

DOI:10.16356/j.2097-6771.2026.02.009

倾转旋翼机纵向一体化姿态控制律设计及鲁棒性分析

陈国军, 刘毅, 张威

(中国直升机设计研究所, 景德镇 333001)

摘要: 由于倾转旋翼机在飞行包线内需要进行直升机、过渡和固定翼 3 种模式的构型切换, 不同构型下其动态特性存在较大差异, 需针对不同构型设计控制律以保证在 3 种模式下均具有良好的控制效果。针对此问题建立了考虑质心移动的倾转旋翼机六自由度非线性模型, 设计了结构形式一体化控制律, 并针对过渡模式设计了归一化的权重系数。以纵向通道为例, 数学仿真结果表明所设计的一体化控制律在 3 种模式下均达到了满意的控制精度, 并且在模型不确定以及控制律参数偏移情况下均具有良好的鲁棒性。

关键词: 倾转旋翼机; 质心移动建模; 飞行控制; 一体化设计; 鲁棒性分析

中图分类号: V212.4 文献标志码: A 文章编号: 1005-2615(2026)02-0331-08

Longitudinal Integrated Attitude Control Law Design and Robustness Analysis of Tiltrotor Aircraft

CHEN Guojun, LIU Yi, ZHANG Wei

(China Helicopter Research and Development Institute, Jingdezhen 333001, China)

Abstract: Since the tiltrotor aircraft needs to switch configurations among helicopter mode, transition mode, and fixed-wing mode within its flight envelope, and its dynamic characteristics vary significantly under different configurations, it is necessary to design control laws for different configurations to ensure satisfactory control performance across all three modes. To address this issue, a six-degree-of-freedom nonlinear model of the tiltrotor aircraft considering center-of-mass movement is established. An integrated control law with a unified structure is designed, and normalized weighting coefficients are introduced for the transition mode. Taking the longitudinal control channel as an example, mathematical simulation results show that the designed integrated control law achieves satisfactory control accuracy in all three modes and demonstrates good robustness under both model uncertainties and control law parameter variations.

Key words: tiltrotor aircraft; center-of-mass movement modeling; flight control; integrated design; robust analysis

倾转旋翼机在全飞行包线内飞行时需在直升机、过渡和固定翼 3 种模式之间进行切换, 3 种模式的控制策略、运动特性相差较大^[1]。直升机模式前飞需要通过旋翼纵向周期变距改变姿态角使飞机低头, 再增大总距完成加速; 在固定翼模式下仅需

增大旋翼总距完成前飞加速; 过渡模式下的飞行控制则介于上述两种模式之间^[2]。另外, 现有倾转旋翼建模不够准确, 忽略了质心位置变化带来的力矩动力学方程的改变^[3]。

目前, 对于倾转旋翼机直升机模式的飞行控制

收稿日期: 2025-08-04; 修订日期: 2025-11-23

通信作者: 刘毅, 男, 高级工程师, E-mail: liuyi8787@qq.com。

引用格式: 陈国军, 刘毅, 张威. 倾转旋翼机纵向一体化姿态控制律设计及鲁棒性分析[J]. 南京航空航天大学学报(自然科学版), 2026, 58(2): 331-338. CHEN Guojun, LIU Yi, ZHANG Wei. Longitudinal integrated attitude control law design and robustness analysis of tiltrotor aircraft[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics (Natural Science Edition), 2026, 58(2): 331-338.

设计主要参考直升机的控制设计方法^[4],文献[5]对倾转旋翼机直升机模式横向通道进行了控制律设计,内环采用姿态增稳、外环增加速度控制(平移速率指令(TRC)构型^[6-7])以完成对速度的跟踪。对于固定翼模式则参考飞机的飞行控制设计方法,多采用迎角、过载等指令构型。对于过渡过程的飞行控制律设计,主要是采用滑模控制^[8]、模糊控制^[9-10]、模型预测控制^[11]以及控制律参数增益调度^[12-15]等方法保证对扰动的抑制和指令的跟踪,并对短舱倾角改变引起的控制切换进行平滑切换设计^[16-20]。

对倾转旋翼机的飞行控制律设计研究主要针对对不同模式展开飞行控制律设计,文献[21]分别设计倾转旋翼机3种模式的俯仰角速率自抗扰控制器,以前向速度为调度参数,设计了一种分段平滑切换的策略。该策略通过线性插值方法,在不同的速度区间内,对不同模式控制器的输出进行权重重构,从而生成用于最终执行的升降舵和控制指令。文献[22]分别设计直升机和固定翼模式不同结构的控制器,再通过当前速度设计权重,将上述两模式的控制输出分别乘以权重即得到过渡模式的控制输出。文献[23]则不区分直升机和固定翼模式,采用统一的控制架构,但其控制律系数为固定值,无法在3种模式均实现最优控制。然而,现有研究设计的控制律模式和结构不同,在控制律切换时难以保证良好的控制效果;不区分模式设计则难以在3种模式下均保证精准的控制效果。

因此,针对3种模式设计一种结构统一的控制律,有利于简化飞行控制律设计,提升整个飞行包线内的控制效果,且更易于工程实现。

本文针对倾转旋翼机的旋翼/机身及翼面的相互干扰,考虑过渡过程中质心位置移动,建立了包含直升机、过渡和固定翼3种模式的六自由度运动方程,并设计了3种模式的一体化控制律结构,进行了全包线内3种模式的控制律参数设计,并以纵向控制通道为例分析了模型不确定性及控制律参数摄动情况下控制律的鲁棒性。

1 考虑质心位置变化的倾转旋翼机动力学建模

本文基于XV-15公开数据进行了倾转旋翼飞行动力学建模^[23]。将倾转旋翼机视为多刚体,建立其六自由度非线性动力学方程,共包含3个力和3个力矩动力学方程,均在机体坐标系下建立。

机体坐标系下的质心动力学方程为

$$\begin{cases} X - mg \sin \theta = m(\dot{u} + qw - rv) \\ Y + mg \cos \theta \sin \phi = m(\dot{v} + ru - pw) \\ Z + mg \cos \theta \cos \phi = m(\dot{w} + pv - qu) \end{cases} \quad (1)$$

式中: X 、 Y 和 Z 分别为除去重力的合外力在 x 、 y 和 z 轴上的分量, m 为倾转旋翼机质量, g 为重力加速度, p 、 q 和 r 为机体坐标系下角速度, u 、 v 和 w 分别为3轴方向速度, ϕ 和 θ 分别为滚转角和俯仰角。

常规的机体坐标系下的力矩动力学方程常将坐标原点设置在质心处^[24]。由于倾转旋翼机短舱倾转时质心位置会发生变化,需建立考虑质心位置变化的力矩动力学方程。

首先以惯性系中任意一点 O 为矩心,推导惯性系下含质心运动项的广义动量矩定理,得

$$\mathbf{G} = \mathbf{h} + m\mathbf{\Delta} \times (\ddot{\mathbf{r}}_c - \ddot{\mathbf{\Delta}}) \quad (2)$$

式中: \mathbf{G} 为系统对任意点 O 的总动量矩, \mathbf{h} 为质心系对 O 点的动量矩, \mathbf{r}_c 为质心在惯性系中的位置矢量, $\mathbf{\Delta}$ 为矩心 O 至质心的矢量。

然后推导动量矩方程在机体坐标系中的表达,原点取直升机模式的质心,运用矢量导数在不同坐标系下的转换关系得到机体坐标系下的动量矩方程

$$\mathbf{G}_b = L_{bg} \mathbf{G}_g = L_{bg} \dot{\mathbf{h}}_g + mL_{bg}(\dot{\mathbf{\Delta}}_g \ddot{\mathbf{r}}_{cg} - \ddot{\mathbf{\Delta}}_g \ddot{\mathbf{\Delta}}_g) = \dot{\mathbf{h}}_b + \tilde{\boldsymbol{\omega}}_b \mathbf{h}_b + m\tilde{\mathbf{\Delta}}_b L_{bg} \ddot{\mathbf{r}}_{cg} - m\tilde{\mathbf{\Delta}}_b L_{bg} \ddot{\mathbf{\Delta}}_g \quad (3)$$

将式(3)进一步展开可得

$$\mathbf{J}_b \dot{\boldsymbol{\omega}}_b = \mathbf{G}_b - (\dot{\mathbf{J}}_b \boldsymbol{\omega}_b + \tilde{\boldsymbol{\omega}}_b \mathbf{J}_b \boldsymbol{\omega}_b) - (\dot{\mathbf{h}}_b^r + \tilde{\boldsymbol{\omega}}_b \mathbf{h}_b^r) - m\tilde{\mathbf{\Delta}}_b L_{bg} (\ddot{\mathbf{r}}_{cg} - \ddot{\mathbf{\Delta}}_g) \quad (4)$$

式中: \mathbf{G}_b 为相对机体坐标系原点的外力矩, \mathbf{J}_b 为惯量, $\dot{\mathbf{J}}_b$ 为全机惯量的导数, $\boldsymbol{\omega}_b$ 为三轴角速度, $\tilde{\boldsymbol{\omega}}_b$ 为 $\boldsymbol{\omega}_b$ 的叉乘矩阵, \mathbf{h}_b^r 为短舱转动惯量, $\dot{\mathbf{h}}_b^r$ 为短舱转动惯量的导数, $\tilde{\mathbf{\Delta}}_b$ 为质心坐标矩阵, $\ddot{\mathbf{r}}_{cg}$ 为质心坐标移动的加速度, $\ddot{\mathbf{\Delta}}_g$ 为地面坐标系下的加速度。其中,全机力和力矩由旋翼、机翼、垂尾、平尾和机身分别计算求和得到。

1.1 旋翼气动模型

旋翼气动力、桨叶挥舞运动和旋翼诱导速度三者相互作用、相互影响。在建立桨叶挥舞运动模型时只考虑桨叶的一阶刚性挥舞,故挥舞角 β 与锥度角 a_0 、后倒角 a_1 、侧倒角 b_1 、桨叶方位角 ψ 的关系为

$$\beta = a_0 - a_1 \cos \psi - b_1 \sin \psi \quad (5)$$

桨叶挥舞动力学方程为

$$\ddot{\mathbf{a}} + \mathbf{D}\dot{\mathbf{a}} + \mathbf{K}\mathbf{a} = \mathbf{f} \quad (6)$$

式中: $\mathbf{a} = [a_0 \ a_1 \ b_1]^T$; \mathbf{D} 、 \mathbf{K} 、 \mathbf{f} 为整理得到的系数矩阵,其详细表达式见文献[3]。

旋翼诱导速度采用Pitt-Peters动态入流模型,诱导速度表达式如下^[3]

$$v_i = v_0 + v_1 \cos \phi + v_2 \sin \phi \quad (7)$$

式中: v_0 、 v_1 和 v_2 分别为旋翼时均入流、一阶纵向入流和一阶横向入流速度分量。上述3个参数按照如下微分方程求解

$$\mathbf{M} \begin{pmatrix} \dot{v}_0 \\ \dot{v}_1 \\ \dot{v}_2 \end{pmatrix} + \mathbf{V} \tilde{\mathbf{L}}^{-1} \begin{pmatrix} v_0 \\ v_1 \\ v_2 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} C_T \\ C_L \\ C_M \end{pmatrix} \quad (8)$$

式中: C_T 为旋翼拉力系数, C_L 为滚转力矩系数, C_M 为俯仰力矩系数的关系, \mathbf{M} 反映空气惯性影响, \mathbf{V} 为质量流量参数矩阵, $\tilde{\mathbf{L}}$ 反映了扰动诱导速度与扰动气动载荷之间的静态关系;各项矩阵详细表达式见文献[25]。

最终,旋翼桨盘力和力矩由叶素理论进行积分表示,桨盘气动力、旋翼挥舞角与诱导速度由三者耦合求解得到。

1.2 机翼气动模型

悬停或小速度前飞时,可将倾转旋翼机的机翼分为两部分^[25],受到旋翼尾迹的干扰作用区域为滑流区,不受旋翼尾迹干扰作用的区域为自由流区。

将远处来流速度和旋翼诱导速度合成以计算机翼滑流区的迎角 $\alpha_{kw,i}$ 、侧滑角 $\beta_{kw,i}$ 和动压 $q_{kw,i}$,再根据襟翼/副翼状态 F_X 和飞行速度 Ma 插值得到气动力和力矩系数,再叠加由经验公式求得的滑流区机翼面积 S_{kw} ,最终得到机翼滑流区所受到的气动升力 $L_{kw,i}$ 、气动阻力 $D_{kw,i}$ 和俯仰力矩 $M_{kw,i}$,即

$$\begin{cases} L_{kw,i} = q_{kw,i} S_{kw,i} C_{Lkw,i}(\beta_{kw,i}, \alpha_{kw,i}, F_X, Ma) \\ D_{kw,i} = q_{kw,i} S_{kw,i} C_{Dkw,i}(\beta_{kw,i}, \alpha_{kw,i}, F_X, Ma) \\ M_{kw,i} = q_{kw,i} S_{kw,i} C_{Mkw,i}(\beta_{kw,i}, \alpha_{kw,i}, F_X, Ma) \end{cases} \quad (9)$$

自由流区机翼的气动力和力矩的计算方法与滑流区类似。机翼的气动力和力矩由上述两个区域计算结果求和得到。

1.3 机身、平尾和垂尾气动模型

机身气动系数根据实验数据通过迎角、侧滑角插值得到。

平尾和垂尾计算方式相同,以平尾为例,根据旋翼引起的平尾处诱导速度 $v_{i,R/H}$ 、旋翼尾流到达平尾的时间 τ 和机翼尾涡等因素计算对平尾处迎角 α_H 的影响 $\epsilon_{R/H}$ ^[23],再结合平尾处的速度分量 u_H 和 w_H 计算得到平尾处迎角,即

$$\alpha_H = \arctan \frac{w_H}{u_H} + f(\epsilon_{R/H}, \delta_e, Ma) \quad (10)$$

进而通过迎角 α_H 、升降舵偏角 δ_e 插值气动力系数 $C_L(\alpha_H, \delta_e)$ 、 $C_D(\alpha_H, \delta_e)$ 完成气动力和力矩计算。

综上所述,倾转旋翼机的质心移动是其不可忽略的特性,通过建立包含质心移动的力矩方程,可正确的计算运动变量。根据此方程在后续控制律设计中可使跟踪效果更佳。

为验证所建模型的精度,开展纵向操纵输入下的动态响应仿真,与标准模型GTRS(Generic tilt-rotor simulation)^[26]进行对比,分别如图1、2所示。

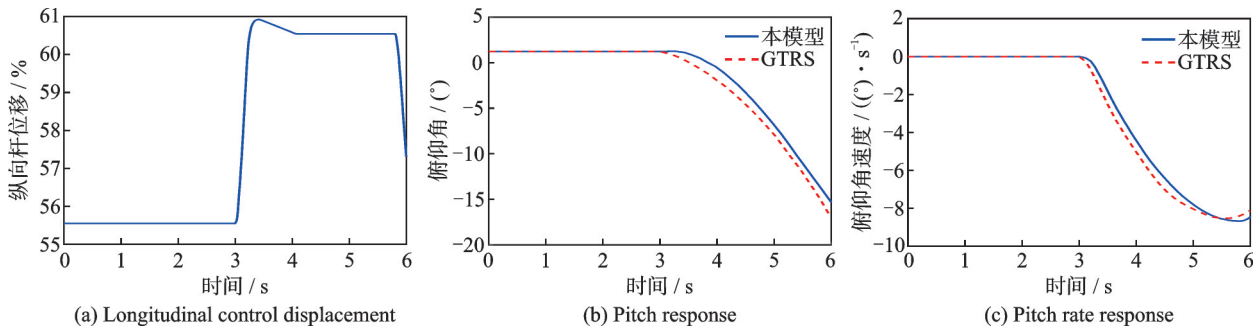


图1 直升机模式纵向杆操纵响应

Fig.1 Longitudinal stick control response in helicopter mode

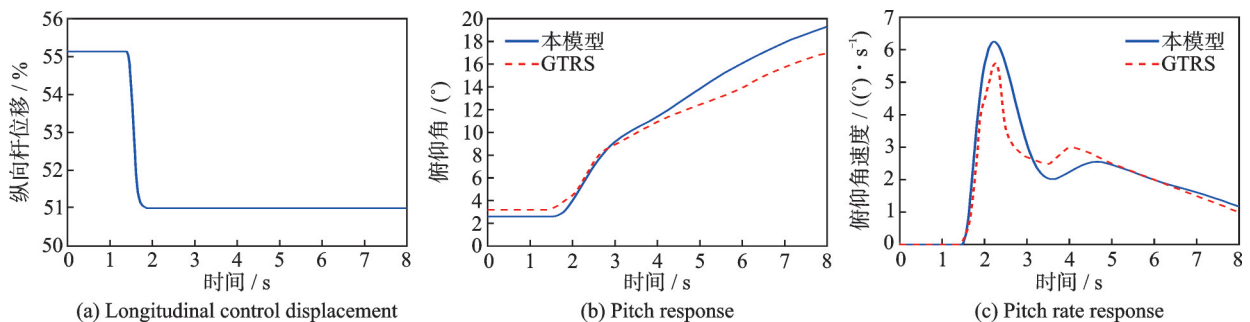


图2 固定翼模式纵向杆操纵响应

Fig.2 Longitudinal stick control response in fixed-wing mode

由于 GTRS 标准模型对过渡模式没有展示其操纵响应曲线,故对比配平结果如图 3 所示。

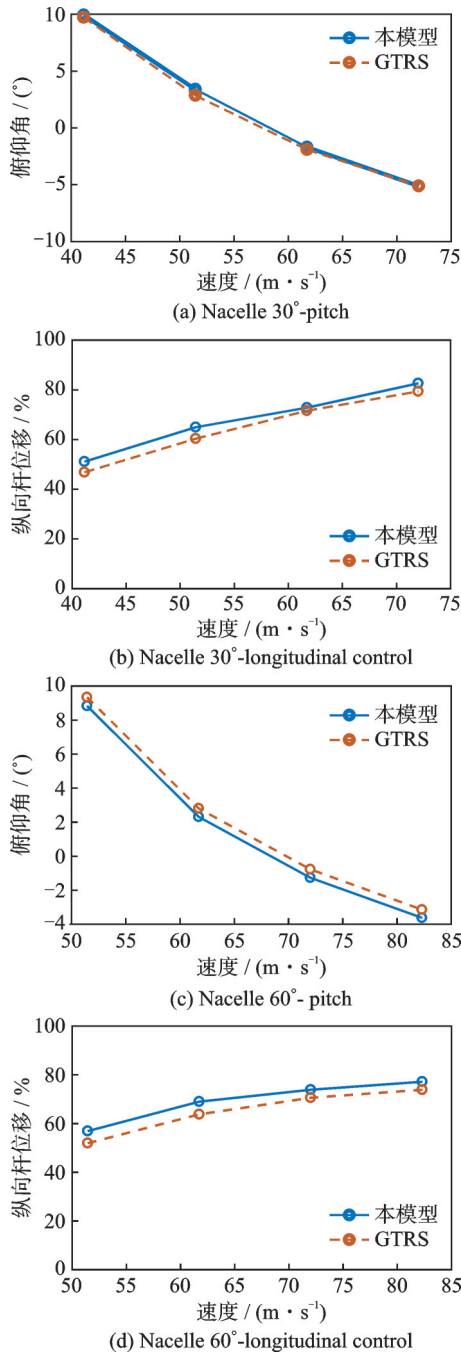


图3 过渡模式配平验证

Fig.3 Transition mode trim validation

直升机模式和固定翼模式的纵向操纵响应、过渡模式下的配平结果与 GTRS 模型结果在工程允许误差范围内(5%),验证了所建模型的准确性,所建模型可为后续倾转旋翼纵向控制律设计奠定基础。

2 一体化控制律设计

倾转旋翼的外环控制往往为给定速度、高度指令,再将指令分配到姿态、油门杆控制。驾驶员也

可以直接通过操纵杆控制姿态。总之,内环的姿态控制是倾转旋翼控制必不可少的一环,因此本文对姿态控制律设计开展重点研究。

为保证倾转旋翼机在 3 种模式下的控制律便于切换且控制平滑,采用结构形式统一的设计,参考直升机常用的控制律设计方法,采用姿态跟踪控制律结构如图 4 所示。

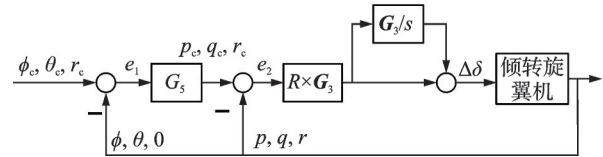


图4 一体化控制律结构框图

Fig.4 Structural block diagram of control law

在给定姿态角指令后与实际的姿态角 ϕ, θ 作差得姿态误差 e_1 ,经带宽系数 G_5 后以一定的比例关系转变成角速度指令。角速度指令与实际的角速度作差形成误差 e_2 。该误差信号经 G_3 后以比例加积分的形式得到操纵输入 $\Delta\delta$,再经过分配控制纵向周期变距、升降舵偏转,使倾转旋翼机的实际状态量跟踪指令信号。通过设计前向增益系数 R 和积分增益 G_4 可提高系统跟踪的动静态性能,通过设计 G_5 使得直升机的输出在数字控制一拍采样周期内能跟踪指令信号。

为满足 3 种模式下的姿态控制要求,本文首先分别对直升机(0° 短舱角)和固定翼(90° 短舱角)两种模式进行控制律参数设计,过渡模式的控制律输出由上述两种模式输出分别乘以权重求和得到,此设计通过完成整个过渡过程控制仿真进行验证。权重设计为短舱角的正余弦函数值的平方,即直升机模式控制律的权重为 $\cos^2 i_N$,固定翼模式控制律的权重为 $\sin^2 i_N$ 。

以纵向杆输出为例,则有

$$\Delta X_{LN}^{TR} = \Delta X_{LN}^{HEL} \times \cos^2 i_N + \Delta X_{LN}^{FIX} \times \sin^2 i_N$$

$$(11)$$

式中: ΔX_{LN}^{TR} 、 ΔX_{LN}^{HEL} 和 ΔX_{LN}^{FIX} 分别为过渡模式、直升机模式和固定翼模式纵向杆输出。此设计可使过渡模式的控制律输出平滑,能够有效避免控制指令跳变;权重函数的归一化特性保证在过渡过程中的控制权限清晰,能有效避免控制指令叠加不足或冗余。

G_5 的计算原理如下^[26]:

首先将考虑质心位置变化的倾转旋翼机非线性动力学方程线性化,在不同速度下获得如下线性模型

$$\Delta \dot{X} = A_{[9 \times 9]} \Delta X + B_{[9 \times 4]} \Delta U \quad (12)$$

式中: $\Delta X = (\Delta u, \Delta v, \Delta w, \Delta p, \Delta q, \Delta r, \Delta \phi, \Delta \theta, \Delta \psi)^T$ 为状态向量; $\Delta U = (\Delta X_{LN}, \Delta X_{LT}, \Delta X_{PD}, \Delta X_{COL})^T$ 为操纵向量; A 为状态矩阵; B 为操纵矩阵。采用后向差分对式(12)线性模型进行离散化,表达式为

$$\Delta X(i+1) = A_D \Delta X(i) + B_D \Delta U(i) \quad (13)$$

式中: A_D 为离散化动力学方程的状态矩阵, B_D 为离散化动力学方程的控制矩阵。参照文献[27]的推导,当 G_3 满足式(14)时,倾转旋翼机的输出在一拍采样周期内能跟踪指令信号。

$$G_3 = B_{AA}^{-1} \quad (14)$$

式中: B_{AA} 为 B_D 中与角速度 $\Delta p, \Delta q, \Delta r$ 和控制 $\Delta X_{LN}, \Delta X_{LT}, \Delta X_{PD}$ 相关的行与列。

对于直升机模式,在 5、20、40、60 和 70 m/s 共 5 个速度点求 G_3 ; 对于固定翼模式,在 50、70、90 和 110 m/s 共 4 个速度点求 G_3 , 相邻两个速度点之间

的切换也按照速度的正余弦方式进行。前向增益 R 和积分增益 G_4 用来调整系统性能,经过多次调试, R 和 G_4 取值如下:对于直升机模式, R 为 0.05, G_4 为 0.1;对于固定翼模式, R 为 0.1, G_4 为 0.1。两种模式下姿态带宽系数 G_5 均设置为 2 rad/s。

综上所述,直升机、固定翼模式控制律采用上述设计,过渡模式输出则为上述两模式控制律输出的权重求和,进而实现倾转旋翼机全飞行包线内结构形式一体化的控制律设计。

3 闭环数学仿真验证及鲁棒性分析

3.1 过渡过程闭环数学仿真

开展倾转旋翼完整过渡过程仿真,曲线如图 5 所示。由图 5 可知,在整个过渡过程中设计的一体化姿态控制律控制效果良好,能够实现全飞行包线内的姿态跟踪。

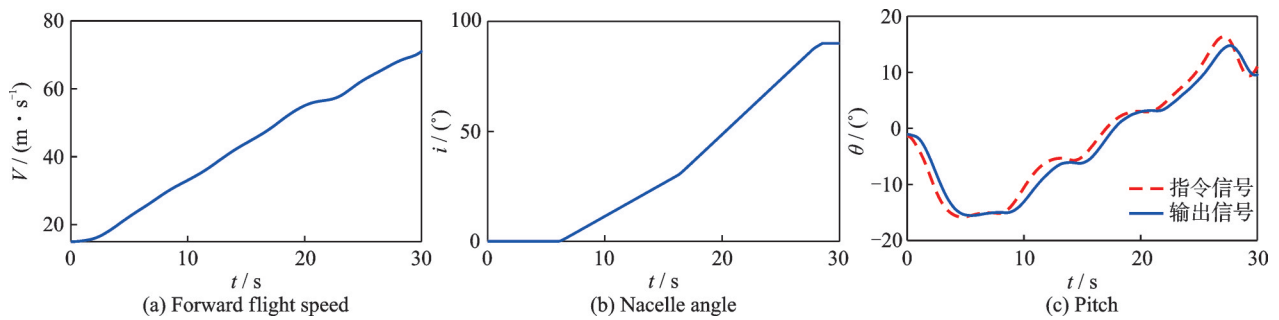


图 5 过渡过程仿真曲线

Fig.5 Simulation curves during the transition process

3.2 模型不确定性分析

由于倾转旋翼机气动特性复杂,且模型采用的气动数据可能存在误差,这会导致模型状态响应和实际存在偏差。当前,旋翼建模往往和旋翼真实气动存在偏差,以纵向为例通过对旋翼纵向气动导数扰动表征模型不确定性。

直升机模式用于起降阶段,襟翼设置为满偏状态,设置初始高度 $H=15$ m,速度 $V=10$ m/s。固

定翼模式常用于高速巡航阶段,襟翼设置为零偏状态,设置初始状态高度 $H=150$ m, $V=100$ m/s。过渡模式介于上述两者之间,襟翼设置为半偏状态,设置初始状态高度 $H=150$ m, $V=60$ m/s。针对 3 种模式,展开控制系统对模型不确定性的鲁棒性分析。

跟踪指令为俯仰角阶跃信号,对旋翼俯仰力矩扰动 20% 情况开展闭环仿真,结果如图 6 所示。

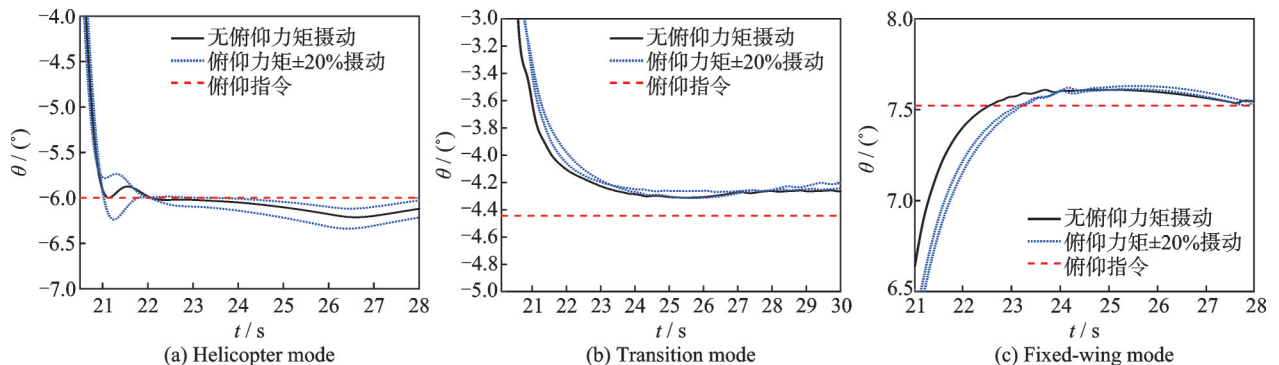


图 6 倾转旋翼机俯仰力矩扰动仿真

Fig.6 Simulation of rotor pitch moment perturbation

由图 6 可知,当模型未摄动时,设计的姿态控制律能够保证飞机快速且稳定地跟踪姿态指令。当俯仰力矩增大 20% 时,仿真结果并未出现明显波动,系统快速性和稳定性均变化不大,说明所设计的控制律在 3 种模式对旋倾转翼机俯仰力矩摄动具有足够的鲁棒性。

3.3 控制律参数敏感性分析

由于控制律设计中涉及 3 个参数分别为带宽系数、前向增益以及积分器增益,控制器参数可能会因硬件老化、环境变化等改变,因此以纵向为例对控制律参数进行 30%~60% 的组合摄动,以研究控制律对参数变化的鲁棒性。

对直升机模式的 3 个参数进行摄动仿真,结果如图 7 所示。

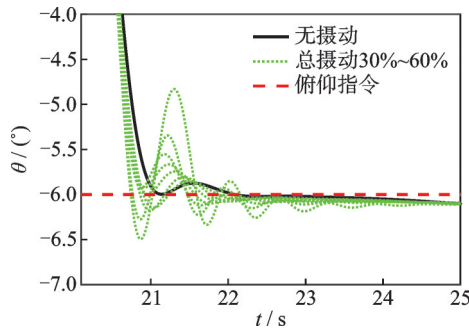


图 7 直升机模式控制律参数摄动

Fig.7 Parameter perturbation of control laws in helicopter mode

由图 7 可知,3 个控制律参数摄动后,仿真结果出现明显超调,且存在振荡,但最终响应仍然是稳定的。因此,控制律在直升机模式下对俯仰带宽系数、俯仰前向和积分器增益具有一定的鲁棒性,足够应对在工程应用中控制参数的偏移。

由于过渡模式控制律结构与直升机模式相同,因此同样分析控制律对 3 个参数摄动的鲁棒性仿真,结果如图 8 所示。与直升机模式结果相同,增加摄动后仿真结果出现不同程度的超调,但最终响应仍是稳定的。因此,控制律在过渡模式下针对 3 个参数的变化均具有一定的鲁棒性,足够应对在工程应用中控制参数的偏移。

固定翼模式中控制律对 3 个参数摄动的鲁棒性仿真,结果如图 9 所示。固定翼模式中俯仰带宽、前向和积分器增益摄动对控制效果影响不大。因此,控制律在固定翼模式下针对 3 个参数的变化均具有足够的鲁棒性。

综上所述,经过仿真分析,闭环系统对 3 种模式的控制律参数一般摄动均具有足够的鲁棒性。

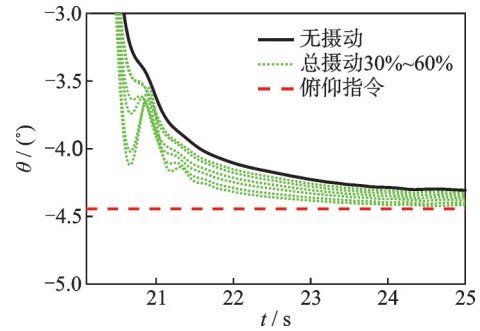


图 8 过渡模式控制律参数摄动

Fig.8 Parameter perturbation of control laws in transition mode

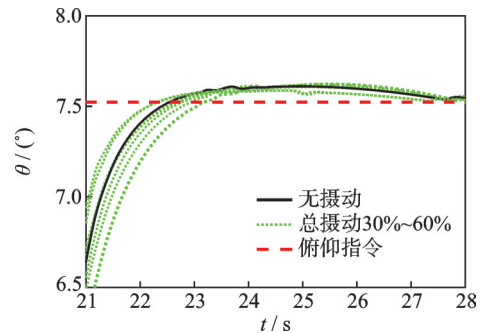


图 9 固定翼模式控制律参数摄动

Fig.9 Parameter perturbation of control laws in fixed-wing mode

4 结 论

本文考虑旋翼的挥舞运动、气动力和诱导速度计算耦合,旋翼对机翼、垂尾、平尾等气动面产生的干扰影响等,建立了包含质心位置移动在内的倾转旋翼机六自由度非线性运动模型。模型参考直升机常用姿态跟踪控制,设计了 3 种模式结构形式一体化飞行控制律,避免了控制律切换导致控制效果不佳的问题。为确保控制律在应用中具备足够的鲁棒性,对 3 种模式进行了模型参数和控制律偏移的数学仿真分析。结论如下:

(1)建立的考虑质心位置移动的力矩动力学方程,可使倾转过程中的运动变量计算更准确,基于此设计控制律控制效果更佳。

(2)经模型旋翼俯仰力矩摄动,控制律带宽系数、前向增益以及积分器增益组合摄动,仿真结果表明设计的 3 种模式一体化飞行控制律可保证在每个模式都有精确的跟踪效果。其中,过渡模式控制律输出由直升机和固定翼模式输出加权得到,权重系数是短舱倾角的函数,并采用了归一化设计,有效避免控制指令叠加不足或冗余。

参考文献:

- [1] HEGDE N T, GEORGE V, NAYAK C G, et al.

- Design, dynamic modelling and control of tilt-rotor UAVs: A review[J]. *International Journal of Intelligent Unmanned Systems*, 2019, 8(3): 143-161.
- [2] YEO Y Z, LIU H H. Transition control of a tilt-rotor VTOL UAV[C]//*Proceedings of 2018 AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*. [S.l.]: AIAA, 2018.
- [3] 曹芸芸. 倾转旋翼飞行器飞行动力学数学建模方法研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2012.
- CAO Yunyun. Research on mathematical modeling method for tiltrotor aircraft flight dynamics[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012.
- [4] ZHONG L, HE Y, YANG L, et al. Control techniques of tilt rotor unmanned aerial vehicle systems: A review[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2017, 30(1): 135-148.
- [5] 叶晓宇, 祖家奎, 秦勇, 等. 倾转旋翼机直升机模式横向通道控制律设计[J]. *机械与电子*, 2025, 43(3): 53-59.
- YE Xiaoyu, ZU Jiakui, QIN Yong, et al. Design of lateral channel control law for tiltrotor helicopter mode[J]. *Machinery and electronics*, 2025, 43(3): 53-59.
- [6] 徐绍峰, 常绍平, 金鑫, 等. 面向倾转旋翼机的 TRC 响应类型控制律设计[J]. *航空科学技术*, 2023, 34(9): 87-93.
- XU Shaofeng, CHANG Shaoping, JIN Xin, et al. Design of TRC response type control law for tiltrotor aircraft[J]. *Aviation Science and Technology*, 2023, 34(9): 87-93.
- [7] MALPICA C A, THEODORE C R, LAWRENCE B, et al. Handling qualities of a large civil tiltrotor in hover using translational rate command: ARC-E-DAA-TN5044[R]. [S.l.]: American Helicopter Society, 2012.
- [8] 朱纪洪, 张骁骏, 杨赞杰, 等. 基于固定时间模型参考方法的倾转旋翼无人机姿态控制[J]. *自动化学报*, 2025, 51(5): 972-984.
- ZHU Jihong, ZHANG Xiaojun, YANG Yunjie, et al. Attitude control of tiltrotor unmanned aerial vehicle based on fixed-time model reference method[J]. *Journal of Automation*, 2025, 51(5): 972-984.
- [9] 张玉婷, 经本钦. 基于模糊 PID 的倾转旋翼飞行器过渡段控制系统设计[J]. *冶金管理*, 2019(7): 70-71.
- ZHANG Yuting, JING Benqin. Design of transition section control system for tilt rotor aircraft based on fuzzy PID[J]. *Metallurgy Management*, 2019(7): 70-71.
- [10] 伍家冲, 吴伟. 基于 T-S 模糊系统的倾转旋翼机过渡过程最优控制[J]. *飞行力学*, 2024, 42(4): 27-34.
- WU Jiachong, WU Wei. Optimal control of tiltrotor aircraft transition flight based on T-S fuzzy system[J]. *Flight Mechanics*, 2024, 42(4): 27-34.
- [11] 唐子文, 徐锦法. 四倾转旋翼无人机模型预测姿态控制律设计与仿真[J]. *飞行力学*, 2024, 42(3): 45-51.
- TANG Ziwen, XU Jinfa. Design and simulation of model predictive attitude control law for quad tiltrotor UAV[J]. *Flight Mechanics*, 2024, 42(3): 45-51.
- [12] 蔡系海, 付荣, 曾建平. 倾转旋翼机模式转换的鲁棒 H_∞ 增益调度控制[J]. *厦门大学学报(自然科学版)*, 2016, 55(3): 382-389.
- CAI Xihai, FU Rong, ZENG Jianping. Robust H_∞ gain scheduling control for mode conversion of tiltrotor aircraft[J]. *Journal of Xiamen University (Natural Science Edition)*, 2016, 55(3): 382-389.
- [13] 余新, 陈仁良. 基于增益调度与光滑切换的倾转旋翼机最优控制[J]. *北京航空航天大学学报*, 2021, 47(6): 1186-1198.
- YU Xin, CHEN Renliang. Optimal control of tilt rotor aircraft based on gain scheduling and smooth switching[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2021, 47(6): 1186-1198.
- [14] 宋晓东, 吴斌, 桑涛. 基于增益调度法的倾转旋翼控制系统设计[J]. *弹箭与制导学报*, 2021, 41(6): 23-28.
- SONG Xiaodong, WU Bin, SANG Tao. Design of tiltrotor control system based on gain scheduling method[J]. *Journal of Missiles and Guidance*, 2021, 41(6): 23-28.
- [15] 陈嘉先, 梁波. 倾转旋翼无人机模式转换控制[J]. *战术导弹技术*, 2015, 170(2): 70-76.
- CHEN Jiaxian, LIANG Bo. Control of tiltrotor unmanned aerial vehicle during mode transition[J]. *Tactical Missile Technology*, 2015, 170(2): 70-76.
- [16] 宋智健. 倾转旋翼机垂直起降及过渡段控制问题的研究[D]. 沈阳: 沈阳航空航天大学, 2022.
- SONG Zhijian. Research on vertical take-off and landing and transition control of tilt-rotor aircraft[D]. Shenyang: Shenyang Aerospace University, 2022.
- [17] 孙德鑫. 倾转旋翼机飞行控制律设计与验证[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2022.
- SUN Dexin. Design and verification of flight control law for tiltrotor aircraft[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2022.
- [18] 杨洁. 倾转旋翼飞行器过渡态切换飞行控制[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2020.
- YANG Jie. Research on the transition state switching flight control of tiltrotor aircraft[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2020.
- [19] 邹怡茹. 倾转旋翼飞行器的光滑切换控制研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2020.
- ZOU Yiru. Research on methods for smooth switching control and its application to the tilt-rotor aircraft[D].

- Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2020.
- [20] 张飞,路平. 倾转旋翼机倾转模式控制和倾转策略分析[J]. 飞航导弹, 2016(11): 54-56.
ZHANG Fei, LU Ping. Tilting mode control and tilting strategy analysis of tilt-rotor aircraft[J]. Flying Missile, 2016(11): 54-56.
- [21] 姚振一,王彪,唐超颖,等. 基于模型预测和自抗扰的倾转旋翼机过渡模式控制[J/OL]. 北京航空航天大学学报, 2025: 1-15 [2025-10-04].<https://doi.org/10.13700/j.bh.1001-5965.2025.0433>.
YAO Zhenyi, WANG Biao, TANG Chaoying, et al. Tiltrotor transition control based on MPC and ADRC [J/OL]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2025: 1-15 [2025-10-04].<https://doi.org/10.13700/j.bh.1001-5965.2025.0433>.
- [22] 贺光,黄华平,王祥科,等. 基于模型校正MPC和PID混合控制的倾转旋翼无人机过渡模式飞行控制方法[J]. 机器人, 2025, 47(3): 394-404.
HE Guang, HUANG Huaping, WANG Xiangke, et al. Transition mode flight control method of TR UAVs based on hybrid control of model calibration MPC and PID[J]. Robots, 2025, 47(3): 394-404.
- [23] 刘双喜,林泽淮,刘伟,等. 基于INDI的倾转旋翼无人机过渡模式控制方案[J]. 航空学报, 2024, 45(17): 236-250.
LIU Shuangxi, LIN Zehuai, LIU Wei, et al. Transition mode control scheme of tilt rotor UAV based on INDI[J]. Journal of Aviation, 2024, 45(17): 236-250.
- [24] 方振平,陈万春,张曙光. 航空飞行器飞行动力学[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2005.
FANG Zhenping, CHEN Wanchun, ZHANG Shuguang. Aircraft flight dynamics[M]. Beijing: Beihang University Press, 2005.
- [25] 吕少杰,李国知,曹义华. 旋翼飞行器飞行力学建模[M]. 北京: 国防工业出版社, 2023.
LYU Shaojie, LI Guozhi, CAO Yihua. Flight mechanics modeling of rotorcraft[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2023.
- [26] SAMUEL W F. Development and validation of a simulation for a generic tilt-rotor aircraft: NASA Contractor Report CR-166537[R]. [S.l.]: NASA, 1988.
- [27] 杨一栋. 直升机飞行控制[M]. 北京: 国防工业出版社, 2015.
YANG Yidong. Helicopter flight control[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2015.

(编辑:夏道家)