



航空学报
Acta Aeronautica et Astronautica Sinica
ISSN 1000-6893, CN 11-1929/V

《航空学报》网络首发论文

题目: 基于变权重变异鸽群优化的无人机空中加油自抗扰控制器设计
作者: 费伦, 段海滨, 徐小斌, 鲍瑞, 孙永斌
收稿日期: 2019-09-11
网络首发日期: 2019-10-18
引用格式: 费伦, 段海滨, 徐小斌, 鲍瑞, 孙永斌. 基于变权重变异鸽群优化的无人机空中加油自抗扰控制器设计. 航空学报.
<http://kns.cnki.net/kcms/detail/11.1929.V.20191018.1105.014.html>



网络首发: 在编辑部工作流程中, 稿件从录用到出版要经历录用定稿、排版定稿、整期汇编定稿等阶段。录用定稿指内容已经确定, 且通过同行评议、主编终审同意刊用的稿件。排版定稿指录用定稿按照期刊特定版式(包括网络呈现版式)排版后的稿件, 可暂不确定出版年、卷、期和页码。整期汇编定稿指出版年、卷、期、页码均已确定的印刷或数字出版的整期汇编稿件。录用定稿网络首发稿件内容必须符合《出版管理条例》和《期刊出版管理规定》的有关规定; 学术研究成果具有创新性、科学性和先进性, 符合编辑部对刊文的录用要求, 不存在学术不端行为及其他侵权行为; 稿件内容应基本符合国家有关书刊编辑、出版的技术标准, 正确使用和统一规范语言文字、符号、数字、外文字母、法定计量单位及地图标注等。为确保录用定稿网络首发的严肃性, 录用定稿一经发布, 不得修改论文题目、作者、机构名称和学术内容, 只可基于编辑规范进行少量文字的修改。

出版确认: 纸质期刊编辑部通过与《中国学术期刊(光盘版)》电子杂志社有限公司签约, 在《中国学术期刊(网络版)》出版传播平台上创办与纸质期刊内容一致的网络版, 以单篇或整期出版形式, 在印刷出版之前刊发论文的录用定稿、排版定稿、整期汇编定稿。因为《中国学术期刊(网络版)》是国家新闻出版广电总局批准的网络连续型出版物(ISSN 2096-4188, CN 11-6037/Z), 所以签约期刊的网络版上网络首发论文视为正式出版。

引用格式：费伦，段海滨，徐小斌，等. 基于变权重变异鸽群优化的无人机空中加油自抗扰控制器设计[J]. 航空学报. FEI Lun, DUAN Haibin, XU Xiaobin, et al. ADRC controller optimization design based on variable weighted mutant pigeon inspired optimization for UAV [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica (in Chinese). doi:10.7527/S1000-6893.2019.23490

基于变权重变异鸽群优化的无人机空中加油自抗扰控制器设计

费伦¹，段海滨^{1,2,*}，徐小斌¹，鲍瑞¹，孙永斌¹

1. 北京航空航天大学自动化科学与电气工程学院 仿生自主飞行系统研究组，北京 100083
2. 鹏城实验室，深圳 518000

摘要：针对空中加油过程中的受油机模型建模误差和强扰动以及自抗扰控制器(ADRC)人工参数整定难的问题，提出了一种基于变权重变异鸽群优化(VWMPPIO)算法的无人机自抗扰控制器优化方法。首先给出了六自由度无人机模型，基于自抗扰控制结构设计了一种受油机的姿态控制器，在此基础上用本文提出的变权重变异鸽群优化算法整定了自抗扰控制器参数。随后，将变权重变异鸽群优化与其他基本鸽群优化算法、粒子群优化算法进行了实验对比，并从控制性能和抗噪声性能的角度对自抗扰控制器和传统的比例-微分-积分(PID)控制器进行了仿真对比，实验结果表明所提方法能提高复杂态势环境下无人机空中加油的控制精度和扰动抑制性能。

关键词：空中加油；变权重变异鸽群优化算法；自抗扰控制；参数整定；姿态控制

中图分类号：TP273 **文献标识码：**A **文章编号：**1000-6893(2020)01-323490-11

空中加油(Aerial Refueling)技术是加油机在航行中为受油机补充燃料的技术，可以显著提高战斗机的续航能力^[1]。在空中加油任务中，由于尾流等影响，需要受油机具有较高的控制精度，因此需要设计控制精度高、抗干扰能力强的控制系统。Nicol等^[2]在2011年提出了一种直接近似的自适应控制方法，依靠一组先验的权重来指导学习，从而更新控制器的权重。Enomoto等^[3]在2008年采用内外环动态逆方法，设计了无人机制导跟踪控制系统，该系统能够实现与目标无人机保持理想的相对距离。但动态逆系统控制器使

用在空中加油的对接阶段，会造成逆误差，不能满足对接阶段的控制要求。Lungu等^[4]于2019年设计了一种基于动态反步控制的自动着陆飞行控制系统，验证了该控制结构在不同初始条件下的稳定性和鲁棒性，由于其控制算法需要基于准确的数学模型，其实现有一定的困难。

自抗扰控制(Active Disturbance Rejection Controller, ADRC)技术是Han等在20世纪80年代所提出的一种新的控制理论，这种控制不依赖于受控对象的具体数学模型，具有很强的鲁棒性和抗干扰性^{[5][6]}。如文献[7-11]所示，自抗扰技术广泛

收稿日期：2019-09-11；退修日期：2019-09-25；录用日期：2019-10-15；网络出版时间：

网络出版地址：

基金项目：国家自然科学基金(91648205, 61425008)；航空科学基金(20185851022)

*通讯作者. E-mail: hbduan@buaa.edu.cn

地在控制工程领域应用。相比于经典的比例-积分-微分控制器(Proportional-Integral-Derivative Controller, PID), 自抗扰控制器的控制效果更为优越, 系统的稳健性更强。但自抗扰控制同样存在控制器参数众多, 整定参数往往依靠工程经验等问题, 不容易得到最优控制效果。

鸽群优化(Pigeon Inspired Optimization, PIO)是Duan和Qiao等^[12]在2014年提出的一种启发式优化仿生算法, 该算法基于鸽群在飞行中寻找目标的行为机制。鸽群优化算法由于具有收敛速度快、搜索效率高的优势, 已得到广泛的应用^[13]。Li等^[14]在2014年把鸽群优化算法引入模拟退火算法思想, 用于解决低空无人机目标检测问题。Zhang等^[15]在2015年将其运用在航天器的最优编队重构问题。Yang等^[16]在2018年在线滚动时域控制中应用鸽群优化算法。但针对参数整定等多维优化问题, 在鸽子的数目、寻优迭代次数较少的情况下, 经典的鸽群优化算法容易出现陷入局部最优、迭代后期收敛速度过慢等问题。

本文提出了一种变权重变异鸽群优化算法(Variable Weighted Mutant Pigeon Inspired Optimization, VWMPPIO), 将反向变异操作加入到地图和指南针算子中, 从而降低了鸽群寻优陷入局部最优解的概率。自适应权值能够增加处于较优位置的鸽子在鸽群中的权重, 相比经典的鸽群优化算法能够提高算法寻优的效率, 从而提高无人机的姿态控制水平。

本文以F-16的公开数据为基础, 建立无人机模型, 通过Matlab/Simulink进行建模仿真。仿真平台包括无人机六自由度非线性模型。本文首先根据自主空中加油的特点, 基于自抗扰技术设计了姿态稳定控制器的结构。为解决人工整定参数困难的问题, 获得最佳的控制效果, 使用变权重变异鸽群优化算法进行寻优, 并与传统的启发优化算法进行对比分析。

1 无人机六自由度数学模型

无人机通过调整升降舵、副翼和方向舵的角度, 改变无人机的俯仰角、偏航角和俯仰角大小。构建无人机的六自由度运动学与动力学模型为

$$\begin{cases} \dot{p} = \frac{L + qr(I_z - I_y)}{I_x} \\ \dot{q} = \frac{M + pr(I_x - I_z)}{I_y} \\ \dot{r} = \frac{N + pq(I_y - I_x)}{I_z} \\ \dot{\phi} = p + (r \cos \phi + q \sin \phi) \tan \theta \\ \dot{\theta} = q \cos \phi - r \sin \phi \\ \dot{\psi} = (r \cos \phi + q \sin \phi) \sec \theta \end{cases} \quad (1)$$

式中: p 、 q 、 r 为无人机滚转角速度、俯仰角速度及偏航角速度; ϕ 、 θ 、 ψ 为无人机的滚转角、俯仰角与偏航角; I_x 、 I_y 、 I_z 分别是无人机绕机体轴的转动惯量, 三个力矩分量为滚转力矩 L 、俯仰力矩 M 、偏航力矩 N , 其表达式为

$$\begin{cases} L = \frac{1}{2} \rho V^2 S b (C_{l\beta} \beta + \frac{b}{2V} C_{lp} p + \frac{b}{2V} C_{lr} r + C_{l\delta_a} \delta_a + C_{l\delta_r} \delta_r) \\ M = \frac{1}{2} \rho V^2 S b_A (C_{m\alpha=0} + C_{m\alpha} \alpha + \frac{b_A}{2V} C_{mq} q + \frac{b_A}{2V} C_{m\delta_e} \delta_e) \\ N = \frac{1}{2} \rho V^2 S b (C_{n\beta} \beta + \frac{b}{2V} C_{nr} r + \frac{b}{2V} C_{np} p + C_{n\delta_r} \delta_r + C_{n\delta_a} \delta_a) \end{cases} \quad (2)$$

其中: ρ 为空气密度; b 为翼展; b_A 为平均气动弦长; S 为机翼参考面积; δ_a 为无人机副翼的偏角; δ_e 为升降舵的偏角; δ_r 为方向舵的偏角。

无人机空中加油过程中, 受油机受到加油机尾流等风干扰因素影响, 同时空中加油任务的特殊性要求受油机跟踪快速运动的锥套。由于固定翼无人机系统具有欠驱动、强耦合的特点, 处理好空中加油任务中控制器的控制精度与响应速度是控制器设计的难点。

2 无人机自抗扰控制器

2.1 自抗扰控制器结构设计

自抗扰控制器由跟踪微分器(Tracking Differentiator, TD)、扩张状态观测器(Extended State Observer, ESO)和非线性状态误差反馈控制律(Nonlinear State Error Feedback, NSEF)三部分构成^[17]。自抗扰控制器的结构如图1所示。

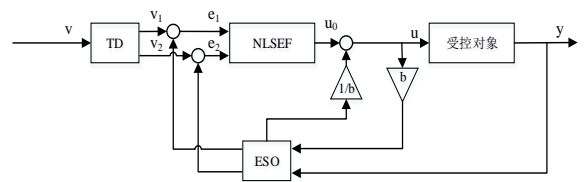


图1 自抗扰控制器的结构

Fig. 1 Structure of ADRC controller

对于系统模型中的不确定性与外部的扰动,利用扩张状态观测器进行估计与补偿,从而抑制系统干扰。在基于自抗扰控制的无人机俯仰角、滚转角控制律以及偏航角的增稳控制律设计中采用相同的控制策略。基于自抗扰控制器的无人机姿态控制律结构框图如图2所示。将无人机姿态方程整理为符合自抗扰理论的对应形式如式(3)所示。

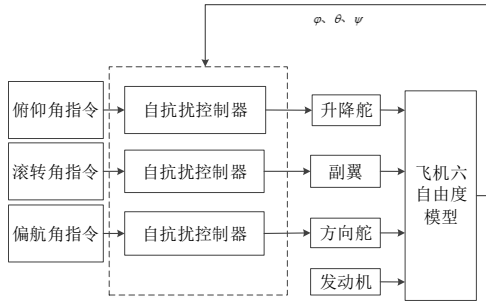


图2 无人机姿态控制律结构框图

Fig. 2 Diagram of Attitude Control Law of UAV

$$\begin{bmatrix} \ddot{\phi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} f_{\phi} \\ f_{\theta} \\ f_{\psi} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} b_{0\phi} \\ b_{0\theta} \\ b_{0\psi} \end{bmatrix} \delta \quad (3)$$

式中: $\delta = [\delta_a \ \delta_e \ \delta_r]^T$, 无人机姿态状态的已知部分为

$$\begin{cases} f_{\phi} = \dot{p} + (\dot{r} \cos \phi + \dot{q} \sin \phi - r\dot{\phi} \sin \phi + q\dot{\phi} \cos \phi) \tan \theta \\ \quad + \frac{1}{\cos^2 \theta} (r \cos \phi + q \sin \phi) - b_{0\phi} \delta_a \\ f_{\theta} = \dot{q} \cos \phi - \dot{r} \sin \phi - q\dot{\theta} \sin \phi - r\dot{\theta} \cos \phi - b_{0\theta} \delta_e \\ f_{\psi} = (\dot{r} \cos \phi + \dot{q} \sin \phi - r\dot{\psi} \sin \phi + q\dot{\psi} \cos \phi) \sec \theta \\ \quad + (r \cos \phi + q \sin \phi) \dot{\theta} \sec \theta \tan \theta - b_{0\psi} \delta_r \end{cases} \quad (4)$$

2.2 自抗扰控制器算法设计

(1) 跟踪微分器

跟踪微分器的输出变量 v_1 跟踪输入指令信号 v_0 , 输出变量 v_2 是输出变量 v_1 的微分。跟踪微分器的离散形式为

$$\begin{cases} e = v_1 - v_0 \\ fh = fhan(v_1, v_2, r_0, h_0) \\ v_1 = v_1 + h \cdot v_2 \\ v_2 = v_2 + h \cdot fh \end{cases} \quad (5)$$

式中: r_0 为决定跟踪速度的速度因子; h_0 为滤波

因子; h 为时间步长, 单位为秒; $fhan(\cdot)$ 为最速控制综合函数, 表达式如式(6)所示; $sign(\cdot)$ 是符号函数, 其表达式如式(7)所示。

$$\begin{cases} d = r_0 h_0 \\ d_0 = h_0 d \\ y = v_1 + h_0 v_2 \\ a_0 = \sqrt{d^2 + 8r_0 |y|} \\ fhan(v_1, v_2, r_0, h_0) = \begin{cases} v_2 + sign(y) \frac{(a_0 - d)}{2}, |y| > d_0 \\ v_2 + \frac{y}{h}, |y| \leq d_0 \end{cases} \\ sign(y) = \begin{cases} 1, y > 0 \\ 0, y = 0 \\ -1, y < 0 \end{cases} \end{cases} \quad (6)$$

速度因子 r_0 越大, 跟踪器的跟踪效果就越快, 反之则可以避免超调, 因此选择合适的速度因子可以实现无超调的快速跟踪。滤波因子 h_0 能够滤掉跟踪信号的噪声部分, 对含有噪声或不连续的输入也可以到平滑的跟踪信号, 从而提高了系统控制的鲁棒性。对于无人机的控制来说, 跟踪微分器可使控制器快速无超调地跟随指令, 且输入保持连续光滑, 减少无人机系统受突变指令信号的影响, 从而避免机体抖振的出现。

(2) 扩张状态观测器

扩张状态观测器估计出系统的扰动并将其补偿, 从而将系统转变为基础的积分串联结构。观测器的观测量用 z 表示, 其中 z_1 和 z_2 分别表示状态量 x 和 \dot{x} 的估计值, z_3 表示外界扰动及系统不确定性的影响, 则二阶的扩张状态观测器的数学模型如式(8)所示。

$$\begin{cases} e = z_1 - y \\ fe = fal(e, \alpha_{01}, \delta) \\ fe_1 = fal(e, \alpha_{02}, \delta) \\ z_1 = z_1 + h(z_2 - \beta_{01}e) \\ z_2 = z_2 + h(z_3 - \beta_{02}fe + b_0u) \\ z_3 = z_3 + h(-\beta_{03}fe_1) \end{cases} \quad (8)$$

式中: e 为观测值与状态的误差量; $fal(\cdot)$ 为非线性函数, 其非线性的程度由 α_{01} 、 α_{02} 决定; β_{01} 、 β_{02} 、 β_{03} 为扩张状态观测器的增益; α_{01} 、 α_{02} 一般取值为 0.5 与 0.25, β_{01} 取值 100。^[18] $fal(\cdot)$ 能够实现工程中所需要的“小误差大增益, 大误差小增益”的良好功能, δ 表示其线性区间的宽度, 在实际系统中, 一般取为 0.02

左右^[6], α 是幂次, 反映了观测器的非线性程度。其表达式如式(9)所示。

$$fal(e, \alpha, \delta) = \begin{cases} \frac{e}{\delta^{1-\alpha}}, & |e| \leq \delta \\ |e|^\alpha \cdot \text{sign}(e), & |e| > \delta \end{cases} \quad (9)$$

(3) 扰动补偿过程

在误差反馈控制量 u_0 基础上, 将观测到的扰动量用于补偿, 控制量如式(10)所示。对扩充观测的补偿能够使得控制器实现抗扰。

$$u = \frac{u_0 - z_3(t)}{b_0} \quad (10)$$

(4) 非线性状态误差反馈律

$$\begin{cases} e_1 = v_1 - z_1 \\ e_2 = v_2 - z_2 \\ u_0 = \beta_1 fal(e_1, a_{11}, \delta_1) + \beta_2 fal(e_2, a_{12}, \delta_1) \end{cases} \quad (11)$$

式中: v_1 、 v_2 为跟踪微分器的输出; z_1 和 z_2 为扩张状态观测器的输出; β_1 、 β_2 分别为非线性误差反馈的比例和微分的增益, 相当于 PID 控制器中的增益参数。 δ_1 的作用与扩张状态观测器中类似, 本文取值为 0.5。

在调节控制器参数时, r_0 、 h_0 、 β_{02} 、 β_{03} 、 a_{11} 、 a_{12} 、 β_{11} 、 β_{12} 、 b_0 等 9 个参数需根据系统实际需求变化。

3 变权重变异鸽群优化算法的设计

3.1 经典鸽群优化算法

鸽群算法由两个独立的迭代循环组成, 在每个循环中使用不同的算子模型, 模拟鸽子在飞行不同阶段使用不同的导航工具。

地图和指南针算子(Map and Compass Operator)模仿太阳高度和地球磁场对鸽子的作用。在 M 维搜索空间随机初始化 N 只鸽子, 其中第 i 只鸽子的位置和速度分别为 $X_i = [x_{i1} \ x_{i2} \ \cdots \ x_{iM}]$ 和 $V_i = [v_{i1} \ v_{i2} \ \cdots \ v_{iM}]$, $i = 1, 2, \dots, N$ 。地图和指南针算子依据式(12)更新。

$$\begin{cases} V_i(t) = V_i(t-1)e^{-Rt} + \text{rand} \cdot (X_{g\text{best}} - X_i(t-1)) \\ X_i(t) = X_i(t-1) + V_i(t) \end{cases} \quad (12)$$

式中: R 为地图因子, rand 为数值在 0 到 1 之间的随机数, t 为当前迭代的代数, $X_{g\text{best}}$ 为上一次迭代中全局最好的位置。当算子循环次数达到 $N_{C1\text{max}}$ 后停止, 进行下一个算子的操作。

地标算子(Landmark Operator)模仿鸽子利用地标导航的过程。地标算子如式(13)~式(15)所示更新。

$$X_{\text{centre}}(t) = \frac{\sum_{i=1}^{N_N(t)} X_i(t) \text{fitness}(X_i)}{N_N(t) \sum_{i=1}^{N_N(t)} \text{fitness}(X_i)} \quad (13)$$

$$N_N(t) = \frac{N_N(t-1)}{2} \quad (14)$$

$$X_i(t) = X_i(t-1) + \text{rand} \cdot (X_{g\text{best}} - X_i(t-1)) \quad (15)$$

式中: N_N 为每一代中鸽子的总数; $X_{\text{centre}}(t)$ 为第 t 代鸽子的群体中心位置; $\text{fitness}(\cdot)$ 是鸽子所在位置的适应度函数。鸽群的数目按照式(15)更新。其中, 处于适应度函数较差位置的鸽子会被舍弃。当算子循环次数达到 $N_{C2\text{max}}$ 次后, 结束鸽群优化算法。

3.2 对经典鸽群优化算法的改进

鸽群优化虽然具有较快的收敛速度, 当搜索范围复杂、搜索空间的维数较大时, 搜索结果容易落入局部最优。为提高其在解决无人机控制问题时的精确性, 本文从两个方面对经典鸽群优化模型的地图和指南针算子进行了改进。

在经典的鸽群优化公式中, 权重 $\omega = e^{-Rt}$ 随着时间的演化, 调节鸽群的全局和局部搜索能力。受粒子群算法启发, 对于复杂寻优问题, 智能体间的信息共享能力比单个个体的搜寻功能更重要^[19]。惯性权重高则全局的搜索能力较好, 而惯性权重低能够获得局部搜索能力的加强^[20]。但经典鸽群优化对所有鸽子均赋相同权重, 没有考虑每只鸽子所处位置之间的差异。因此, 本文设计了一种自适应的非线性有界递减权重, 如公式(16)所示。

$$\omega = e^{-\frac{\text{fitness}(X_i)Rt}{\text{fitness}(X_{g\text{best}})}} \quad (16)$$

式中: R 和经典鸽群优化的定义相同; $\text{fitness}(X_i)$ 和 $\text{fitness}(X_{g\text{best}})$ 为第 i 只鸽子和全局最优鸽子的适应度函数。在算法执行过程中, 权重的初始值为 e^{-R} , 并随着迭代连续有界下降, 这与经典鸽群优化算法在初期具有较大的搜索范围、后期快速收敛的特性一致。同时, 鸽子自身位置适应度函数和当前最优位置适应度函数之比反映了不同鸽子间的位置差异, 用于调整权值,

使得鸽群更好地收敛到最优解。

在广泛搜索的地图和指南针算子阶段，我们希望鸽子能够跳出局部最优值。对于适应度最差的鸽子，由于其与当前最优鸽子距离较远，按照经典鸽群优化算法对于寻优过程的贡献较低。因此将适应值最差的鸽子的速度设定为当前全局最优鸽子 X_{gbest} 的反方向，这样能够增加鸽群的多样性。经过反向变异操作后，鸽群提高了全局的搜索能力，更容易在前期跳出局部最优。适应值最差的鸽子的更新如公式(17)所示。

$$\begin{cases} V_{\text{worst}}(t) = V_{\text{worst}}(t-1)e^{-\frac{\text{fitness}(X_i)Rt}{\text{fitness}(X_{\text{gbest}})}} \\ \quad - \text{rand} \cdot (X_{\text{gbest}} - X_{\text{worst}}(t-1)) \\ X_{\text{worst}}(t) = X_{\text{worst}}(t-1) + V_{\text{worst}}(t) \end{cases} \quad (17)$$

无人机的控制目标是使无人机的姿态在较短时间内尽可能快速、精准地跟随指令，因此适应度函数中应当包括姿态角指令和无人机的真实姿态。本文选取 ITAE 误差准则^[21]作为优化算法的适应度函数。适应度函数的值越小，说明鸽子所处的位置越优越。用 ITAE 误差作为优化的适应度函数如公式(18)所示。

$$J = \int_0^{\infty} \tau |e(\tau)| d\tau \quad (18)$$

式中： τ 为系统运行的时间； $e(\cdot)$ 为无人机姿态角指令和真实姿态之间的误差； J 为误差的评价函数，用作优化算法的适应度函数。按照上文提出的改进，本文所提出的变权重变异鸽群优化算法的流程图如图 3 所示。

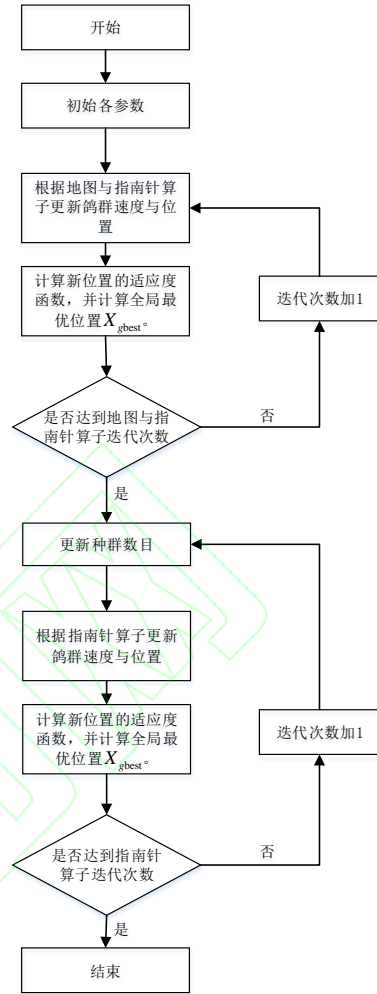


图 3 变权重变异鸽群优化算法的流程图

Fig. 3 Flowsheet of VWMPPIO

4 仿真及分析

本文使用 Matlab/Simulink 仿真工具，搭建自抗扰控制器模型，并与经典的串级 PID 控制器的仿真效果比较。首先，本文测试俯仰角通道的控制性能，选取俯仰角指令的角度为 5° ，选取控制步长为 $0.02s$ ，并于经典 PID 的控制器进行对比。通过实验，选择自抗扰控制器粗调参数如表 1 所示。两种控制器的控制效果如图 4 所示。

表1 自抗扰俯仰控制通道粗调参数

Table 1 Unoptimised Parameters of ADRC Pitch Control Channel

模块	参数名称	数值	模块	参数名称	数值
TD	r_0	15	NLSEF	a_{11}	0.65
	h_0	22		a_{12}	1.35
	δ	0.02		β_{11}	2.38

ESO	β_{01}	100	β_{12}	0.08
	β_{02}	850	b_0	70
	β_{03}	2200		
	δ_1	0.5		

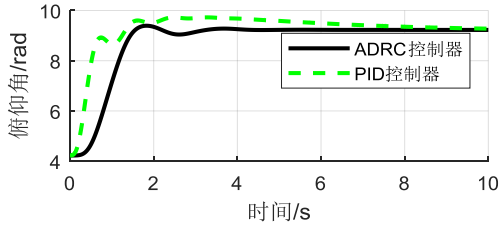


图4 俯仰通道PID和ADRC控制器输出曲线
Fig. 4 Output Curve of Pitch Channel of PID and ADRC Controller

对两种控制器分别加入等幅的高斯噪声，测试两种控制器的抗干扰能力，其输出曲线如图5所示。

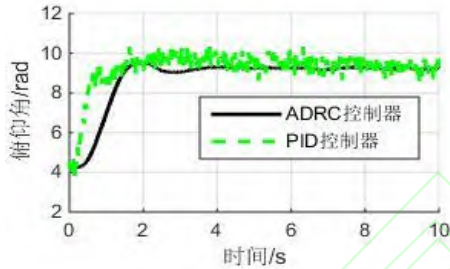


图5 干扰下的俯仰通道PID和ADRC控制器输出曲线
Fig. 5 Output Curve of Pitch Channel of PID and ADRC Controller under Disturbance

分析图4、图5可以发现，自抗扰控制器的过渡时间小于PID控制器，超调量也更小，对噪声的抑制效果显著。

本文使用变权重变异鸽群优化整定控制器的参数，优化的结果与粒子群优化算法及经典鸽群算法进行对比，优化算法适应度函数均采用上述的ITAE误差。对于俯仰角控制通道，对 r_0 、 h_0 、 β_{02} 、 β_{03} 、 a_{11} 、 a_{12} 、 β_{11} 、 β_{12} 、 b_0 等9个参数进行优化，其他参数设定保持不变。首先需要对各优化算法的状态参数进行初始化操作，粒子群算法的参数如表2所示，经典和变权重变异鸽群优化的参数如表3所示。自抗扰控制器经过变权重变异鸽群优化算法的优化后，其控制性能得到了进一步的提高，各参数的迭代曲线与优化后的仿真结果如表4和图6-图10所示。

表2 粒子群算法初始参数

Table 2 Initial parameters of PSO

参数	含义	取值
N_{Cmax}	最大迭代次数	45
N	种群数	20
w	惯性值	0.2
c_1	自我学习因子	0.5
c_2	群体学习因子	0.5

表3 鸽群优化、变权重变异鸽群优化算法初始参数

Table 3 Initial parameters of PIO and VMPIO

参数	含义	取值
N_{C1max}	地图与指南针算子迭代次数	40
N_{C2max}	罗盘算子迭代次数	5
N	种群数	20
R	地图与指南针因数	0.2

表4 俯仰通道变权重变异鸽群优化前后的参数对照

Table 4 Contrast of Parameters before and after

VMPIO of Pitch Channel		
参数值	优化前	AMPIO优化后
h_0	15	17.517
r_0	22	16.155
β_{02}	850	734.57
β_{03}	2200	2164.2
a_{11}	0.65	0.6305
a_{12}	1.35	1.3695
β_{11}	2.38	3.3992
β_{12}	0.08	0.0256
b_0	70	71.203
J	4.5092	2.3596

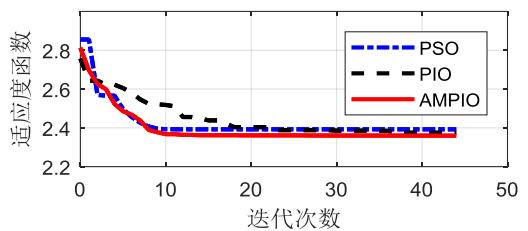


图6 俯仰通道适应度函数优化曲线

Fig. 6 Optimization Curves of Fitness Function of Pitch Channel

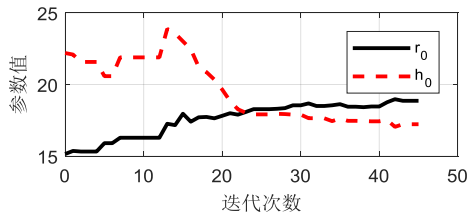


图7 俯仰通道 r_0 、 h_0 优化曲线

Fig. 7 Optimization Curves of r_0 and h_0 of Pitch Channel

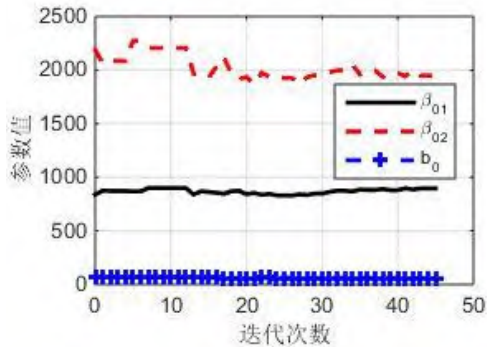


图8 俯仰通道 β_{02} 、 β_{03} 优化曲线

Fig. 8 Optimization Curves of β_{02} and β_{03} of Pitch Channel

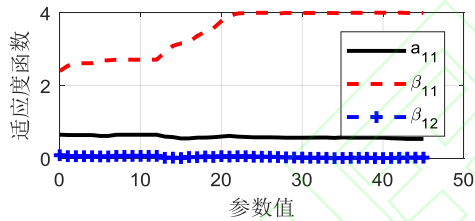


图9 俯仰通道 a_{11} 、 β_{11} 、 β_{12} 优化曲线

Fig. 9 Optimization Curves of a_{11} and β_{11} and β_{12} of Pitch Channel

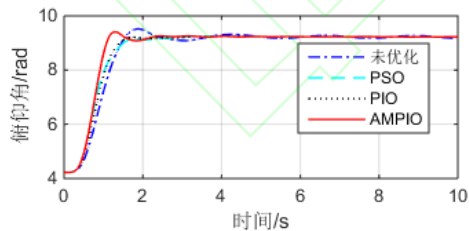


图10 ADRC 控制器优化前后输出曲线

Fig. 10 Output Curves of ADRC Controller before and after Optimization

对比变权重变异鸽群优化算法与粒子群算法、普通鸽群优化算法的优化结果，变权重变异鸽群优化算法在寻优的早期阶段可以快速收敛，且最终收敛的位置比粒子群算法和普通鸽群优化算法要优越。

本文接下来优化横滚和偏航通道参数。仿照俯仰角通道的优化，同样选取控制周期为 0.02s，优化算法的初始鸽群参数如表 2、表 3 所示。设定滚转角指令角度为 5° ，滚转角控制通道跟随指令，控制回路偏航角通道为无人机的横侧向运动进行增稳。各优化算法的初始状态参数与俯仰通道保持一致，优化前后的参数分别如表 5，参数对比曲线如图 11-图 18，仿真结果如图 19 所示。横滚和偏航通道的控制结果得到了一定的改善，横滚和偏航通道的结果验证了本文提出的方法的可行性。

表 5 横滚、偏航通道变权重变异鸽群优化前后参数对照

Table 5 Contrast of Parameters before and after VMPIO of Roll and Yaw Channel

参数值	横滚通道		偏航通道	
	优化前	AMPIO 优化后	优化前	AMPIO 优化后
h_0	15	18.359	15	1.2817
r_0	22	17.225	22	1.9249
β_{02}	850	889.05	850	290.70
β_{03}	2200	1941.7	2200	3988.2
a_{11}	0.65	0.5014	0.65	0.5250
a_{12}	1.35	1.4986	1.35	1.4750
β_{11}	2.38	3.9955	2.38	3.9946
β_{12}	0.08	0.0061	0.08	0.1425
b_0	70	57.685	70	56.258
J	4.6462	2.1191	2.5768	0.3862

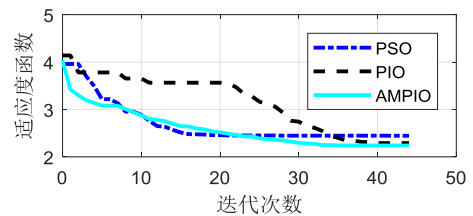


图11 横滚通道适应度函数优化曲线

Fig. 11 Optimization Curve of Fitness Function of Roll Channel

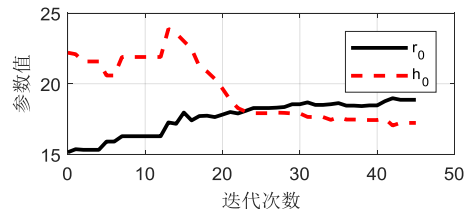


图12 横滚通道 r_0 、 h_0 优化曲线

Fig. 12 Optimization Curve of r_0 and h_0 of Roll Channel

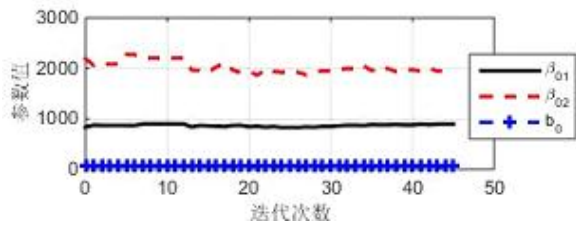


图 13 横滚通道 β_{02} 、 β_{03} 优化曲线

Fig. 13 Optimization Curve of β_{02} and β_{03} of Roll Channel

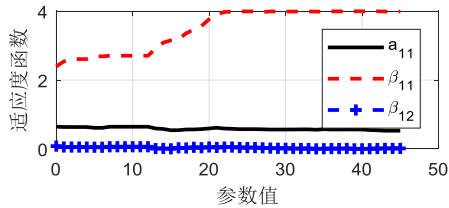


图 14 横滚通道 a_{11} 、 β_{11} 、 β_{12} 优化曲线

Fig. 14 Optimization Curve of a_{11} and β_{11} and β_{12} of Roll Channel

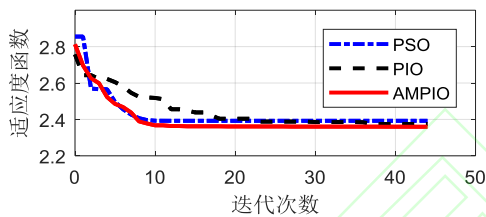


图 15 偏航通道适应度函数优化曲线

Fig. 15 Optimization Curve of Fitness Function of Yaw Channel

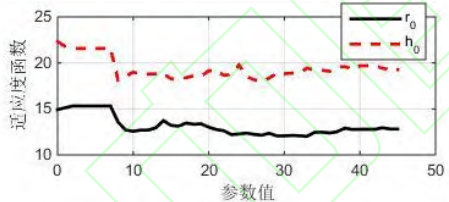


图 16 偏航通道 r_0 、 h_0 优化曲线

Fig. 16 Optimization Curve of r_0 and h_0 of Yaw Channel

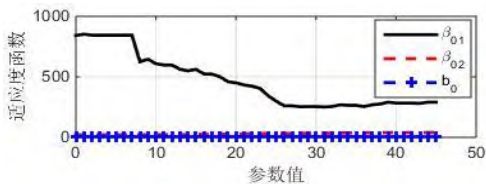


图 17 偏航通道 β_{02} 、 β_{03} 优化曲线

Fig. 17 Optimization Curve of β_{02} and β_{03} of Yaw Channel

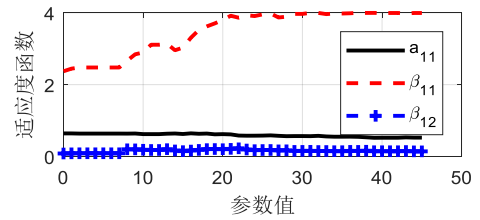


图 18 偏航通道 a_{11} 、 β_{11} 、 β_{12} 优化曲线

Fig. 18 Optimization Curve of a_{11} and β_{11} and β_{12} of Yaw Channel

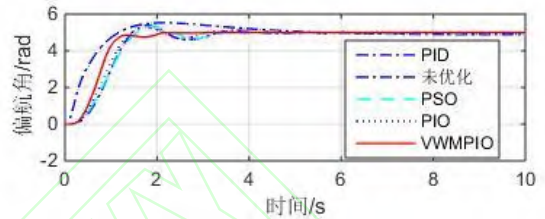


图 19 ADRC 优化前后和 PID 控制器控制效果对比

Fig. 19 Output Curve of ADRC Controller before and after Optimization and PID Controller

5 结论

1) 本文设计了一种基于自抗扰控制技术的无人机的姿态增稳控制器。利用F-16模型进行了仿真实验，与经典的PID控制方法对比，本文设计的自抗扰控制器的控制精度较高，对噪声和扰动有着较好的抑制效果。

2) 与传统的优化算法相比，本文所设计的变权重变异鸽群优化算法保持了鸽群优化快速收敛的优点，并能够有效降低优化陷入局部最优的概率，且该算法容易实现，可提高无人机姿态控制的性能。

参考文献

- [1] 全权,魏子博,高俊,等.软管式自主空中加油对接阶段中的建模与控制综述[J].航空学报,2014,35(9):2390-2410.
QUAN Q, WEI Z B, GAO J, et al. A survey on modeling and control problems for probe and drogue autonomous aerial refueling at docking stage [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(9): 2390-2410.(in Chinese)
- [2] NICOL C, MACNAB C J B, RAMIREZ-SERRANO A. Robust adaptive control of a quadrotor helicopter [J]. Mechatronics, 2011, 21(6): 927-938.
- [3] ENOMOTO K, YAMASAKI T, TAKANO H, et al. Guidance and control system design for chase

- UAV[C]// Proceedings of GN & C Conference. Honolulu, Hawaii: AIAA Paper. 2008, 6842.
- [4] LUNGU M. Auto-landing of fixed wing unmanned aerial vehicles using the back-stepping control [J/OL]. ISA transactions, (2019-5-29) [2019-08-25]. <http://doi.org/10.1016/j.isatra.2019.05.019>
- [5] 韩京清. 自抗扰控制器及其应用[J]. 控制与决策, 1998, 13(1):19-23.
HAN J Q. Auto- disturbance-rejection controller and its applications [J]. Control and Decision, 1998, 13(1):19-23.(in Chinese)
- [6] 孙亮, 吴根忠. 自抗扰控制器优化设计及其应用[J]. 电机与控制应用, 2010, 37(3):26-30.
SUN L, WU G Z. Application and optimize design of active disturbance rejection controller [J]. Electric Machines & Control Application, 2010, 37(3):26-30(in Chinese).
- [7] 杨立本, 章卫国, 黄得刚. 基于 ADRC 姿态解耦的四旋翼飞行器鲁棒轨迹跟踪[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41 (6) :1026-1033.
YANG L B, ZHANG W G, HUANG D G. Robust trajectory tracking for quadrotor aircraft based on ADRC attitude decoupling control[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41 (6) :1026-1033 (in Chinese) .
- [8] 吴超, 王浩文, 张玉文, 等. 基于 LADRC 的无人直升机轨迹跟踪[J]. 航空学报, 2015, 36(2):473-483.
WU C, WANG H W, ZHANG Y W, et al. LADRC based trajectory tracking for unmanned helicopter[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36 (2) :473-483 . (in Chinese)
- [9] SU Z, WANG H, YAO P, et al. Back-stepping based anti-disturbance flight controller with preview methodology for autonomous aerial refueling [J]. Aerospace Science and Technology, 2017, 61: 95-108.
- [10] FU C, TIAN Y, PENG C, et al. Path tracking control for eight-rotor aircraft based on linear ADRC algorithm[C]//2016 IEEE 11th Conference on Industrial Electronics and Applications (ICIEA), 2016: 2147-2152.
- [11] 叶孝璐, 俞立, 张文安, 等. 基于串级 ADRC 的四旋翼飞行器悬停控制[J]. 中南大学学报(自然科学版), 2017, 48(8):2079-2087.
YE X L, YU L, ZHANG W A, et al. Cascade ADRC-based hover control for quadrotor air vehicles [J]. Journal of Central South University (Science and Technology), 2017, 48(8): 2079-2087 (in Chinese).
- [12] DUAN H B, QIAO P . Pigeon-inspired optimization: a new swarm intelligence optimizer for air robot path planning[J]. International Journal of Intelligent Computing and Cybernetics, 2014, 7(1):24-37.
- [13] DUAN H B, QIU H. Advancements in pigeon-inspired optimization and its variants [J]. Science China Information Sciences, 2019, 62(7): 5-14.
- [14] LI C, DUAN H B. Target detection approach for UAVs via improved Pigeon-inspired Optimization and Edge Potential Function [J]. Aerospace Science and Technology, 2014, 39:352-360.
- [15] ZHANG S, DUAN H. Gaussian pigeon-inspired optimization approach to orbital spacecraft formation re-configuration [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2015, 28(1): 200-205.
- [16] 段海滨, 杨之元. 基于柯西变异鸽群优化的大型民用飞机滚动时域控制 [J]. 中国科学: 技术科学, 2018, 48(3):277-288.
DUAN H B, YANG Z Y. Large civil aircraft receding horizon control based on Cauchy mutation pigeon inspired optimization [J]. Scientia Sinica (Technologica), 2018, 48(3):277-288(in Chinese).
- [17] 高志强. 自抗扰控制思想探究[J]. 控制理论与应用, 2013, 30(12): 1498-1510.
GAO Z Q. On the foundation of active disturbance rejection control [J]. Control Theory & Applications, 2013, 30(12):1498-1510. (in Chinese)
- [18] 沈伋, 韩丽川, 沈益斌. 基于粒子群算法的飞机总体参数优化[J]. 航空学报, 2008, 29(6):1538-1541.
SHEN J, HAN L C, SHEN Y B. Optimization of airplane primary parameters based on particle swarm algorithm[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(6):1538-1541 (in Chinese).
- [19] 段海滨, 张祥银, 徐春芳. 仿生智能计算[M]. 北京: 科学出版社, 2011: 67-70.
DUAN H B, ZHANG X Y, XU C F. Bio-inspired Computing [M]. Beijing: Science Press, 2011: 67-70. (in Chinese)

- [20] 王丽君, 李擎, 童朝南, 等. 时滞系统的自抗扰控制综述[J]. 控制理论与应用, 2016, 30(12):1521-1533.
WANG L J, LI Q, TONG C N, et al. Overview of active disturbance rejection control for systems with time-delay [J]. Control Theory & Applications, 2013, 30(12): 1521-1533. (in Chinese).
- [21] HOU G, HUANG Y, DU H, et al. Design of internal model controller based on ITAE index and its application in boiler combustion control system[C]//2017 12th IEEE Conference on Industrial Electronics and Applications (ICIEA)Piscataway, NJ: IEEE Press, 2017: 2078-2083.



ADRC controller optimization design based on variable weighted mutant pigeon inspired optimization for UAV

FEI Lun¹, DUAN Haibin^{1,2*}, XU Xiaobin¹, BAO Rui¹, SUN Yongbin¹

1. *Bio-inspired Autonomous Flight Systems Research Group, School of Automation Science and Electrical Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China*

2. *Peng Cheng Laboratory, Shenzhen 518000, China*

Abstract: In terms of the problem of various modeling errors and external disturbances in the process of aerial refueling and the difficulty of manual parameter setting of active disturbance rejection controller (ADRC) controllers, a variable weighted mutant pigeon inspired optimization (VWMPIO) algorithm for ADRC designed for unmanned aerial vehicle (UAV) is proposed. First of all, this paper establishes a six degree-of-freedom UAV model, and then designs an attitude controller based on ADRC structure. On the basis, parameters of the controller are tuned with VWMPIO algorithm proposed in this paper, and a comparison amongst VWMPIO algorithm and basic PIO algorithm and PSO optimization algorithms. Also, the ADRC controller is compared with the traditional proportional-differential-integral (PID) controller in terms of control performance and anti-noise performance. The experimental result shows that the proposed method can improve the control accuracy and disturbance rejection performance of UAV aerial refueling in complex situation environment.

Keywords: aerial refueling; variable weighted mutant pigeon inspired optimization; active disturbance rejection control; parameter tuning; attitude control

Received: 2019-09-11; Revised: 2019-09-25; Accepted: 2019-10-15; Published online:

URL:

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (91648205, 61425008); Aeronautical Science Foundation of China (20185851022)

*Corresponding author. E-mail: hbduan@buaa.edu.cn