

doi: 10.7690/bgzd.2023.01.015

# 基于增量反步的复合翼无人机全包线姿态控制

谭济芸, 王寅

(南京航空航天大学航天学院, 南京 211106)

**摘要:** 针对某型复合翼无人机强非线性、不确定性和多模态的问题, 从不确定性补偿非线性控制方法、跟踪微分器加速度测量和直接切换方法等角度开展全包线飞行控制研究。针对气动参数不确定问题, 基于角加速度补偿方法, 提出一种基于新型微分跟踪器的增量反步方法 (incremental backstepping control, IBKS); 为解决多模态特性问题, 设计基于策略的直接切换方法, 利用控制器参数切换实现复合翼无人机全包线姿态控制; 通过不同模式下的仿真选取不同模式下的控制器参数, 并联合选取的参数对起飞过程进行仿真。结果表明: 所提姿态控制方法在样例复合翼无人机参数扰动 30% 的情况下, 相较于反步法提高了 66.8% 的俯仰角控制精度, 能消除攻角抖振, 提升飞行品质。

**关键词:** 复合翼无人机; 姿态控制; 增量反步方法; 跟踪微分器

**中图分类号:** V279 **文献标志码:** A

## Full Envelope Attitude Control of Compound Wing UAV Based on Incremental Backstepping

Tan Jiyun, Wang Yin

(College of Astronautics, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 211106, China)

**Abstract:** Aiming at the problems of strong nonlinearity, uncertainty and multi-mode of certain type compound wing UAV, the full envelope flight control is studied from the aspects of uncertainty compensation nonlinear control method, tracking differentiator acceleration measurement and direct switching method. Based on the angular acceleration compensation method, an incremental backstepping control (IBKS) method based on a new differentiator tracker is proposed to deal with the aerodynamic parameter uncertainties. In order to solve the problem of multi-mode characteristics, a direct switching method based on strategy is designed, and the full envelope attitude control of compound wing UAV is realized by switching the controller parameters. The controller parameters in different modes are selected through the simulation of different modes, and the take-off process is simulated with the selected parameters. The results show that the proposed attitude control method improves 66.8% of the pitch angle control accuracy compared with the backstepping method, eliminates the attack angle buffeting and improves the flight quality of the sample compound wing UAV with 30% parameter perturbation.

**Keywords:** compound wing UAV; attitude control; incremental backstepping method; tracking differentiator

## 0 引言

复合翼无人机也称为双系统无人机, 其旋翼和固定翼执行机构是互相独立、互不干扰的, 其构型简化了机械结构, 提高了可靠性。凭借优秀的可靠性和简单的结构, 在解决复杂的飞行控制问题后复合翼无人机有望代替四旋翼成为新的主流无人机构型<sup>[1-2]</sup>。

王子安等<sup>[3]</sup>通过分析过渡模态的气动载荷特性, 结合虚拟控制量频率特性, 实现了固定策略下对复合翼无人机的全包线控制。Prochazka 等<sup>[4]</sup>在应用新提出的扩展全包线 LPV 建模的基础上, 结合线性控制分配方法, 实现了基于线性模型的复合翼无

人机全包线飞行控制。

反步方法 (backstepping control, BKS) 控制器基本思想是根据实际情况和控制要求, 将严格反馈的被控对象分解为多层子系统, 并从设计最外层控制目标开始逐步逆推, 针对每个子系统及其对应的前级的子系统期望输入设计 Lyapunov 函数并通过其推导出该层子系统的虚拟控制量。通过由外到内的递归方法保证了系统的全局稳定性和鲁棒性<sup>[5]</sup>。Chowdhury 等<sup>[6]</sup>将反步控制方法与 PD 控制器相结合, 在基于欧拉-拉格朗日方法建立的倾转旋翼数学模型基础上, 设计一种两旋翼倾转无人机反步控制方法并证明了其稳定性, 通过仿真验证了反步方法

收稿日期: 2022-09-03; 修回日期: 2022-10-20

基金项目: 航空科学基金 (20175152038)

作者简介: 谭济芸 (1997—), 男, 江苏人, 硕士, 从事飞行器制导与控制研究。E-mail: tan\_jiyun@foxmail.com。

在轨迹跟踪控制中的有效性。

为了克服非线性动态逆控制对模型准确性的依赖，出现了基于不确定性补偿的增量型非线性动态逆方法 (incremental nonlinear dynamic inversion, INDI)。Smeyr 等<sup>[7]</sup>实现了一种自适应增量非线性动态逆的控制方法，通过直接控制偏航力矩，使得在无人机中通常缓慢变化的偏航控制能快速实现。对多风条件下或在具有复杂空气动力学的无人机，通过角加速度推导未建模的气动力矩，实现对外界扰动的补偿，减少了控制器设计过程中对被控对象的建模精确度要求。Tal 等<sup>[8]</sup>通过在姿态回路应用 INDI 和微分平坦方法，仿真结果说明该控制器对外部干扰的鲁棒性强，不需要建模或估算气动阻力参数，适用于出现显著气动干扰的无人机。

开展复合翼无人机全包线飞行控制的研究具有重要的理论意义和应用价值。笔者针对样例复合翼无人机，基于新型跟踪微分器设计了增量反步姿态控制器。同时，针对飞行过程中的多模态特性，设计了新的复合翼无人机切换策略，基于直接切换方法实现了平滑起飞过程。最后通过仿真选取不同模态下的控制器参数，并验证了所设计姿态控制器的有效性和鲁棒性。

## 1 复合翼无人机姿态动力学建模

笔者研究的样例复合翼无人机基本构型如图 1 所示。其构型结合了旋翼与固定翼构型，存在推进器、旋翼、气动舵(方向舵、升降舵和副翼)3 类操纵机构。两推进器对称安置于机翼前方，旋翼通过支架对称固定在机翼两侧，尾部舵面为平尾布局。无人机可以通过推进器、旋翼和气动舵的动作改变飞行状态，使其既具备了垂直起飞的能力，又具备了高速巡航的能力。

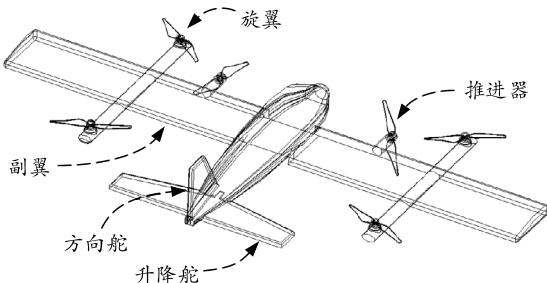


图 1 样例复合翼无人机气动构型

样例复合翼无人机飞行包线内主要存在 3 种典型飞行模态：

### 1) 旋翼模态。

主要完成起飞、降落和悬停等垂向飞行任务。

无人机处于旋翼模态时 4 个垂向旋翼动作，通过改变 4 个旋翼的转速相对应的改变升力和姿态，最终实现位置和姿态的变化。

### 2) 过渡模态。

主要实现从旋翼模态到固定翼模态之间的转换，为保证过渡变化中的控制稳定性，过渡模态通常设计为平飞状态下可改变速度的飞行模态<sup>[3]</sup>。处于过渡模态时，4 个垂向旋翼、2 个推进器以及气动舵均参与到工作中来。

### 3) 固定翼模态。

主要实现高速巡航飞行，通过机翼实现气动升力，相比旋翼无人机减少了能耗，提高了巡航速度<sup>[9]</sup>。此时旋翼固定在气动阻力最小位置上，推进器实现空速的变化，气动舵实现姿态变化以跟踪目标姿态和轨迹。

样例复合翼无人机 3 个模态特性变化大，特别是过渡飞行过程中旋翼与气动舵同时工作，旋翼与旋翼之间，旋翼与机翼之间存在较大气动耦合<sup>[10]</sup>，导致无人机动力学特性的非线性和不确定性增强<sup>[11]</sup>。根据课题组前期关于复合翼无人机的建模研究<sup>[12]</sup>，通过 CFD 气动仿真分析得到了旋翼与攻角对应干扰变化关系。将姿态回路建立为二阶严格反馈形式：

$$\left. \begin{aligned} \dot{\xi} &= \mathbf{g}(\xi)\omega \\ \dot{\omega} &= \mathbf{J}^{-1}(\omega \times \mathbf{J}\omega + \mathbf{M}) \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

$$\text{式中： } \xi = \begin{bmatrix} \phi \\ \theta \\ \psi \end{bmatrix}; \quad \omega = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix}; \quad \mathbf{J} = \begin{bmatrix} J_{xx} & 0 & J_{xz} \\ 0 & J_{yy} & 0 \\ J_{zx} & 0 & J_{zz} \end{bmatrix};$$

$$\mathbf{g}(\xi) = \begin{bmatrix} 1 & \sin\phi \tan\theta & \cos\phi \tan\theta \\ 0 & \cos\phi & -\sin\phi \\ 0 & \sin\phi \sec\theta & \cos\phi \sec\theta \end{bmatrix}; \quad \mathbf{M} = \mathbf{M}_a + \mathbf{M}_c + \mathbf{M}_d,$$

$\mathbf{M}_c = \mathbf{B}u$ ,  $u = (\delta_a \ \delta_e \ \delta_r \ U_1 \ U_2 \ U_3)^T$ 。  $V \in R^3$  为无人机飞行速度矢量，包括 3 轴速度  $v_x$ 、 $v_y$ 、 $v_z$ ；  $m$  为无人机质量；  $\xi \in R^3$  为姿态角矢量，包括无人机俯仰  $\theta$ 、滚转  $\phi$ 、偏航  $\psi$  姿态角；  $\omega \in R^3$  为角速度矢量，包括俯仰  $q$ 、滚转  $p$  和偏航  $r$  角速度；  $\mathbf{J}$  为无人机的刚体转动惯量矩阵；  $\mathbf{g}(\xi)$  为角速度矩阵。在姿态回路中，操纵力矩  $M_c$  的控制是由执行机构效率矩阵  $\mathbf{B}$  和操纵机构  $u$  合成的，操纵机构由推进器  $\delta_{T1}$ 、 $\delta_{T2}$  升降舵  $\delta_e$ 、副翼  $\delta_a$ 、方向舵  $\delta_r$  和 3 个轴上旋翼转速差生成的力矩  $U_1$ 、 $U_2$ 、 $U_3$  以及旋翼复合升力  $U_4$  组成。

样例复合翼无人机飞行过程中气动参数耦合性

强、影响因素多，且具有时变特性，给控制器设计造成了困难。

## 2 基于增量反步的全包线姿态控制器设计

根据时标分离原则，笔者针对复合翼姿态控制器进行了改进，如图 2 所示。

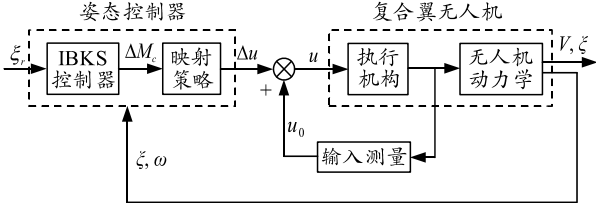


图 2 控制器结构

姿态控制回路的输入为外环位置控制器生成的姿态指令信号，由 IBKS 控制器生成控制力矩指令，并将控制力矩指令通过映射策略分配到具体执行机构上去。

### 2.1 增量反步姿态控制器

根据分析，姿态微分方程为如下的非线性形式：

$$\left. \begin{aligned} \dot{\xi} &= \mathbf{g}(\xi)\omega \\ \dot{\omega} &= \mathbf{J}^{-1}(\omega \times \mathbf{J}\omega + M_a) + \mathbf{J}^{-1}M_c \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

若姿态角  $\xi$  跟踪目标为  $\xi_r$ ，则误差函数可表示为：

$$\left. \begin{aligned} z_1 &= \xi - \xi_r \\ z_2 &= \omega - \alpha \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

误差微分函数为：

$$\left. \begin{aligned} \dot{z}_1 &= \mathbf{g}_1(\xi)\omega - \dot{\xi}_r \\ \dot{z}_2 &= \mathbf{J}^{-1}(\omega \times \mathbf{J}\omega + M_a) + \mathbf{J}^{-1}M_c - \dot{\alpha} \end{aligned} \right\} \quad (4)$$

在  $t_0$  时刻点姿态微分方程的标准一阶近似泰勒展开表达式为：

$$\begin{aligned} \dot{\omega} &= \mathbf{J}^{-1}(\omega_0 \times \mathbf{J}\omega_0 + M_{a0}) + \mathbf{J}^{-1}M_{c0} + \\ & \left. \frac{\partial}{\partial \omega} [\mathbf{J}^{-1}(\omega \times \mathbf{J}\omega + M_a) + \mathbf{J}^{-1}M_c] \right|_{\substack{\omega=\omega_0 \\ M_a=M_{a0}}} \times \\ & (\omega - \omega_0) + \mathbf{J}^{-1}(\omega - \omega_0) + A \end{aligned} \quad (5)$$

将高阶项  $A$  忽略后，式(5)可进一步改写为：

$$\dot{\omega} \cong \dot{\omega}_0 + A_0(\omega - \omega_0) + B_0\Delta M_c \quad (6)$$

式中：

$$\begin{aligned} \dot{\omega} &= \mathbf{J}^{-1}(\omega_0 \times \mathbf{J}\omega_0 + M_{a0}) + \mathbf{J}^{-1}M_{c0}; \\ A_0 &= \left. \frac{\partial}{\partial \omega} [\mathbf{J}^{-1}(\omega \times \mathbf{J}\omega + M_a) + \mathbf{J}^{-1}M_c] \right|_{\substack{\omega=\omega_0 \\ M_a=M_{a0}}}; \\ B_0 &= \frac{\partial}{\partial M_c} [\mathbf{J}^{-1}M_c] = \mathbf{J}^{-1}. \end{aligned}$$

与文献[13]等类似，由于控制面远离飞机重心，假设控制面偏转只产生力矩的变化，力的变化小到可以忽略不计，执行机构的动作直接影响了力矩。当控制器更新频率较高时，可以认为控制输出和角加速度为快时间尺度变量，角速度和机身力矩为慢时间尺度变量<sup>[14]</sup>。于是在时间点  $t_0$  上， $\omega$  变化速度低于  $\dot{\omega}$ ，式(6)可以被简化为：

$$\dot{\omega} = \dot{\omega}_0 + \mathbf{J}^{-1}\Delta M_c \quad (7)$$

误差满足：

$$\dot{z}_2 = \dot{\omega} - \dot{\alpha} = \dot{\omega}_0 + \mathbf{J}^{-1}\Delta M_c - \dot{\alpha} \quad (8)$$

于是：

$$\alpha = \mathbf{g}_1^{-1}(\xi)(-k_1 z_1 + \dot{\xi}_r); \quad (9)$$

$$\Delta M_c = \mathbf{J}^{-1}(-\mathbf{g}_1^{-1}(\xi)z_1 - k_2 z_2 + \dot{\alpha} - \dot{\omega}_0) \quad (10)$$

式中， $\Delta M_c$  为作用在执行机构上的力矩指令，通过 2.3 节中设计的直接切换策略实现到执行机构的映射。

### 2.2 跟踪微分器设计

实际状态量获取中，传感器本身会导致获取的状态加速度信号含有噪声，最终使得测量的  $x_{2,0}$  存在较大误差。笔者设计基于低通滤波器的新型跟踪微分器，实现对状态信号加速度的获取<sup>[15]</sup>。

定理 1 考虑如下动态系统：

$$\left. \begin{aligned} \dot{e}_1 &= \mathbf{g}e_2 \\ \dot{e}_2 &= -a'c|e_1|^{c-1}e_2 - b'|e_1|^{2c-1}\text{sgn}(e_1) \end{aligned} \right\} \quad (11)$$

式中： $e_1$  和  $e_2$  为状态变量； $a'$ 、 $b'$ 、 $c'$  为可变参数； $\text{sgn}()$  为符号函数。

若系统参数满足  $a' > 0$ 、 $b' > 0$ 、 $c' > 1$ ，则上述系统在平衡点附近是渐进稳定的。

证明：定义新状态变量：

$$\left. \begin{aligned} y_1 &= e_1 \\ y_2 &= \mathbf{g}e_2 + a'|e_1|^{c'}\text{sgn}(e_1) \end{aligned} \right\} \quad (12)$$

将上式代入动态系统：

$$\left. \begin{aligned} \dot{y}_1 &= -a'|y_1|^{c'}\text{sgn}(y_1) + y_2 \\ \dot{y}_2 &= -b'|y_1|^{2c'-1}\text{sgn}(y_1) \end{aligned} \right\} \quad (13)$$

针对式(13)设计 Lyapunov 函数：

$$V' = \frac{a'}{2c'}|y_1|^{2c'} + \frac{1}{2}y_2^2 \quad (14)$$

对式(14)求导可得

$$\dot{V}' = b'|y_1|^{2c'-1}\dot{y}_1\text{sgn}(y_1) + \dot{y}_2 = -a'b'|y_1|^{3c'-1} \quad (15)$$

由上式定义集合  $Q$ ：

$$Q = \{y_1, y_2 \in R^n \mid \dot{V}' = 0\} = \{y_1, y_2 \in R^n \mid y_1 = 0\}. \quad (16)$$

上述集合的最大不变集为  $\{y_1=0, y_2=0\}$ 。由 LaSalle 不变集定理, 上述系统在平衡点附近是渐进稳定的, 进而可以推导得到原动态系统在平衡点附近是渐进稳定的<sup>[16]</sup>。

则跟踪微分器为:

$$\dot{x}_2 = -a'c'|x_1|^{c'-1}x_2 - b'|x_1|^{2c'-1}\text{sgn}(x_1). \quad (17)$$

同时, 为滤除角速度信号中的噪声, 在此处引入小时间常数的一阶环节:

$$1/(Ts+1) \approx e^{-Ts}. \quad (18)$$

### 2.3 稳定性分析

考虑前文所述复合翼无人机飞行过程中较大的不确定性干扰, 在状态方程中引入不确定性干扰  $\Delta f(\xi, \omega)$  和  $\Delta g(\xi, \omega)$ :

$$\begin{aligned} \ddot{\omega} = & \mathbf{J}^{-1}(\omega \times \mathbf{J}\omega + M_a) + \Delta f(\xi, \omega) + \\ & (\mathbf{J}^{-1} + \Delta g(\xi, \omega))M_c. \end{aligned} \quad (19)$$

假设外部状态信号  $x_{2,0}$  可以表示  $t_0$  时刻参考点及其周围的扰动信号, 则误差  $z_2$  变为:

$$\begin{aligned} \dot{z}_2 = & \ddot{\omega} - \dot{\alpha} = \mathbf{J}^{-1}(\omega \times \mathbf{J}\omega + M_a) + \Delta f(\xi, \omega) + \\ & (\mathbf{J}^{-1} + \Delta g(\xi, \omega))(M_{c_0} + \Delta M_c) - \dot{\alpha} = \\ & -\mathbf{g}^{-1}(\xi)z_1 - k_2z_2. \end{aligned} \quad (20)$$

所设计的 Lyapunov 函数  $V$ :

$$V(z) = z_1^T z_1 / 2 + z_2^T z_2 / 2. \quad (21)$$

对上述函数求导可以得到:

$$\begin{aligned} \dot{V}(z) = & z_1^T \dot{z}_1 + z_2^T \dot{z}_2 = z_1^T (\xi - \xi_r) + z_2^T (\dot{\omega}_2 - \dot{\alpha}) = \\ & z_1^T (\mathbf{g}(\xi)z_2 - k_1z_1) + z_2^T (-\mathbf{g}^{-1}(\xi)z_1 - k_2z_2) = \\ & -k_1z_1^T z_1 - k_2z_2^T z_2 < 0. \end{aligned} \quad (22)$$

由上式可知控制系统稳定。由于本文中跟踪微分器能有效逼近状态加速度, 在选取合适的控制器参数基础上, 状态量和执行效率的摄动并不影响系统稳定性。本文中控制方法可以在干扰不确定性较强的场景下通过虚拟力矩控制实现高性能的飞行。

### 2.4 过渡策略设计

笔者基于推进器加速法实现复合翼无人机的起飞控制, 其主要思路是在旋翼完成垂直起飞步骤转为悬停步骤后, 通过旋翼保持姿态在某一预设的状态维持姿态以及角度, 而后将推进器打开, 通过加速完成过渡模态。在过渡期间, 通过四旋翼调整保证姿态稳定, 推进器以最大推力使无人机加速, 当空速超过安全空速时, 旋翼将停止旋转并固定在最小风阻状态, 完成过渡。在此种方法下, 旋翼主要

负责保持升力, 而推进器负责提供一定的加速度使得达到安全过渡空速。

通过引入基于前飞速度的直接切换控制方法, 结合推进器加速法, 以前飞速度作为切换条件, 当达到预设的前飞速度时, 进行模态切换。全包线飞行中, 复合翼无人机起降过程经历了 2 种模态的转换, 承接上述非线性控制器设计, 根据前飞速度进行划分, 切换信号描述为:

$$\left. \begin{aligned} S_1: v_x \in [0, 5] \\ S_2: v_x \in (5, V_{sw}] \\ S_3: v_x \in (V_{sw}, V_{max}] \end{aligned} \right\}. \quad (23)$$

旋翼模式最大前飞速度为 5 m/s, 用于旋翼模式悬停搜索, 小范围调整位置等任务需求,  $V_{sw}=45$  m/s 表示安全切换速度,  $V_{max}=50$  m/s 则表示了最大巡航速度。被控对象处于  $S_1$  模式下时, 旋翼作为执行机构动作,  $S_3$  模式下固定翼气动舵作为执行机构。 $S_1 \rightarrow S_2$  时推进器动作, 使得无人机在保持高度的情况下, 前飞速度能够跟踪速度预设值。 $S_2 \rightarrow S_3$  时旋翼停止动作, 气动舵接管姿态控制。在该方法下, 执行机构和控制器变换基于预先设定的策略进行。

综合上述设计步骤, 完成了基于微分跟踪器的增量反步复合翼无人机全包线姿态控制律设计。

## 3 仿真分析

### 3.1 控制器参数选取

为对控制器在不同模式下控制器参数进行选取, 借鉴最佳整定法, 通过响应笔者提出的姿态控制算法在旋翼模式和固定翼模式下的控制器进行参数选取, 得到能够实现最佳姿态精度的控制器参数。

根据表 1 参数, 对比不同控制器参数下旋翼模式俯仰角和滚转角跟踪响应如图 3—4 所示。

表 1 旋翼模式仿真参数

参数含义	参数符号	值
预设参数	$k_{r1}$	[ 1.8 2.7 1.4]
	$k_{r1}$	[13.0 16.5 8.4]
摄动参数	$k_{r1}$	[ 2.8 4.7 2.4]
	$k_{r1}$	[19.0 26.5 12.4]

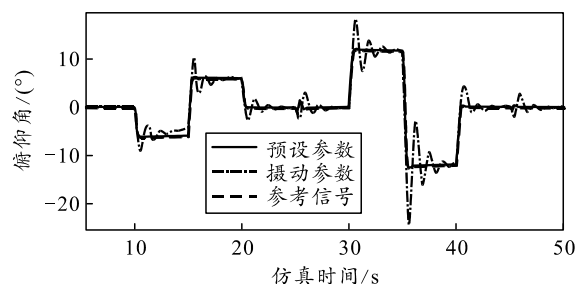


图 3 旋翼模式不同参数俯仰角响应对比

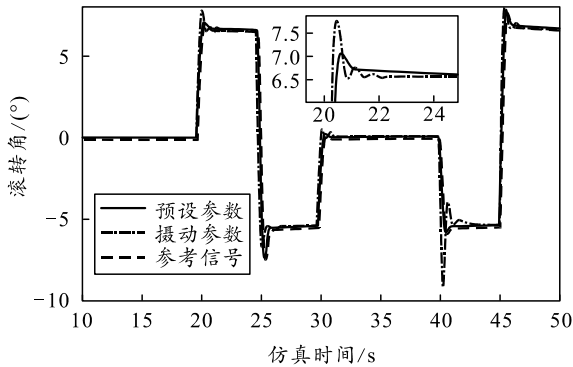


图 4 旋翼模式不同参数滚转角响应对比

由上图可以看出，本方法实现了对旋翼姿态的稳定跟踪，且对参数摄动不敏感；但当控制器参数摄动达到 80% 以上时无法实现对姿态的高精度跟踪。

为验证控制器参数有效性，将旋翼参数和预设固定翼参数在固定翼模式下姿态响应进行对比，如表 2、图 5 所示。

表 2 固定翼模式仿真参数

参数含义	参数符号	值
预设参数	$k_{r1}$	[ 7.8 9.7 6.4]
	$k_{r1}$	[47.0 57.3 34.4]
摄动参数	$k_{r1}$	[ 5.8 7.7 6.4]
	$k_{r1}$	[38.0 46.5 22.4]

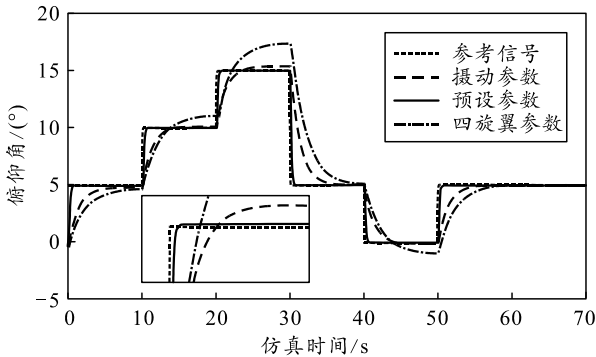


图 5 固定翼模式不同参数俯仰角响应对比

固定翼模式下，四旋翼控制参数劣势明显、响应时间较长、跟踪精度差，几乎无法实现对指令角度的跟踪。预设控制器参数能够较好的实现姿态和轨迹的跟踪，但参数摄动后，姿态出现了难以补足的误差。

根据上述仿真，完成了控制器参数设计，为全包线仿真打下了基础。

### 3.2 起飞过程仿真

在笔者设计的策略下，过渡过程为受限平飞状态，故设定起飞过程完成全包线模式切换控制仿真。根据上节分析得到固定翼模式和旋翼模式仿真参数如表 3 所示。

表 3 起飞过程仿真参数

参数含义	参数符号	值
旋翼模式参数	$k_{r1}$	[ 1.8 2.7 1.4]
	$k_{r1}$	[13.0 16.5 8.4]
固定翼模式参数	$k_{r1}$	[ 7.8 9.7 6.4]
	$k_{r1}$	[47.0 57.3 34.4]
跟踪微分器参数	$a'$	1.50
	$b'$	5.00
	$c'$	3.00
质量	$T$	0.02
机翼面积	$m$	13.50
机翼翼展	$S$	1.30
平均气动弦长	$b$	3.00
	$c$	0.42

比较过渡模式在模型气动参数添加 30% 摄动时，经典反步控制器与笔者提出的方法姿态响应，验证设计的全包线姿态控制器的有效性，速度指令如图 6 所示。仿真过程中并未对无人机状态量施加饱和约束。

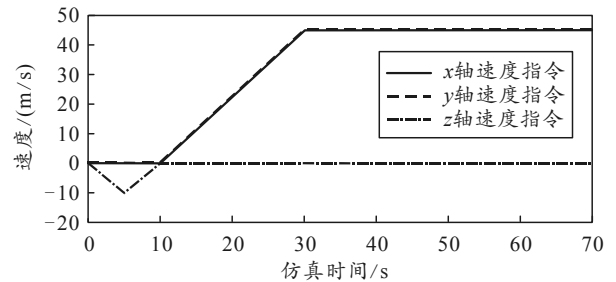


图 6 仿真速度指令

图 7 和 8 表示受摄情况下本文中控制器姿态响应结果与反步法的对比。可以看出，当过渡模式参数摄动 30% 时，笔者设计的控制算法俯仰角误差减少了约 66.8%，俯仰角速率误差减少了约 97%，明显减少了模型不确定性对姿态的干扰。并且，从姿态响应可以看出，由于并未施加状态约束，反步法实现了稳定控制；但出现了硬件结构上无法实现的俯仰角度和角速率响应，其在实际飞行控制中无法保证控制器稳定。

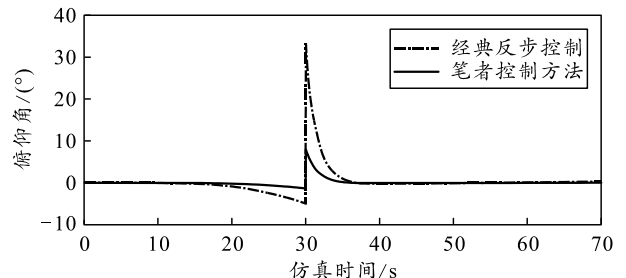


图 7 不同控制器俯仰角响应对比

仿真起飞过程中攻角变化如图 9 所示，在 10 s 推进器启动时刻，反步法对推进器产生的气动力矩无法较快的补偿，使得攻角大范围变化。在 30 s 实现模式变换的时刻，由于反步法带来的姿态不稳定

问题,使得攻角产生了较大的抖振,对飞行稳定性造成了影响。

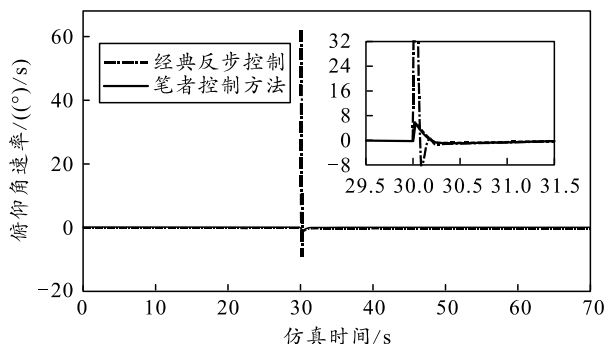


图 8 不同控制器俯仰角速率响应对比

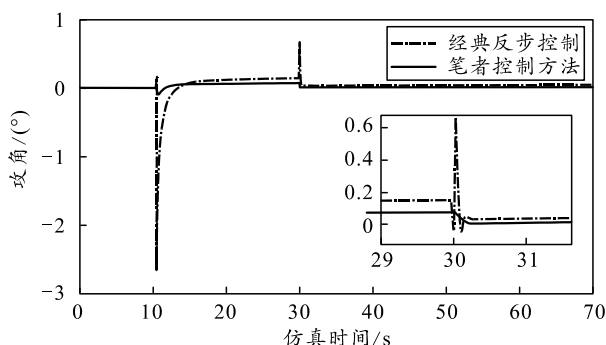


图 9 不同控制器攻角响应对比

综合上述仿真,说明笔者设计的基于增量反步控制算法相较于一般反步控制算法对类似本文中研究的模型参数变化较大的被控对象鲁棒性更好,提高了飞行姿态跟踪精度。

#### 4 结束语

笔者针对复合翼无人机全包飞行控制中气动特性复杂、模型不确定性强的问题,提出了将基于跟踪微分器的增量反步控制与直接切换策略相结合的方法。优化了飞行过程,并通过仿真进行了验证。结果表明:在模型参数摄动 30%的情况下,姿态跟踪误差相较于反步法减小了 66.8%,消除了抖振现象,实现了高精度姿态控制,提高了样例复合翼无人机飞行品质。

#### 参考文献:

[1] BLOISE N, PRIMATESTA S, ANTONINI R, et al. A survey of unmanned aircraft system technologies to enable safe operations in urban areas[C]//2019 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS). IEEE, 2019: 433-442.

[2] 唐大全, 唐管政, 谷旭平. 基于光流的无人机自主着陆控制策略[J]. 兵工自动化, 2021, 40(4): 33-37.

[3] 王子安, 龚正, 陈永亮, 等. 复合翼无人机加速段纵向

飞行特性分析与控制设计[J]. 航空动力学报, 2019, 34(10): 2177-2190.

- [4] PROCHAZKA F, RITZ T, EDUARDO H. Over-actuation analysis and fault-tolerant control of a hybrid unmanned aerial vehicle[C]//5th CEAS Conference on Guidance, Navigation and Control. Milan, 2019.
- [5] SUNDARAPANDIAN V, AHMAD T A. Backstepping control of nonlinear dynamical systems[M]. New York: Academic Press, 2020: 343-422.
- [6] CHOWDHURY A B, KULHARE A, RAINA G. A generalized control method for a Tilt-rotor UAV stabilization[C]//2012 IEEE International Conference on Cyber Technology in Automation, Control, and Intelligent Systems(CYBER). IEEE, 2012: 309-314.
- [7] SMEUR E J J, CHU Q, DE C G C H E. Adaptive incremental nonlinear dynamic inversion for attitude control of micro air vehicles[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2016, 39(3): 450-461.
- [8] TAL E, KARAMAN S. Accurate tracking of aggressive quadrotor trajectories using incremental nonlinear dynamic inversion and differential flatness[J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2020, 29(3): 1203-1218.
- [9] 朱自强, 王晓璐, 吴宗成, 等. 小型和微型无人机的气动特点和设计[J]. 航空学报, 2006(3): 353-364.
- [10] YILDIZ Y, UNEL M, DEMIREL A E. Adaptive nonlinear hierarchical control of a quad tilt-wing UAV[C]//2015 European Control Conference(ECC). IEEE, 2015: 3623-3628.
- [11] BENKHOUD K, BOUALLÈGUE S. Dynamics modeling and advanced metaheuristics based LQG controller design for a Quad Tilt Wing UAV[J]. International Journal of Dynamics and Control, 2018, 6(2): 630-651.
- [12] JIYUN T, YIN W. An Incremental Back-Stepping Control method for Compound Lift Unmanned Aerial Vehicle[C]//2021 40th Chinese Control Conference(CCC). IEEE, 2021: 7730-7735.
- [13] SIEBERLING S, CHU Q P, MULDER J A. Robust flight control using incremental nonlinear dynamic inversion and angular acceleration prediction[J]. Journal of guidance, control, and dynamics, 2010, 33(6): 1732-1742.
- [14] VAN G P, VAN K E J, DE V C C, et al. Adaptive incremental backstepping flight control for a high-performance aircraft with uncertainties[C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. 2016: 1380.
- [15] 张家旭, 杨雄, 施正堂, 等. 基于新型跟踪微分器的车轮滑移率跟踪控制[J]. 东南大学学报(自然科学版), 2020, 50(4): 767-774.
- [16] YUN Z, CONG W, HONGLI Z, et al. Chaos Control of Permanent Magnet Synchronous Motor Based on Finite Time LaSalle Invariant Set[J]. Journal of System Simulation, 2020, 32(10): 1956.