) = l_2 \Lambda. \tag{24}$$

由式 (22) 可得

$$\dot{\Lambda} = \dot{x}_{f2} - \dot{x}_2 = -K_1 \mathrm{nsgn}^p(\Lambda) - K_2 \mathrm{nsgn}^q(\Lambda). \tag{25}$$

构造 Lyapunov 函数 $V_D = 1/2(\Lambda^{\mathrm{T}}\Lambda)$, 求导得到

$$\begin{aligned} \dot{V}_D &= \Lambda^{\mathrm{T}}\dot{\Lambda} = \Lambda^{\mathrm{T}}(-K_1 \mathrm{nsgn}^p(\Lambda) - K_2 \mathrm{nsgn}^q(\Lambda)) \\ &\leqslant \rho_1 {V_D}^{\frac{p+1}{2}} - \rho_2 {V_D}^{\frac{q+1}{2}}, \end{aligned} \tag{26}$$

其中, $\rho_1 = \min\{2^{\frac{p+1}{2}} K_1, 2^{\frac{q+1}{2}} K_2\}$, $\rho_2 = \min\{2K_1, 2K_2\}$.

由此可知, 故障观测误差 Λ 可以在固定时间内收敛. 由式 (24) 可知, 故障估计误差也可以在固定时间内收敛. 接下来, 证明 Λ 的 RP 特性, 由式 (24) 可知,

$$\frac{\dot{\Lambda}}{||\dot{\Lambda}||} = -K_1 ||\Lambda||^p \frac{\Lambda}{||\Lambda||} - K_2 ||\Lambda||^q \frac{\Lambda}{||\Lambda||} = \frac{\Lambda \Delta k}{||\Lambda \Delta k||}, \tag{27}$$

其中, $\Delta k = -K_1 ||\Lambda||^{p-1} - K_2 ||\Lambda||^{q-1}$. 由 $\Delta k = -||\Delta k||$ 可以推导出

$$\frac{\dot{\Lambda}}{||\dot{\Lambda}||} = -\frac{\Lambda}{||\Lambda||}. \tag{28}$$

根据引理 3, 可以得到 Λ 可以在 T_1 内时间同步收敛到 0, 因此所设计故障估计器表现出固定时间同步的稳定性,

$$T_1 = \frac{2}{\rho_1(1-p)} + \frac{2}{\rho_2(q-1)}. \tag{29}$$

https://www.sciengine.com/doi/10.1360/SSI-2024-0381

进一步设计固定时间同步反步控制器来保证姿态闭环系统的稳定性. 根据式 (9) 的姿态跟踪误差可得

$$e_1 = x_1 - x_1^c, \quad e_2 = x_2 - \alpha_v, \tag{30}$$

其中, α_v 是后续需要设计的虚拟控制命令.

使用 RBF 神经网络对系统 (9) 中具有外部扰动的非线性函数 $f_2(x_2)$ 近似估计 [25]:

$$\hat{f}_2(x_2) = \varpi^{\mathrm{T}}\vartheta(\hat{x}_2), \tag{31}$$

其中, $\varpi \in \Re^{n\times 3}$ 表示 RBF 神经网络的最优权重向量, n 表示神经元数量, ϑ 表示 RBF 神经网络基函数向量.

因此, 在使用神经网络对函数 f_2 进行近似估计后, 姿态跟踪误差改写为

$$e_2 = \dot{e}_1 = \varpi^{\mathrm{T}}\vartheta(\hat{x}_2) + g_2 u_c + D - \dot{x}_1^c. \tag{32}$$

将虚拟控制命令 α_v 设计为

$$\alpha_v = g_1^{-1}\left[x_1^c - K_{11}\mathrm{nsgn}^{p_1}(e_1) - K_{12}\mathrm{nsgn}^{q_1}(e_1)\right], \tag{33}$$

其中, K_{11} 和 K_{12} 为正增益系数, $0 < p < 1$ 和 $q > 1$ 为正常数. 代入式 (22) 可得控制器 u_c:

$$u_c = g_2^{-1}\left(\dot{x}_1^c - K_{11}\mathrm{nsgn}^{p1}(e_2) - K_{12}\mathrm{nsgn}^{q1}(e_2) - \hat{D} - \varpi^{\mathrm{T}}\vartheta(\hat{x}_2)\right). \tag{34}$$

预测误差被定义为 $\zeta = x_2 - \hat{x}_2$, 使用平行估计模型 (parallel estimation model, PEM) 对 x_2 进行近似估计:

$$\dot{\hat{x}} = \hat{\varpi}^{\mathrm{T}}\vartheta + g_2 u_c + \hat{D} + K_{21}\mathrm{nsgn}^{p2}(\zeta) + K_{22}\mathrm{nsgn}^{q2}(\zeta). \tag{35}$$

神经权重 $\hat{\varpi}$ 的更新律设计为 [26]

$$\dot{\hat{\varpi}} = \Gamma\left[\vartheta\left(e_2 + k_1\zeta\right) - k_2\hat{\varpi}\right], \tag{36}$$

其中, Γ 为正定矩阵, k 为正增益系数.

在权重更新中引入了复合学习方案, 预测误差包含了近似信息, 通过预测误差来指示神经网络的学习性能.

定理2　使用式 (34) 的控制器和式 (22) 的故障估计器可以使得式 (9) 的运载火箭系统实现固定时间同步收敛, 即姿态跟踪误差的所有元素均可以在 T_2 内同步收敛到 0,

$$T_2 \leqslant \frac{2^{\frac{1-p}{2}}}{K_{11}(1-p)} + \frac{2^{\frac{1-q}{2}}}{K_{12}(q-1)}. \tag{37}$$

证明　为了实现引理 3 规定的固定时间同步收敛, 除了需要满足 RP 特性外, 还需要确保在固定时间内收敛. 首先, 构造如下所示的 Lyapunov 函数 $V = \frac{1}{2}e^{\mathrm{T}}e$, 可以得到

$$\dot{V} = e^{\mathrm{T}}\dot{e} = \sum_{k=1}^{2} e_k^{\mathrm{T}}\dot{e}_k. \tag{38}$$

将式 (32) 代入可得

$$\dot{V} = e_1^{\mathrm{T}}\left(g_1 x_2 - x_1^c\right) + e_2^{\mathrm{T}}\left(\varpi^{\mathrm{T}}\vartheta\left(\hat{x}_2\right) + g_2 u_c + D - \dot{\alpha}_v\right). \tag{39}$$

https://www.sciengine.com/doi/10.1360/SSI-2024-0381

表 1　运载火箭参数.

Table 1　Launch vehicle parameters.

$J_x/(\mathrm{kg}\cdot\mathrm{m}^2)$	$J_y/(\mathrm{kg}\cdot\mathrm{m}^2)$	$J_z/(\mathrm{kg}\cdot\mathrm{m}^2)$	x_T/m	T_1/N	x_R/m	r_Z/m
3.7515e+6	3.8902e+7	3.8902e+7	38.7352	3.7515e+6	60.100	2.800

将式 (34) 代入式 (39), 可得

$$\dot{V}=e_1^{\mathrm{T}}\left(g_1e_2-K_{11}\mathrm{nsgn}^{p1}\left(e_1\right)-K_{12}\mathrm{nsgn}^{q1}\left(e_1\right)\right)+e_2^{\mathrm{T}}\left(\varpi^{\mathrm{T}}\vartheta\left(\hat{x}_2\right)+g_2u_c+D-\dot{\alpha}_v\right). \tag{40}$$

联立上式进一步化简为

$$\begin{aligned}\dot{V}=&\,e_1^{\mathrm{T}}\left(g_1e_2-K_{11}\mathrm{nsgn}^{p1}\left(e_1\right)-K_{12}\mathrm{nsgn}^{q1}\left(e_1\right)\right),\\&+e_2^{\mathrm{T}}\left(\dot{x}_1^c-\hat{D}-K_{11}\mathrm{nsgn}^{p1}\left(e_2\right)-K_{12}\mathrm{nsgn}^{q1}\left(e_2\right)\right),\\=&-e_2^{\mathrm{T}}\hat{D}-e^{\mathrm{T}}\left[K_{11}\mathrm{nsgn}^{p1}(e)-K_{12}\mathrm{nsgn}^{q1}(e)\right].\end{aligned} \tag{41}$$

根据定理 1 可知, 当 $t>T_1$ 时, 误差 $\hat{D}$ 将收敛到 0, 因此上式可以化简为

$$\dot{V}=-e^{\mathrm{T}}\left(K_{11}\mathrm{nsgn}^{p1}(e)-K_{12}\mathrm{nsgn}^{q1}(e)\right). \tag{42}$$

由此可知系统是固定时间收敛的, 接下来需要证明状态误差的 RP 特性, 进一步推导出

$$\dot{e}=-K_{11}||e||^{p_1}\frac{e}{||e||}-K_{12}||e||^{q_1}\frac{e}{||e||}. \tag{43}$$

然后, 有

$$\frac{\dot{e}}{||\dot{e}||}=\frac{-K_{11}||e||^{p_1-1}e-K_{12}||e||^{q_1-1}e}{||-K_{11}||e||^{p_1-1}e-K_{12}||e||^{q_1-1}e||}=\frac{-(K_{11}||e||^{p_1-1}+K_{12}||e||^{q_1-1})e}{||(K_{11}||e||^{p_1-1}+K_{12}||e||^{q_1-1})e||}=-\frac{e}{||e||}. \tag{44}$$

因此, 当 $t>T_1$ 时, e 满足 RP 特性, 进一步推导可得

$$\dot{V}=-K_{11}||e||^{p_1+1}-K_{12}||e||^{q_1+1}. \tag{45}$$

根据引理 3 可知, 当 $t<T_1+T_2$ 时, 系统姿态误差可以时间同步收敛到 0, T_2 表示为

$$T_2\leqslant\frac{2^{\frac{1-p_1}{2}}}{K_{11}(1-p_1)}+\frac{2^{\frac{1-q_1}{2}}}{K_{12}(q_1-1)}. \tag{46}$$

4　仿真验证

本节对所提出固定时间同步姿态容错控制方法的性能进行验证, 运载火箭的气动参数参见文献 [14], 如表 1 所示.

仿真总时长设置为 60 s, 初始姿态角设置为 $[\varphi,\vartheta,\psi]^{\mathrm{T}}=[0.5^\circ,0.5^\circ,0.5^\circ]^{\mathrm{T}}$, 姿态参考信号为 $\varphi_c=5^\circ$, $\vartheta_c=1.5^\circ$, $\psi_c=10^\circ$. 箭体三轴转动惯量 J_x, J_y, J_z 偏差为 5%, 推力 T 偏差为 5%, 运载火箭质心位置偏差为 100 mm, 外部扰动设置为 $0.05[\sin t,\cos(2t),\sin(3t)]^{\mathrm{T}}$.

故障估计器参数设置为 $K_1=5$, $K_2=5$, $p=0.6$, $q=1.5$, $l_2=0.01$, 控制器参数设置为 $K_{11}=5$, $K_{12}=5$, $K_{21}=2$, $K_{22}=2$, $p_1=0.6$, $q_1=1.5$, $p_2=0.6$, $q_2=1.5$, $k_1=1.2$, $k_2=0.7$. RBF 神经网络的节点参数选择为 $\Gamma=\mathrm{diag}\{2\}_{147\times147}$, $k_1=\mathrm{diag}\{1\}_{147\times147}$, $k_2=\mathrm{diag}\{2.8\}_{147\times147}$.

本文针对常见的发动机执行器偏置型故障和效率损失型故障进行仿真, 当 $t=25$ s 时助推发动机 4 发生偏置型故障, 偏置量为 -2°, $t=35$ s 时发生效率损失型故障, 损失量为 25%. 仿真结果如图 3∼7

https://www.sciengine.com/doi/10.1360/SSI-2024-0381

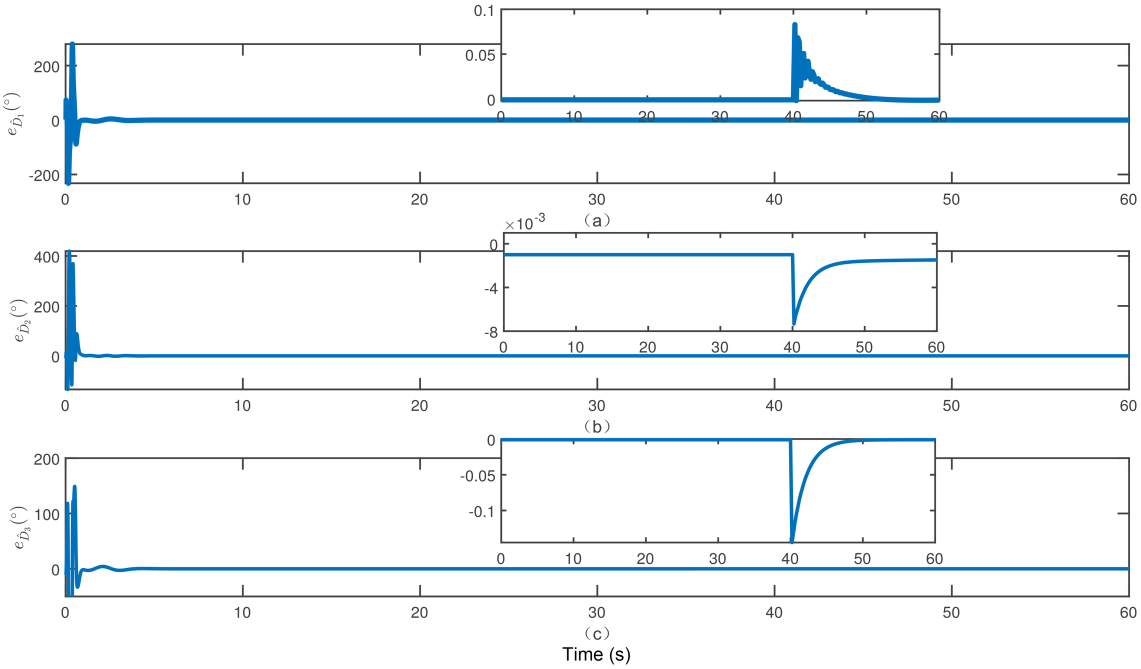


图 3　(网络版彩图) 故障估计误差曲线.

Figure 3　(Color online) Fault estimation error curves.

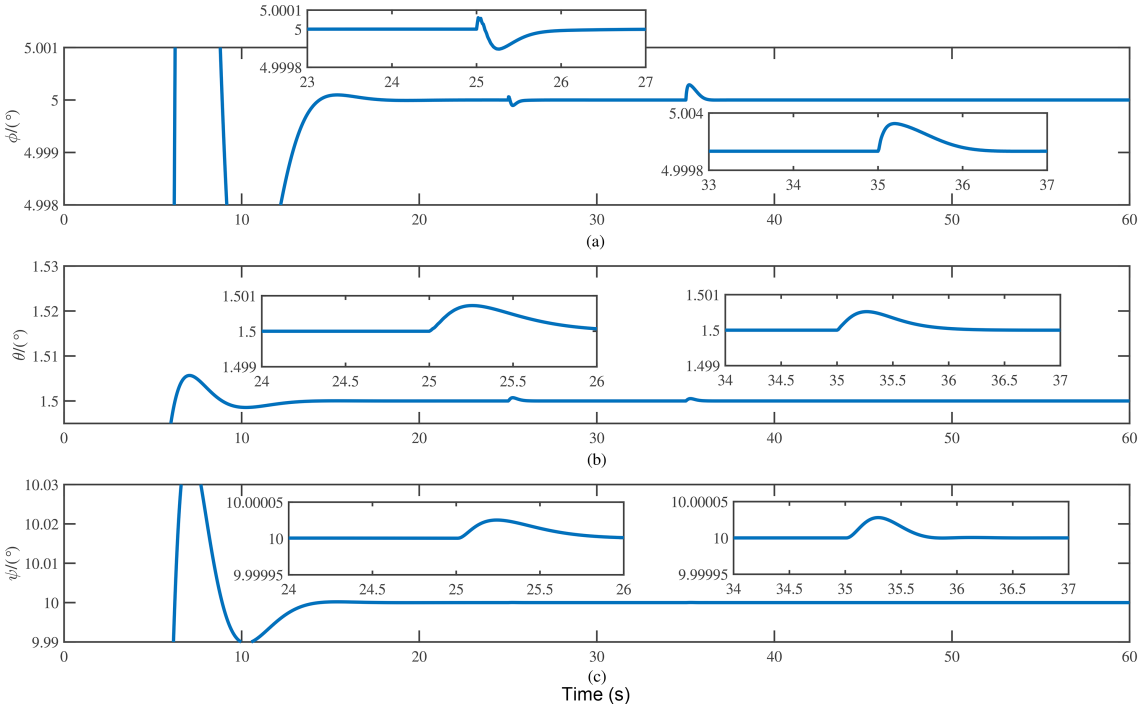


图 4　(网络版彩图) 发生执行器故障时的运载火箭姿态角变化曲线.

Figure 4　(Color online) Attitude angle change curves of the launch vehicle when the actuator failure occurs.

所示, 图 4 和 5 为发生执行器故障时的运载火箭姿态角及姿态角误差跟踪曲线, 图 6 为角速度变化曲线, 图 7 为相应的控制输入曲线.

根据仿真结果可知, 当发生执行器故障时, 姿态角逐渐向参考值收敛, 姿态跟踪误差无明显的突

https://www.sciengine.com/doi/10.1360/SSI-2024-0381

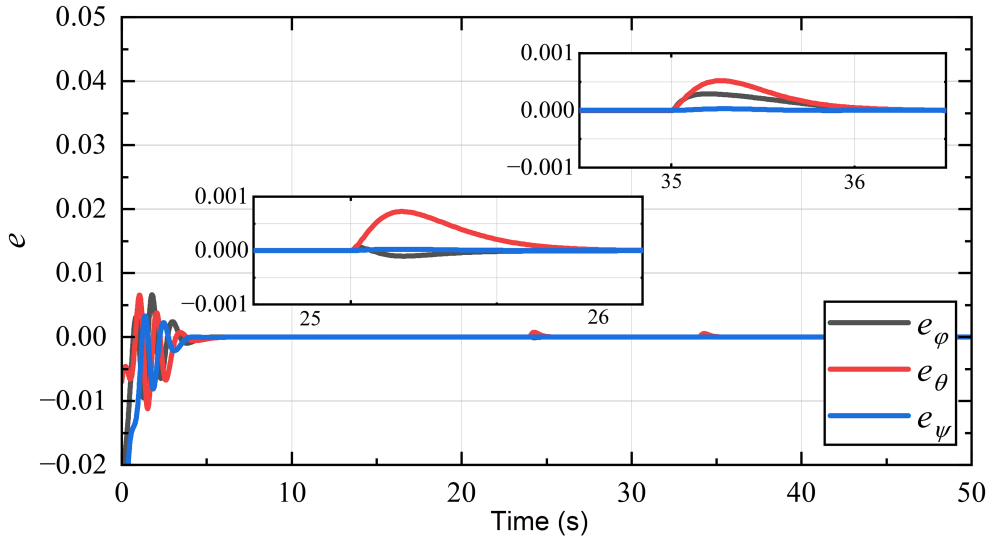


图 5　(网络版彩图) 姿态角跟踪误差曲线.

Figure 5　(Color online) Attitude angle tracking error curves.

变. 由图 3 可以看出, 当故障发生时, 故障估计误差能够在较短时间内快速收敛到 0, 满足运载火箭姿态控制的实时性要求, 这也反映了当执行器出现故障时, 基于故障估计器和复合学习方法能够实现对系统故障的准确估计. 在发生不同执行器故障的情况下均可以实现快速准确的故障估计, 具有较强的鲁棒性. 由图 4 和 5 可以看出, 本文所提控制策略在固定时间上限 $T = 1.5$ s 内实现运载火箭姿态跟踪误差的收敛, 姿态角误差跟踪曲线同时收敛, 体现出了良好的控制精度和快速的收敛速度, 由图 6 和 7 可以看出, 当运载火箭突然发生执行机构故障时, 对姿态角速度的影响变化较大, 但固定时间同步控制策略提供了稳定控制输入补偿, 具有良好的容错性能, 证明了本文所提控制方法的有效性.

进一步将初始姿态角设置为 $[\varphi, \vartheta, \psi]^{\mathrm{T}} = [10°, 10°, 10°]^{\mathrm{T}}$, 同样针对发动机执行器偏置型故障和效率损失型故障进行仿真, 验证所提方法在不同初始条件下的鲁棒性能, 得到如图 8 所示的姿态角变化曲线. 由图 8 可知, 在固定时间同步控制策略下, 当发生执行器故障时, 姿态角能够逐渐向参考值收敛, 不同初始条件对控制器速度和精度的影响较小, 证明了本文所提方法的鲁棒性.

将本文方法与固定时间滑模控制方法进行对比验证, 文献 [14] 采用的观测器和固定时间滑模控制律分别为

$$u_c = -B_2^{-1}\left[\frac{\left(e^{a||s||}-e^{-a||s||}\right)^{p}\left(e^{a||s||}+e^{-a||s||}\right)^{2-p}}{4a(1-p)T_c}\cdot\frac{S}{||S||}+Z_2+k_3\mathrm{sign}(S)\right], \tag{47}$$

$$Z_2 = \frac{k_2}{\tau}\left[\mathrm{sig}^{2v-1}\left(\frac{X}{\tau}\right)+\mathrm{sig}^{2q-1}\left(\frac{X}{\tau}\right)\right]. \tag{48}$$

控制参数具体设置为 $T_c = 3$, $a = 0.6$, $p = 0.8$, $k_2 = 0.8$, $k_3 = 0.5$, $\tau = 0.5$, $v = 0.8$, $q = 1.2$, Z 为 X 的观测值. $\mathrm{sig}^a(\cdot)$ 定义为 $\mathrm{sig}^a(x) = |x|^a\mathrm{sgn}(x)$. 同样针对执行器偏置型故障和效率损失型故障进行仿真, 仿真结果如图 9 所示, 在执行器故障情况下, 使用滑模控制方法姿态角误差逐渐增加, 存在一定的稳态误差, 而本文所提控制方法在姿态控制精度上表现出更好的性能, 且具有更快的收敛速度, 能够在固定时间内抑制故障对系统的影响.

https://www.sciengine.com/doi/10.1360/SSI-2024-0381

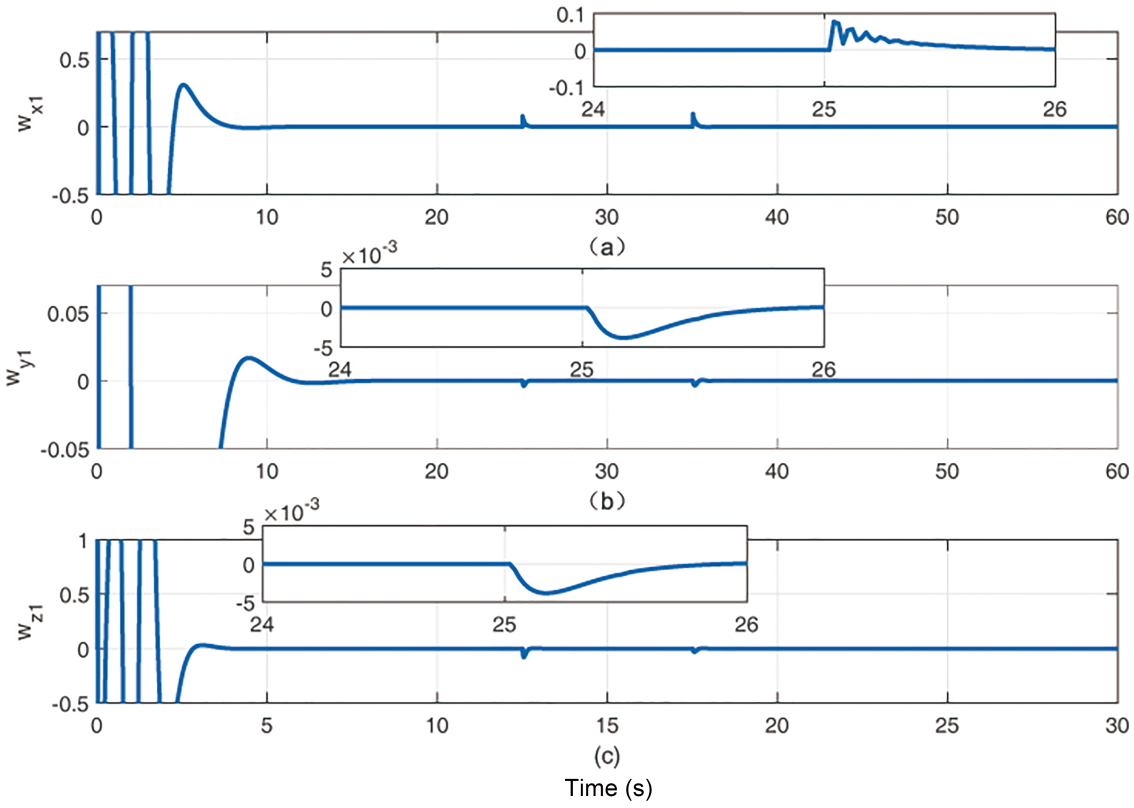


图 6　(网络版彩图) 姿态角速度变化曲线.

Figure 6　(Color online) Attitude angular velocity change curves.

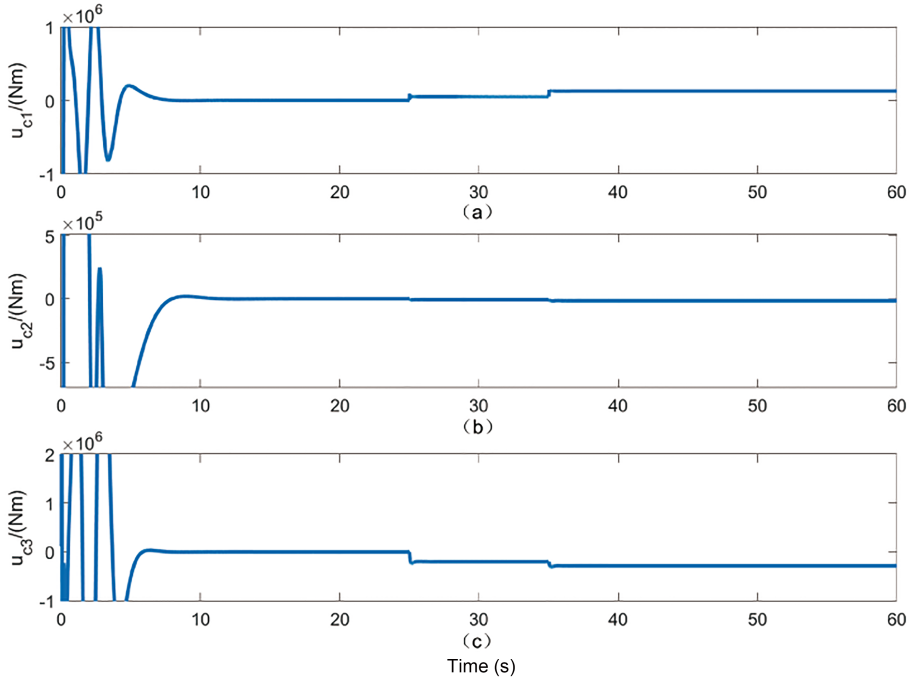


图 7　(网络版彩图) 控制输入 u_c.

Figure 7　(Color online) Control input u_c.

https://www.sciengine.com/doi/10.1360/SSI-2024-0381

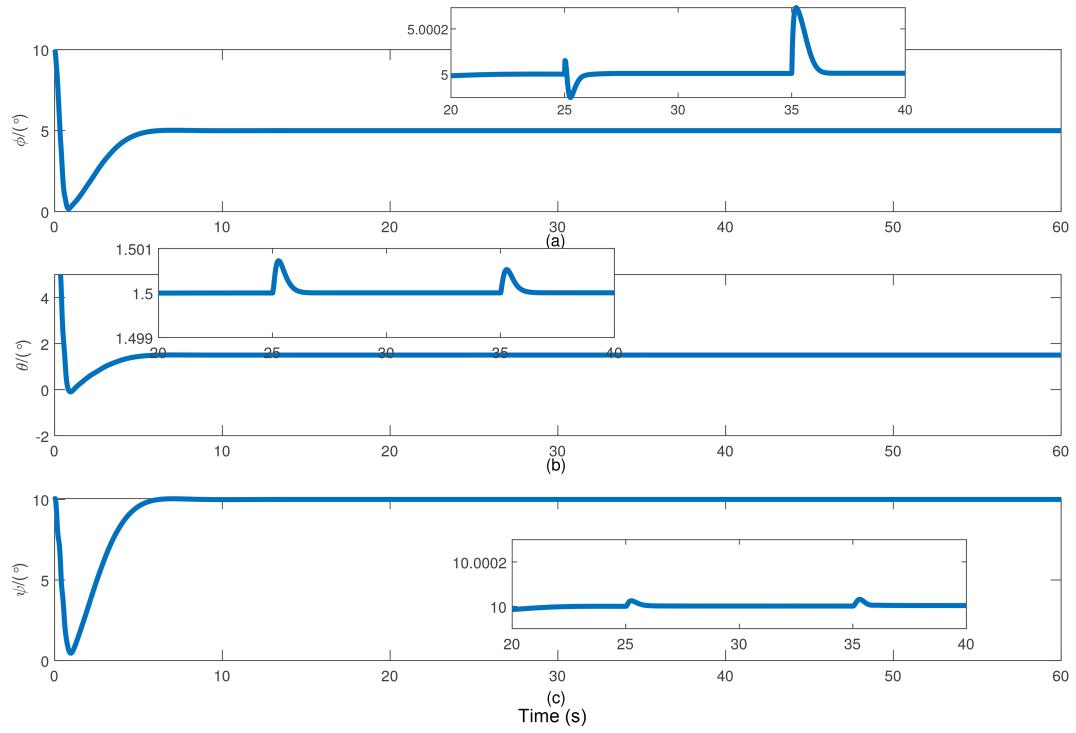


图 8　(网络版彩图) 采用本文方法后的运载火箭姿态角变化曲线.

Figure 8　(Color online) Attitude angle change curves of the launch vehicle using the proposed control method.

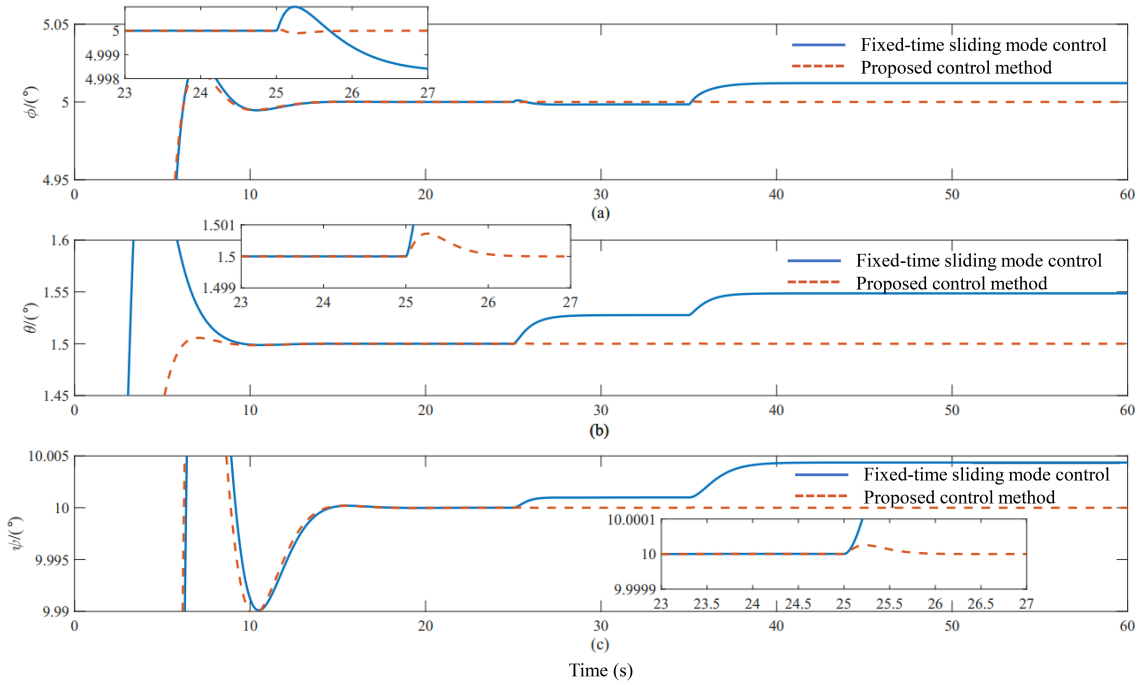


图 9　(网络版彩图) 姿态角对比曲线.

Figure 9　(Color online) Attitude angle comparison curves.

5　总结

本文针对运载火箭发生执行器故障时的姿态容错控制问题进行研究, 设计了一种基于复合学习和

https://www.sciengine.com/doi/10.1360/SSI-2024-0381

时间同步的姿态容错反步控制方法. 通过引入时间同步收敛策略, 设计了固定时间同步故障估计器和控制器, 并进行了稳定性分析, 本文所提出的时间同步控制策略确保了系统姿态跟踪误差在固定时间内同时收敛到 0. 利用故障估计器对执行器故障外部扰动进行估计, 并借助复合神经学习机制抑制其对控制系统的影响, 有效增强了运载火箭姿态系统在故障情况下的容错控制性能. 最后, 通过仿真验证了本文所提出的控制策略具有良好的控制精度和较快的收敛速度. 未来工作将聚焦于通过实际飞行实验来验证本方法的可行性, 并进一步提升其在复杂任务环境中的鲁棒性和适用性.

参考文献

1 Song Z Y, Wang C, Gong Q H. Autonomous trajectory planning for launch vehicle under thrust drop failure. Sci Sin Inform, 2019, 49: 1472–1487 [宋征宇, 王聪, 巩庆海. 运载火箭上升段推力下降故障的自主轨迹规划方法. 中国科学: 信息科学, 2019, 49: 1472–1487]

2 Uyanna O, Najafi H. Thermal protection systems for space vehicles: a review on technology development, current challenges and future prospects. Acta Astronaut, 2020, 176: 341–356

3 Pan H, Hu R G, Song Z Y, et al. Autonomous reconfiguration of flight control under thrust vector polarity errors. Sci Sin Inform, 2022, 52: 870–889 [潘豪, 胡瑞光, 宋征宇, 等. 推力矢量极性错误下的飞行控制自主重构技术. 中国科学: 信息科学, 2022, 52: 870–889]

4 Zhou Q, Lin G H, Ma H, et al. Adaptive neural network fault-tolerant control for MIMO systems with dead zone inputs. Sci Sin Inform, 2021, 51: 618–632 [周琪, 林国怀, 马慧, 等. 输入死区下的多输入多输出系统自适应神经网络容错控制. 中国科学: 信息科学, 2021, 51: 618–632]

5 Shen Q, Yue C F, Goh C H, et al. Active fault-tolerant control system design for spacecraft attitude maneuvers with actuator saturation and faults. IEEE Trans Ind Electron, 2019, 66: 3763–3772

6 Wang H Q, Ma J W, Zhao X D, et al. Adaptive fuzzy fixed-time control for high-order nonlinear systems with sensor and actuator faults. IEEE Trans Fuzzy Syst, 2023, 31: 2658–2668

7 Ma Y R, Wang Q, Hu C H, et al. Non-singular terminal sliding mode fault-tolerant control of launch vehicle with actuator fault. J Astronaut, 2020, 41: 1553–1560 [马艳如, 王青, 胡昌华, 等. 执行器故障下的运载火箭非奇异终端滑模容错控制. 宇航学报, 2020, 41: 1553–1560]

8 Wei Y M, Luo Y Z, Zhu H Y. Linear active disturbance rejection fault tolerant attitude control method for liquid launch vehicle. M Spaceflight, 2022, 28: 330–337 [魏远明, 罗亚中, 朱海洋. 液体运载火箭线性自抗扰容错姿态控制方法. 载人航天, 2022, 28: 330–337]

9 Xu Q, Xiang Y, Wang Z, et al. Attitude control method for rocket vertical recovery based on nonlinear model predictive control. Flight Dynamics, 2024, 42: 8–15 [徐倩, 相岩, 王正, 等. 基于非线性模型预测控制的火箭垂直回收姿态控制方法. 飞行力学, 2024, 42: 8–15]

10 Ma Y R, Shi X R, Liu H H, et al. Adaptive neural network fault tolerant control of launch vehicle attitude system. J Astronaut, 2021, 42: 1237–1245 [马艳如, 石晓荣, 刘华华, 等. 运载火箭姿态系统自适应神经网络容错控制. 宇航学报, 2021, 42: 1237–1245]

11 Chen L S, Yang H. Adaptive robust anti-disturbance control for pure feedback nonlinear systems with multiple constraints. Sci Sin Inform, 2021, 51: 633–647 [陈龙胜, 杨辉. 多约束纯反馈非线性系统鲁棒自适应抗干扰控制. 中国科学: 信息科学, 2021, 51: 633–647]

12 Li X D, Liao Y X, Li J. MFTESO based multivariable finite-time control for reusable rocket. Contr Inform Techn, 2019, 4: 12–17+43 [李晓栋, 廖宇新, 李珺, 等. 基于 MFTESO 的可重复使用运载火箭多变量有限时间控制方法. 控制与信息技术, 2019, 4: 12–17+43]

13 Zhang W G, Yan J, Duan N. Adaptive optimal tracking control for strict-feedback nonlinear systems with predefined time. Contr Theroy Appl, 2025, 42: 1–9 [张文广, 闫瑾, 段纳. 严格反馈非线性系统的自适应最优预设时间跟踪控制. 控制理论与应用, 2025, 42: 1–9]

14 Yang Y H, Wang Z S, Xu W P, et al. Fault tlerant attitude control of lunch vehicles based on adaptive pescribed prformance. Flight Contr Detec, 2024, 7: 54–65 [杨宇豪, 王忠森, 许炜平, 等. 基于自适应预设性能的运载火箭姿态容错控制. 飞控与探测, 2024, 7: 54–65]

15 Krishnamurthy P, Khorrami F, Krstic M. A dynamic high-gain design for prescribed-time regulation of nonlinear systems. Automatica, 2020, 115: 108860

16 Li D, Yu H, Tee K P, et al. On time-synchronized stability and control. IEEE Trans Syst Man Cybern Syst, 2021, 52: 2450–2463

17 Ren Y, Zhao Z, Zhang C, et al. Adaptive neural-network boundary control for a flexible manipulator with input

https://www.sciengine.com/doi/10.1360/SSI-2024-0381

constraints and model uncertainties. IEEE Trans Cybern, 2021, 51: 4796–4807
18 Guo Q, Zhang Y, Celler B G, et al. Neural adaptive backstepping control of a robotic manipulator with prescribed performance constraint. IEEE Trans Neural Netw Learn Syst, 2019, 30: 3572–3583
19 Gao M Z, Yao J Y. Finite-time H∞ adaptive attitude fault-tolerant control for reentry vehicle involving control delay. Aerospace Sci Tech, 2018, 79: 246–254
20 Xu B, Wang X, Chen W, et al. Robust intelligent control of SISO nonlinear systems using switching mechanism. IEEE Trans Cybern, 2021, 51: 3975–3987
21 Zhang J, Zhu T Z, Su C Y, et al. Repetitive learning composite anti-disturbance fault tolerant control for unmanned marine vehicles. Control Decision, 2025, 40: 261–270 [张健, 朱廷正, 苏春翌, 等. 一类无人艇的重复学习复合抗扰容错控制. 控制与决策, 2025, 40: 261–270]
22 Fu Y Z. Study on fault-tolerant control method of space manipulator for joint free swing fault. Dissertation for Ph.D. Degree. Beijing: Beijing University of Posts and Telecommunications, 2023 [符颖卓. 面向关节自由摆动故障的空间机械臂容错控制方法研究. 博士学位论文. 北京: 北京邮电大学, 2023]
23 Liu F, Chen M. Fuzzy adaptive control for turbofan engines with fixed-time prescribed performance. Sci Sin Inform, 2024, 54: 1793–1806 [刘凡, 陈谋. 固定时间预设性能下涡扇发动机模糊自适应控制. 中国科学: 信息科学, 2024, 54: 1793–1806]
24 Yin Z, Wang W, Li D Y, et al. Time-synchronized attitude tracking control for a hypersonic re-entry vehicle system with system uncertainties and disturbances. IEEE Trans Aerosp Electron Syst, 2025, 61: 3531–3543
25 Zhang Y, Shou Y X, Zhang P C, et al. Sliding mode based fault-tolerant control of hypersonic reentry vehicle using composite learning. Neurocomputing, 2022, 484: 142–148
26 Xu B, Shou Y X, Shi Z K, et al. Predefined-time hierarchical coordinated neural control for hypersonic reentry vehicle. IEEE Trans Neural Netw Learn Syst, 2023, 34: 8456–8466

Attitude fault-tolerant control method of launch vehicle based on composite learning and fixed time synchronization

Haipeng CHEN[1,2*], Yuan ZHANG[3], Zimo ZHANG[3], Wenxing FU[1] & Jie YAN[1]

1. *Unmanned System Research Institute, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China*
2. *China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing 100076, China*
3. *School of Automation, Northwestern Polutechnical University, Xi'an 710072, China*
* Corresponding author. E-mail: Chenhp@mail.nwpu.edu.cn

Abstract In this paper, an attitude fault-tolerant control method based on composite learning and fixed time convergence is designed to solve the attitude control problem of a launch vehicle with actuator failure and external interference. Firstly, the attitude control model and fault model of the launch vehicle are established to describe the attitude motion characteristics of the system in the case of fault and disturbance. Then, the convergence strategy of time synchronization is introduced, the fixed time synchronization fault estimator and controller are designed, and the stability is proved. By compensating for the additional disturbance with a disturbance estimator, a composite learning algorithm using tracking error and prediction error is constructed to deal with the influence of external disturbance on the control system. Compared with the traditional finite time control method, the time synchronization control strategy proposed in this paper can ensure that the attitude error of the system converges simultaneously in a fixed time, which can effectively enhance the overall response of the control system. Finally, the attitude tracking effect and fault tolerance of the proposed control strategy are verified by simulation.

Keywords launch vehicle, actuator failure, attitude fault-tolerant control, time synchronization control strategy, fixed time convergence, composite learning

https://www.sciengine.com/doi/10.1360/SSI-2024-0381