

doi: 10.7690/bgzdh.2022.10.006

# 基于自抗扰的翼身融合客机控制器设计

骞恒浩, 石鹏飞, 王敏文, 王跃萍

(航空工业西安飞行自动控制研究所, 西安 710065)

**摘要:** 针对翼身融合布局客机操纵性差、安定裕度小、抗扰动能力弱等问题, 采用自抗扰技术进行控制器设计。根据翼身融合客机的六自由度非线性模型, 结合自抗扰控制器(auto disturbance rejection controller, ADRC)原理设计客机的姿态控制律, 并对 ADRC 参数进行分析, 采用改进粒子群算法 (particle swarm optimization, PSO) 对参数进行整定; 建立重心位置变化对于客机状态影响的数学模型, 并对重心渐变情况下的客机姿态进行仿真; 在客机垂直方向加入紊流风扰动, 观察其过载变化情况, 并对客机的乘坐舒适性进行评价。仿真结果表明: 采用 ADRC 可以有效控制客机的姿态变化; 同时, 在面对重心位置变化以及紊流风扰动时, 可以稳定地控制飞机, 使翼身融合客机对于重心变化与紊流风干扰具有较强的鲁棒性, 保证客机的安全飞行及乘员的乘坐舒适性。

**关键词:** 翼身融合客机; 自抗扰控制器; 粒子群算法; 乘坐品质

**中图分类号:** V249.1 **文献标志码:** A

## Controller Design of Blended Wing Body Aircraft Based on Auto Disturbance Rejection

Qian Henghao, Shi Pengfei, Wang Minwen, Wang Yueping

(AVIC Xi'an Flight Automatic Control Research Institute, Xi'an 710065, China)

**Abstract:** In order to solve the problems of poor maneuverability, small stability margin and weak anti-disturbance ability of the aircraft with blended wing-body configuration, the active disturbance rejection technology is used to design the controller. According to the six-degree-of-freedom nonlinear model of the airliner with blended wing and body, the attitude control law of the airliner is designed based on the principle of active disturbance rejection controller (ADRC), and the parameters of ADRC are analyzed. The improved particle swarm optimization (PSO) algorithm is used to tune the parameters, and the mathematical model of the influence of the change of the center of gravity on the state of the passenger aircraft is established, and the attitude of the passenger aircraft is simulated under the condition that the center of gravity changes gradually; Turbulent wind disturbance was added in the vertical direction of the passenger plane, and the change of its overload was observed, and the ride comfort of the passenger plane was evaluated. The simulation results show that the ADRC can effectively control the attitude change of the aircraft. At the same time, when facing the change of the center of gravity and the disturbance of turbulent wind, the ADRC can stably control the aircraft. Therefore, the blended wing-body aircraft has strong robustness to the change of gravity center and the disturbance of turbulent wind, which ensures the safe flight of the aircraft and the comfort of passengers.

**Keywords:** blended wing body aircraft; active disturbance rejection controller; particle swarm algorithm; ride quality

## 0 引言

翼身融合布局飞机机身与机翼高度融为一体, 具有升阻比大、气动效率高、隐身性能好等优点, 已成为研究的重点和难点。随着航空产业的迅速发展及运输需求的不断扩大, 剑桥大学及 NASA 对翼身融合布局客机展开研究<sup>[1]</sup>, 从而使翼身融合布局客机设计获得广泛关注。相比于传统客机, 翼身融合客机安全、环保、燃油消耗率低、有效装载空间大, 成为国际公认的最有可能成为未来客机的布局形式之一<sup>[2]</sup>。国内对飞翼布局客机的失速特性<sup>[3]</sup>, 翼型优化设计<sup>[4]</sup>及偏离特性<sup>[5]</sup>等方面进行了深入研

究, 极大地促进了翼身融合飞翼客机的发展。

翼身融合客机的先进布局使得其操纵性与稳定性降低, 新型操纵面的加入使飞机操纵面间耦合加强, 而传统控制方法在处理翼身融合客机安定性弱、操纵性差、抗干扰能力差等问题时不能达到很好的效果<sup>[6]</sup>。同时重心变化对飞机的影响也不能忽略, 飞机上的货物装载情况、客舱旅客的安排、燃油消耗等都会影响重心位置, 导致客机重心发生变化, 进而对客机的稳定性与操纵性产生极大影响<sup>[7]</sup>。客机巡航时受到紊流风扰动, 不仅会增大飞机载荷, 而且会严重影响乘坐舒适性, 增加操纵负担, 对飞

收稿日期: 2022-06-20; 修回日期: 2022-07-28

作者简介: 骞恒浩(1997—), 男, 陕西人, 硕士, 从事导航、制导与控制研究。E-mail: qhenghao@163.com.

行安全产生不利影响；因此，十分有必要采用新型的控制方法实现飞翼布局客机的控制。

自抗扰控制器 (ADRC) 不依赖于对象模型，能够实现多输入多输出系统的解耦控制，并能实时补偿系统的内外部扰动，具有较强的控制性能以及抗干扰能力，使其在飞机姿态控制中得到广泛应用<sup>[8-10]</sup>；因此，笔者采用自抗扰控制器来实现翼身融合客机的控制律设计并保证存在扰动时客机仍保持良好的控制能力。

## 1 问题描述

### 1.1 研究对象

笔者研究的翼身融合客机模型如图 1 所示。

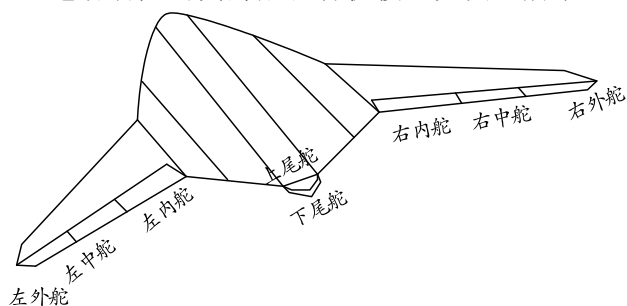


图 1 飞机模型

由上图可见，该飞翼布局客机舵面有左右内舵、中舵、外舵以及上下尾舵。其中：内舵与中舵为升降副翼，控制客机的俯仰与滚转；外舵为开裂式阻力方向舵，主要实现偏航控制；上下尾舵仅实现俯仰操纵。相比传统客机，该飞机纵向稳定性下降，甚至静不稳定；同时，升降舵操纵力臂短，俯仰操纵性能降低；取消传统方向舵，使得航向稳定性下降。

客机飞行过程中，重心位置易发生变化，重心变化将导致 3 轴力矩系数发生改变，进而导致力矩变化，通过 ADRC 可以将力矩方程变化项视为扰动项，将扰动采用观测器观测并进行扰动补偿，从而实现重心变化下的客机控制，保证客机的稳定飞行；乘坐品质作为客机舒适性的重要指标，非常有必要在紊流风扰动情况下对其进行评价。

### 1.2 重心

重心会对客机的稳定性与操纵性产生影响，重心后移，使得静稳定裕度降低，焦点处气动力所产生的力矩变小，配平力矩随之减小，使得操纵性增强；重心前移，飞机的稳定性将增强，操纵性降低。因此，在控制律设计过程中，需考虑重心变化产生的影响，保证飞机的稳定性与操纵性。

飞机重心以 %MAC 为单位，给定重心投影到前端的距离为  $X_T$ ，平均气动弦长为  $c_A$ ，则重心位置为：

$$\bar{X}_T = X_T / c_A \times 100\% \quad (1)$$

式中  $\bar{X}_T$  为重心位置占平均气动弦长的百分数 %MAC。

### 1.3 ADRC

ADRC<sup>[11]</sup> 主要包括：跟踪微分器 (tracking differentiator, TD)、扩张状态观测器 (extended state observer, ESO) 和非线性组合 (nonlinear state error feedback, NLSEF)。ADRC 中跟踪微分器用来安排过渡过程并提取相应的微分信号，扩张状态观测器用于观测系统建模误差与系统的外部扰动，并与状态反馈误差之间的非线性组合形成补偿，作为输入量，以实现较好的控制性能。

二阶不确定控制对象的状态空间模型如下：

$$\left. \begin{aligned} \dot{v}_1 &= v_2 \\ \dot{v}_2 &= f(v_1, v_2, w(t)) + bu, b \neq 0 \\ y &= v_1 \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

式中： $w(t)$  为外界扰动； $u$  为控制输入； $v_1, v_2$  为状态量； $f(v_1, v_2, w(t))$  为系统总和扰动。

### 1.4 紊流风及乘坐品质评价准则

笔者主要研究大气紊流对于客机的影响。大气紊流对飞机的作用随时间与坐标不断变化，是加在常值风上的连续随机脉冲，大气紊流模型选为 Dryden 模型<sup>[12]</sup>。紊流可作用于飞机的速度及俯仰、滚转与偏航角速度。

乘坐品质  $C$  准则指标<sup>[13]</sup> 是利用飞机大气紊流响应的均方根误差来计算，其表达式如下：

$$C = 2 + 11.9 \times \bar{a}_z \quad (3)$$

式中： $C$  为舒适性指数； $\bar{a}_z$  为大气紊流所产生的乘员处法向过载均方根值。

舒适性指数与乘坐品质的关系如表 1 所示。

表 1 乘坐舒适性指数  $C$  与乘坐品质

$C$ 值范围	乘坐品质
$2 \leq C < 3$	舒适
$3 \leq C < 4$	中等
$4 \leq C < 5$	不舒适
$C \geq 5$	非常不舒适

## 2 重心变化下飞机非线性模型

文中翼身融合飞翼布局客机的方向舵为开裂式阻力方向舵，虽气动外形特殊，但同样可用普通飞机的六自由度数学模型来表示，其中力矩方程组为：

$$\left. \begin{aligned} \dot{p} &= (c_1 + c_2 p)q + c_3 \bar{L} + c_4 N \\ \dot{q} &= c_5 pr - c_6 (p^2 - r^2) + c_7 M \\ \dot{r} &= (c_8 p - c_2 r)q + c_4 \bar{L} + c_9 N \end{aligned} \right\} \quad (4)$$

式中： $p$  为滚转角速度； $q$  为俯仰角速度； $r$  为偏航角速度； $\bar{L}, M, N$  为物体沿机体轴系的力矩分量；系数  $c_1 = ((I_y - I_z) - I_{xz}^2) / \Sigma$ ， $c_2 = (I_x - I_y + I_z) I_{xz} / \Sigma$ ， $c_3 = I_z / \Sigma$ ， $c_4 = I_{xz} / \Sigma$ ， $c_5 = (I_z - I_x) / I_y$ ， $c_6 = I_{xz} / I_y$ ， $c_7 = 1 / I_y$ ， $c_8 = ((I_y - I_z) I_x + I_{xz}^2) / \Sigma$ ， $c_9 = I_x / \Sigma$ ， $\Sigma = I_x I_z - I_{xz}^2$ 。

飞机在飞行过程中的力矩主要由飞行状态力矩以及操纵面的控制力矩组成，具体如下：

$$\bar{L} = \bar{L}_s + \bar{L}_c; M = M_s + M_c; N = N_s + N_c \quad (5)$$

式中： $\bar{L}_s, M_s, N_s$  为飞行状态力矩； $\bar{L}_c, M_c, N_c$  为操纵面控制力矩。

飞机重心移动( $x_{cg}, y_{cg}, z_{cg}$ )后，变化后的 3 轴力矩( $\bar{L}^*, M^*, N^*$ )如下：

$$\left. \begin{aligned} \bar{L}^* &= \bar{L} - F_y \times z_{cg} + F_z \times y_{cg} \\ M^* &= M - F_z \times x_{cg} + F_x \times z_{cg} \\ N^* &= N - F_x \times y_{cg} + F_y \times x_{cg} \end{aligned} \right\} \quad (6)$$

式中： $F = [F_x; F_y; F_z]$  为气动力在机体轴 3 轴方向的投影； $P = [D; Y; L]$  为飞机受到的阻力、侧力和升力，其关系为：

$$F = S_{\alpha\beta}^T \times P; \quad (7)$$

$$S_{\alpha\beta}^T = \begin{bmatrix} \cos \alpha * \cos \beta & -\cos \alpha * \sin \beta & -\sin \alpha \\ \sin \beta & \cos \beta & 0 \\ \sin \alpha * \cos \beta & -\sin \alpha * \sin \beta & \cos \alpha \end{bmatrix} \quad (8)$$

式中： $\alpha, \beta$  分别为迎角和侧滑角； $S_{\alpha\beta}^T$  为气流系与机体轴系的转换矩阵。

### 3 控制器设计

#### 3.1 ADRC 设计

以俯仰姿态为例，采用 ADRC 设计姿态回路，俯仰角、俯仰角速率和俯仰力矩方程如下：

$$\left. \begin{aligned} \dot{\theta} &= q \cos \phi - r \sin \phi \\ \dot{q} &= c_5 pr - c_6 (p^2 - r^2) + c_7 M \\ M &= QSc_A \times C_m = QSc_A \times \\ & \quad (C_{m0} + C_{m\alpha} \alpha + C_{m\delta_e} \delta_e + C_{mq} q + C_{m\dot{\alpha}} \dot{\alpha} + C_{m\dot{\delta}_e} \dot{\delta}_e) \end{aligned} \right\} \quad (9)$$

式中： $\dot{q}$  为俯仰角速度变化率； $\dot{\theta}$  为俯仰角变化率； $\phi$  为滚转角； $M$  为俯仰力矩； $C_{m0}$  为迎角为 0 时的

俯仰力矩系数； $C_{ma}$  为俯仰静稳定性导数； $C_{m\delta_e}$  为升降舵舵效； $C_{mq}$  为俯仰阻尼力矩系数； $C_{m\dot{\alpha}}$  与  $C_{m\dot{\delta}_e}$  为俯仰力矩动导数； $Q$  为大气动压； $S$  为机翼参考面积； $c_A$  为平均几何弦长。

根据式(9)可得：

$$\dot{q} = c_5 pr - c_6 (p^2 - r^2) + c_7 \times (C_{m0} + C_{m\alpha} \alpha + C_{m\delta_e} \delta_e + C_{mq} q + C_{m\dot{\alpha}} \dot{\alpha} + C_{m\dot{\delta}_e} \dot{\delta}_e) \times QSc_A \quad (10)$$

简记为：

$$\dot{q} = f + b \times \delta_e \quad (11)$$

式中  $b = c_7 \times C_{m\delta_e} \times QSc_A$  为一常值，其他各项均当作扰动项。

由式(11)可得状态方程如下：

$$\left. \begin{aligned} \dot{\theta} &= q \cos \phi - r \sin \phi \\ \dot{q} &= f + b \times \delta_e \\ \dot{f} &= g \\ y &= \theta \end{aligned} \right\} \quad (12)$$

式中： $f$  为总扰动项； $\delta_e$  为系统输入，即舵偏信号； $y$  为系统输出信号； $b$  为已知常数。

根据式(12)的状态方程设计 ADRC。

1) 设计 TD，为俯仰角指令安排过渡过程：

$$\left. \begin{aligned} v_1(t+h) &= v_1(t) + h \times v_2(t) \\ v_2(t+h) &= v_2(t) + h \times fst(v_1 + v, v_2, r_0, h_0) \end{aligned} \right\} \quad (13)$$

2) 设计 ESO 估计状态量及扰动：

$$\left. \begin{aligned} e &= z_1 - \theta \\ fe1 &= fal(e, \alpha_1, \delta), 0 < \alpha_1 < 1 \\ fe2 &= fal(e, \alpha_2, \delta), \alpha_2 > 1 \\ \dot{z}_1 &= z_2 - \beta_{01} \times e \\ \dot{z}_2 &= z_3 - \beta_{02} \times fe1 + b_0 \times \delta_e \\ \dot{z}_3 &= -\beta_{03} \times fe2 \end{aligned} \right\} \quad (14)$$

3) 设计 NLSEF 实现误差反馈控制：

$$\left. \begin{aligned} e_1 &= v_1 - \theta \\ e_2 &= v_2 - q \\ \delta_{e0} &= \beta_1 \times fal(e_1, \alpha_1, \delta) + \beta_2 \times fal(e_2, \alpha_2, \delta) \end{aligned} \right\} \quad (15)$$

4) 加入补偿扰动：

$$\delta_e = \delta_{e0} - z_3 / b_0 \quad (16)$$

跟踪微分器中： $v$  为输入俯仰角指令； $v_1$  为过渡后的俯仰角指令； $v_2$  为过渡后俯仰角微分指令； $h$  为步长； $h_0$  为滤波因子； $r_0$  为速度因子； $fst$  是最速微分综合函数<sup>[11]</sup>。扩张状态观测器中： $\beta_{01}, \beta_{02}, \beta_{03}$  可提高观测器的观测能力； $z_1, z_2$  分别估计  $\theta, \dot{\theta}$ ；

$z_3$  估计系统的扰动项； $fal$  为饱和函数。式中为 PD 形式的非线性组合， $k_p=\beta_1$ ， $k_d=\beta_2$ ； $e_1, e_2$  为俯仰角与俯仰角速度的反馈误差； $b_0$  为扰动补偿的系数。纵向控制器如图 2 所示。

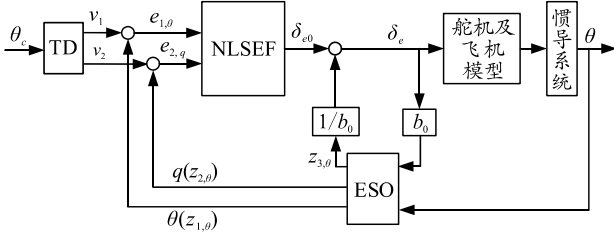


图 2 纵向自抗扰控制器

### 3.2 参数分析

能否合理地设置 ADRC 参数，影响着控制效果的好坏，也是实际应用时必须解决的问题。

二阶 ADRC 的参数包括 ESO 的  $\alpha_1, \alpha_2, \delta, \beta_{01}, \beta_{02}, \beta_{03}, b_0$ ；TD 的  $r_0, h_0, h$ ；以及 NLSEF 的  $\beta_1, \beta_2, a_1, a_2, \delta_0$  共 15 个参数。

跟踪微分器 TD 中：速度因子  $r_0$  影响过渡的快慢， $r_0$  越大过渡时间越短，超调越大；滤波因子  $h_0$  影响微分跟踪器的滤波性能，步长  $h$  可在整体仿真时取为固定值。

作为 ADRC 的核心，扩张状态观测器 ESO 的参数  $\beta_{01}, \beta_{02}, \beta_{03}$  与采样步长有关，步长不变就可采用相同的值，对系统选取合适的参数，使得 ESO 输出能够较好的跟踪输入量、输入量微分及其未知扰动，跟踪误差越小，控制器性能越好。 $b_0$  与控制输入相关，对系统扰动有补偿作用。

非线性组合 NLSEF 相当于非线性 PD 控制， $\beta_1$  表示比例增益，可调节系统的响应速度； $\beta_2$  表示微分增益，可以减轻或抑制系统的超调及振荡现象。

对于参数  $\alpha_1, \alpha_2, a_1, a_2$ ，以及影响 ADRC 非线性性能的  $\delta, \delta_0$  可在仿真前确定。

通过上述分析可知，ADRC 的参数虽然较多，但大部分参数可提前依据经验确定，故笔者针对非线性组合系数  $\beta_1, \beta_2$  以及补偿系数  $b_0$  3 个参数进行整定。

### 3.3 参数整定

笔者采用改进粒子群算法<sup>[14]</sup>(PSO)对 ADRC 的  $\beta_1, \beta_2$  以及  $b_0$  进行参数寻优，保证控制器的控制性能。算法的更新公式如下：

$$\begin{aligned} V_i &= w \times V_i + c_1 \times \text{rand} \times (\text{pbest}_i - x_i) + \\ & \quad c_2 \times \text{rand} \times (\text{gbest}_i - x_i), \\ x_i &= x_i + V_i. \end{aligned} \quad (17)$$

式中： $i=1, 2, \dots, N$ ， $N$  为种群中粒子总数； $V$  为粒子速度； $x_i$  为粒子的当前位置； $w$  为惯性因子； $c_1$  和  $c_2$  为学习因子； $\text{rand}$  为(0,1)之间的随机数； $\text{pbest}$  为个体最优值； $\text{gbest}$  为群体最优值。

为加强粒子群算法的全局搜索能力，首先对学习因子与权重因子进行改进，参数变化公式为：

$$\begin{aligned} c_1 &= 2.2 - i/\text{maxgen}; \quad c_2 = 1.8 + i/\text{maxgen}; \\ w &= 1.2 - 0.4 \times i/\text{maxgen}. \end{aligned} \quad (18)$$

式中： $\text{maxgen}$  为进化次数； $i$  为第  $i$  次进化。算法初期向个体最优方向移动，随着进化次数的不断增加， $c_1$  减小， $c_2$  增加，使最优解向种群最优方向移动； $w$  减少，有利于收敛到全局最优，提高算法的全局性能。

同时，根据群体中个体被选择的概率和其适应度值成正比，设个体为  $x_i$ ，( $i=1, 2, \dots, n$ )， $n$  为群体总数，适应度值为  $f(x_i)$ ，( $i=1, 2, \dots, n$ )，则群体中个体被选择的概率为：

$$P(x_i) = f(x_i) / \sum_{i=1}^n f(x_i), \quad i=1, 2, \dots, n. \quad (19)$$

个体累积概率为：

$$q_i = \sum_{j=1}^i p(x_j). \quad (20)$$

通过产生[0,1]之间的伪随机数  $r$ ，若  $r < q_i$ ，将相应个体作为群体最优值，代入速度与位置更新公式中，从而增加了选择其他个体的机会，有助于跳出局部最优，提高算法的全局搜索能力。

为获得较好的控制精度，同时防止输入过大，笔者采用的适应度函数为：

$$J = \int_0^{\infty} (w_1 \times |e(t)| + w_2 \times u^2(t)) dt. \quad (21)$$

式中： $e(t)$  为系统误差； $u(t)$  控制器输入； $w_1, w_2$  为权值。

在采用改进 PSO 寻优时，先按经验确定参数的大致范围，再采用优化算法，可以减少计算量，保证系统非奇异并且提高计算效率。

## 4 仿真实验

### 4.1 控制器参数优化

采用六自由度非线性飞机模型，选择飞机高度为 9 000 m，飞行速度为 0.33 Ma 的状态，ADRC 参数如下：

$$\text{TD: } h_0=0.3, \quad r_0=40, \quad h=0.01;$$

$$\text{ESO: } \alpha_1=0.5, \quad \alpha_2=0.25, \quad \beta_{01}=100, \quad \beta_{02}=200, \\ \beta_{03}=300, \quad \delta=0.01;$$

NLSEF:  $a_1=0.5, a_2=1.5, \delta_0=0.01$ .

改进 PSO 算法种群规模为 20, 算法维度为 3, 最大进化次数为  $\maxgen=200$ , 粒子位置与速度上下限可由经验确定, 经改进 PSO 优化后的参数如表 2 所示。

表 2 改进 PSO 算法优化参数

控制器	$\beta_1$	$\beta_2$	$b_0$
俯仰	-90.362 5	-6.571 4	-2.101 6
滚转	-43.916 5	-0.732 9	-8.351 5
侧滑	-502.817 3	-16.136 7	-0.394 1

### 4.2 姿态控制

在相同飞行状态下, 初始时刻给定指令使  $\theta=6^\circ, \phi=1^\circ, \beta=1^\circ$ , 比较 ADRC 与 PID 在相同被控对象下的响应曲线, 仿真结果如图 3—4 所示。

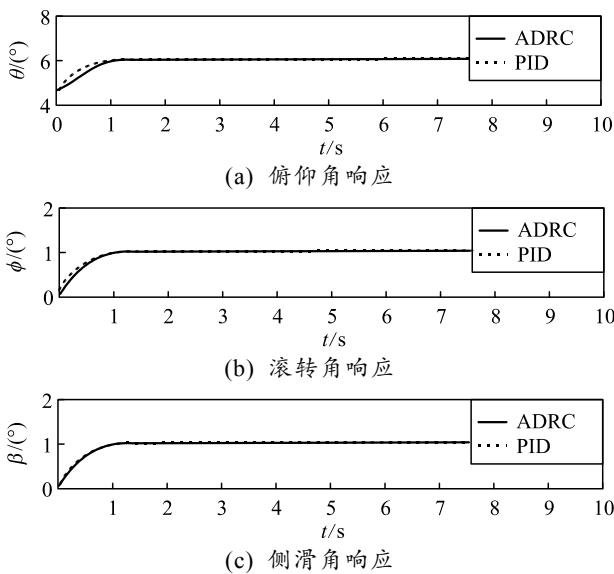


图 3 角度响应

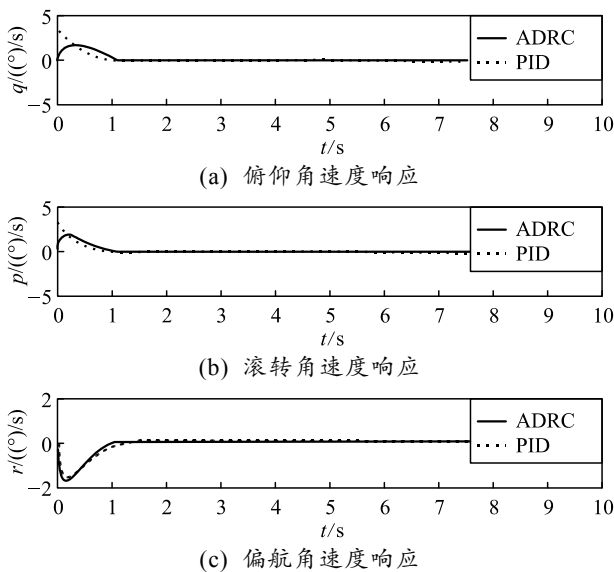


图 4 角速度响应

GJB 1690—93 中规定, 运输类飞机俯仰姿态保持与控制稳定精度在  $\pm 0.5^\circ$  以内, 倾斜姿态保持在  $\pm 1^\circ$  以内。由图 3 与图 4 的仿真响应可知, 给定相同的姿态指令, ADRC 与 PID 控制器均能满足国军标要求, 说明使用 ADRC 进行控制律设计是完全可行的。同时, 由图 4 可看出初始时刻 PID 控制器角速度瞬态响应大于 ADRC, 可能会导致客机产生较大的过载。

### 4.3 重心扰动

以上仿真结果证明 ADRC 具有较好的控制效果, 相同的飞机状态及控制指令下, 以  $x$  轴重心偏移为例, 飞机  $x$  轴初始重心位置为  $21\%MAC$  待飞机到达稳态后, 于 5 s 接通淡化器, 使重心在 3 s 内由  $21\%MAC$  移到  $27\%MAC$ , 飞机安定裕度接近中立, 观察 ADRC 与 PID 控制器的仿真结果, 其响应曲线如图 5 所示。

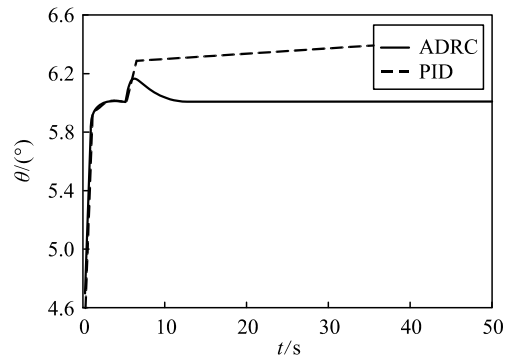


图 5 重心变化下俯仰角响应

由上图可看出: 面对相同的心重偏移时, 采用 PID 控制器的俯仰角变化较大, 而且呈现发散趋势, 无法回到平衡状态, 而 ADRC 的俯仰角响应, 受扰后在 1 s 内重新回到平衡状态, 且角度波动小。在面对  $6\%MAC$  重心变化时, PID 控制器无法有效控制飞机保持平衡态, 而 ADRC 能在较短时间重新恢复稳态, 有效减少重心变化带来的影响, 保证飞机的安全飞行。可见, ADRC 抗扰动能力及鲁棒性强于 PID 控制器。

### 4.4 紊流风扰动

采用相同飞行状态与控制器参数, 在垂直于客机方向加入中度紊流扰动, 得到的 ADRC 与 PID 的响应结果如图 6 所示。

由上图俯仰角响应可知: 当在垂直于客机方向加入相同紊流时, PID 控制效果较差, 波动较明显, 而 ADRC 可以很好的保持原定姿态飞行, 紊流几乎没有产生影响。说明 ADRC 面对紊流风扰动时, 具

有极强的抗扰动能力与鲁棒性，保证了客机安全平稳的飞行。紊流下法向过载响应如图 7 所示。

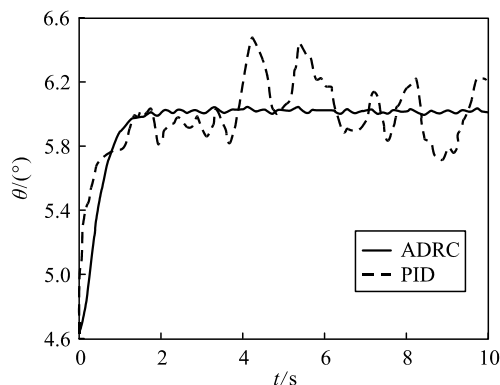


图 6 紊流下俯仰角响应

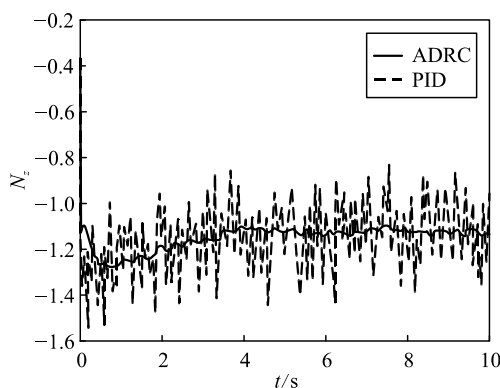


图 7 紊流下法向过载响应

根据上图曲线可看出：PID 过载变化较明显，ADRC 过载变化范围小。同时，根据  $C$  乘坐品质准则，依据式(3)得到其舒适性指数及乘坐品质如表 3 所示。

表 3 乘坐舒适性指数与乘坐品质

控制器	舒适性指数	乘坐品质
ADRC	2.46	舒适
PID	3.26	中等

由上表可以看出：ADRC 的舒适性指数明显高于 PID，且 ADRC 的乘坐品质为舒适，强于 PID；因此，采用 ADRC 可以减少紊流影响，改善乘坐品质，提高乘客舒适性。

## 5 结束语

笔者主要对翼身融合客机的姿态控制，重心变化与大气紊流作用下的控制问题进行研究。

1) 根据 ADRC 原理设计了翼身融合客机的纵向的姿态控制器，经过参数分析，采用改进的 PSO 算法得到合适的控制器参数，从而保证了 ADRC 具有较好控制性能；

2) 考虑重心变化下的控制器设计，加入  $x$  轴重

心偏移的扰动，通过与 PID 对比，证明 ADRC 在重心偏移情况下具有较好的控制能力，体现出 ADRC 较强的抗扰动能力与鲁棒性；

3) 在垂直于客机方向加入紊流风，通过对比，证明 ADRC 具有较强的抵抗紊流风干扰的能力，改善稳定性，同时通过对紊流影响的法向过载响应分析，采用  $C$  乘坐品质准则，证明 ADRC 可以保证紊流下的客机乘坐品质，保证了客机的稳定性、安全性以及舒适性。

## 参考文献：

- [1] 王刚, 张彬乾, 张明辉, 等. 翼身融合民机总体气动技术研究进展与展望[J]. 航空学报, 2019, 40(9): 7-35.
- [2] 刘振敏. “游侠”带火翼身融合[J]. 大飞机, 2020(2): 49-53.
- [3] 付军泉, 史志伟, 周梦贝, 等. 一种翼身融合飞行器的失速特性研究[J]. 航空学报, 2020, 41(1): 75-84.
- [4] 顾文婷, 陈迎春, 马坤, 等. 基于自由变形方法的翼身融合布局民机翼型优化设计[J]. 西北工业大学学报, 2017, 35(S1): 70-76.
- [5] 付军泉, 史志伟, 陈杰, 等. 一种翼身融合布局飞行器的偏离特性分析[J]. 实验流体力学, 2020, 34(6): 32-37.
- [6] 孟祥瑞, 马洪忠. 飞翼布局无人机控制方法概述[J]. 飞航导弹, 2015(5): 25-28.
- [7] 索欣诗, 陈文达, 余雄庆. 翼身融合布局大型客机的重心分析[J]. 航空计算技术, 2017, 47(4): 67-71, 75.
- [8] 张波, 周洲, 祝小平. 自抗扰实现飞翼布局无人机全包线飞行控制[J]. 控制理论与应用, 2015, 32(10): 1370-1377.
- [9] ZHAO S Q, XIONG H J, CHANG J J, et al. “The ADRC and simulation of pitching angle for unmanned aerial vehicles[C],” 2015 Chinese Automation Congress (CAC). IEEE, 2015: 427-430.
- [10] WE D, XIONG H, FU J. Aircraft Autopilot Pitch Control Based on Fuzzy Active Disturbance Rejection Control[C]// 2015 International Conference on Industrial Informatics-Computing Technology, Intelligent Technology, Industrial Information Integration, 2015, IEEE: 144-147.
- [11] 韩京清. 从 PID 技术到“自抗扰控制”技术[J]. 控制工程, 2002(3): 13-18.
- [12] 徐恒, 刘小雄, 李鹏辉, 等. 基于多目标粒子群优化的阵风减缓控制律设计[J]. 计算机仿真, 2013, 30(12): 82-86.
- [13] 邱岳恒, 章卫国, 赵鹏轩, 等. 侧向阵风作用下乘坐品质控制律设计[J]. 飞行力学, 2013, 31(5): 420-424.
- [14] 邵晴. 粒子群算法原理及其工程应用案例[D]. 吉林: 吉林大学, 2017: 34-37.