

文章编号: 1000-8055(2026)09-20240797-08

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20240797

基于切换策略的推力矢量固定翼飞机 容错控制系统设计

柳司方¹, 高为民¹, 孙志强², 任智博¹, 田方超¹

(1. 中国航发沈阳发动机研究所, 沈阳 110015;

2. 沈阳工业大学 信息科学与工程学院, 沈阳 110870)

摘 要: 推力矢量技术逐渐成为提升飞机机动性和故障容错能力的重要手段之一, 有效整合推力矢量技术与传统控制系统, 提升整体控制策略的容错能力是一个亟待解决的研究问题。本文通过构建飞/发一体化被控对象及作动器模型, 形成推力矢量控制策略的模型基础, 并针对推力矢量固定翼飞机的升降舵失效情况, 提出了一种基于切换控制的容错控制策略。该策略结合了传统 PID 控制与自抗扰控制(ADRC)算法, 根据系统状态进行切换: 在正常状态下使用 PID 控制升降舵, 在升降舵失效时切换到 ADRC 控制推力矢量角, 从而保证系统的稳定性和控制性能。通过控制系统与飞/发一体化被控对象联试的非线性仿真验证了所提方法的有效性, 结果表明: 故障状态下所设计的控制器相较于基准控制器的上升时间性能提升约 15%, 调整时间性能提高约 2%, 同时在不同故障条件下, 该切换控制策略均能够保证系统的稳定性与性能。

关 键 词: 推力矢量; 容错控制; 升降舵失效; 自抗扰控制(ADRC); 飞/发一体化

中图分类号: V233.7

文献标志码: A

Design of a fault-tolerant control system for thrust vectoring fixed-wing aircraft based on switching strategy

Liu Sifang¹, Gao Weimin¹, Sun Zhiqiang², Ren Zhibo¹, Tian Fangchao¹

(1. Shenyang Engine Research Institute,

Aero Engine Corporation of China, Shenyang 110015, China;

2. School of Information Science and Engineering,

Shenyang University of Technology, Shenyang 110870, China)

Abstract: Thrust vectoring technology has gradually become one of the important means to enhance aircraft maneuverability and fault tolerance. Effectively integrating thrust vectoring technology with traditional control systems to improve the fault tolerance of overall control strategies is a pressing research issue to be addressed. This paper establishes the model foundation for thrust vectoring control strategies by constructing an integrated aircraft/engine controlled object and actuator model. For the elevator failure scenario in thrust-vectoring fixed-wing aircraft, a fault-tolerant control strategy based on switching control is proposed. This strategy combines traditional PID control with active disturbance rejection control (ADRC) algorithms, switching based on system state: PID control is used for the elevator under normal conditions, while switching to ADRC for thrust vectoring angle control during elevator failure, thereby ensuring system stability and control performance. Nonlinear simulation verification through joint testing

收稿日期: 2024-11-23

作者简介: 柳司方(1994—), 男, 工程师, 硕士, 主要从事飞发一体化专业研究。E-mail: 1350291826@qq.com

通信作者: 孙志强(1990—), 男, 讲师, 博士, 主要从事航空发动机仿真研究。E-mail: sun-zhiqiang@sut.edu.cn

引用格式: 柳司方, 高为民, 孙志强, 等. 基于切换策略的推力矢量固定翼飞机容错控制系统设计[J]. 航空动力学报, 2026, 41(9): 20240797. Liu Sifang, Gao Weimin, Sun Zhiqiang, et al. Design of a fault-tolerant control system for thrust vectoring fixed-wing aircraft based on switching strategy[J]. Journal of Aerospace Power, 2026, 41(9): 20240797.

of the control system and the integrated aircraft/engine controlled object demonstrates the effectiveness of the proposed method. The results show that, compared to the baseline controller, the designed controller improves rise time performance by approximately 15% and settling time performance by about 2% under fault conditions. Moreover, the switching control strategy maintains system stability and performance across various fault scenarios.

Keywords: thrust vectoring; fault-tolerant control; elevator failure;
ADRC (active disturbance rejection control); aircraft/engine integration

随着航空技术的不断发展,飞机的机动能力和容错能力成为提高飞行安全性和任务完成率的重要因素之一。在这其中,推力矢量技术(thrust vectoring technology)因其能够提供额外的控制力矩和推力方向调节特性,显著增强了飞机的机动性能和故障容错能力,逐渐成为现代战斗机等高性能飞行器的重要技术手段之一^[1-2]。

推力矢量技术使得飞机能够执行常规发动机飞机无法实现的各种机动,如大迎角飞行、快速转弯、高速蛇形机动等,这不仅提升了飞机的战术灵活性,也在某种程度上弥补了传统控制面失效可能带来的控制能力不足。然而,在实际飞行过程中,如何有效地整合推力矢量技术与传统的气动控制技术,使其在正常和故障状态下都能够提供可靠的控制效果,是一个值得关注的研究方向^[3-4]。

Kikkawa 等^[5]开发了一种带有推力矢量系统的固定翼无人机,通过推力矢量系统控制无人机姿态,实验结果证明了该系统在无移动控制面的情况下能够有效控制无人机,提高了系统的容错能力。李炳乾等^[6]研究了一种基于滑模观测器的鲁棒执行器故障容错控制系统,适用于推力矢量飞机。通过自适应滑模观测器检测执行器故障,并设计了故障容错控制器来补偿故障和不确定性,实验结果表明该方法在面对执行器故障时表现出了良好的控制性能。Ma 等^[7]提出了一种适用于超机动飞行推力矢量飞机的鲁棒故障检测和容错控制系统,通过多个自适应观测器和命令滤波 FTC 子系统实现故障检测和补偿,验证了该系统在复杂飞行条件下的有效性和潜力。Chen 等^[8]针对多矢量推进器飞行器提出了一种故障容错控制策略,通过模型参数不确定性和风干扰估计,实现了在执行器故障情况下的轨迹跟踪控制。陈经纬等^[9]采用推力矢量技术的飞行器通过喷管偏转和发动机推力实现姿态控制。对于高超声速飞行器,推力矢量可部分替代气动舵,减阻防热。

研究建立动力学模型,设计组合控制器。仿真结果显示,当舵偏角较小时,推力矢量完全提供控制,较大时两者协同工作,具有良好的工程应用价值。杨志强等^[10]针对推力矢量控制的远距鸭式布局无人侦察机,建立了垂尾和鸭翼在不同安装位置的气动对比模型,并分析了当鸭翼和垂尾安装位置对无人机气动性能的影响。Li 等^[11]提出了一种针对推力矢量飞机的鲁棒性执行器故障容错控制系统,结合滑模观测器对执行器故障进行检测与识别,并设计了一种容错控制器以补偿故障和扰动。同时还提出了一种基于滑模观测器的反步故障容错控制方法,旨在补偿不确定性、控制面损伤和执行器故障^[12]。王博航等^[13]以推力矢量无人机为研究对象,建立了其空间运动数学模型,分析了纵向和横侧向运动,并验证了推力矢量控制技术在无人机控制系统中的应用。Cheng 等^[14]开发了一种基于虚拟领导结构的容错控制方法,旨在对一组推力矢量垂直起降飞机进行跟踪控制。Liu 等^[15]提出了一种基于神经网络的适应性反步容错控制方法,旨在应对无人飞船在多向推力情况下的执行器故障。张哲聪^[16]研究了推力矢量无人机的飞行控制与故障重构技术,通过建立数学模型分析稳定性与操纵性,设计混合飞行控制律和自适应最优分配算法并重构控制器,通过半物理仿真验证了控制律的有效性。

在正常飞行状态下,PID 控制器因其简单、易于实现和调节、计算负担小等优点,广泛应用于工业控制和飞行控制系统中,能够提供足够的控制精度和稳定性,确保飞机按预定轨迹飞行。而在故障状态下,如升降舵锁止或失效,传统的 PID 控制无法有效应对复杂的故障情况,导致控制性能下降甚至系统不稳定。此时,ADRC 的强鲁棒性和抗干扰能力能够实时估计和补偿系统的外界干扰和内部不确定性,提供有效的控制,确保系统稳定。

通过切换控制策略,将 PID 和 ADRC 结合起

来,能够充分利用各自的优点,灵活应对系统的不同状态。切换控制策略通过实时监测系统状态和故障参数,在合适的时机进行控制器切换,从而保证系统在全工况下的最优性能。这种多层次、多策略的控制设计不仅提高了系统的容错能力和可靠性,也为飞行安全提供了坚实的保障。

本文旨在探讨推力矢量技术在固定翼飞机中的应用,尤其是在模型容错控制设计中的应用。提出了一种基于切换控制的设计思路,通过切换逻辑合成两个控制器,并根据故障参数进行切换。在正常状态下采用传统的PID控制升降舵,而在升降舵发生故障时则切换到自抗扰算法(ADRC)控制矢量角,以确保飞行器在各种状态下的稳定性和控制性能。针对固定翼飞机的升降舵失效情况,还提出了一种基于规则的容错控制切换策略,并根据不同情况下的系统特性设计了基于PID与ADRC算法的俯仰率跟踪控制器。最后,通过非线性仿真验证了所提出的切换控制策略及其相应控制器的有效性与稳定性。

本文提出的控制方法在故障状态下进行控制逻辑切换,在故障或剧烈干扰下具备强鲁棒性和实时补偿能力,解决飞机遭遇激烈气动干扰或执行器故障时,常规PID难以快速响应突发情况导致的系统性能下降。该方法在工程上具有广泛适用性,为高动态环境下执行快速机动、精确控制和任务可靠性提供有力保障。

1 固定翼飞机矢量控制模型搭建

针对典型的固定翼飞机,由涡扇发动机提供动力,该发动机在 x 轴方向产生推力^[17]。为了设计矢量控制系统,增加了一个简单的推力矢量控制模型,如图1所示。

飞机在纵向轴上的运动所用的状态包括以下几个: V 为飞机的总速度, α 为攻角, q 为俯仰率, θ 为俯仰角。由此产生的纵向运动的非线性方程如下:

$$\dot{V} = \frac{1}{m} (F_x \cos \alpha + F_z \sin \alpha) \quad (1)$$

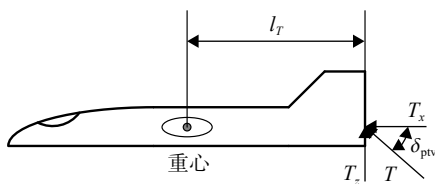


图1 矢量推力构型

Fig. 1 Vector thrust configuration

$$\dot{\alpha} = \frac{1}{mV} (-F_x \sin \alpha + F_z \cos \alpha) + q \quad (2)$$

$$\dot{q} = \frac{M_y}{I_y} \quad (3)$$

$$\dot{\theta} = q \quad (4)$$

其中 m 为飞机质量, F_x 和 F_z 分别是沿 x 轴和 z 轴的力分量, I_y 是关于 y 轴的转动惯量, M_y 是俯仰力矩。式(1)~式(4)中的 x 和 z 轴力以及俯仰力矩包括了空气动力学、重力和推力部分如下:

$$F_x = \bar{q} S C_{x,t} - mg \sin \theta + T_x \quad (5)$$

$$F_z = \bar{q} S C_{z,t} - mg \cos \theta + T_z \quad (6)$$

$$M_y = \bar{q} S \bar{c} C_{m,t} + M_T \quad (7)$$

式中 $\bar{q}$ 为动压, S 为翼面积, $\bar{c}$ 为平均气动弦长。 $C_{x,t}$ 、 $C_{z,t}$ 和 $C_{m,t}$ 为相应方向的气动特性数据^[18]。

如图1所示,推力矢量角为 δ_{ptv} 。基于右手坐标系,推力分量由下式给出:

$$T_x = T \cos \delta_{ptv} \quad (8)$$

$$T_z = -T \sin \delta_{ptv} \quad (9)$$

$$M_T = -l_T T \sin \delta_{ptv} \quad (10)$$

其中 l_T 是从质心到推力作用点的力臂,飞机的主要俯仰控制执行机构包括升降舵和推力矢量喷管。升降舵和推力矢量喷管的偏转角和速率限制分别为:舵偏 $|\delta_e| \leq 25^\circ$,舵偏速率 $|\dot{\delta}_e| \leq 60^\circ/\text{s}$,矢量喷管偏转角 $|\delta_{ptv}| \leq 17^\circ$,偏转速率 $|\dot{\delta}_{ptv}| \leq 60^\circ/\text{s}$ 。

最后在平衡条件下得到了具有推力矢量控制的线性化飞行动力学模型如下:

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_p \\ \dot{y} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A & B \\ C & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_p \\ u \end{bmatrix} \quad (11)$$

此处,通过使用如下平衡条件参数得到线性化后的状态空间系数矩阵。

$$x_p^{\text{eq}} = \begin{bmatrix} V^{\text{eq}} & \alpha^{\text{eq}} & q^{\text{eq}} & \theta^{\text{eq}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 86.87 \text{ m/s} & 0.023 \text{ rad} & 0 \text{ rad/s} & 0.079 \text{ rad} \end{bmatrix} \quad (12)$$

$$U^{\text{eq}} = \begin{bmatrix} \delta_{th} & \delta_{ptv} & \delta_e \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0.54 & 0 \text{ rad} & -0.01 \text{ rad} \end{bmatrix} \quad (13)$$

线性化后被控对象的输出包括飞机的速度,俯仰速率等参数。

2 基于规则的容错控制策略设计

2.1 控制目标与架构分析

在飞机飞行过程中,俯仰率作为飞机飞行中的关键参数,贯穿于从起飞、巡航到降落的整个飞行过程。主要用于衡量飞机绕横轴的旋转速度,其直接影响飞机的俯仰角,从而决定了飞机的爬升或下降速度和角度。

合理控制俯仰率对于飞机的安全和性能至关重要。过大的俯仰率会增加结构应力、提高失控风险,并使系统响应困难;而过小的俯仰率会导致操纵迟钝、航迹控制不准确以及飞行性能下降。因此,必须在飞行过程中保持俯仰率在安全且高效的范围内。

因此将俯仰率作为控制目标,从而构建出一个跟踪控制问题,所设计的控制策略需要根据故障状态来进行判断,适时切换相应的控制器,基于飞发匹配的原则,通过发动机推力矢量角控制的介入实现故障状态下对飞机俯仰的稳定控制,以避免失稳状态的发生。所设计的控制策略架构如图 2 所示。

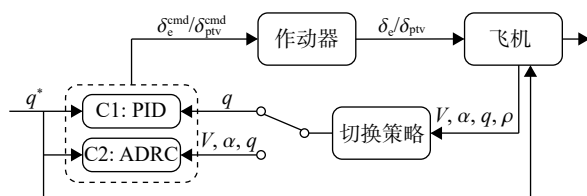


图 2 控制策略框图

Fig. 2 Control strategy block diagram

其中控制器模块是核心部分之一,主要包括 PID 控制器和自抗扰控制器(ADRC),切换策略根据上层输出的故障参数 ρ 进行实时切换,在故障诊断系统检测到疑似故障征兆(如执行器输出偏差、舵面偏角超限、系统状态偏离等)时,根据比较所得到的故障参数与预设阈值以决定是否触发故障模式。假设故障诊断系统输出一个故障程度参数 ρ ,用来衡量故障的严重程度。当 ρ 超过阈值 ρ_{th} 时,认为执行器或舵面已发生故障或性能明显退化,则切换由 ADRC 控制矢量角;反之则系统维持在正常模式下,使用 PID 控制升降舵。由于阈值的选定带有一定的经验性和场景依赖性,本研究中采用假设或工程经验的方式对其进行设定,以在满足安全和鲁棒性前提下获得较优的控制性能。同时关于切换系统的稳定性已经在先前文献

中得到了证明^[19],此处不再赘述。

两控制器接收期望的俯仰速率 q^* 作为输入信号,分别基于不同的反馈信号进行调整。PID 控制器采用传统的比例-积分-微分控制策略,依据实际俯仰速率来调整控制输出。其主要优势在于简单易实现,并在许多应用中表现良好。

而 ADRC 则是一种先进的控制算法,能够主动估计和补偿系统中的扰动。其不仅依赖于俯仰速率,还能基于状态空间模型的状态变量来优化控制效果,旨在提升在紧急情况下矢量控制系统的鲁棒性和抗扰能力。

控制器的输出为升降舵指令信号 δ_e^{cmd} 和矢量角指令信号 δ_{ptv}^{cmd} ,这些信号将发送至执行器,以实现

对飞机的控制。执行器接收来自控制器的命令信号,并将其转换为实际的舵面偏转量 δ_e 和矢量喷管偏转量 δ_{ptv} 。这些偏转量直接作用于飞机的控制面,从而改变飞行姿态和运动状态。

执行器的性能和响应速度对于系统的整体性能至关重要。它需要在接收到命令信号后,能够快速而准确地调整舵面,以确保飞行器能够按照预期轨迹飞行。

所设计的两个控制器 C1 和 C2 分别用于健康状态和故障状态。通常情况下使用控制器 C1。控制器 C2 仅在升降舵发生故障时启用。容错控制策略会自动激活并调整推力矢量角,并且在故障修复后能自动恢复推力矢量角,从而实现故障状态下基于飞发匹配的矢量控制目标。

2.2 容错控制滞回切换策略设计

该策略主要应用于固定翼飞机的纵向控制,其中包含两种不同的控制器,用于正常状态和故障状态的切换控制。具体策略包括基于参数的切换逻辑、滞回环节和推力矢量喷管作为冗余控制效应器。因此该系统的输入为上层系统输出的故障参数 ρ ,通过滞回环节的处理后输出开关信号,若判定当前为故障状态,则切换控制器 C2,将推力矢量喷管作为当前的控制效应器。

滞回功能可以有效防止控制变量在边界处发生跳变。其定义了切换的上限和下限。当系统参数进入滞后区域时,不立即进行切换,而是等待参数进一步变化以确定切换方向。通常有两种状态:未使能和已使能,具体如下。

在未使能状态下:

1) 输入信号未超出下边界,不使能。

件,且降低了参数整定的难度。

由于 ESO 能够实时估计并补偿外部和内部扰动,因此传统 PID 中在常值扰动下为消除静差采用的积分环节已不再必要,则控制律可进一步简化为 PD 组合的设计如下。

$$u_2(t) = k_p(r - z_1) - k_d z_2 \quad (26)$$

其中 r 为给定值, z_1 和 z_2 均为来自 ESO 的观测器状态量, k_p 和 k_d 分别为比例和微分放大系数。

4 仿真实验

4.1 容错控制滞回切换策略验证

参考文献 [20] 中的纵向动力学模型作为被控对象,对所设计的切换策略效果进行验证,在仿真环境下通过对模型输入一系列范围在 [0,1] 间的随机故障参数信号来模拟实际系统中的升降舵故障程度,并设置滞回上下边界分别为 0.5 和 0.6,得到的切换状态结果如图 4 所示。

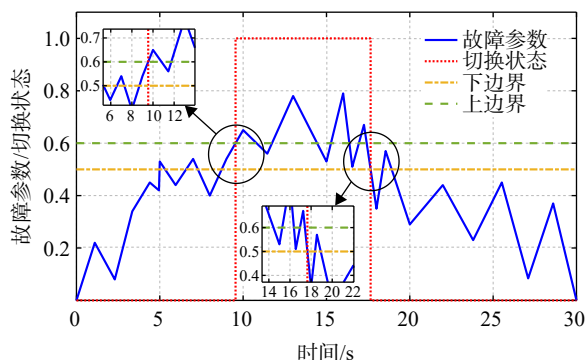


图 4 容错控制滞回切换策略验证

Fig. 4 Verification of fault-tolerant control hysteresis switching strategy

根据图 4 的仿真结果可知,切换状态仅在故障参数升至上边界(10 s 左右)和降至下边界(18 s 左右)后才会进行跳变,尽管故障参数在上下边界附近频繁波动,却并不会导致切换状态的波动变化,因此所设计的滞回切换策略可有效防止故障参数扰动所造成的状态振荡,验证了所设计滞回切换策略的有效性与可靠性。同时在切换为故障状态后,矢量控制的重要性愈发凸显。由于升降舵失效,飞机在故障状态下依赖推力矢量实现姿态控制,确保飞行器在动态环境中的稳定性和可控性。此时,矢量控制不仅能够弥补传统控制方式的不足,还能够通过实时调整喷管的偏转角,增强飞机在各种飞行条件下的机动能力,从而提升飞发匹配的性能。

4.2 矢量控制未介入(升降舵失效)状态仿真

为了对所设计控制策略的性能进行验证,设计俯仰率目标值依次分别为 0、0.043 63、0.087 26、-0.087 26、-0.043 63、0 rad/s(即 0、2.5、5、-5、-2.5 (°)/s 和 0 (°)/s)的跟踪控制目标,每 5 s 进行阶跃变化,从而全面验证所设计控制器的跟踪性能。

同时为了对后续故障状态下切换的矢量角控制器进行性能验证,设定在 10 s 时对升降舵进行锁止(-0.05 rad),模拟真实系统中出现的故障状态。对应的目标俯仰率、升降舵锁止和正常状态下的效果如图 5 所示。

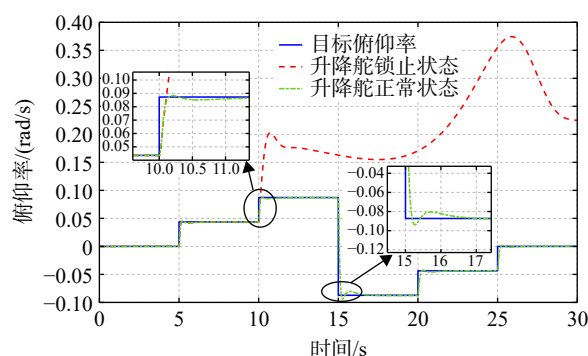


图 5 升降舵控制锁止状态及正常状态性能对比

Fig. 5 Comparison of elevator control lock state and normal state performance

从图 5 中可以首先看出,在正常状态下所设计的 PID 控制器可以快速、稳定、准确地将俯仰率维持在目标值,从而满足了矢量控制未介入时对升降舵的控制要求。但在 10 s 时升降舵锁止后,所设计的 PID 控制器此时无法进行舵偏控制,导致系统出现了失稳状态。因此,在升降舵故障状态下,采用矢量偏转角对飞行姿态进行弥补,以维持系统整体的稳定状态是至关重要的。这一方法不仅能够有效补偿因升降舵失效而引发的控制失常,还能确保飞机在复杂飞行环境下的安全性。通过实时监测飞行器的姿态参数和动态变化,系统可以快速计算出所需的推力矢量偏转角度,以实现精准的姿态调整。

4.3 故障状态下矢量角控制性能验证

下面对所设计的容错控制策略进行验证,在此之前,根据式(16)的基本原理,将系统输出俯仰率与目标俯仰率的误差作为控制器输入,设计 PID 控制器作为基准控制器用于与所提出的控制策略进行对比,通过多次仿真确定最优参数后得到的控制效果如图 6 所示。

从图 6 中可以看出两种控制器都取得了很好

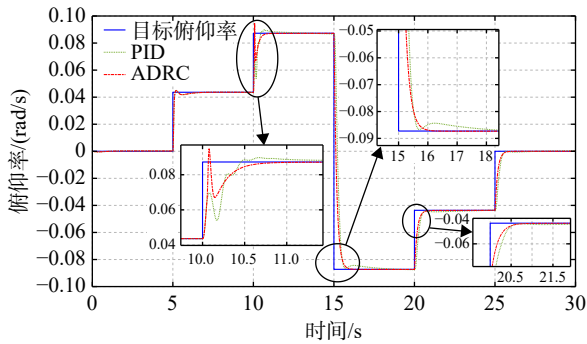


图6 锁止状态下PID与ADRC控制性能对比

Fig. 6 Comparison of PID and ADRC control performance in locked state

的跟踪效果,在目标值发生阶跃变化时均能快速收敛,具有良好的稳态和瞬态性能。此外图6中的3张局部放大图分别展示了在10、15 s和20 s时目标俯仰率瞬时升高和降低时的跟踪效果,且由于各阶段控制器的收敛效果相近,因此以20 s时的瞬态响应为例,计算两种控制器的上升时间(目标值的90%)、调整时间(由于本文控制目标的数量级较小,因此取调整时间的误差范围为目标值的5%)、全工况下的平方误差积分(integral of squared error, ISE)和时间乘绝对误差积分(integral of time and absolute error, ITAE),同时由于俯仰率目标数量级较小,为了便于观察分析,对ISE与ITAE进行归一化无量纲处理,将其误差因子设计为误差和目标值的绝对值之比(忽略目标值为0的阶段),故具体计算公式如下:

$$J_{ISE} = \int_0^{\tau} \left[\frac{e(t)}{r(t)} \right]^2 dt \quad (27)$$

$$J_{ITAE} = \int_0^{\tau} \tau \cdot \left| \frac{e(t)}{r(t)} \right| dt \quad (28)$$

其中 τ 为仿真时长,设为30 s; $e(t)$ 为俯仰率误差, $r(t)$ 为目标俯仰率。具体计算结果如表1所示。

表1 控制性能对比

Table 1 Comparison of control performance

类型	上升时间/s	调整时间/s	ISE	ITAE
PID	0.447 3	0.525 1	0.940 7	16.77
ADRC	0.378 1	0.514 0	0.495 1	10.15

根据图6的结果,可以看出相较于PID控制器,在目标俯仰率发生瞬态变化时,尽管在控制器瞬态切换期间(10 s时)存在小幅超调,但从整体性能来看本文所设计的ADRC控制器的性能

更优,俯仰率的跟踪性能均优于PID控制,响应速度更快。同时参考表1可知,瞬态情况下ADRC的上升时间和调整时间均小于PID,而对于全局情况,ADRC的ISE和ITAE性能也是更好的。ISE较小意味着系统在整个响应过程中累计偏差的平方更小,说明系统整体偏离期望轨迹的幅度更低,从而减少大范围误差或震荡在航迹和姿态控制中的影响,提升飞行器在突发故障时的可控性并降低操作风险。ITAE较小意味着控制器能在相对较短的时间内纠正系统偏离,及时、有效地抑制故障引起的扰动对飞行姿态和轨迹的影响。

5 总结与展望

本文针对具备推力矢量的固定翼式飞机,提出了一种基于切换策略的容错控制系统。基于正常状态与故障状态,分别设计了底层跟踪控制器,以确保在不同飞行条件下的操控稳定性。首先设计了基于规则的容错控制系统,用于实时响应故障参数并实现控制切换,该系统采用滞回策略,以增强参数扰动时的切换稳定性,确保系统在面临不确定性时仍能维持其性能。在非故障/矢量角控制未介入条件下,基于PID控制理论设计了俯仰率跟踪控制器,使系统能够依赖升降舵进行精确的俯仰动作。当系统进入故障状态时,提出了一种基于自抗扰控制(ADRC)算法的发动机矢量偏转角控制器,该控制器能够在复杂的动态环境中保持对飞机姿态的精确控制,确保即使在升降舵失效的情况下,系统依然能够稳定运行,实现了基于矢量控制的飞发匹配设计。最后,通过多方面的仿真测试,所设计的ADRC相较于基准控制器的上升时间性能提升约0.07 s,调整时间性能提高约0.01 s,同时ISE和ITAE性能分别提升约0.45和6.62,并验证了所设计控制策略及相应控制器的有效性与稳定性,显著增强了系统在不确定和故障环境下的稳态与动态性能,为高动态工况下的飞行安全提供了有力支撑。

为了进一步提升容错控制系统在复杂多变环境下的适应性和工程应用价值,后续可应用在具有多控制面或分布式推进系统的复杂飞行器,结合更加多样化的故障诊断模式,实现分级响应与精细化控制切换。在更大包线、强非线性耦合的飞行模型中对ADRC进行改进与验证,并开展半物理仿真实验为该技术的规模化工程应用奠定坚实基础。

参考文献:

- [1] 王海峰. 战斗机推力矢量关键技术及应用展望[J]. 航空学报, 2020, 41(6): 13-36.
Wang Haifeng. Key technologies and future applications of thrust vectoring on fighter aircraft[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2020, 41(6): 13-36. (in Chinese)
- [2] 张力, 王立新. 推力矢量飞机控制律设计及过失速机动仿真研究[J]. 飞行力学, 2008, 26(4): 1-3, 7.
Zhang Li, Wang Lixin. Research on flight control law design of fighter with vectoring thrust and post-stall maneuver simulation[J]. *Flight Dynamics*, 2008, 26(4): 1-3, 7. (in Chinese)
- [3] 章鸿翔. 推力矢量飞行器容错控制研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2016.
Zhang Hongxiang. Research on fault tolerant control for thrust vector aircraft[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2016. (in Chinese)
- [4] 崔祚, 汪阳生. 飞行器推力矢量喷管研究综述[J]. 飞航导弹, 2021(12): 158-167.
Cui Zuo, Wang Yangsheng. Summary of research on aircraft thrust vector nozzle[J]. *Aerodynamic Missile Journal*, 2021(12): 158-167. (in Chinese)
- [5] Kikkawa H, Uchiyama K. Attitude control of a fixed-wing UAV using thrust vectoring system[C]//2017 Workshop on Research, Education and Development of Unmanned Aerial Systems. Piscataway, US: IEEE, 2017: 264-269.
- [6] 李炳乾, 董文瀚, 马小山. 基于滑模观测器的无人推力矢量飞机反步容错控制[J]. 西北工业大学学报, 2018, 36(5): 978-987.
Li Bingqian, Dong Wenhan, Ma Xiaoshan. Backstepping fault-tolerant control for unmanned thrust-vectoring aircraft based on sliding-mode observer[J]. *Journal of Northwestern Polytechnical University*, 2018, 36(5): 978-987. (in Chinese)
- [7] Ma Xiaoshan, Dong Wenhan, Li Bingqian. A novel RFDI-FTC system for thrust-vectoring aircraft undergoing control surface damage and actuator faults during supermaneuverable flight[J]. *IEEE Access*, 2019, 7: 156374-156385.
- [8] Chen L, Dong Q, Yan Z R, et al. Actuator fault modeling and fault-tolerant tracking control of multi-actuated propeller aerostat[J]. *The Aeronautical Journal*, 2022, 126(1306): 1982-1996.
- [9] 陈经纬, 陈康, 尚妮妮, 等. 基于气动力/推力矢量控制的飞行器性能分析[J]. 西北工业大学学报, 2014, 32(6): 877-881.
Chen Jingwei, Chen Kang, Shang Nini, et al. Performance analysis of hypersonic vehicles based on aerodynamic/thrust vector control[J]. *Journal of Northwestern Polytechnical University*, 2014, 32(6): 877-881. (in Chinese)
- [10] 杨志强, 黄俊. 推力矢量控制的鸭式布局无人侦察机气动特性研究[J]. 飞机设计, 2013, 33(2): 1-3, 7.
Yang Zhiqiang, Huang Jun. Pneumatic research about canard configuration UAV with thrust vector control[J]. *Aircraft Design*, 2013, 33(2): 1-3, 7. (in Chinese)
- [11] Li Bingqian, Dong Wenhan, Xiong Chao. Robust actuator-fault-tolerant control system based on sliding-mode observer for thrust-vectoring aircrafts[J]. *Asian Journal of Control*, 2019, 21(1): 236-247.
- [12] Li Bingqian, Dong Wenhan, Ma Xiaoshan. Backstepping fault-tolerant control for unmanned thrust-vectoring aircraft based on sliding-mode observer[J]. *Xibei Gongye Daxue Xuebao*, 2018, 36(5): 978-987.
- [13] 王博航, 王道波. 矢量推力固定翼无人机控制律设计[J]. 机械与电子, 2019, 37(4): 57-61.
Wang Bohang, Wang Daobo. Design of control law for vector thrust fixed wing UAV[J]. *Machinery & Electronics*, 2019, 37(4): 57-61. (in Chinese)
- [14] Cheng Shuyao, Yang Hao, Jiang Bin. Fault tolerant tracking control for a team of non-minimum phase VTOL aircrafts based on virtual leader structure[C]//Proceedings of the 2015 Chinese Intelligent Systems Conference. Berlin, Heidelberg: Springer, 2016: 233-241.
- [15] Liu Shiqian, Whidborne J F. Neural network adaptive backstepping fault tolerant control for unmanned airships with multi-actuated thrusters[J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 2021, 235(11): 1507-1520.
- [16] 张哲聪. 推力矢量无人机的重构控制策略[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2013.
Zhang Zhecong. Reconfigurable control of the unmanned aerial vehicle based on TVC[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2013. (in Chinese)
- [17] Singh R, Prakash O, Joshi S, et al. Development of 3DOF longitudinal dynamic model of generic air-breathing hypersonic vehicle[C]//2022 International Conference for Advancement in Technology. Piscataway, US: IEEE, 2022: 1-5.
- [18] Jha P. Cessna-172R airplane in cruise and landing configurations: a numerical study of the wing loads and wake[C]//APS Division of Fluid Dynamics Meeting Abstracts. Pittsburgh, US: American Physical Society, 2013: R16.011.
- [19] Decarlo R A, Branicky M S, Pettersson S, et al. Perspectives and results on the stability and stabilizability of hybrid systems[J]. *Proceedings of the IEEE*, 2000, 88(7): 1069-1082.
- [20] Ahmed W. System modeling and controller design for lateral and longitudinal motion of F-16[J]. *Automation, Control and Intelligent Systems*, 2019, 7(1): 39.

(编辑: 张 雪)