

基于改进 PSO 的无人自转旋翼机二自由度 PID 飞行控制

苏中滨 张磊磊 马 铮 高 睿
(东北农业大学电气与信息学院, 哈尔滨 150030)

摘要: 针对传统无人自转旋翼机自动控制采用一自由度 PID 和优化算法相结合,因自转旋翼机的响应滞后特性,一自由度 PID 不能同时满足快速响应和抑制干扰的问题,提出基于粒子群算法和模拟退火算法的二自由度 PID 控制器,同时设计前馈控制器的降噪方法,实现对无人自转旋翼机的有效控制。通过搭建 Matlab 仿真模型验证其可行性,其仿真结果表明本研究中算法相对于传统一自由度 PID 控制响应速度较快,前馈控制器能有效地抑制外部干扰,鲁棒性强,且系统响应速度快,响应时间提升约 11%,响应精度更高,收敛误差小,约是传统 PID 的 1/6,控制系统更稳定。同时在 2 种不同飞行环境下实际飞行实验验证了基于 PSO-SA 的二自由度 PID 控制器可行性,可为无人自转旋翼机在农业航空领域中的应用提供理论基础。

关键词: 自转旋翼机; 自动控制; 二自由度; PID; 粒子群算法; 模拟退火算法

中图分类号: V249.122 **文献标识码:** A **文章编号:** 1000-1298(2022)01-0151-08 **OSID:** 

Flight Control of Two-degree-of-freedom PID Unmanned Gyrocopter Based on Improved PSO

SU Zhongbin ZHANG Leilei MA Zheng GAO Rui
(School of Electrical and Information, Northeast Agricultural University, Harbin 150030, China)

Abstract: For the automatic control of the traditional unmanned autogyro, a combination of one-degree-of-freedom PID and optimization algorithm is used, because the one-degree-of-freedom PID cannot solve the problem of fast response and interference suppression at the same time due to the response lag characteristics of autogyro. A two-degree-of-freedom PID controller based on the particle swarm algorithm and the simulated annealing algorithm is proposed, and a noise reduction method of feedforward controller is designed to achieve effective control of unmanned autogyro. The feasibility is verified by building a Matlab simulation model. The simulation results show that the response speed of the algorithm in this study is faster than that of the traditional one-degree-of-freedom PID control. The feedforward controller, with strong robustness and system response can effectively suppress external disturbances. As the result, the speed is fast and the response time is increased by about 11%. The control system is more stable with higher response accuracy and slighter convergence error value. The possibility of error is about 1/6 lower than the traditional PID. At the same time, the actual flight experiments in two different flight environments verified the feasibility of the two-degree-of-freedom PID controller based on PSO-SA, which can provide a theoretical basis for the application of unmanned autogyro in the field of agricultural aviation.

Key words: gyrocopter; automatic control; two-degrees-of-freedom; PID; particle swarm algorithm; simulated annealing algorithm

0 引言

随着智慧农业以及无人化技术的不断发展,田间作业中对于具有作业时间长、载荷量大、成本低等特点的农用航空器的需求正在不断提高。自转旋翼机是一种依靠来流驱动旋翼自转而产生拉力,用螺

收稿日期: 2020-12-23 修回日期: 2021-02-02
基金项目: 黑龙江省“百千万”工程科技重大专项(2019ZX14A04)和国家重点研发计划项目(2016YFD0300610)
作者简介: 苏中滨(1965—),男,教授,博士生导师,主要从事自转旋翼机飞行控制研究,E-mail: 1364549020@qq.com
通信作者: 高睿(1989—),男,讲师,博士,主要从事自转旋翼机飞行控制研究,E-mail: 415730327@qq.com

旋桨推力克服飞行阻力的旋翼类航空器^[1],在民用航空及军用航空领域已得到了广泛应用^[2-3]。近年来,自转旋翼机因其操作简单、安全性高、起飞距离短等特点,在农业航空领域逐渐受到关注^[4]。

王俊超等^[5-6]和朱清华^[7]对旋翼机空气动力学、建模技术、飞行动力学以及技术难点等方面进行研究,为无人自转旋翼机的自动控制奠定了基础。陈森^[8]在自转旋翼机的无人飞行控制研究中采用线性鲁棒控制方法,解决了纵向控制问题。孙瑜^[9]设计了一种 BY-200 型单旋翼双矢量自转旋翼机,通过矢量推力协助自转旋翼机旋翼实现了直接力、气动力混合控制方案。程晓倩^[10]基于气动参数辨识技术和已有飞行数据,分析在实际飞行中的气动参数完成了自动飞行,但其控制方法和飞行环境都是在预设条件下,没有针对环境影响做出相应的控制决策。林清等^[11]针对常见的俯仰操作问题提出了一种升降舵辅助操纵的自转旋翼机布局,基于神经网络动态逆的自转旋翼机姿态控制方法设计了动态控制分配器,能协调升降舵与纵向周期变距,抑制纵向挥舞角的高频变化,提高了姿态控制稳定性^[12]。而农业自转旋翼机在田间作业时,通常处于低空、低速、环境因素复杂的情况下,因此对自动飞行的安全性和稳定性也有着更高的要求。

经典的 PID 控制在时变系统模型中控制效果较差,外界干扰大时机身会出现抖动、侧边距大、俯仰角和横滚角误差变大等问题,先前的研究中多采用一自由度 PID 控制和优化算法相结合来解决^[13-14]。但是由于旋翼机的环境复杂性和旋翼特性,控制算法不能在降噪和快速响应两者间同时兼顾^[15-18],对此,本文在一自由度基础上选择二自由度 PID 控制器,研究基于模拟退火算法优化粒子群算法的融合算法,以期使得控制系统具有良好的目标值跟踪和抑制外扰动能力。

1 旋翼机机体建模和姿态模型

自转旋翼机的主要结构包括无动力旋翼、全动垂尾和推力系统,如图 1 所示。无动力旋翼是在机身向前运动时依靠迎面而来的气流带动旋翼旋转而获得升力。在设计姿态控制时主要是控制旋翼的俯仰角和横滚角,从而实现旋翼机的控制^[19],如图 2 所示。但是由于不能直接控制旋翼的转速,所以旋翼机响应滞后。在操控旋翼过程中,自转旋翼机可能会受到环境因素干扰,如外界风力、雨雪等,特别在农业航空作业中,超低空低速状态下,飞行可操作性更低,要求控制响应速度

更快,更精准,因此在控制过程中必须对一些外界影响进行抑制。



图 1 自转旋翼机原型

Fig. 1 Prototype of gyrocopter

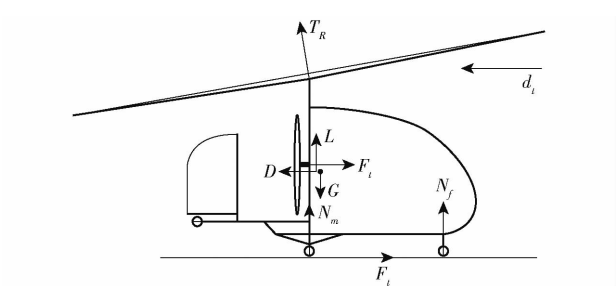


图 2 自转旋翼机结构图和受力分析图

Fig. 2 Structure and force analysis diagram of gyrocopter

根据牛顿动力学和欧拉-拉格朗日方程,自转旋翼机的控制系统数学模型描述为

$$\left\{ \begin{aligned} \theta(t) &= \omega_{\theta}(t) \\ \varphi(t) &= \omega_{\varphi}(t) \\ \omega_{\theta}(t) &= \frac{\lambda_{xx} T_x(t) - \lambda_{xy} T_y(t) - D_x \omega_{\theta}(t-1)}{I_x + ml^2} + \\ &\quad \frac{mg \cos \theta(t) l + m \varphi^2(t) \sin \theta(t) l^2 \cos \theta(t)}{I_x + ml^2} + \\ &\quad q_1(d_1(t)) \\ \omega_{\varphi}(t) &= \frac{\lambda_{yx} T_x(t) - \lambda_{yy} T_y(t) - D_y \omega_{\varphi}(t-1)}{I_y + ml^2} + \\ &\quad \frac{2m \omega_{\varphi}(t-1) \sin \theta(t) l^2 \cos \theta(t) \omega_{\theta}(t)}{I_y + ml^2} + q_2(d_2(t)) \end{aligned} \right.$$

(1)

式中 $\theta(t)$ 、 $\varphi(t)$ —— t 时刻俯仰角和横滚角
 $\omega_{\theta}(t)$ 、 $\omega_{\varphi}(t)$ —— t 时刻俯仰和横滚角速度
 $T_x(t)$ ——旋翼垂直分力
 $T_y(t)$ ——旋翼横滚分力
 I_x ——俯仰角方向惯性系数
 I_y ——横滚角方向惯性系数
 D_x ——俯仰角方向阻尼系数
 D_y ——横滚角方向阻尼系数
 λ_{xx} ——旋翼垂直分力在纵向上的力矩系数
 λ_{xy} ——旋翼垂直分力在横向上的力矩系数
 λ_{yx} ——旋翼横向分力在纵向上的力矩系数
 λ_{yy} ——旋翼横向分力在横向上的力矩系数

m ——自转旋翼机质量

l ——轴心至质心的距离

$d_1(t)、d_2(t)$ ——纵向和横向方向外部干扰

$q_1(\cdot)、q_2(\cdot)$ ——不确定因素影响函数

由于式(1)中的参数不利于精确获得而且存在非线性未建模和多环境因素影响的干扰,基于模型的控制方法不易于物理实现,为提升控制性能,本文研究易于物理实现的非线性自抗扰控制方法。令 $x_1 = \theta^* - \theta(t), x_2 = \dot{\theta}^*, x_3 = \varphi^* - \varphi(t), x_4 = \dot{\varphi}^*$ 。其中, θ^* 为式(1)俯仰角输出, φ^* 为式(1)横滚角输出。则有

$$\begin{cases} \mathbf{B} = \begin{bmatrix} b_{11} & b_{12} \\ b_{21} & b_{22} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \lambda_{xx}/I_{Tx} & -\lambda_{xy}/I_{Ty} \\ \lambda_{yx}/I_{Ty} & -\lambda_{yy}/I_{Tx} \end{bmatrix} \\ \begin{bmatrix} u_1^* \\ u_2^* \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} b_{11} & b_{12} \\ b_{21} & b_{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \end{bmatrix} \end{cases} \quad (2)$$

其中 $I_{Tx} = I_x + ml^2$ $I_{Ty} = I_y + ml^2$

式中 $\mathbf{B}$ ——控制系统

u_1^* ——横向控制系统输出

u_2^* ——纵向控制系统输出

可得自转旋翼机系统式(1)的误差系统为

$$\begin{cases} \dot{x}_1(t) = x_2(t) \\ \dot{x}_2(t) = f_1(x_1(t), d_1(t)) + u_1^*(t) \\ \dot{x}_3(t) = x_4(t) \\ \dot{x}_4(t) = f_2(x_2(t), d_2(t)) + u_2^*(t) \end{cases} \quad (3)$$

式中 $f_1(\cdot)$ ——俯仰角方向除控制力之外的合外力

$f_2(\cdot)$ ——横滚角方向除控制力之外的合外力

其构成系统状态内和环境因素的非线性耦合因素,将其定义为系统总扰动

$$\begin{cases} f_1(x_1(t), d_1(t)) = -\frac{D_x \omega_\theta(t) + mg \cos \theta(t) l}{I_x + ml^2} + \frac{m \omega_\varphi^2(t) \sin \theta(t) l^2 \cos \theta(t)}{I_x + ml^2} + q_1(d_1(t)) \\ f_2(x_2(t), d_2(t)) = -\frac{D_y \omega_\varphi(t)}{I_y + ml^2} + \frac{2m \omega_\varphi(t) \sin \theta(t) l^2 \cos \theta(t) \omega_\theta(t)}{I_y + ml^2} + q_2(d_2(t)) \end{cases} \quad (4)$$

则本文不需要太多的系统模型信息,只需要假定系统函数满足以下先决条件:假设 $f_1, f_2 \in C([0, \infty], \mathbf{R})$ 连续可微,同时外部扰动 $d_i(t) \in C([0, \infty], \mathbf{R})$ 连续有界,存在常数 $N > 0$ 使得 $\sup(|d_i(t)| + |d_{i-1}(t)|) \leq N \quad (i = 1, 2, \dots)$ (5)

式中 $\sup(\cdot)$ ——上确界函数

2 二自由度 PID 控制器设计

为提升控制性能,本文采用非线性扩张状态观测器通过系统的输出误差在线估计系统的总扰动,并在反馈控制中实时补偿,非线性扩张状态观测器为

$$\begin{cases} \dot{x}_1(t:r) = x_2(t:r) + \frac{k_1}{r} g_1(r^2 x_1(t) - x_1(t:r)) \\ \dot{x}_2(t:r) = f_1(t:r) + k_2 g_2(r^2 x_1(t) - x_1(t:r)) + u_1^*(t) \\ \dot{x}_3(t:r) = x_4(t:r) + \frac{k_1}{r} g_1(r^2 x_3(t) - x_3(t:r)) \\ \dot{x}_4(t:r) = f_2(t:r) + k_2 g_2(r^2 x_3(t) - x_3(t:r)) + u_2^*(t) \\ f_1(t:r) = rk_3 g_3(r^2 x_1(t) - x_1(t:r)) \\ f_2(t:r) = rk_3 g_3(r^2 x_3(t) - x_3(t:r)) \end{cases} \quad (6)$$

式中 r ——增益参数, $r > 0$

$x_i(t:r)、f_j(t:r)$ —— $x_i(t)、f_j(\cdot)$ 的估计值, $i = 1, 2, 3, 4, j = 1, 2$

g_i 是一个非线性函数

$$g_i(\lambda) = \text{fal}(\lambda, \eta_i, \delta) =$$

$$\begin{cases} \frac{\lambda}{\delta_i^{1-\eta_i}} & (|\lambda| \leq \delta, i = 1, 2, 3, 4) \\ [\lambda]^{\eta_i} = |\lambda|^{\eta_i} \text{sign}(\lambda) & (|\lambda| > \delta) \end{cases} \quad (7)$$

其中 $\text{sign}(\cdot)$ 是符号函数,同时 $\text{sign}(\cdot)$ 为简化函数,令

$$\delta = 1, \eta_1 = \mu, \eta_2 = 2\mu - 1, \eta_3 = 3\mu - 2, \mu \in \left(\frac{2}{3}, 1\right)。$$

$k_1、k_2、k_3$ 是使得矩阵 $\mathbf{K}$ 为 Hurwitz 的常数

$$\mathbf{K} = \begin{bmatrix} -k_1 & 1 & 0 \\ -k_2 & 0 & 1 \\ -k_3 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (8)$$

容易得出验证矩阵 $\mathbf{K}$ 是 Hurwitz 的充要条件是 $k_i > 0 (i = 1, 2, 3)$, 且有 $k_1 k_2 - k_3 > 0$ 。

分段光滑的 fal 函数式(7)是最初的用于构造扩张观测器的非线性函数。把扰动和外界信息综合考虑,观测和补偿的非线性输出反馈控制——自抗扰控制模型为

$$\begin{cases} \dot{u}_1^*(t) = \sigma(-[x_1(t)]^{\mu_1} - 2[x_2(t:r)]^{\mu_2} - f_1(t:r)) \\ \dot{u}_2^*(t) = \sigma(-[x_3(t)]^{\mu_1} - 2[x_4(t:r)]^{\mu_2} - f_2(t:r)) \end{cases} \quad (9)$$

其中 $\mu_1 = 2\mu - 1 \quad \mu_2 = (2\mu - 1)/\mu$

利用一自由度 PID,系统的鲁棒性和动态响应性能不能同时达到最优,本文利用二自由度 PID 控制,克服上述缺点,根据自转旋翼机控制具有非线性、响应滞后、空中实验环境因素不确定性多等

式中 α_{start} ——初始权值
 α_{end} ——最小权值
 C_k ——最大迭代次数
 g ——当前迭代次数

一般地取 $\alpha_{\text{start}} = 0.9, \alpha_{\text{end}} = 0.4$, 随着迭代递减到 0.4。

通过式 (17)、(18) 可以对粒子更新位置和速度, 当达到最大迭代次数或者差值满足函数要求时, 终止迭代并返回参数值。PSO 算法是一种不确定性算法, 在优化过程中, 粒子群的规模与收敛性、收敛精度和收敛速度存在着一定的矛盾性, 每次迭代粒子之间会相互竞争相互影响, 因此其局部寻优能力并不强。

为解决上述问题, 本文融合模拟退火算法进行 PSO 局部优化, 以弥补其全局寻优能力和局部寻优能力相矛盾的缺点。用前馈控制器的调参, 弱化学习因子对算法的不稳定性影响, 提高算法稳定性。

3.2 模拟退火算法优化

假设粒子前一个状态为 $x(n)$, 根据粒子运动, 下一状态变为 $x(n+1)$, 最靠近 x 轴的距离为本文需要的极值点, 则相应的距离 L 变为 $L(n+1)$, 定义粒子群接受该极值点的概率 P 为

$$P = \begin{cases} 1 & (L(n+1) \leq L(n)) \\ e^{-\frac{L(n+1) - L(n)}{T_n}} & (L(n+1) > L(n)) \end{cases} \quad (20)$$

其中

$$T_n = \begin{cases} \beta \frac{T_0}{\lg(1+n)} & (L(n+1) \leq L(n)) \\ \beta \frac{T_0}{1+n} & (L(n+1) > L(n)) \end{cases} \quad (21)$$

式中 β ——退火速率, 小于 1 正数, 一般取 0.8 ~ 1
 T_0 ——初始温度

根据式 (20) 可知, 如果 $L(n+1)$ 在向最终值靠近, 则该值就会被记录为新的极值, 如果不是极值, 也会将其记录下来, 均匀分布在 $[0, 1]$ 区间, 作为下一次运动的参考值。若再有重复的值则可直接采用现有结果, 避免重复计算, 提高算法运行速度。

带学习因子的 PSO 算法不能解决局部最优的问题、分散性差, 因此使用模拟退火算法优化 PSO 算法, 优化粒子群算法过程如下:

(1) 初始化: 设定 N_{sum} 个粒子, 最大迭代次数 C , 设定各个参数的范围, 对于任意的 X_n 服从 $[X_{\min}, X_{\max}]$ 均匀分布, 对于任意的 V_n 在 $[V_{\min}, V_{\max}]$ 服从均匀分布。

(2) 计算每个粒子 P 值并保存。

(3) 更新每个粒子 P 值, 比较 $P(n)$ 和 $P(n+1)$, 取最优的值作为 P_{best} , 若为全局最优则作为

G_{best} , 更新 G_{best} 并查看是否满足最终结果条件。

(4) 模拟退火扰动, 生成新的粒子群, 进行迭代。

(5) 如果满足条件则退出循环, 不满足则返回步骤 (2)。

该融合算法全局是 PSO 算法思想, 每个粒子在寻找局部最优解时利用模拟退火算法, 在 PSO 全局寻优能力较好时还增强 PSO 局部寻优能力, 能有效地找到局部最优解而获得全局最优解, 提高全局最优的精度。初始种群是随机分散的, 粒子群算法有很强的群体性, 算法收敛速度快、效率高。

3.3 基于 PSO-SA 融合算法的二自由度 PID 控制器

采用 PSO-SA 融合算法, 对控制器 3 个参数 K_p, K_i, K_d 以及前馈控制器的 θ, δ 进行调节, $M_1(s)$ 和 $M_2(s)$ 组合为前馈控制器的调节函数。模块的输入信号为自转旋翼机的预设值和当前状态的信号差值, 使得 PSO-SA 算法整定下二自由度 PID 控制器能够对被控对象稳定控制。该算法能快速地找到系统全局最优解, 保证自转旋翼机的稳定飞行和抗干扰能力达到最优, 基于 PSO-SA 融合算法的二自由度 PID 控制结构如图 5 所示。

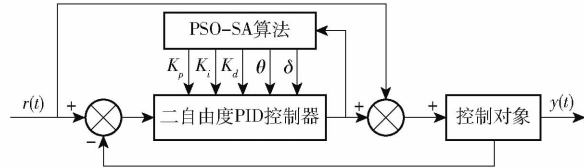


图 5 基于 PSO-SA 算法二自由度 PID 控制器
Fig. 5 Two-degree-of-freedom PID controller based on PSO-SA algorithm

如图 5 所示, PSO-SA 融合算法在调节 PID 参数时, 与一自由度 PID 控制器一样, 前馈控制器参数 θ 和 δ , 在调节出 PID 参数后, 通过式 (10) 和二分法确定 2 个参数, 得到 $M_1(s)$ 控制器响应, 由式 (11) 得到 $M_2(s)$ 控制器响应, 则能推出干扰传递函数、噪声传递函数, 设定值传递函数中的 K_a 参数由 PSO-SA 算法整定, 得到最优解。使得系统能够快速响应跟踪设定值的变化。

4 仿真结果与分析

4.1 测试函数仿真

为验证 PSO-SA 算法的性能, 本文采用 Rastrigin 函数作为测试函数, 与标准粒子群算法和模拟退火算法相比较。Rastrigin 函数表示为

$$f(z) = 20 + z_1^2 + z_2^2 - 10(\cos(2\pi z_1) + \cos(2\pi z_2)) \quad (22)$$

Rastrigin 函数为多峰函数, 收敛于 0。设置迭代

次数为 100,种群规模为 50 时,学习因子 $\theta_1 = 1.5$, $\theta_2 = 2.5$ 。

仿真算法收敛情况见图 6, PSO、SA、PSO - SA 算法的误差分别为 0.124、0.092、0.042,可以看出:

- (1)标准粒子群算法优化收敛快,容易局部收敛,收敛精度低。
- (2)模拟退火算法收敛精度高,有很强的局部寻优能力,但计算效率比较低,响应时间长。
- (3)PSO - SA 算法收敛速度快,优化结果精度高,模拟退火算法弥补局部寻优能力,增强全局搜索性能,充分利用粒子群算法和模拟退火算法的优点,使得收敛速度快,收敛精度高。

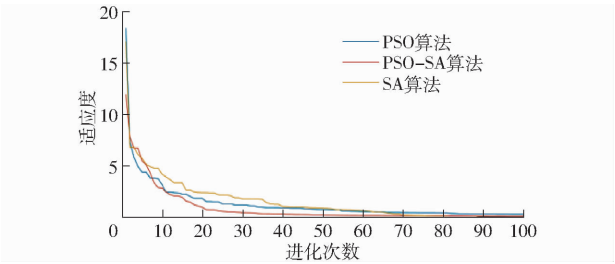


图 6 PSO、SA 和 PSO - SA 算法收敛图
Fig. 6 Convergence graph of PSO, SA and PSO - SA algorithms

4.2 阶跃信号仿真

为验证 PSO - SA 算法和二自由度 PID 控制相结合的优化效果,利用 Matlab 建立相应的控制系统。设置迭代次数为 100,种群规模为 25,学习因子 $\theta_1 = 1.5$, $\theta_2 = 2.5$, K_p 的取值范围为 $[0, 1]$, K_i 的取值范围为 $[0, 40]$, K_d 的取值范围为 $[0, 10]$, 采样周期为 0.01 s。对比仿真研究基于 PSO - SA 融合算法二自由度 PID 控制和 PID 控制对系统阶跃信号响应,研究其对阶跃信号的收敛。仿真结果如图 7、8 所示。

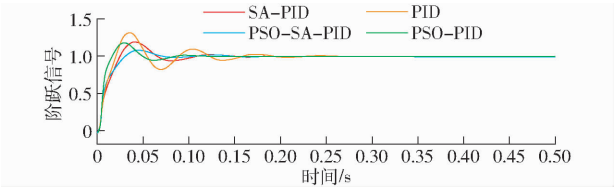


图 7 对阶跃信号的响应输出
Fig. 7 Response output to step signal

因是阶跃响应,没有外界干扰值,所以二自由度前馈控制器的输入响应为阶跃信号反信号,对该阶跃抖动收敛于 0,输出信号收敛于阶跃信号。由图 7、8 可以看出,经典二自由度 PID 抖动大,响应速度慢且精度低;二自由度 SA - PID 控制响应速度较慢,收敛精度较高;二自由度 PSO - PID 控制响应较快,响应精度较低。二自由度 PSO - SA - PID 控制明显优于其他 3 个算法,收敛精度高,响应速度快。

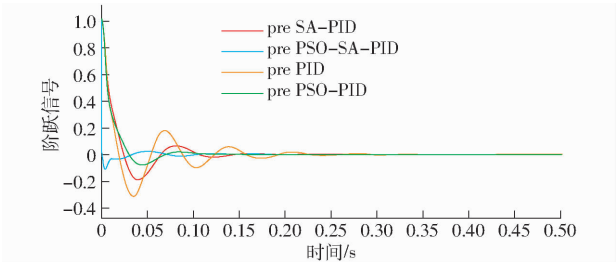


图 8 前置反馈器的响应收敛
Fig. 8 Response of prefeedback converges

4.3 模拟飞行仿真

为进一步验证有效性,根据前文建模,设计旋翼机飞行仿真模型,旋翼控制系统、全动垂尾控制系统和油门系统控制,旋翼控制系统与本文二自由度 PID 控制系统相结合,垂尾控制系统主要作用为辅助转弯和改变机头方向,油门控制系统主要作用为控制空速。设置运动轨迹为爬升模式,在外环姿态角控制回路给定目标俯仰角和滚转角情况下,分别用粒子群算法、模拟退火算法以及 PSO - SA 融合算法寻优协调内外参数,确定外回路的二自由度 PID 参数,记录响应时间和误差值。待控制系统俯仰角稳定在 10°后加外部干扰,俯仰角收敛设定值改变为 9°,研究其鲁棒性和稳定性。各个控制收敛响应值如图 9 所示。

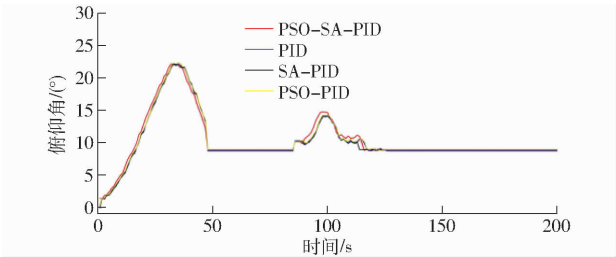


图 9 模拟飞行仿真俯仰角变化曲线
Fig. 9 Simulation of flight simulation of pitch angle

旋翼机的航向由横滚角和全动垂尾共同控制,在控制过程中,全动垂尾主要起辅助作用,且舵机直接控制转动幅度,控制较容易。本文主要研究旋翼控制滞后性和旋翼横滚角控制,通过在模拟飞行中小幅度变化横滚角研究其稳定性和鲁棒性,各个算法控制收敛响应值如图 10 所示。

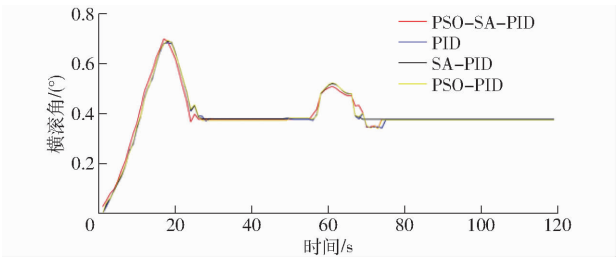


图 10 模拟飞行仿真横滚角变化曲线
Fig. 10 Simulation of flight simulation of roll angle

由图 9、10 和表 1、2 可知,传统 PID 控制响应慢、精度低。SA 算法和 PSO 算法都能对传统 PID 控制进行优化。SA 算法收敛时间较 PSO 算法收敛时间长,但精度高约 13%;PSO-SA 算法收敛时间最短,较传统 PID、PSO、SA 时间约缩短了 11%。收敛精度较 3 种算法高,收敛误差小。

表 1 稳定后俯仰角参数

Tab.1 Pitch angle parameters after stabilization

算法	收敛	目标	最大	收敛	目标	加外部干
	误差	收敛值	误差		收敛值	
	$\sigma/$ ($^{\circ}$)	$\xi_1/$ ($^{\circ}$)	$\sigma_1/$ ($^{\circ}$)		$\xi_2/$ ($^{\circ}$)	扰后收敛 误差 $\sigma_2/$ ($^{\circ}$)
				时间 t/s		
PSO-SA-PID	0.11	10	11.23	49.2	9	0.13
SA-PID	0.25	10	11.95	52.3	9	-0.36
PSO-PID	0.29	10	12.12	50.6	9	-0.68
PID	0.31	10	12.53	57.1	9	-0.94

表 2 稳定后横滚角参数

Tab.2 Roll angle parameters after stabilization

算法	收敛	目标	最大	收敛	目标	加外部干
	误差	收敛值	误差		收敛值	
	$\sigma/$ ($^{\circ}$)	$\xi_1/$ ($^{\circ}$)	$\sigma_1/$ ($^{\circ}$)		$\xi_2/$ ($^{\circ}$)	扰后收敛 误差 $\sigma_2/$ ($^{\circ}$)
				时间 t/s		
PSO-SA-PID	-0.026	0.4	0.676	23.7	0.4	0.014
SA-PID	0.095	0.4	0.681	25.8	0.4	-0.042
PSO-PID	0.112	0.4	0.691	24.3	0.4	0.071
PID	-0.152	0.4	0.694	26.2	0.4	-0.098

本文提出的 PSO-SA 算法和二自由度 PID 控制相结合,并设计前馈控制器抑噪的方法,能达到较好的控制效果。

5 飞行实验

为验证实际飞行可行性,本文采用单叶桨长为 600 mm,机身长度为 450 mm,机身质量为 1 kg 的小型自转旋翼航模机作为实际飞行实验机,如图 11 所示。分别在无风环境和有风环境下进行飞行测试。



图 11 飞行测试航模机
Fig.11 Flight test model aircraft

5.1 无风环境飞行实验

人工手动遥控使航模机达到预定的飞行高度

后,切换到自动控制模式,传感器记录俯仰角和横滚角的飞行数据,如图 12、13 所示,由图 12、13 可知,实际飞行的横滚角和俯仰角跟随良好,能自动平稳飞行。

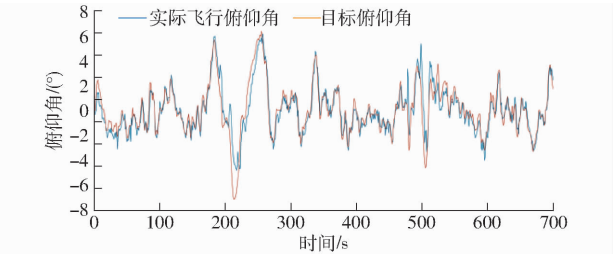


图 12 无风环境下指定俯仰角和实际俯仰角变化曲线
Fig.12 Specified and actual pitch angle in windless environment

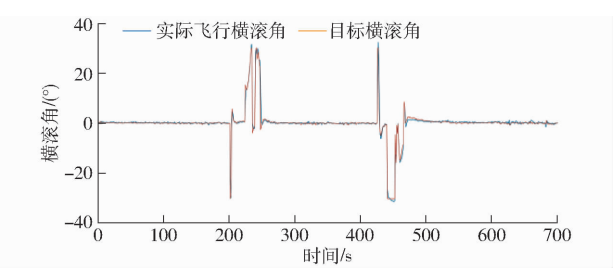


图 13 无风环境下指定横滚角和实际横滚角变化曲线
Fig.13 Specified and actual roll angle in windless environment

由图 12、13 和表 3 可以看出,俯仰角在切换平飞模式时会有一定偏差,导致平均误差比较大。飞行过程中最大误差和平均误差均在可控阈值范围内,能保持平稳飞行。横滚角在开始切换为自动飞行模式时有一定的偏差,但响应曲线波形一致,反映了系统有较好的响应速度,由于旋翼机的响应滞后性,最大误差出现在转弯处,误差均在可控阈值范围内,旋翼机能保持平稳飞行。

表 3 无风时实际飞行误差

Tab.3 Actual flight error

($^{\circ}$)		
误差类型	俯仰角	横滚角
最大误差	1.92	2.90
平均误差	0.26	0.37

5.2 有风环境飞行实验

在实际作业时,环境因素多变,为验证控制系统的稳定性,选定 3 级风力左右飞行环境。图 14、15 为有风环境下的飞行记录。

由图 14、15 和表 4 可以看出,俯仰角和横滚角在有风环境下误差较无风环境下大。俯仰角在切换自动平飞时误差最大,随后收敛,由于有风力影响,飞行过程中有抖动现象,控制参数均在阈值内,能平稳飞行。横滚角变化较无风环境下明显,所以环境干扰对横向控制影响更大,切换自动飞行时由于机

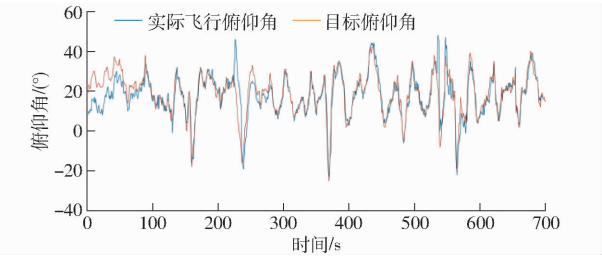


图 14 有风环境下指定俯仰角和实际俯仰角变化曲线
Fig. 14 Specified and actual pitch angle in wind environment

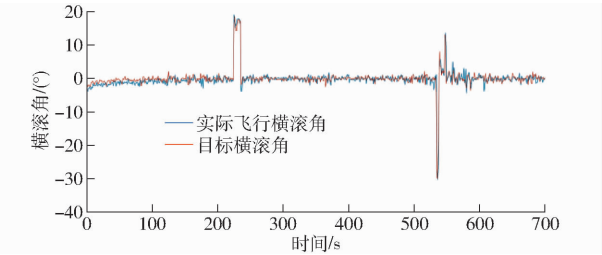


图 15 有风环境下指定横滚角和实际横滚角变化曲线
Fig. 15 Specified and actual roll angle in wind environment

表 4 有风时实际飞行误差
Tab.4 Actual flight error (°)

误差类型	俯仰角	横滚角
最大误差	1.70	2.96
平均误差	0.41	0.78

体质量小,风力影响较大,机身抖动,在稳定后能够平稳飞行。若机身质量大时风力影响会相对较弱,控制系统会更稳定。2 次飞行实验验证了本文提出的控制方法的可行性。

6 结论

(1)基于二自由度的 PID 控制器具有较强的快速响应能力,同时前馈控制器能有效抑制外界干扰。粒子群算法和模拟退火算法虽然可以整定 PID 参数,但均具有一定的局限性,而 PSO-SA 融合算法能有效结合 2 个算法的优点,将该算法应用于自转旋翼机的控制回路中二自由度 PID 控制器的参数整定,响应时间约减少了 11%,精度更高,收敛误差小,约是传统 PID 的 1/6,控制系统更稳定。

(2)通过仿真和实际飞行实验,验证了基于 PSO-SA 算法的二自由度 PID 控制旋翼机实际飞行中的可行性,飞行过程中的俯仰角和横滚角平均误差在阈值范围内,跟随性良好。在农业自转旋翼机田间作业时,处于大载荷、超低空、低速状态下,基于 PSO-SA 算法的二自由度 PID 控制器响应能力和抗干扰能力较强,为农用大载荷无人自转旋翼机的开发提供了理论基础和可行性论证。

参 考 文 献

[1] 王焕瑾,高正. 自转旋翼的气动优势和稳定转速[J]. 航空学报, 2001, 22(4): 337-339.
WANG Huanjin, GAO Zheng. Aerodynamic virtue and steady rotary speed of autorotating rotor[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2001, 22(4): 337-339. (in Chinese)

[2] 魏凯,李志国,马存旺. 自转旋翼无人机技术与发展前景[J]. 飞航导弹, 2012(12): 37-40
WEI Kai, LI Zhiguo, MA Cunwang. Autogyro UAV technology and development[J]. Aerodynamic Missile Journal, 2012(12): 37-40. (in Chinese)

[3] 李世秋. 无人自转旋翼机现状及在军事领域的应用研究[J]. 飞航导弹, 2014(1): 49-53.
LI Shiqiu. Present situation and application research of unmanned gyroplane in military field[J]. Aerodynamic Missile Journal, 2014(1): 49-53. (in Chinese)

[4] 于立宝. 农用无人旋翼机旋翼系统气动分析与试验研究[D]. 哈尔滨: 东北农业大学, 2015.
YU Libao. Aerodynamic analysis and experimental study on rotor system of agricultural unmanned rotorcraft[D]. Harbin: Northeast Agricultural University, 2015 (in Chinese)

[5] 王俊超,李建波,韩东. 自转旋翼机飞行性能理论建模技术[J]. 航空学报, 2014, 35(12): 3244-3253.
WANG Junchao, LI Jianbo, HAN Dong. Theoretical modeling technology for gyroplane flight performance[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(12): 3244-3253. (in Chinese)

[6] 王俊超,李建波. 机翼对自转旋翼机纵向稳定性的影响[J]. 航空学报, 2014, 35(1): 151-160.
WANG Junchao, LI Jianbo. Effects of wing on autogyro longitudinal stability[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(1): 151-160. (in Chinese)

[7] 朱清华. 自转旋翼飞行器总体设计关键技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2007.
ZHU Qinghua. Research on key technologies of gyroplane preliminary design[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2007. (in Chinese)

[8] 陈淼. 自转式无人旋翼机飞行控制技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2012.
CHEN Miao. Research on flight control technologies for unmanned gyroplane[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012. (in Chinese)

[9] 孙瑜. 单旋翼双推进自转旋翼机的控制与实现[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2018.
SUN Yu. Control and implementation of gyroplane with double vectorial thrust[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018. (in Chinese)

- [24] 郑源,陈宇杰,张睿,等. 轴流泵失速工况下非定常流动特性研究[J]. 农业机械学报,2017,48(7):127–135.
ZHENG Yuan, CHEN Yujie, ZHANG Rui, et al. Analysis on unsteady stall flow characteristics of axial-flow pump[J]. Transactions of the Chinese Society for Agricultural Machinery,2017,48(7):127–135. (in Chinese)
- [25] CAO P Y, WANG Y, KANG C, et al. Investigation of the role of non-uniform suction flow in the performance of water-jet pump[J]. Ocean Engineering,2017,140(8):258–269.
- [26] 刘宁,汪易森,张纲. 南水北调工程水泵模型同台测试[M]. 北京:中国水利水电出版社,2006.
- [27] 谢荣盛. 轴流泵小流量工况水力特性研究[D]. 扬州:扬州大学,2016.
XIE Rongsheng. The investigation of small flow condition hydraulic performance in axial flow pumps[D]. Yangzhou: Yangzhou University, 2016. (in Chinese)
-
- (上接第 158 页)
- [10] 程晓倩. 无人自转旋翼机建模与控制技术研究[D]. 厦门:厦门大学,2017.
CHENG Xiaoqian. Research on modeling and control technology of unmanned gyroplane[D]. Xiamen: Xiamen University, 2017. (in Chinese)
- [11] 林清,蔡志浩,闫坤,等. 升降舵辅助操纵的自转旋翼机自适应姿态控制[J]. 航空学报,2016,37(9):2820–2832.
LIN Qing, CAI Zhihao, YAN Kun, et al. Adaptive attitude control of autogyro augmented with elevator[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016,37(9):2820–2832. (in Chinese)
- [12] SONG Wang, WAN Lichen, WEN Qiangdun, et al. Design and experiment of flight path control system of unmanned autogyro[C]//MATEC Web of Conferences. EDP Sciences, 2016, 44: 01065.
- [13] ZAFER B, OGUZHAN K. Comparison of PID and FOPID controllers tuned by PSO and ABC algorithms for unstable and integrating systems with time delay[J]. Optimal Control Applications and Methods, 2018, 39(4): 1431–1450.
- [14] ADAM D, PAWEL B, LUKASZ P L, et al. Structural dynamics of a gyrocopter: numerical approach in some emergency cases[J]. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 2018, 90(4): 699–710.
- [15] 李亮. 基于改进 PSO 算法的直升机线性自抗扰控制器优化设计[J]. 信息通信,2019(4):44–48,50.
LI Liang. Optimization design of helicopter linear active disturbance rejection controller based on improved PSO algorithm[J]. Information & Communications,2019(4):44–48,50. (in Chinese)
- [16] 薛秦锴,闫兆武,庄淡盛,等. 改进粒子群整定涵道式倾转两轴旋翼机横滚 PID 控制器[J]. 工业控制计算机,2020,33(12):100–102.
XUE Qin'e, YAN Zhaowu, ZHUANG Dansheng, et al. Improved PSO tuning PID controller for tilting two-axis rotorcraft[J]. Industrial Control Computer,2020,33(12):100–102. (in Chinese)
- [17] 陈洁,王道波,盛守照,等. 基于侧偏修正的无人驾驶旋翼机转弯飞行控制[J]. 兵工自动化,2012,31(1):57–60.
CHEN Jie, WANG Daobo, SHENG Shouzhao, et al. Flight control of unmanned rotorcraft turning based on side deflection correction[J]. Ordnance Industry Automation,2012,31(1):57–60. (in Chinese)
- [18] 王正峰,赵兀君. 基于模糊自适应 PID 的无人直升机垂直起降控制律设计研究[J]. 直升机技术,2017(4):18–22,28.
WANG Zhengfeng, ZHAO Wujun. Research on vTOL control law design of unmanned helicopter based on fuzzy adaptive PID[J]. Helicopter Technology,2017(4):18–22,28. (in Chinese)
- [19] 陈淼,王道波,盛守照,等. 无人旋翼机自主滑行起飞建模与控制[J]. 兵工自动化,2011,30(9):56–60,76.
CHEN Miao, WANG Daobo, SHENG Shouzhao, et al. Modeling and control of autonomous taxiing take-off of unmanned rotorcraft[J]. Ordnance Industry Automation,2011,30(9):56–60,76. (in Chinese)
- [20] MAŁGORZATA W, ŁUKASZ C, AGNIESZKA S. The influence of the blades leading edge anti-erosion protection on main rotor performances[J]. Journal of KONES,2018,25(2):48–50.