

基于两级控制分配的倾转旋翼无人机飞行控制

廖文安^{1,2}, 张骁骏³, 邓金来^{1,2}, 杨赞杰^{1,2}

(1. 清华大学精密仪器系, 北京 100084;

2. 时空信息精密感知技术全国重点实验室, 北京 100084;

3. 中航工业成都飞机设计研究所, 四川 成都 610091)

摘要: 作为一种特种机器人, 倾转旋翼无人机展现出了其在复杂环境中执行任务的巨大潜力。为提高其自主性和对复杂环境的适应性, 对鲁棒的飞行控制律和控制分配算法进行了研究。针对倾转旋翼无人机不同飞行模式中控制策略和舵面操纵效能变化大的特点, 提出了基于两级控制分配的级联式飞行控制框架。针对不同的控制模式设计顶层控制器, 基于加权广义逆方法的力控制分配模块生成姿态角指令, 设计力矩控制分配模块生成实际操纵量。姿态控制器采用双闭环控制结构, 结合扰动观测器提高对外部扰动的鲁棒性。最后, 通过全流程仿真和干扰条件下过渡仿真验证了飞行控制框架和控制器的有效性和鲁棒性。

关键词: 飞行控制; 倾转旋翼无人机; 控制分配; 加权广义逆方法

中图分类号: TP273

文献标志码: A

doi: 10.11959/j.issn.2096-6652.202510

Flight control of tilt-rotor unmanned aerial vehicle based on two-level control allocation

LIAO Wenan^{1,2}, ZHANG Xiaojun³, DENG Jinlai^{1,2}, YANG Yunjie^{1,2}

1. Department of Precision Instrument, Tsinghua University, Beijing 100084, China

2. State Key Laboratory of Precision Space-time Information Sensing Technology, Beijing 100084, China

3. AVIC Chengdu Aircraft Design and Research Institute, Chengdu 610091, China

Abstract: As a special type of robot, tilt-rotor unmanned aerial vehicles have demonstrated great potential in performing tasks in complex environments. To improve its autonomy and adaptability to complex environments, robust flight control law and control allocation method was studied. A cascaded flight control framework based on two-level control allocation was proposed for the significant changes in control strategy and control effectiveness of tilt-rotor unmanned aerial vehicle in different flight modes. A top-level controller was developed for various control modes, and the actual control quantity was generated by a torque control allocation module in conjunction with attitude angle commands using a force control allocation module based on the weighted generalized inverse method. The attitude controller was designed based on a dual closed-loop control structure, and a disturbance observer was added to improve the robustness to external disturbances. Finally, the effectiveness and robustness of the flight control framework and controller were verified by full process simulation and transition simulation under interference conditions.

Key words: flight control, tilt-rotor unmanned aerial vehicle, control allocation, weighted generalized inverse method

收稿日期: 2024-09-02; 修回日期: 2024-11-05

通信作者: 杨赞杰, yangyunjie@tsinghua.edu.cn

基金项目: 国家自然科学基金项目 (No.62203259, No.62073185); 航空工业成都飞机设计研究所预研项目; 航空科学基金资助 (No.20240058058001)

Foundation Items: National Natural Science Foundation of China (No.62203259, No.62073185), Pre Research Project of AVIC Chengdu Aircraft Design and Research Institute, Aeronautical Science Foundation of China(No.20240058058001)

0 引言

作为空中机器人,无人机已在各行各业普及^[1-3]。传统无人机主要分为旋翼无人机和固定翼无人机。其中旋翼无人机低速性能好,可以实现垂直起降和低速飞行;缺点是前飞速度慢、气动效率低。固定翼无人机具有飞行速度快、效率高的特点;但起降需要跑道,不能悬停,限制了其应用范围。因此,为融合二者优势,一种新型特种无人机应运而生,其中的一种主要构型为倾转旋翼无人机。倾转旋翼无人机兼具直升机起降方式灵活和固定翼无人机高速巡航的优点^[4]。这种无人机可以通过倾转短舱来改变螺旋桨拉力方向,实现垂直起降和高速平飞模式的转换。典型的倾转旋翼无人机飞行过程如图1所示:在垂直起降阶段,短舱倾转 90° ,使螺旋桨推力垂直于地面平衡重力;在悬停转平飞阶段,倾转角逐渐减小,无人机加速,逐渐从螺旋桨拉力平衡重力过渡到主翼面升力平衡重力;平飞转悬停过程则相反。这种转换能力不仅提升了无人机的作业灵活性,也为具身智能在实际应用中的实现提供了新的平台。

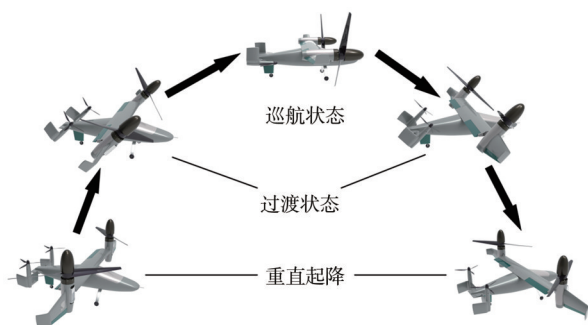


图1 倾转旋翼无人机飞行过程

随着低空经济的蓬勃发展,倾转旋翼无人机展现出了在复杂环境中执行任务的巨大潜力,例如在农业监测、物流配送、空中侦察以及灾害响应等领域的应用。为满足这些应用中的自主性和环境高适应性要求,其飞控系统必须具备高度的智能化和鲁棒性。自主性意味着无人机能够在最小人工干预的情况下完成复杂的任务,包括但不限于起飞、巡航、降落等全过程;适应性则强调无人机在面对不同飞行条件和外部扰动时,能够调整自身行为以保持稳定和优化性能。这要求无人机的飞控系统能够提供强大的决策支持并执行相应的强鲁棒性控制策

略,然而由于倾转旋翼无人机动力学特性的复杂性,目前仍存在许多技术难点。尤其是飞行控制方面,倾转旋翼动力学特性复杂,设计控制器时存在较大的模型不确定性^[5-7]。在低速飞行过程中,倾转部件迎风面积较大,无人机容易受到阵风等外部扰动的影响。因此需要设计对模型不确定性和外部扰动鲁棒性强的飞行控制律。此外,倾转旋翼无人机拥有固定翼和旋翼两套执行机构,操纵量的控制能力随空速和倾转角变化,存在过驱动和耦合问题^[8],因此高效可靠的控制分配算法也是飞行控制器设计的难点。

倾转旋翼无人机控制律相关研究工作主要分为线性设计方法、非线性设计方法和智能算法3类。线性设计方法被广泛应用,其中工程化程度最高的仍然是比例积分微分(proportional integral derivative, PID)控制方法结合增益调度方法^[9-11],该方法简单、便于调试,但设计过程较为烦琐且扰动鲁棒性能有限。最优控制类方法^[12-13]根据性能指标整定反馈参数,简化了设计过程,提高了控制器对不同飞行状态和期望指标的适应性。线性模型预测控制^[14]、模型参考自适应方法^[15-16]、L1自适应方法^[17]、鲁棒控制方法(如 μ 综合^[18]、H-infinity(H_∞)^[19-20])等都有助于提高系统的鲁棒性,有利于保障无人机飞行安全和性能。学者们也针对非线性设计方法,如动态逆^[21]、增量动态逆^[22-23]、滑膜控制算法^[24]等,在倾转旋翼无人机控制中的应用进行了研究。此外,学者们也尝试将神经网络与传统控制方法相结合,利用神经网络对非线性函数的拟合能力来动态调整PID增益^[25]、与动态逆方法结合补偿系统的模型误差^[26-27]或结合神经网络进行自适应控制^[28]。控制分配方面,倾转旋翼无人机拥有固定翼和多旋翼两套操纵机构,随空速和倾转角变化操纵机构的控制能力也发生较大改变,因而存在过驱动和耦合问题,需要设计控制分配算法来平衡不同操纵机构,实现控制器期望的力和力矩,避免操纵机构饱和。常见的控制分配算法^[29]可以分为直接分配类、广义逆类(串接链、伪逆、加权伪逆)、优化类(数学规划)和几何类(边和面搜索)等。由于优化类和几何类算法的实时性较低,难以满足倾转旋翼无人机的实时控制需求,因此现有倾转旋翼无人机研究中,多采用直接分配和基于控制效能矩阵的广义逆方法,以实现精确度和实时性的平衡。文献[22]在倾转三旋翼无人机上应用了增量

式伪逆分配法, 基于伪逆处理舵面饱和, 基于零空间转换处理路径依赖问题, 具有较高的精度和实时性。文献[30]通过简化动力学模型在线更新控制效能矩阵, 使用串接链法实现实时分配。文献[15]根据给定的随控制变化的参数, 使用伪逆法分配操纵量。文献[31]根据不同状态舵面操纵效能的变化, 给出了不同飞行模式下的舵面分配系数, 提高了实时性。文献[32]采用动态伪逆法进行动态分配, 所得的最小范数解在满足力和力矩约束的同时最小化执行器与配平条件之间的变化。文献[33]采用重分布伪逆法实现控制分配, 以保持飞机在执行器损坏情况下的控制性能和安全性。然而, 倾转旋翼无人机在飞行过程中, 倾转部件迎风面积大, 容易受到阵风等外部扰动影响, 传统控制分配算法未充分考虑模型的不确定性, 可能无法有效处理这些扰动, 导致控制性能下降。

本文主要贡献如下: 第一, 针对倾转旋翼无人机不同飞行模式中控制策略和舵面操纵效能变化大的特点, 设计了基于两级控制分配的级联式飞行控制框架, 保证了不同飞行模式下姿态控制器的统一性; 第二, 将姿态指令作为虚拟输入, 通过加权广义逆方法设计了力控制分配策略, 使姿态控制器在不同的飞行模式中保持了统一, 保证了姿态控制的连续性; 第三, 姿态控制器采用双闭环控制结构, 引入经典扰动观测器提高对外部扰动的鲁棒性。

本文的结构如下: 第1节介绍本文的研究对象及讨论使用的坐标系; 第2节提出本文采用的飞行控制框架以及飞行控制模式的划分; 第3节对具体控制器进行设计, 包括过渡策略、位置环控制器、力控制分配模块、姿态环控制器、力矩控制分配模块; 第4节采用数值仿真验证了所提方法的有效性和鲁棒性; 第5节总结全文, 展望了未来的研究方向。

1 研究对象

图2所示为清华大学设计的一款新构型倾转旋翼无人机, 其起飞重量为30 kg, 翼展达2.3 m, 机长1.4 m。该无人机采用外段翼与发动机短舱共同倾转的构型, 提高巡航效率。水平尾翼采用倾转设计, 平尾外侧配置同步倾转的尾旋翼和垂直安定面。该无人机的实际纵向操纵量包括倾转角 β_m 、主旋翼桨距基准值 δ_{p_m} 、尾旋翼转速基准值 δ_{n_t} 、平

尾偏转角 δ_{e_c} , 横侧向操纵量有副翼 δ_{a_i} 、方向舵 δ_{r_d} 、主旋翼桨矩差动量 δ_{latp_m} 和尾旋翼转速差动量 δ_{latn_t} 。

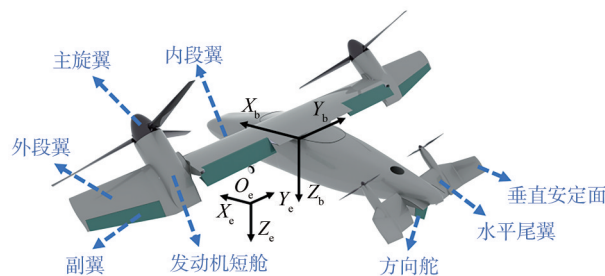


图2 本文研究的倾转旋翼无人机

垂直模式下, 无人机俯仰主要依靠尾旋翼转速基准值 δ_{n_t} 调节, 滚转主要由主旋翼桨矩差动量 δ_{latp_m} 和尾旋翼转速差动量 δ_{latn_t} 控制, 偏航则由副翼 δ_{a_i} 和尾旋翼转速差动量 δ_{latn_t} 控制; 平飞模式下, 无人机俯仰主要依靠方向舵 δ_{r_d} , 滚转主要由副翼 δ_{a_i} 控制, 偏航主要由方向舵 δ_{r_d} 控制; 过渡模式下, 无人机俯仰依靠尾旋翼转速基准值 δ_{n_t} 和平尾偏转角 δ_{e_c} 共同调节, 滚转及偏航由副翼 δ_{a_i} 、方向舵 δ_{r_d} 、主旋翼桨矩差动量 δ_{latp_m} 和尾旋翼转速差动量 δ_{latn_t} 共同控制。

本文讨论中用到的坐标系包括: 地面坐标系($O_e X_e Y_e Z_e$)、地面投影坐标系($O_p X_p Y_p Z_p$)、机体坐标系($O_b X_b Y_b Z_b$)。地面坐标系为惯性坐标系, 原点 O_e 选定为无人机起飞点, X_e 轴方向为初始机头指向, Z_e 方向铅锤向下, Y_e 由右手法则确定方向, $X_e Y_e$ 为地平面; 地面投影坐标系原点位于飞机重心在 $X_e Y_e$ 平面的投影位置, X_p 轴方向为当前机头指向, Z_p 方向铅锤向下, Y_p 由右手法则确定方向; 机体坐标系也称体轴系, 原点 O_b 位于无人机重心, X_b 和 Z_b 位于机身纵向对称面内, X_b 指向机头方面, Z_b 垂直于 X_b 指向机体下方, Y_b 方向由右手法则确定。

2 飞行控制框架

本文采用含有两级控制分配的级联式控制框架, 由飞控模式管理、位置环控制和姿态环控制组成, 如图3所示。其中位置环控制包括平面位置控制、高度控制器、速度控制器和力控制分配模块。姿态环控制由姿态控制器、力矩控制分配模块组成。

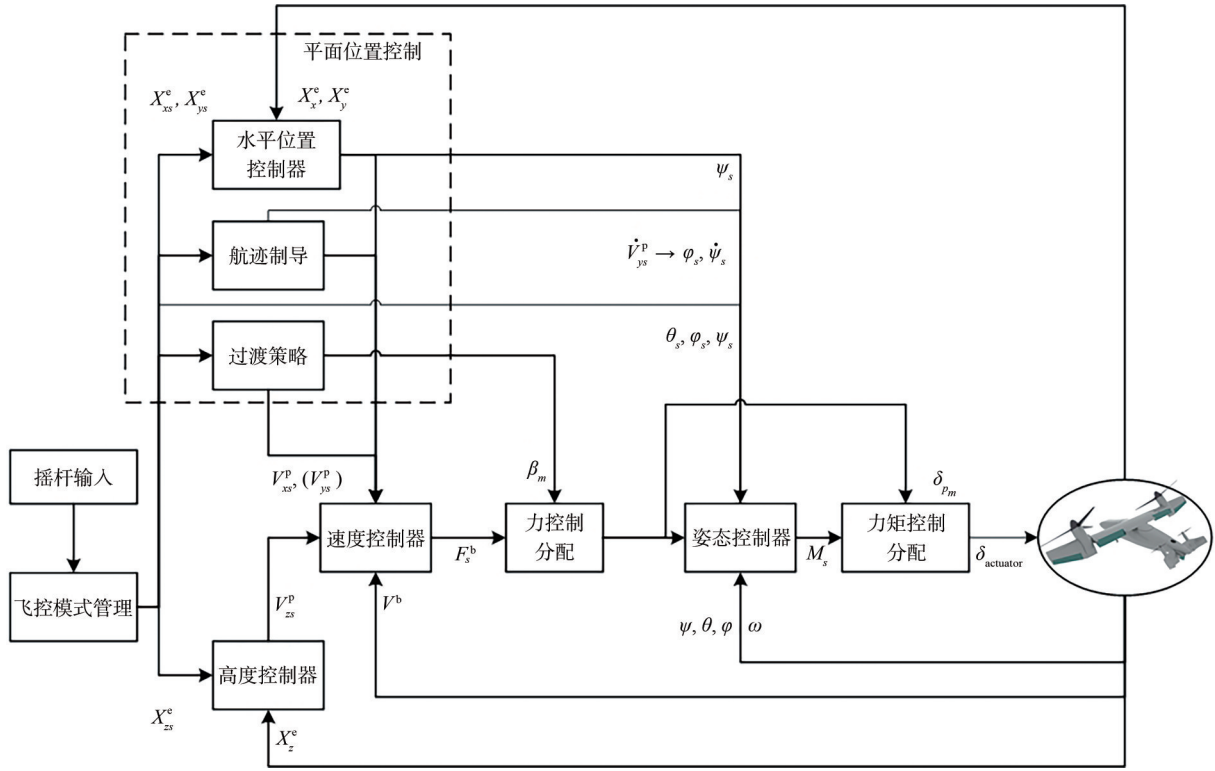


图3 控制系统结构示意图

飞控模式管理模块根据摇杆输入进行控制模式切换，并给出相应指令。高度控制器在所有控制模式中均启用，通过当前高度反馈生成地面投影坐标系 Z_p 轴期望速度 V_{zs}^p 。平面位置控制根据不同的飞行控制模式应用不同的顶层控制器。速度控制器将 $O_p X_p Y_p Z_p$ 坐标系中的速度指令投影到机体坐标系，控制机体速度 (V_x^b, V_y^b, V_z^b) 并生成期望力 F_s^b 。为保证姿态控制器在整个飞行过程中的统一性，本文借鉴控制分配思路，将姿态角指令作为位置环的虚拟控制量，通过力控制分配模块将期望力 F_s^b 转化为期望姿态角 (θ_s, ϕ_s) 和主旋翼桨距基准值 δ_{p_m} 。姿态环控制器生成的期望力矩 M_s 经过力矩控制分配模块生成实际操纵量，纵向待分配量有 δ_{n_i} 和 $\delta_{e_{lc}}$ ，横侧向分配量有 δ_{ail} 、 δ_{rud} 、 δ_{lap_m} 和 δ_{latn_i} 。上述模块中，高度控制器、速度控制器和姿态控制器在所有飞行模式中是统一的，避免了分别设计水平/垂直控制器导致的控制量不连续问题，同时减小了控制器设计的工作量。

根据任务需要，该倾转旋翼无人机的飞行控制模式可以划分为垂直飞行、水平飞行和过渡模式3类，如表1所示。垂直定点飞行模式中，油门对应地面坐标系的高度指令 X_{zs}^e ，摇杆对应地面坐标

系的水平位置指令 (X_{xs}^e, X_{ys}^e) 。程控起飞/降落模式与定点模式类似，均输出位置指令。由于本文研究的倾转旋翼无人机具有多个垂直安定面，横向运动时会耦合较大的偏航力矩，需要通过其他控制量补偿，影响整机气动效率。因此若目标航点距离较远，首先设定偏航指令 ψ_s 使机头对准航点，然后通过纵向运动靠近，避免大范围横向运动。定高模式中，摇杆输入作为姿态角指令 $(\theta_s, \phi_s, \psi_s)$ 输出到姿态环。水平定点飞行模式跟踪设定的航迹点，纵向设定高度 X_{zs}^e 和水平前飞速度 V_{xs}^p ，横航向通过L1制导律和协调转弯准则生成滚转角指令 ϕ_s 和偏航角速率指令 $\dot{\psi}_s$ ，在完成所有航迹点后，无人机转悬停飞行。短距起飞模式分两个阶段，地面阶段主旋翼倾转角为定值，尾旋翼转平，以最大推力加速；起落架离地后，主旋翼逐渐转平并爬升到指定高度。过渡飞行模式平飞速度指令 V_{xs}^p 线性变化，根据当前速度和过渡策略给定倾转角指令 β_m 。

3 控制器设计

根据第2节设计的飞行控制框架，本节依次对各模块控制器进行设计。首先根据加速/减速过渡走廊设计了过渡策略，然后基于PID控制器、L1

表1 倾转旋翼无人机飞行控制模式划分

飞行模式	控制模式	描述	输出指令
垂直飞行	定点	跟踪指定位置, 遥控控制水平位置	位置
	定高	跟踪指定高度, 遥控控制姿态角	高度和姿态角
	程控起飞	从原点起飞到指定高度	位置
	程控降落	返回原点降落	位置
水平飞行	定点	跟踪装载航迹点	高度和姿态角
	定高	跟踪指定高度, 遥控控制姿态角	高度和姿态角
	短距起飞	短距模式起飞并转平	桨距和高度
过渡模式	垂直转平飞	倾转角过渡到0°	速度和倾转角
	平飞转垂直	倾转角过渡到90°	速度和倾转角

制导律设计了位置环控制器, 力控制分配基于加权广义逆方法实现。姿态环控制器基于PID控制器设计, 应用动态逆前馈处理通道间耦合, 引入扰动观测器提高控制器鲁棒性。力矩控制分配策略同样基于加权广义逆方法设计。

3.1 过渡策略设计

过渡走廊是指由倾转角和飞行速度构成的飞行包线, 是保证垂直起降无人机安全性和稳定性的重要依据^[34]。过渡策略指的是倾转过程中前飞速度和主旋翼倾转角的相对关系, 相当于在过渡走廊平面选取一条曲线。常见的设计方法是根据走廊宽度, 选取在走廊中心附近的一条固定俯仰角曲线作为过渡走廊^[35-37]。该方法可以保证过渡模式中距离走廊边界较远, 有利于保证飞行安全。但该方法是根据配平过渡走廊选取的, 没有考虑倾转过程中的加速度, 导致实际飞行时往往偏离该策略。

考虑到倾转旋翼过渡过程需要有一定的加速度, 本文引入加速走廊设计过渡策略。原过渡走廊的配平条件为 $\dot{V}_x=0$, 在过渡走廊中间部分选取期望俯仰角对应的曲线作为原过渡策略。将配平条件

中的 $\dot{V}_x=0$ 修改为指定加速度 $\dot{V}_x=a_s$, 求解过渡走廊, 得到在指定加速度下的过渡走廊。在加速走廊的中间部分取相同的期望俯仰角对应的曲线作为过渡策略。一般取俯仰角为0, 得到 $a_s=1 \text{ m/s}$ 的悬停转平飞过渡策略如图4(a)所示(图中不同颜色代表不同俯仰角, 图4(b)同); $a_s=-1 \text{ m/s}$ 的平飞转悬停过渡策略如图4(b)所示。对比加速走廊和配平走廊可以看出, 加速过程中, 走廊下界向左移动, 可以在更小的速度下飞行, 这是由于加速过程中主旋翼拉力较大, 使所需机翼升力变小; 走廊上界也向左移动, 这是由于加速过程需要额外的推力, 因此功率饱和速度减小。相应地, 减速过程中, 高速段需要的发动机功率较小, 低速段需要的机翼升力增加, 因此走廊整体向右偏移。

本文设计的策略在原有配平走廊中的位置如图5所示, 与原策略相比, 其更加靠近走廊边界, 但依然在配平走廊内部, 保证了过渡过程是可终止和可逆的。相对于倾转角跳变等激进策略^[38]导致的姿态变化范围大、过渡过程不能终止的问题, 该策略可以保证过渡过程的飞行安全。

3.2 位置环控制器设计

位置环控制器分为高度控制和平面位置控制。常规无人机中, 旋翼无人机通过地面投影坐标系的垂向速度 V_z^p 反馈采用纵向力 F_z 控制高度, 而固定翼飞行器一般通过俯仰角 θ 或迎角 α 控制高度。造成控制方法差异的主要原因是固定翼平飞时, 纵向力的改变是通过迎角变化实现的, 没有直接改变纵向力的操纵量。倾转旋翼无人机飞行过程涵盖了旋翼和固定翼模式, 可以通过权重系数实现两种控制方法的切换^[39]。本文将俯仰角 θ 作为位置环的控制

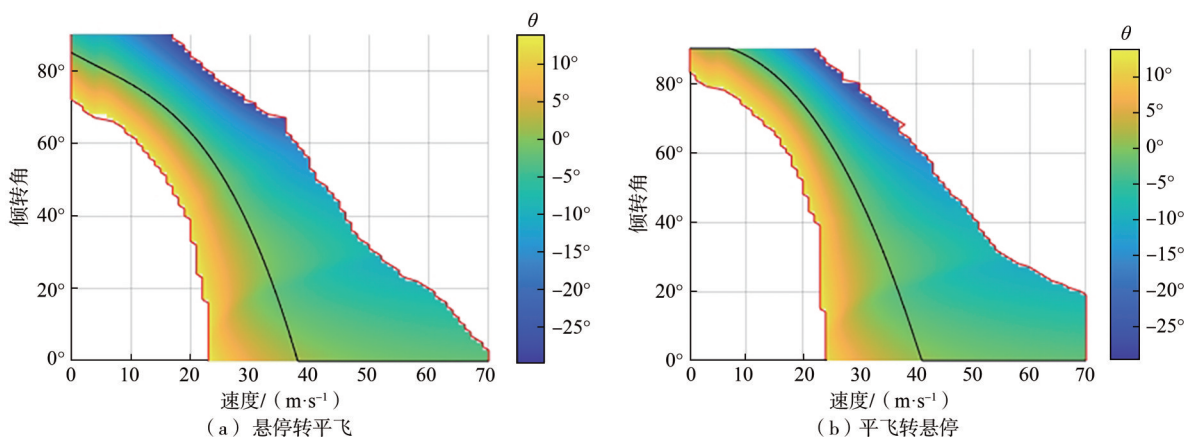


图4 加速走廊及过渡策略

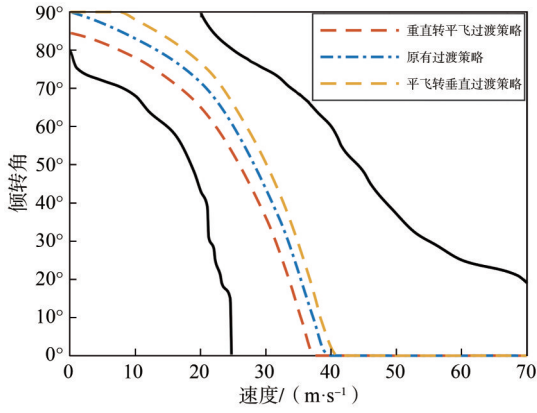


图5 过渡策略对比

量之一，通过控制分配生成俯仰角指令，使高度控制器在不同飞行模式下统一，在整个飞行过程中参与控制。采用PI控制器生成地面投影坐标系下的速度设定值。

$$\dot{V}_{zs}^p = k_p^{X_z} (X_{zs}^p - X_z^p) + k_i^{X_z} \int (X_{zs}^p - X_z^p) \quad (1)$$

其中， X_{zs}^p 为地面投影系的垂向位置设定值， X_z^p 为地面投影系的垂向位置实际值， $k_p^{X_z}$ 为比例(P)控制系数， $k_i^{X_z}$ 为积分(I)控制系数，另外，积分控制器参考逻辑积分控制器加入了限幅和系数变化。

$$\begin{cases} \left| k_i^{X_z} \int (X_{zs}^p - X_z^p) \right| < I_{\max}^{X_z} \\ k_i^{X_z} = \begin{cases} k_1, e(k) [e(k) - e(k-1)] - \Delta \leq 0 \\ k_2, e(k) [e(k) - e(k-1)] - \Delta > 0 \end{cases} \\ k_2 > k_1 > 0, \Delta > 0, I_{\max}^{X_z} > 0 \end{cases} \quad (2)$$

其中， X_p 和 Y_p 轴的速度设定值由平面位置控制模块给定， $I_{\max}^{X_z}$ 为积分控制器限幅大小， k_1 、 k_2 为积分(I)控制系数的两个不同设定值， $e(k)$ 为控制误差量。在垂直飞行模式中，水平位置控制器采用式(1)的PI控制器。

$$\begin{cases} \dot{V}_{xs}^p = k_p^{X_x} (X_{xs}^p - X_x^p) + k_i^{X_x} \int (X_{xs}^p - X_x^p) \\ \dot{V}_{ys}^p = k_p^{X_y} (X_{ys}^p - X_y^p) + k_i^{X_y} \int (X_{ys}^p - X_y^p) \end{cases} \quad (3)$$

其中， X_{xs}^p 为地面投影系的前向位置设定值， X_x^p 为地面投影系的前向位置实际值， X_{ys}^p 为地面投影系的侧向位置设定值， X_y^p 为地面投影系的侧向位置实际值。过渡模式中，根据过渡策略直接给定前飞速度设定值 V_{xs}^p 和倾转角 β_m 基准值，避免横向运动，因此横向速度设定值 $V_{ys}^p = 0$ 。水平定点飞行模式中，设当前飞行器距离期望航点的距离为 L_1 ，

偏航角 $\Delta\psi$ ，由L1制导律给定水平侧向加速度期望值。

$$\dot{V}_{ys}^p = \frac{2V_x^p \sin(\Delta\psi)}{L_1} \approx \frac{2V_x^p}{L_1} \left(\frac{d}{L_1} + \frac{\dot{d}}{V_x^p} \right) \quad (4)$$

其中， V_x^p 表示前飞速度的实际值， d 表示距离直线航迹的偏距。则根据协调转弯原则，滚转角和偏航角速率设定值为：

$$\begin{cases} \phi_s = \tan^{-1} \frac{\dot{V}_{ys}^p}{g} \\ \dot{\psi}_s = \frac{\dot{V}_{ys}^p}{V_x^p} \end{cases} \quad (5)$$

速度控制器首先将地面投影坐标系中的速度设定值 V_s^p 映射到机体坐标系的速度设定值 V_s^b ， $V_s^b = R_x(\phi) R_y(\theta) V_s^p$ 。其中， $R_x(\phi)$ 、 $R_y(\theta)$ 分别为滚转、俯仰的旋转矩阵。飞机动力学方程如下。

$$\begin{cases} \dot{V}_x = \omega_z V_y - \omega_y V_z + \frac{F_x}{m} \\ \dot{V}_y = \omega_x V_z - \omega_z V_x + \frac{F_y}{m} \\ \dot{V}_z = \omega_y V_x - \omega_x V_y + \frac{F_z}{m} \end{cases} \quad (6)$$

其中， ω_z 为偏航方向角速度， ω_y 为俯仰方向角速度， ω_x 为滚转方向角速度， F_x 、 F_y 、 F_z 分别为机体系 x 、 y 、 z 轴受力。以三轴力为虚拟控制量，则机体系速度控制模型为：

$$\dot{V}^b = f_v(V^b) + \frac{F_s^b}{m} + d \quad (7)$$

其中， $f_v(V^b) = \omega^b \times V_b$ 为已知动力学模型， $\omega^b = [\omega_x \ \omega_y \ \omega_z]^T$ ， $V^b = [V_x \ V_y \ V_z]^T$ ， F_s^b 表示操纵力， d 表示受到的干扰。速度环直接采用状态反馈，则期望加速度可以表示为：

$$\begin{cases} \dot{V}_{xs}^b = k_x^V (V_{xs}^b - V_x^b) \\ \dot{V}_{ys}^b = k_y^V (V_{ys}^b - V_y^b) \\ \dot{V}_{zs}^b = k_z^V (V_{zs}^b - V_z^b) \end{cases} \quad (8)$$

3.3 力控制分配

根据级联式控制思路，将角度作为位置环控制器的控制量之一，由力控制分配模块根据所需的操纵力 F_s^b 和当前飞行状态，生成角度指令 δ_θ 和主旋翼桨距基准值 δ_{p_m} 。由于尾旋翼和平尾所产生的力

相对较小,对位置环控制能力不足,为了降低控制分配的复杂度,在力控制分配模块忽略尾旋翼和平尾所产生的控制力。纵向控制分配问题可以描述为求解式(9)。

$$\begin{bmatrix} F_{xs}^b \\ F_{zs}^b \end{bmatrix} = \mathbf{B}_{\text{long}}^{\text{fa}} \begin{bmatrix} \delta_{p_m} \\ \delta_{\theta} \\ \delta_{\beta_m} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F_{xp_m} & F_{x\theta} & F_{x\beta_m} \\ F_{zp_m} & ZF_{z\theta} & F_{z\beta_m} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_{p_m} \\ \delta_{\theta} \\ \delta_{\beta_m} \end{bmatrix} \quad (9)$$

其中, $\mathbf{B}_{\text{long}}^{\text{fa}}$ 为纵向力分配控制效能矩阵,其元素为控制量的操纵导数, δ_{β_m} 为倾转角指令,可以通过简化气动参数在线估计,也可以通过离线实验获取。在前述设计的过渡策略中控制效能矩阵变化趋势如图6所示。当速度较小,倾转角为 90° 时, X_b 轴主要由俯仰角 θ 和倾转角 β_m 改变推力方向控制, Z_b 轴由主旋翼拉力直接控制;速度较高,倾转角较小时, Z_b 主要受到俯仰角 θ 的影响,此时俯仰角变化对应了迎角变化。

式(9)为欠定方程组,可以通过给定指标进行优化设计。如果考虑控制量的模 $J = \|u\|_2$ 最小,则得到其最小范数解,即摩尔-彭罗斯 (Moore-Penrose) 广义逆。考虑到不同控制量的带宽不同,采用加权分配指标 $J = \min \|W\delta\|_2$, W 为权值矩阵,则其最优解为加权广义逆为:

$$\begin{bmatrix} \delta_{p_m} \\ \delta_{\theta} \\ \delta_{\beta_m} \end{bmatrix} = \mathbf{W}^{-1} (\mathbf{B}_{\text{long}}^{\text{fa}})^T \left(\mathbf{B}_{\text{long}}^{\text{fa}} \mathbf{W}^{-1} (\mathbf{B}_{\text{long}}^{\text{fa}})^T \right)^{-1} \begin{bmatrix} F_{xs}^b \\ F_{zs}^b \end{bmatrix} \quad (10)$$

为了简化求解过程,将对角矩阵作为参数矩阵。直接给定 $\mathbf{W}^{-1}$, 参数越大则代表控制量权重越大。侧向所需操纵里 F_{ys}^b 的控制量仅有滚转角,采用固定系数分配。

3.4 姿态环控制器设计

姿态环通过角度、角速度双闭环跟踪给定的角

度指令。角度控制采用P控制器。

$$\omega_s = \begin{bmatrix} k_{\phi}(\phi_s - \phi) \\ k_{\theta}(\theta_s - \theta) \\ k_{\psi}(\psi_s - \psi) \end{bmatrix} \quad (11)$$

其中, k_{ϕ} 、 k_{θ} 、 k_{ψ} 分别为滚转角、俯仰角、偏航角的P控制系数。在垂直和过渡模式中,俯仰角和滚转角指令 θ_s 、 ϕ_s 由力控制分配模块给定;偏航角指令由摇杆输入或者水平位置控制器给定,在过渡模式中设定为转换开始的偏航角。平飞模式中,偏航角 ψ 不直接进行反馈控制,由L1制导律(式(5))直接给定偏航角速率设定值 $\dot{\psi}_s$ 。由运动学方程式(12)将欧拉角速度指令映射为机体角速度指令 ω_s^b 。

$$\omega^b = \mathbf{R}_x(\phi) \mathbf{R}_y(\theta) \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} + \mathbf{R}_x(\phi) \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\theta} \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\sin \theta \dot{\psi} + \dot{\phi} \\ \sin \phi \cos \theta \dot{\psi} + \cos \phi \dot{\theta} \\ \cos \phi \cos \theta \dot{\psi} - \sin \phi \dot{\theta} \end{bmatrix} \quad (12)$$

绕质心转动动力学方程如式(13)所示。

$$\begin{cases} \dot{\omega}_x I_{xx} + \omega_y \omega_z (I_{zz} - I_{yy}) - (\dot{\omega}_z + \omega_z \omega_y) I_{xz} = M_x^b \\ \dot{\omega}_y I_{yy} - \omega_x \omega_z (I_{zz} - I_{xx}) + (\omega_x^2 - \omega_z^2) I_{xz} = M_y^b \\ \dot{\omega}_z I_{zz} + \omega_x \omega_y (I_{yy} - I_{xx}) + (\omega_y \omega_z - \dot{\omega}_x) I_{xz} = M_z^b \end{cases} \quad (13)$$

其中, M_x^b 、 M_y^b 、 M_z^b 分别为机体系 x 、 y 、 z 轴所受的力矩, I_{xx} 、 I_{yy} 、 I_{zz} 分别为 x 、 y 、 z 轴的转动惯量, I_{xz} 为机体系平面 xz 的惯性积。进而可以得到角速度环纵向控制模型为:

$$\dot{\omega}_y^b = \frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}} \omega_x^b \omega_z^b - I_{xz} \left((\omega_x^b)^2 - (\omega_z^b)^2 \right) + \frac{M_{ys}^b}{I_{yy}} \quad (14)$$

横侧向模型为:

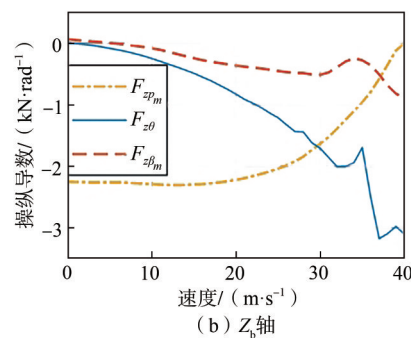
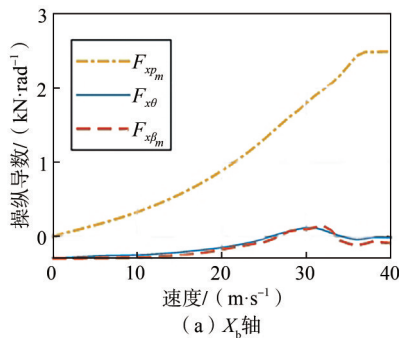


图6 纵向力分配操纵导数

$$\begin{bmatrix} \dot{\omega}_x^b \\ \dot{\omega}_y^b \\ \dot{\omega}_z^b \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{(I_{yy} - I_{zz})I_{zz} - I_{xz}^2}{\Gamma} \omega_y^b \omega_z^b + \frac{(I_{xx} - I_{yy} + I_{zz})I_{xz}}{\Gamma} \omega_x^b \omega_y^b \\ \frac{(I_{xx} - I_{yy})I_{xx} + I_{xz}^2}{\Gamma} \omega_x^b \omega_y^b - \frac{(I_{xx} - I_{yy} + I_{zz})I_{xz}}{\Gamma} \omega_x^b \omega_z^b \\ \frac{(I_{yy} - I_{zz})I_{zz} - I_{xz}^2}{\Gamma} \omega_y^b \omega_z^b + \frac{(I_{xx} - I_{yy} + I_{zz})I_{xz}}{\Gamma} \omega_x^b \omega_y^b \end{bmatrix} + \frac{1}{\Gamma} \begin{bmatrix} I_{xx} & I_{xz} \\ I_{xz} & I_{zz} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} M_{xs}^b \\ M_{zs}^b \end{bmatrix} \quad (15)$$

其中, $\Gamma = I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2$ 。加入干扰量并统一描述为:

$$\dot{\omega}^b = f_{\omega}(\omega^b) + B_I M_s^b + d \quad (16)$$

其中, $f_{\omega}(\omega^b)$ 为已知动力学模型, M_s^b 表示由操纵量产生的力矩, B_I 为惯量矩阵, d 表示受到的干扰。角速度环采用状态反馈进行闭环控制, 状态反馈控制量为:

$$\begin{cases} \dot{\omega}_{xs}^b = k_x^V (\omega_{xs}^b - \omega_x^b) \\ \dot{\omega}_{ys}^b = k_y^V (\omega_{ys}^b - \omega_y^b) \\ \dot{\omega}_{zs}^b = k_z^V (\omega_{zs}^b - \omega_z^b) \end{cases} \quad (17)$$

已知动力学部分 $f_{\omega}(\omega^b)$ 通过动态逆进行前馈补偿, 考虑到过渡模式中容易受到外部干扰, 采用经典扰动观测器 (如图7所示) 补偿外部扰动, 提高鲁棒性。

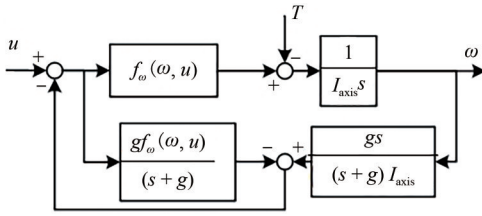


图7 扰动观测器框图

3.5 力矩控制分配

力矩控制分配采用与力控制分配相同的加权广义逆方法。纵向 Y_b 轴力矩的操纵量有 δ_{n_i} 和 δ_{ele} , 由于主旋翼推力线距离重心较近, 力臂较短, 因此不

参与纵向姿态控制。垂直飞行时 δ_{n_i} 权重较大, 水平飞行时 δ_{ele} 权重较大, 实现两种俯仰力矩产生方法的平稳切换。横侧向操纵量有 δ_{ail} 、 δ_{rud} 、 δ_{latp_m} 和 δ_{latn_i} , 分配问题描述为:

$$\begin{bmatrix} M_{xs}^b \\ M_{zs}^b \end{bmatrix} = B_{lat}^{ma} \begin{bmatrix} \delta_{ail} \\ \delta_{rud} \\ \delta_{latp_m} \\ \delta_{latn_i} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} M_{xail} & M_{xrud} & M_{xlatp_m} & M_{xlatn_i} \\ M_{zail} & M_{zrud} & M_{zlatp_m} & M_{zlatn_i} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_{ail} \\ \delta_{rud} \\ \delta_{latp_m} \\ \delta_{latn_i} \end{bmatrix} \quad (18)$$

其中, B_{lat}^{ma} 为横侧向力矩分配控制效能矩阵, 其过渡过程变化趋势如图8所示, 其中主旋翼桨距角操纵导数进行了缩放。从图8中可以看出, 横侧向的操纵量之间耦合较大, 低速飞行时, 旋翼通过推力差提供 X_b 轴力矩, 同时由于反扭矩的存在会耦合 Z_b 轴力矩; 高速飞行时推力差提供 Z_b 轴力矩, 虽然主旋翼操纵导数较大, 但会影响力和其他轴分配, 因此主旋翼的分配权重设定为一个少量。方向舵 δ_{rud} 随着速度增加操纵能力逐渐增加。副翼 δ_{ail} 在低速阶段由于滑流的存在, 可以提供 Z_b 轴力矩; 对 X_b 轴的控制能力随速度逐渐提升。

4 仿真验证及结果分析

本节针对前文提出的控制方法开展仿真验证,

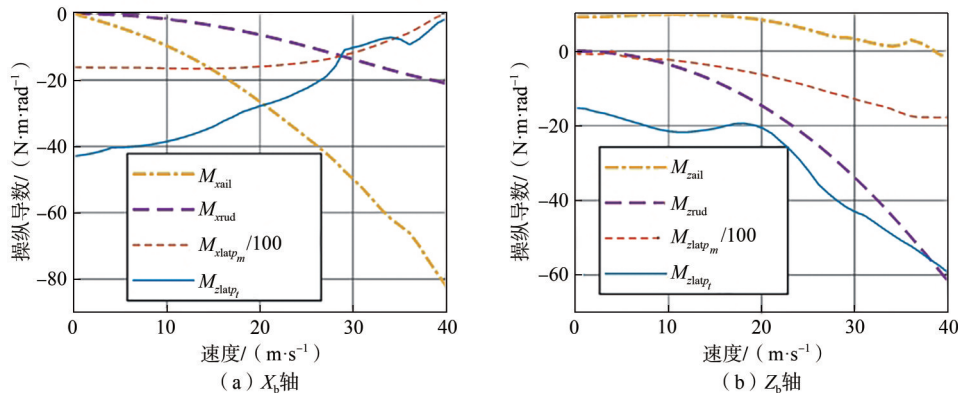


图8 横侧向力矩分配操纵导数

倾转旋翼飞机动力学模型见文献[40]。首先测试了无阵风干扰条件下全流程仿真实验,验证了各模块控制器的有效性。然后针对过渡模态进行了阵风干扰条件下的仿真实验,验证了控制器在干扰条件下的鲁棒性。

4.1 无干扰全流程仿真

采用如表2所示的飞行计划进行全流程飞行仿真实验。无人机首先从原点起飞到11 m高度并保持定点悬停,然后转水平飞行并加速到巡航速度60 m/s,随后跟踪给定四边航点。完成所有航点后转垂直飞行并保持定点悬停,最后返回原点并降落。为了验证有侧向位置偏移时程控降落的位置控制,最后的航迹点设置为距离原点有50 m的侧向距离。全流程仿真的三维轨迹如图9所示。仿真结果表明,无人机采用不同的飞控模式进行自主飞行,完成飞行计划中的任务,验证了飞控模式设置的合理性和飞控模式管理模块的有效性。

表2 全流程仿真飞行计划

时间/s	飞控模式	飞行任务
[0, 20)	程控起飞	垂直起飞到指定高度悬停
[20, 60)	垂直转平飞	过渡到水平飞行模式
[60, 305)	水平定点	跟踪指定四边航点(3 000,0,-30), (3 000,3 000,-60),(-3 000,3 000,-60), (-3 000,-50,-30),(-1 200,-50,-30)
[305, 365)	平飞转垂直	过渡到垂直飞行模式
[365, 370)	悬停定点	保持垂直飞行模式并悬停
[370, 450]	程控降落	返回原点并降落

水平定点飞行过程中地面坐标系位置数据如图10(a)所示,其中水平位置数据进行了缩放。巡航过程中,高度控制稳态误差小于1 m,对于不同航点之间的高度切换能够准确响应,说明高度控

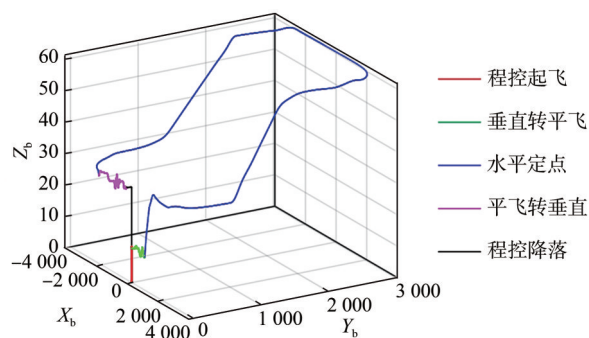


图9 全流程仿真的三维轨迹

制器具有较好的控制精度;水平位置方面,90°水平转弯时位置超调量小于40 m,能够较好地跟踪指定航线,验证了本文所设计的制导律的有效性。滚转角数据如图10(b)所示,跟踪超调量小于2%,稳态误差小于0.2%,无人机能够迅速跟踪滚转角指令,保证了平面位置控制的精度。

程控降落阶段位置响应如图11(a)所示,姿态角响应如图11(b)所示。进入降落模式时距离降落点较远,特别是横侧向距离较远。为了避免长时间侧向运动,首先调整航向使降落点接近机体纵向对称平面 X_bZ_b ,然后通过纵向运动快速接近降落点。仿真中,降落点在右前侧,因此首先偏航70°,然后低头向前加速。接近降落点后,航向设置为0°并调整水平位置,小于降落允许误差后下降高度。落地点位置误差小于0.5 m,验证了垂直飞行位置控制器的有效性。高度较高时,降落速率设置较大,接近地面时逐渐减小,实际接地时 Z_b 速度小于0.5 m/s,保证了较小的降落过载。

垂直转平飞过渡阶段响应如图12所示,过渡过程用时约40 s,结束标志为主旋翼倾转角为0°,用点划线表示,如图12(e)所示。过渡结束之后

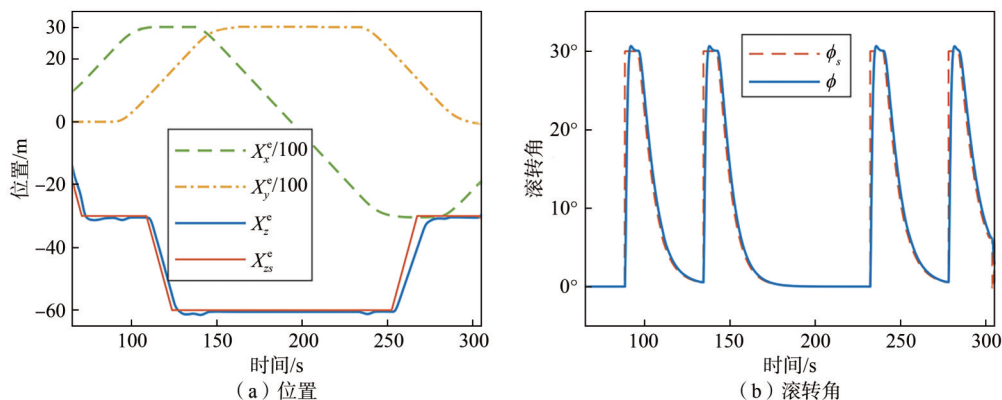


图10 水平定点飞行阶段位置和滚转角响应

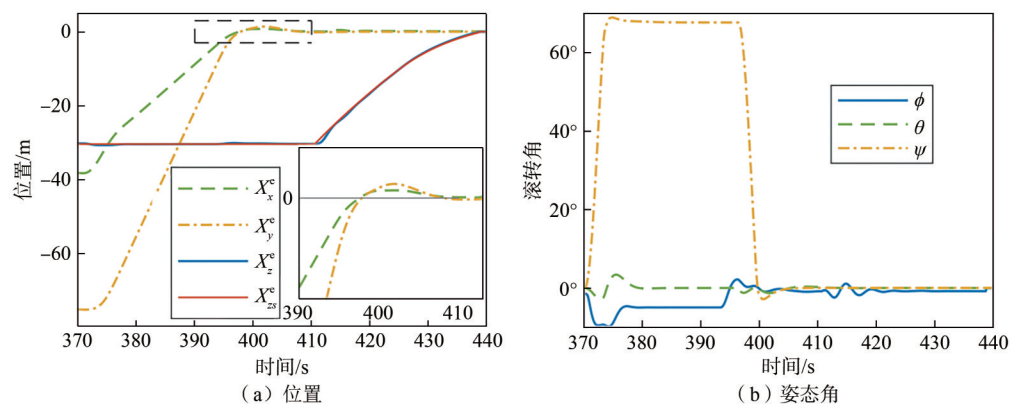


图11 程控降落阶段位置和姿态角响应

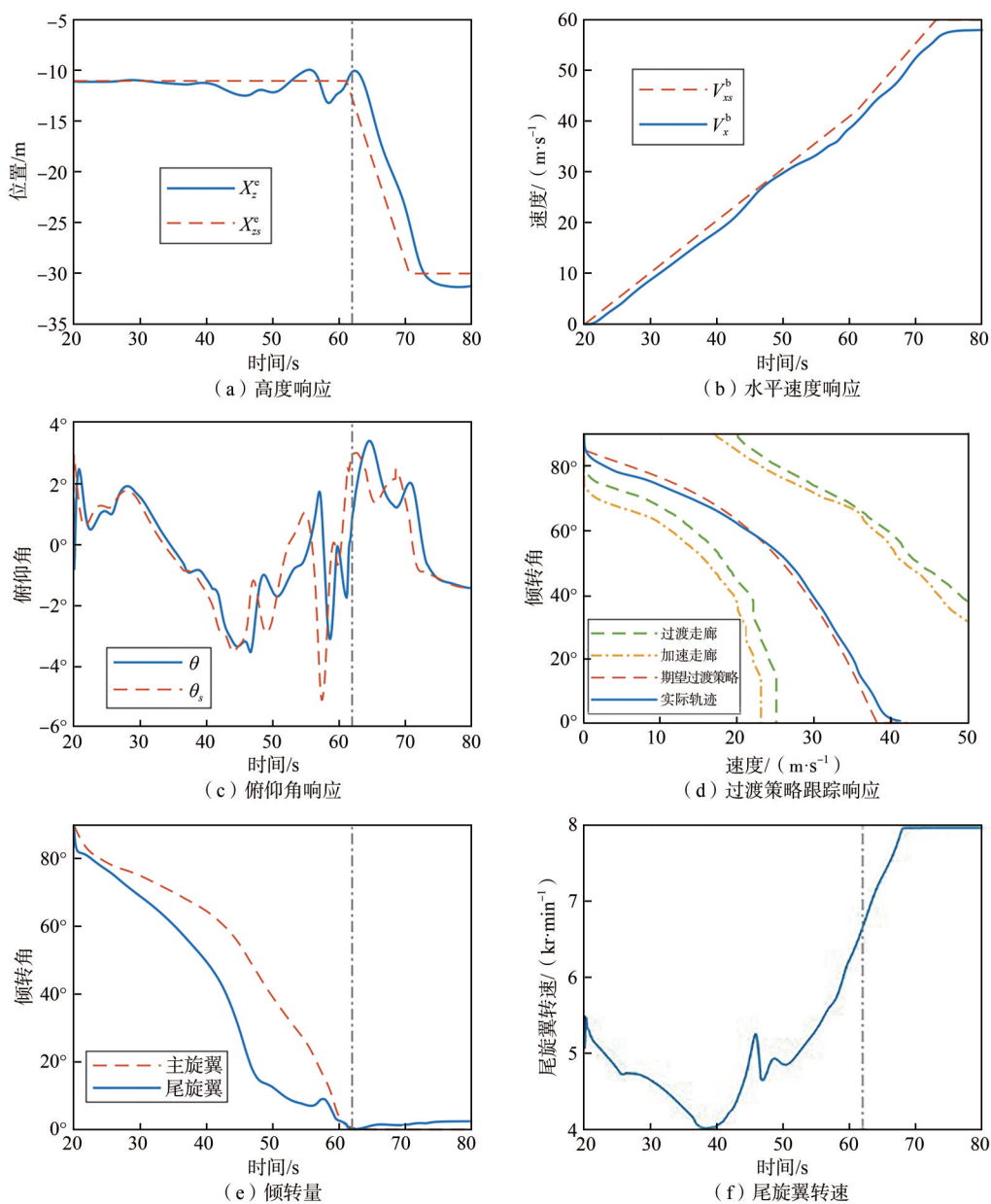


图12 垂直转平飞过渡阶段响应

继续增加速度并爬升到指定高度进入航迹制导。过渡过程中高度变化小于5 m, 如图12(a)所示, 开始阶段高度变化较小, 俯仰角能够较好地跟踪指令, 如图12(c)所示。但在接近平飞时高度出现小幅度的抖动, 俯仰角跟踪出现延迟。这是由于此时飞行速度较高, 气动力作用明显。平飞速度跟踪稳态误差小于2 m/s, 如图12(b)所示。实际过渡过程与期望过渡策略的对比如图12(d)所示, 无人机基本按照所设计的期望过渡策略实现过渡飞行, 在过渡飞行中一直处于飞行走廊内部, 确保了飞行安全。

平飞转垂直过渡过程首先减速到40 m/s, 然后主旋翼倾转角逐渐增大到垂直位置, 如图13(e)所示。与平飞转悬停过程类似, 在接近平飞阶段, 高度和俯仰角出现了小幅度抖动, 如图13(a)和图13(c)所示, 但高度变化范围小于5 m, 俯仰角变化范围小于 7° 。实际过渡轨迹和期望过渡策略对比如图13(d)所示, 无人机可以在期望时间内按照预定过渡策略完成过渡过程, 一直处于过渡走廊内部。

4.2 阵风干扰条件下过渡过程仿真

倾转旋翼无人机在过渡模式低速阶段迎风面积

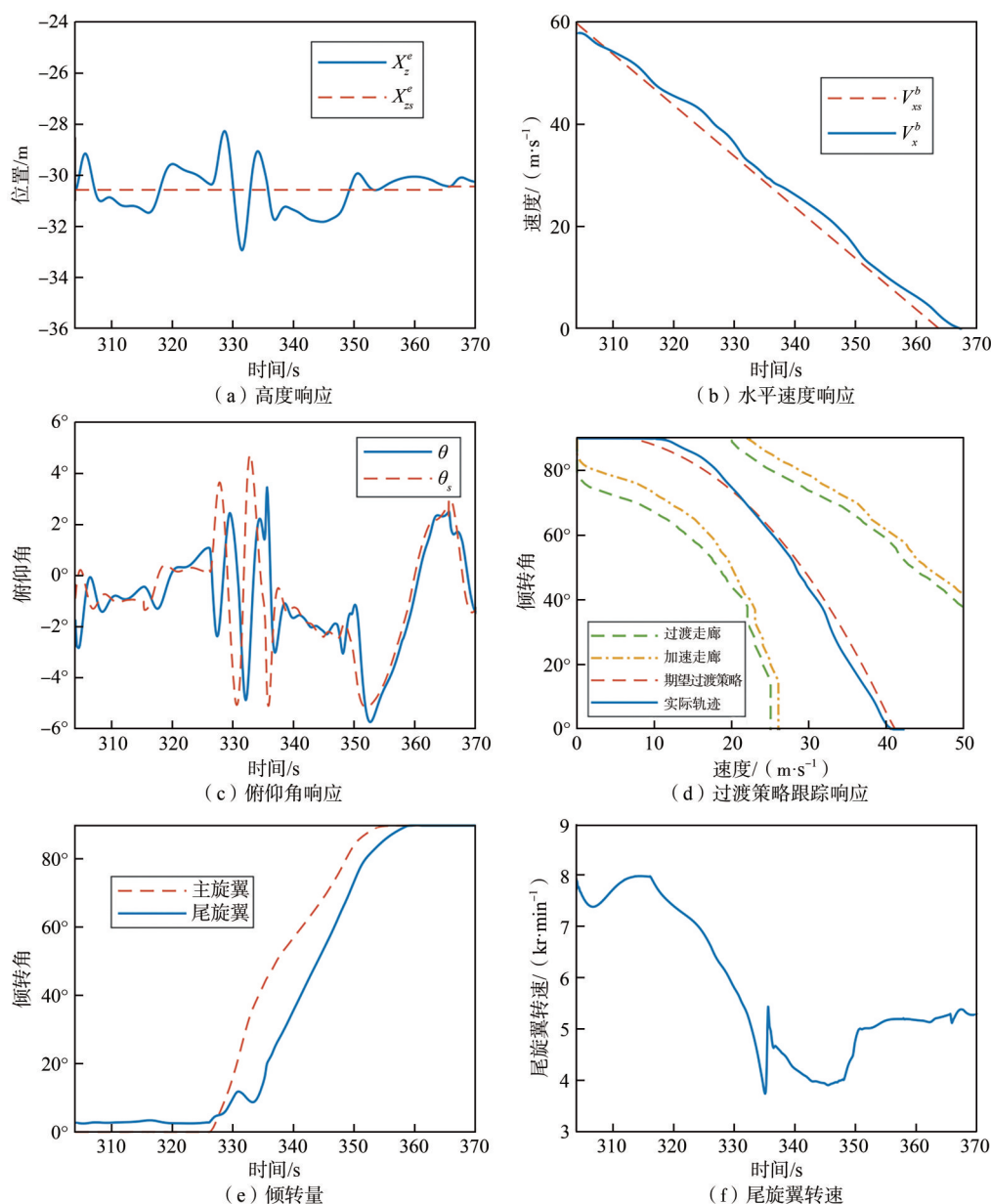


图13 平飞转垂直过渡阶段响应

较大, 容易受到阵风干扰。在仿真中加入幅值为 6 m/s 、方向为 10° 的梯形阵风扰动, 以验证本文所设计控制器的抗扰特性。阵风扰动仿真结果如图 14 所示。

过渡过程中风速模型和无人机侧向速度响应如图 14 (a) 和图 14 (b) 所示。过渡过程中不进行横向位置控制, 仅考虑保持横向速度为 0。仿真结果表明, 在阵风干扰条件下, 在无人机横向速度幅值小于 0.2 m/s , 较好地抵消了阵风扰动带来的影响。高度响应如图 14 (c) 和图 14 (d) 所示, 与无干扰条件仿真结果 X_z^e 相比, 高度变化趋势基本

相同, 没有出现大幅度的高度变化。存在扰动时, 通过降低俯仰角以减小气动升力, 通过滚转角变化平衡侧向力如图 14 (e) 和图 14 (f) 所示, 姿态角可以平稳跟踪设定值, 说明本文设计的控制器具有一定的鲁棒性。

5 结束语

本文针对倾转旋翼无人机不同飞行模式中控制策略和舵面操纵效能变化大的特点, 提出了基于两级控制分配的倾转旋翼无人机级联飞行控制架构, 保证了不同飞行模式下姿态控制器的统一性和控制

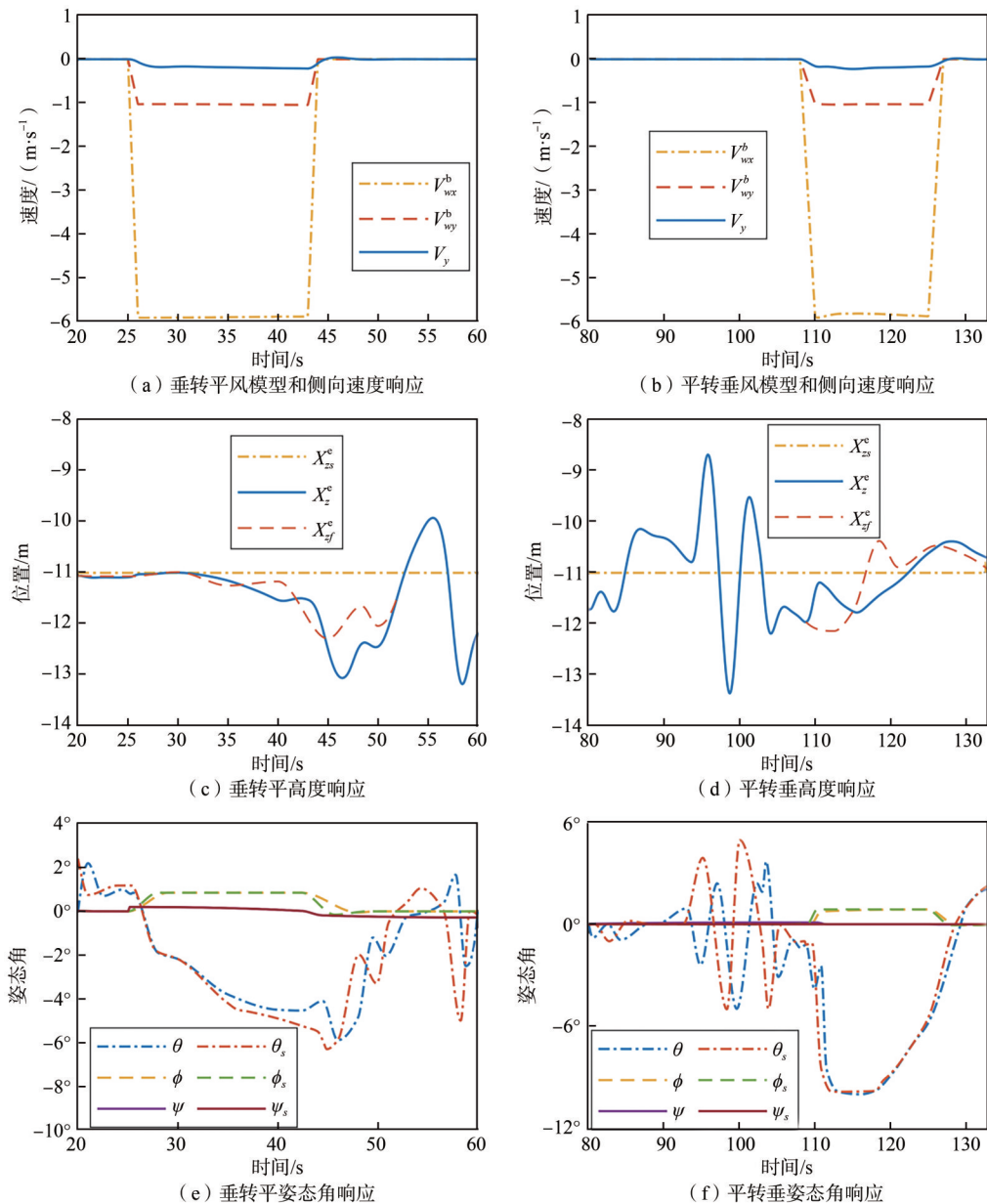


图 14 阵风扰动仿真结果

输出的连续性；提出了基于加权广义逆的力及力矩分配模块，实现了控制指令精确转换和舵面操纵量的合理分配。姿态环控制器采用双闭环控制结构，引入扰动观测器估计外部扰动，提高了控制器的鲁棒性。仿真验证表明，控制框架可以有效完成飞行任务，且控制器具有一定鲁棒性；同时发现高速飞行且倾转角较小的阶段，出现高度控制误差增加和俯仰角控制延迟。未来的工作将集中于控制器的改进，以提高对模型不确定性的适应能力和控制精度，确保在所有飞行阶段都能保持高性能和安全性。

参考文献：

- [1] HASSANALIAN M, ABDELKEFI A. Classifications, applications, and design challenges of drones: a review[J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2017, 91: 99-131.
- [2] 董超, 沈赞, 屈毓铤. 基于无人机的边缘智能计算研究综述[J]. *智能科学与技术学报*, 2020, 2(3): 227-239.
DONG C, SHEN Y, QU Y B. A survey of UAV-based edge intelligent computing[J]. *Chinese Journal of Intelligent Science and Technology*, 2020, 2(3): 227-239.
- [3] 郭大力, 赵中原, 罗子娟. 基于极值搜索的四旋翼无人机姿态跟踪控制[J]. *智能科学与技术学报*, 2023, 5(4): 486-493.
GUO D L, ZHAO Z Y, LUO Z J. Attitude tracking control for quadrotor UAVs based on extremum seeking[J]. *Chinese Journal of Intelligent Science and Technology*, 2023, 5(4): 486-493.
- [4] FOSTER M. Evolution of tiltrotor aircraft[C]//*Proceedings of the AIAA International Air and Space Symposium and Exposition: The Next 100 Years*. Reston: AIAA Press, 2003: 2652.
- [5] ZHU J H, YANG Y J, WANG X Y, et al. Attitude control of a novel tilt-wing UAV in hovering flight[J]. *Science China Information Sciences*, 2023, 66(5): 154201.
- [6] LIU Z, HE Y Q, YANG L Y, et al. Control techniques of tilt rotor unmanned aerial vehicle systems: a review[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2017, 30(1): 135-148.
- [7] WANG X H, CAI L L. Mathematical modeling and control of a tilt-rotor aircraft[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2015, 47: 473-492.
- [8] 严旭飞, 陈仁良. 倾转旋翼机动态倾转过渡过程的操纵策略优化[J]. *航空学报*, 2017, 38(7): 520865.
YAN X F, CHEN R L. Control strategy optimization of dynamic conversion procedure of tilt-rotor aircraft[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2017, 38(7): 520865.
- [9] HERNÁNDEZ-GARCÍA R G, RODRÍGUEZ-CORTÉS H. Transition flight control of a cyclic tiltrotor UAV based on the Gain-Scheduling strategy[C]//*Proceedings of the 2015 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)*. Piscataway: IEEE Press, 2015: 951-956.
- [10] SCHÜTT M, ISLAM T, HARTMANN P, et al. Scalable design approach to analyze flight mechanical performance for tiltwing UAVs[C]//*Proceedings of the 31st Congress of the International Council of Aeronautical Sciences*. Belo Horizonte, Brazil: International Council of the Aeronautical Sciences, 2018: 09-09.
- [11] 许长春. 倾转旋翼无人机飞行控制研究[D]. 北京: 北京理工大学, 2015.
XU C C. Research on flight control of tilting rotor UAV[D]. Beijing: Beijing Institute of Technology, 2015.
- [12] APKARIAN J. Attitude control of pitch-decoupled VTOL fixed wing tiltrotor[C]//*Proceedings of the 2018 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)*. Piscataway: IEEE Press, 2018: 195-201.
- [13] KIM J, CHOI D. Design and control of a novel tiltrotor platform[C]//*Proceedings of the AIAA Infotech and Aerospace*. Reston: AIAA Press, 2016: 1254.
- [14] PAPACHRISTOS C, ALEXIS K, TZES A. Model predictive hovering-translation control of an unmanned Tri-TiltRotor[C]//*Proceedings of the 2013 IEEE International Conference on Robotics and Automation*. Piscataway: IEEE Press, 2013: 5425-5432.
- [15] YAYLA M, KUTAY A T, SENIPEK M, et al. An adaptive flight controller design for a tilt-prop fixed wing UAV for all flight modes[C]//*Proceedings of the AIAA Scitech 2020 Forum*. Reston: AIAA Press, 2020: 0593.
- [16] WEN J Y, SONG Y G, WANG H J, et al. Hybrid adaptive control for tiltrotor aircraft flight control law reconfiguration[J]. *Aerospace*, 2023, 10(12): 1001.
- [17] ROTHHAAR P M, MURPHY P C, BACON B J, et al. NASA langley distributed propulsion VTOL TiltWing aircraft testing, modeling, simulation, control, and flight test development[C]//*Proceedings of the 14th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference*. Reston: AIAA Press, 2014: 2999.
- [18] ZHAO W, UNDERWOOD C. Robust transition control of a Martian coaxial tiltrotor aerobot[J]. *Acta Astronautica*, 2014, 99: 111-129.
- [19] 杨洁, 陈谋, 熊师洵, 等. 倾转旋翼机平均驻留时间切换鲁棒 H_∞ 跟踪控制[J]. *控制理论与应用*, 2020, 37(5): 1018-1027.
YANG J, CHEN M, XIONG S X, et al. Average dwell time switching robust H_∞ tracking control for a tiltrotor aircraft[J]. *Control Theory and Applications*, 2020, 37(5): 1018-1027.
- [20] LUO K B, SHI S, PENG C. Smooth tracking control for conversion mode of a tilt-rotor aircraft with switching modeling[J]. *Frontiers of Information Technology & Electronic Engineering*, 2023, 24(11): 1591-1600.
- [21] LOMBAERTS T, KANESHIGE J, SCHUET S, et al. Nonlinear dynamic Inversion based attitude control for a hovering quad tiltrotor eVTOL vehicle[C]//*Proceedings of the AIAA Scitech 2019 Forum*. Reston: AIAA Press, 2019: 0134.
- [22] ZHANG J N, BHARDWAJ P, RAAB S A, et al. Control allocation framework for a tilt-rotor vertical take-off and landing transition aircraft configuration[C]//*Proceedings of the 2018 Applied Aerodynamics Conference*. Reston: AIAA Press, 2018: 3480.
- [23] 郑琛, 唐鹏, 李秋实. 基于增量动态逆的倾转旋翼飞行器飞行控制律设计[J]. *兵工学报*, 2019, 40(12): 2457-2466.
ZHENG C, TANG P, LI Q S. Design of flight control law of tilt-rotor aircraft based on incremental dynamic inversion[J]. *Acta Armamentarii*, 2019, 40(12): 2457-2466.
- [24] ÖNER K T, CETINSOY E, SIRIMOGLU E, et al. LQR and SMC stabilization of a new unmanned aerial vehicle[J]. *World Academy of Science, Engineering and Technology, International Journal of Mechanical, Aerospace, Industrial, Mechatronic and Manufacturing Engineering*, 2009, 3: 1190-1195.
- [25] CARLSON E B. Optimal tiltrotor aircraft operations during power failure[D]. Minnesota: University of Minnesota, 1999.
- [26] KIM B M, CHOI K C, KIM B S. Trajectory tracking controller design using neural networks for tiltrotor UAV[C]//*Proceedings of the AIAA*

- Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit. Reston, AIAA Press, 2007: 6460.
- [27] 杨喜立. VSTOL 飞机过渡过程非线性控制研究[D]. 北京: 清华大学, 2008.
- YANG X L. Research on Nonlinear Control of VSTOL Aircraft Transition Process[D]. Beijing: Tsinghua University, 2008.
- [28] LI S C, WANG Y, ZHANG H B. Research on adaptive feedforward control method for Tiltrotor Aircraft/Turboshaft engine system based on radial basis function neural network[J]. Aerospace Science and Technology, 2024, 150: 109180.
- [29] DURHAM W, BORDIGNON K A, BECK R. Aircraft control allocation[M]. Hoboken: John Wiley & Sons Inc., 2017.
- [30] DI FRANCESCO G, MATTEI M. Modeling and incremental nonlinear dynamic inversion control of a novel unmanned tiltrotor[J]. Journal of Aircraft, 2016, 53(1): 73-86.
- [31] 马存旺, 文嘉瑜, 宋彦国. 倾转旋翼机冗余操纵的舵面分配策略和飞行转换路径分析[J]. 航空工程进展, 2019, 10(1): 36-45, 146.
- MA C W, WEN J Y, SONG Y G. Analysis of control surface assignment strategy and flight conversion path for redundant manipulation of tilt-rotorcraft[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2019, 10(1): 36-45, 146.
- [32] MOUSAEI M, GENG J Y, KEIPOUR A, et al. Design, modeling and control for a tilt-rotor VTOL UAV in the presence of actuator failure[C]// Proceedings of the 2022 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS). Piscataway: IEEE Press, 2022: 4310-4317.
- [33] AVMC U A C, BERGER T, CORPORATION P A, et al. Piloted simulation evaluation of damage tolerant control for a tiltrotor[C]// Proceedings of the 80th Annual Vertical Flight Society Forum and Technology Display. Montreal: Vertical Flight Society, 2024.
- [34] MAISEL M D, GIULIANETTI D J, DUGAN A D C. The history of the XV-15 tilt rotor research aircraft: from concept to flight[M]. Washington: National Aeronautics and Space Administration, 2000.
- [35] DUNFORD P J, MARR R L. V-22 flight test update[J]. The Aeronautical Journal, 1997, 101(1006): 245-254.
- [36] BRUIN A D, SCHNEIDER O. Rotor-wing interaction phenomena for the ERICA tilt-wing rotorcraft configuration in the DNW-LLF wind tunnel[C]// Proceedings of the 41st European Rotorcraft Forum. Munich: Deutsche Gesellschaft fuer Luft und Raumfahrt, 2015: 1439-1448.
- [37] KIM C, CHUNG J. Aerodynamic analysis of tilt-rotor Unmanned Aerial Vehicle with computational fluid dynamics[J]. Journal of Mechanical Science and Technology, 2006, 20(4): 561-568.
- [38] YUKSEK B, VURUSKAN A, OZDEMIR U, et al. Transition flight modeling of a fixed-wing VTOL UAV[J]. Journal of Intelligent & Robotic Systems, 2016, 84(1): 83-105.

[39] 陈超. 小型倾转旋翼无人机过渡模态控制方法研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2017.

CHEN C. Research on transition mode control method of small tilt-rotor UAV[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2017.

[40] ZHANG S T, YANG Y J, WANG X Y, et al. Modeling and dynamic analysis of a distributed propulsion tilt-rotor aircraft[C]// Proceedings of the AIAA AVIATION 2022 Forum. Reston: AIAA Press, 2022: AIAA2022-3871.

[作者简介]



廖文安 (2000-), 男, 清华大学精密仪器系博士生, 主要研究方向为飞行控制、参数辨识。



张骏 (1995-), 男, 中航工业成都飞机设计研究所工程师, 主要研究方向为飞行器设计及飞行控制技术。



邓金来 (1995-), 男, 清华大学精密仪器系博士生, 主要研究方向为飞行器动力学建模及飞行控制技术。



杨赞杰 (1994-), 男, 博士, 清华大学精密仪器系助理研究员, 主要研究方向为先进飞行器等无人系统动力学及智能控制技术研究。