

翼伞系统在较大风场中的归航控制

陶金¹, 孙青林^{1†}, 陈增强¹, 贺应平²

(1. 南开大学 计算机与控制工程学院, 天津 300350; 2. 中航工业集团 宏伟航空器有限公司, 湖北 襄阳 441003)

摘要: 翼伞系统是一类特殊的柔翼飞行器, 由于其飞行速度较低, 容易受到风场的影响. 针对翼伞系统在较大风场中难以准确跟踪归航轨迹、实现精确着陆, 因此将风场中平均风的影响在轨迹规划中予以考虑, 采用一种改进的粒子群算法(particle swarm optimization, PSO)优化分段归航轨迹; 将紊流的影响作为外界的干扰, 由线性自抗扰控制器(linear active disturbance rejection controller, LADRC)进行修正. 仿真结果表明, 该归航控制方法对提高翼伞系统在较大风场环境下的抗风性能和归航精度有重要意义.

关键词: 翼伞系统; 归航控制; 较大风场环境; 分段归航路径规划; 轨迹; 跟踪; 线性自抗扰控制

中图分类号: V249 文献标识码: A

Homing control of a parafoil system in large wind environments

TAO Jin¹, SUN Qing-lin^{1†}, CHEN Zeng-qiang¹, HE Ying-ping²

(1. College of Computer and Control Engineering, Nankai University, Tianjin 300350, China;
2. Hongwei Aircraft Ltd, Aviation Industry Corporation of China, Xiangyang Hubei 441003, China)

Abstract: The parafoil system is a very unique class of flexible winged vehicle, due to the low speed characteristics, it is vulnerable to wind fields. Since it is difficult for the parafoil system to track the desired homing trajectory precisely and achieve accurate landing in a large wind environment, the impacts of mean wind are taken into consideration in the stage of trajectory planning, and a multiphase homing trajectory is designed and optimized based on a modified particle swarm optimization (PSO) algorithm; in the meantime, the influences of turbulence are regarded as the external disturbances and amended by linear active disturbance rejection controllers (LADRC). Simulation results show that the proposed homing control strategy is of great importance to improve the homing accuracy and anti-wind ability for achieving set point homing of the parafoil system in large windy conditions.

Key words: parafoil system; homing control; large wind environment; multiphase homing trajectory planning; trajectories; tracking; linear active disturbance rejection control

1 引言(Introduction)

翼伞系统是一类拥有高升阻比气动性能、出色翱翔能力、良好操控性和稳定性的精确空投系统, 一般由冲压型翼伞和负载组成. 鉴于其诸多的优点, 翼伞系统在众多的领域得到推广应用. 如在现代化战争中, 地面作战部队可以通过翼伞空投实现武器、弹药、给养的及时补充; 在发生重大自然灾害时, 可以通过翼伞精确空投第一时间将救灾物资和设备运输到灾害中心, 完成紧急救援任务; 在民用领域, 翼伞系统可用于运动、观光、农业植保等. 近些年来, 随着全球定位系统(global position system, GPS)导航技术的成熟、测量技术和控制科学的发展, 使得翼伞系统的自主归

航控制研究方兴未艾^[1-2].

翼伞系统归航控制方法的选择很大程度上取决于所采用的归航方法. 针对以径向归航和锥型归航为代表的简单归航法, 通常采用递推控制法来控制翼伞系统^[3]. 目前研究较多的是最优控制归航法和分段归航法. 最优控制归航法是通过优化翼伞系统的控制序列达到逆风雀降、能量最优的精确着陆, 可同时确定轨迹和控制量, 其控制方法一般采用开环^[2, 4]. 分段归航法在20世纪90年代后的工程中被大量研究, 其主要思路是将翼伞系统整个归航轨迹按照不同的阶段和特点进行分段, 然后根据最终着陆的要求对各段的参数进行优化^[5-7]. 针对分段归航法, 需设计轨迹跟踪策

收稿日期: 2016-06-29; 录用日期: 2016-10-25.

†通信作者. E-mail: sunql@nankai.edu.cn; Tel.: +86 13002285763.

本文责任编辑: 胡跃明.

国家自然科学基金项目(61273138, 61573197), 国家科技支撑计划课题(2015BAK06B04), 天津市科技支撑计划重点项目(14ZCZDSF00022), 天津市重点基金项目(14JCZDJC39300)资助.

Supported by National Natural Science Foundation of China (61273138, 61573197), National Key Technology R&D Program (2015BAK06B04), Key Technologies R&D Program of Tianjin (14ZCZDSF00022) and Key Fund of Tianjin (14JCZDJC39300).

略, 典型翼伞系统轨迹跟踪控制的研究成果有: 文献[8]通过将翼伞系统的航迹跟踪问题简化为线性系统的输出跟踪问题, 采用增益调节型模糊比例-微分(proportion differentiation, PD)控制算法设计了航迹跟踪控制器. 文献[9]利用拉格朗日插值法得到期望输出航向, 并将模型预测控制的方法应用于翼伞系统航迹跟踪控制. 文献[10]将L1自适应控制方法应用到大型翼伞的航迹跟踪控制中. 在实际翼伞空投实验中, ALEX型翼伞空投系统使用了简单的比例控制器进行归航控制^[6]; Pegasus翼伞空投系统也使用了比例-积分-微分(proportion integration differentiation, PID)算法进行航迹跟踪控制^[11]. 在上述归航控制研究中, 通常的做法是将风的影响整个地看做外界的干扰来处理, 由控制器加以修正. 需要指出的是, 控制器的抗风性能总是有一定限度的, 风速过大会导致翼伞系统攻角过大或过小, 造成系统失稳. 因此, 在归航控制策略设计中, 有针对性的对风场进行处理是必要的.

一般来讲, 风场为平均风和紊流的叠加. 平均风的风速一般较大, 作用时间又长, 对翼伞系统而言, 其对轨迹跟踪的影响是依靠控制器难以消除的. 因此, 本文将平均风的影响在轨迹规划中予以考虑, 将紊流作为外界干扰, 设计基于线性自抗扰(linear active disturbance rejection control, LADRC)的轨迹跟踪控制器进行修正. 仿真结果验证了本文所提出的归航控制方法对于提高翼伞系统的归航精度, 保障其稳定飞行有重要意义.

2 动力学模型(Dynamic model)

忽略各种绳索的变形, 因此限制了伞体和物体之间的相对滚转和相对位移, 只考虑伞体和负载之间的相对俯仰和相对偏航运动, 本节建立了8自由度翼伞系统飞行动力学模型, 包括伞体的6个自由度以及负载的2个自由度^[12]. 同时, 为更好的模拟真实飞行环境, 将风场模型嵌入翼伞系统动力学模型中^[13].

2.1 部件的动力学模型(Dynamic model of parts)

1) 伞体动力学模型.

翼伞系统在空中飞行, 伞体的平均密度与空气密度相当, 因此必须考虑伞体附件质量的影响. 设伞体的速度和角速度在伞体坐标系下用 V_s 和 W_s 来表示, 则伞体的动量 P_s 和动量矩 H_s 的计算如下:

$$\begin{bmatrix} P_s \\ H_s \end{bmatrix} = [A_a + A_r] \begin{bmatrix} V_s \\ W_s \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_1 & A_2 \\ A_3 & A_4 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} V_s \\ W_s \end{bmatrix}, \quad (1)$$

其中: 下标s表示伞体, A_a 表示伞体附加质量矩阵, A_r 表示伞体真实质量矩阵, $A_i (i = 1, \dots, 4)$ 代表 $(A_a + A_r)$ 的三阶子矩阵.

伞衣完全充气展开后, 伞体上的受力包括: 气动力、重力以及连接绳的拉力. 翼伞的运动方程可表示

为

$$\frac{\partial P_s}{\partial t} + W_s \times P_s = F_s^{\text{aero}} + F_s^G + F_s^t, \quad (2)$$

$$\frac{\partial H_s}{\partial t} + W_s \times H_s + V_s \times P_s = M_s^{\text{aero}} + M_s^G + M_s^f + M_s^t, \quad (3)$$

其中: 上标aero, f, t和G分别表示气动力、摩擦力、吊绳拉力和重力, F 和 M 分别表示力和力矩项, \times 表示两个向量之间的叉乘.

2) 负载动力学模型.

将负载视为具有固定形状的刚性旋成体, 其动量 P_p 和动量矩 H_p 的计算如下:

$$\begin{bmatrix} P_p \\ H_p \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} m_p & 0 \\ 0 & J_p \end{bmatrix} \begin{bmatrix} V_p \\ W_p \end{bmatrix}, \quad (4)$$

式中: 下标p表示负载, V_p 和 W_p 为负载的速度和角速度, m_p 为负载的质量, J_p 为负载的转动惯量.

负载在空气中的受力包括气动力、重力以及连接绳的拉力. 因为重力的作用点恰好位于负载的质心处, 则重力产生的力矩可忽略.

$$\frac{\partial P_p}{\partial t} + W_p \times P_p = F_p^{\text{aero}} + F_p^G + F_p^t + F_p^{\text{th}}, \quad (5)$$

$$\frac{\partial H_p}{\partial t} + W_p \times H_p = M_p^{\text{aero}} + M_p^f + M_p^t, \quad (6)$$

式中: 上标th表示推力, 其他符号含义同式(2)–(3).

2.2 整机动力学模型(Dynamic model of the whole system)

对翼伞系统来讲, 负载吊点的中心C点的速度是唯一确定的, 因此, 伞体和负载在C点的运动约束为

$$V_p + W_p \times L_{O_p-C} = V_s + W_s \times L_{O_s-C}, \quad (7)$$

式中: L_{O_p-C} 表示由负载坐标系原点 O_p 到C点的向量, L_{O_s-C} 表示由伞体坐标系原点 O_s 到C点的向量.

对式(7)求导, 得到速度的约束方程为

$$\begin{aligned} \dot{V}_s - L_{O_s-C}^{\times} \dot{W}_s - T_{p-s}(\dot{V}_p - L_{O_p-C}^{\times} \dot{W}_p) = \\ T_{p-s}(W_p^{\times}(V_p + W_p^{\times} L_{O_p-C})) - \\ W_s^{\times}(V_s + W_s^{\times} L_{O_s-C}), \end{aligned} \quad (8)$$

式中: T_{p-s} 表示负载坐标系到伞体坐标系的转换矩阵, L_{*-*}^{\times} 是一个反对称阵, 反映的是与右侧矢量的叉乘操作.

伞体和负载之间的相对运动关系满足角速度约束为

$$W_p = W_s + \tau_s + \kappa_p, \quad (9)$$

式中: τ_s 是相对偏航角, 在伞体坐标系中表示为 $\tau_s = [0 \ 0 \ \dot{\psi}_r]^T$; κ_p 是相对俯仰角, 在负载坐标系中描述为 $\kappa_p = [0 \ \dot{\theta}_r \ 0]^T$.

对式(9)求导, 得到角加速度的约束方程为

$$T_{p-s}\dot{W}_p - \dot{W}_s - \dot{\tau}_s - T_{p-s}\dot{\kappa}_p = W_s^\times T_{p-s}W_p + \tau_s^\times T_{p-s}\kappa_p. \quad (10)$$

取 $x = [V_p \ W_p \ V_s \ W_s \ \psi_r \ \dot{\theta}_r]^\top$ 做为系统的状态变量, 联立式(2)-(3)(5)-(6)(8)和(10), 则翼伞系统的动力学模型表示为

$$\dot{x} = ([D_1^\top \ D_2^\top \ D_3^\top \ D_4^\top])^{-1}[E_1^\top \ E_2^\top \ E_3^\top \ E_4^\top], \quad (11)$$

其中:

$$D_1 = [T_{p-s}m_p \ 0_{3 \times 3} \ A_1 \ A_2 \ 0_{3 \times 2}], \quad (12a)$$

$$E_1 = F_s^{\text{aero}} + F_s^G + T_{p-s}(F_p^{\text{aero}} + F_p^G + F_p^{\text{th}}) - W_s^\times(A_1V_s + A_2W_s) - T_{p-s}W_p^\times m_p V_p, \quad (12e)$$

$$E_2 = C_m \begin{bmatrix} M_p^{\text{aero}} - W_p^\times J_p W_p \\ M_s^{\text{aero}} + M_s^G + W_s^\times(A_3V_s + A_4W_s) - V_s^\times A_2 W_s \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -C_{m1} \begin{bmatrix} L_{p1} \\ L_{p2} \end{bmatrix} T_{p-s}^{-1} \\ k[0 \ 0 \ 1]\psi_r \end{bmatrix} (W_s^\times(A_1V_s + A_2W_s) - F_s^{\text{aero}} - F_s^G) + \begin{bmatrix} C_{m1} \begin{bmatrix} M_p^f \\ M_s^f \end{bmatrix} \\ c\dot{\psi}_r \end{bmatrix}, \quad (12f)$$

$$E_3 = T_{p-s}W_p^\times(V_p + W_p^\times L_{p-c}) - W_s^\times(V_s + W_s^\times L_{s-c}), \quad (12g)$$

$$E_4 = W_s^\times T_{p-s}W_s + \begin{bmatrix} 0 & \dot{\psi}_r & 0 \\ \dot{\psi}_r & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} T_{p-s}[0 \ \dot{\theta}_r \ 0]^\top, \quad (12h)$$

式中: 对于任意的 σ , $\sin \sigma \equiv s_\sigma$, $\cos \sigma \equiv c_\sigma$, T_{*-} 代表不同坐标系之间的转换矩阵, L_{p1} , L_{p2} 分别代表连接点在负载坐标系下的位置矢量, M_p^f , M_s^f 分别表示连接绳的拉力矩在负载坐标系和伞体坐标系下的表示形式. 构造函数 C_m 表示为

$$C_m = \begin{bmatrix} C_{m1} \\ C_{m2} \end{bmatrix}, \quad C_{m1} = \begin{bmatrix} c_{\theta_r} c_{\psi_r} & 0 & s_{\theta_r} c_{\psi_r} & 1 & 0 & 0 \\ c_{\theta_r} s_{\psi_r} & 0 & s_{\theta_r} s_{\psi_r} & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -s_{\theta_r} & 0 & c_{\theta_r} & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix},$$

$$C_{m2} = [0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 1].$$

2.3 风场模型(Models of wind)

风模型包括平均风模型和紊流模型. 平均风是指在一定的时间范围内, 沿高度方向上风速的平均值. 平均风是风场模型中的主要分量, 用公式表达为

$$V_w = \begin{cases} 0, & t \leq t_0, \\ v_w e^{-0.2(t-t_0)}, & t_0 < t < t_1, \\ v_w, & t \geq t_1, \end{cases} \quad (13)$$

$$D_2 = \begin{bmatrix} C_m \begin{bmatrix} J_p & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & A_3 & A_4 \end{bmatrix} + \\ 0_{5 \times 3} \begin{bmatrix} C_{m1} \begin{bmatrix} L_{p1} \\ L_{p2} \end{bmatrix} T_{p-s}^{-1} \\ -k[0 \ 0 \ 1]\psi_r \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0_{3 \times 3} \\ A_1^\top \\ A_2^\top \end{bmatrix}^\top 0_{5 \times 2} \end{bmatrix}, \quad (12b)$$

$$D_3 = [-T_{p-s} \ T_{p-s}L_{p-c}^\times \ I_{3 \times 3} \ -L_{s-c}^\times \ 0_{3 \times 2}], \quad (12c)$$

$$D_4 = \begin{bmatrix} 0_{3 \times 3} & T_{p-s} & 0_{3 \times 3} & -I_{3 \times 3} \\ & & & \begin{bmatrix} 0 & s_{\psi_r} \\ 0 & -c_{\psi_r} \\ -1 & 0 \end{bmatrix} \end{bmatrix}, \quad (12d)$$

式中: V_w 为风速, t_0 为稳定风加入时间, v_w 为稳定风的风速值, 风速在 t_1 时刻达到稳定状态并保持 v_w 不变.

紊流的基本特性是风速沿空间和时间分布的不规则性. 紊流是风场随即连续的变化. 本文采用目前在飞行模拟器上广泛使用的Dryden模型, 其功率谱密度函数为

$$E(\Omega) = \frac{16}{2\pi} \sigma^2 L \frac{(L\Omega)^4}{[1 + (L\Omega)^2]^3}, \quad (14)$$

式中: σ 为紊流强度, L 为紊流尺度, Ω 为空间频率.

基于空间相关函数来生成紊流信号. 紊流的递推公式采用如下形式:

$$w_i = aw_{i+1} + br_i, \quad (15)$$

式中: r 为均值为0, 方差为1的白噪声信号; w 为紊流信号, a 和 b 的取值是根据相关函数所具有的统计特性推导而来的, 这里取

$$a = (1 - \frac{V\Delta t}{2L}) \exp(-\frac{V\Delta t}{L}), \quad b = \sqrt{1 - a^2} \sigma.$$

3 分段归航轨迹规划(Multiphase homing trajectory planning)

3.1 分段归航策略(Multiphase trajectory strategy)

考虑风场的最终作用效果, 将整个飞行过程中风的影响转化为最终着陆目标点的偏移. 因此, 在初始投放高度确定的情况下, 水平面的轨迹规划就

是以虚拟目标点 G_f 为规划目标点, 选择合适的圆弧和线段的组合. 从能量节约、着陆精度、飞行安全、可实施性等因素综合考虑, 翼伞系统分段归航轨迹规划方案如图1所示.

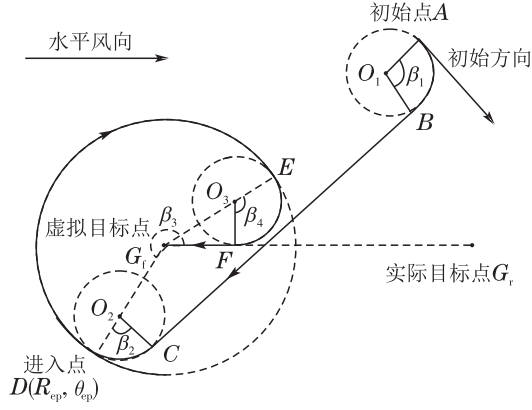


图 1 分段归航轨迹规划方案

Fig. 1 Multiphase homing trajectory strategy

如图1所示: A 点为翼伞空投系统的初始投放位置, G_r 为实际着陆目标点, G_f 为虚拟规划目标点, 两目标点之间的距离为

$$|\overline{G_f G_r}| = \int_{t_0}^{t_f} V_w(t) dt, \quad (16)$$

式中: t_0 为投放初始时刻, t_f 为着陆时刻, 对于投放高度 h 已知的情况下, $t_f = \frac{h}{v_z}$, 其中 v_z 为翼伞系统平均下降速度.

根据所选择的分段策略, 归航轨迹大致分为3段: 目标接近段 \overline{BC} , 在此阶段, 翼伞系统做滑翔运动, 飞向着陆区; 能量控制段 \overline{DE} , 翼伞系统在着陆区域上方实施转弯控制, 盘旋飞行以降低高度; 着陆段 $\overline{FG_f}$, 在此阶段翼伞系统转向逆风, 为雀降做好准备. \widehat{AB} , \widehat{CD} 和 \widehat{EF} 为过渡阶段, 其圆弧轨迹对应的半径选择翼伞系统允许的最小转弯半径 R_{\min} , 圆弧对应的圆心角满足约束 $0 < \beta_1, \beta_2, \beta_4 < \pi$.

分段轨迹优化的关键在于确定翼伞系统进入能量控制阶段的切入点 D 的位置, 可用 R_{ep} 和 θ_{ep} 来描述, R_{ep} 为能量控制阶段圆形轨迹的半径, θ_{ep} 为虚拟目标点 G_f 和 D 点的连线与 x 轴的夹角. 为保证翼伞空投系统在能量控制阶段飞行的稳定性, 能量控制阶段的转弯半径 R_{ep} 的取值范围设定为 (R_1, R_2) , R_1 和 R_2 为能量控制圆弧半径的上、下限; θ_{ep} 的取值范围为 $(-\pi, \pi)$. 翼伞系统归航轨迹规划的目的是实现着陆点与目标点距离最小, 并在着陆时刻逆风, 据此分段轨迹目标函数 J 设置为

$$J = |R_{\min} \times (\beta_1 + \beta_2 + \beta_4) + R_{ep} \times \beta_3 + |\overline{BC}| + \sqrt{(R_{ep} - 2R_{\min}) \times R_{ep} - f \times z_0}|, \quad (17)$$

式中: $R_{\min} \times (\beta_1 + \beta_2 + \beta_4)$ 为过渡圆弧 \widehat{AB} , \widehat{CD} 和 \widehat{EF} 的总长度, $R_{ep} \times \beta_3$ 为能量控制阶段 \overline{DE} 的长度, $|\overline{BC}|$ 为 \overline{BC} 段的长度, $\sqrt{(R_{ep} - 2R_{\min}) \times R_{ep}}$ 为 $\overline{FG_f}$ 段的长度; f 为翼伞系统平均滑翔比, $f \times z_0$ 表示翼伞系统初始投放高度对应的水平飞行距离.

设翼伞系统的位置坐标为 (x_0, y_0, z_0) , 初始飞行方向角为 α_0 , 所有的计算都是在大地坐标系下进行.

则 O_1 点坐标可表示为

$$\begin{bmatrix} x_{O_1} \\ y_{O_1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_0 \\ y_0 \end{bmatrix} + R_{\min} \begin{bmatrix} \cos(\alpha_0 - \frac{\pi}{2}) \\ \sin(\alpha_0 - \frac{\pi}{2}) \end{bmatrix}. \quad (18)$$

O_2 点的坐标表示为

$$\begin{bmatrix} x_{O_2} \\ y_{O_2} \end{bmatrix} = (R_{ep} - R_{\min}) \begin{bmatrix} \cos \theta_{ep} \\ \sin \theta_{ep} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} x_{G_f} \\ y_{G_f} \end{bmatrix}, \quad (19)$$

其中 x_{G_f} 和 y_{G_f} 分别表示虚拟目标点 G_f 在的位置坐标.

第1个过渡圆弧的夹角 β_1 的计算表达式为

$$\beta_1 = \angle \overline{BC} - \alpha_0 = \arctan \frac{y_{O_2} - y_{O_1}}{x_{O_2} - x_{O_1}} - \alpha_0. \quad (20)$$

第2个过渡圆弧的夹角 β_2 的计算表达式为

$$\beta_2 = \theta_{ep} - \angle \overline{BC} - \frac{\pi}{2} = \theta_{ep} - \arctan \frac{y_{O_2} - y_{O_1}}{x_{O_2} - x_{O_1}} - \frac{\pi}{2}. \quad (21)$$

能量控制阶段对应的圆心角 β_3 的计算表达式为

$$\beta_3 = \arcsin \frac{R_{\min}}{R_{ep} - R_{\min}} - \theta_{ep}. \quad (22)$$

最后的过渡圆弧的夹角 β_4 的计算表达式为

$$\beta_4 = \arcsin \frac{R_{\min}}{R_{ep} - R_{\min}} + \frac{\pi}{2}. \quad (23)$$

综上, 利用大地坐标系下各分段的几何关系, 将翼伞系统分段归航轨迹规划问题转化为参数优化问题.

3.2 优化算法(Optimization algorithm)

由于目标函数 J 定义为隐函数, 无法显式表达, 且被优化参量为实数, 数目较少, 因此所选用的优化算法应具有较好的搜索能力和精度以及较高的鲁棒性. 智能进化算法成为解决此类问题的优选方法, 本文选用一种改进的PSO作为目标函数 J 的优化算法.

基本PSO的原理是在可行解空间内随机初始化一群粒子, 每个粒子都为可行解, 其适应度值由待优化问题的目标函数确定^[14]. 每个粒子在可行性解空间内紧跟着当前的最优粒子运动, 并且通过迭代找到最优解. 粒子群寻优过程中, 各个粒子通

过跟踪两个最优值来更新自己,一个是个体最优值,另一个是全局最优值.

在基本PSO中,初始种群通常为随机选取,当可行解空间较大时,不能保证初始粒子均匀分布,因此会减弱算法的全局搜索能力.算法在寻优过程中遇到局部极值,非常容易使得所有粒子都飞入该极值点停滞不前导致算法早熟.这时就需要在算法中加入扰动,使部分粒子跳出局部极值点.针对上述问题,在基本PSO中引入混沌算法^[15]: 1) 混沌初始化种群代替随机初始化种群,使得初始粒子分布更加均匀; 2) 在最优解周围的区域内进行混沌迭代,以增强种群粒子的多样性,防止算法进入早熟.

本文采用Logistic混沌映射

$$P_{i,N} = 4 \cdot P_{i-1,N}(1 - P_{i-1,N}), \quad (24)$$

式中: $i = 2, 3, \dots, L$, L 为混沌初始化的种群数量, $P_{1,N}$ 为 $1 \times N$ 维的随机数.

4 基于LADRC轨迹跟踪控制(LADRC based trajectory tracking control)

4.1 基于制导的2D轨迹跟踪策略(2D guidance based trajectory tracking strategy)

分析翼伞系统轨迹跟踪误差时,借鉴基于制导的路径跟踪的概念^[16],采用基于制导的2D轨迹跟踪策略设计翼伞系统飞行的制导律,如图2所示.

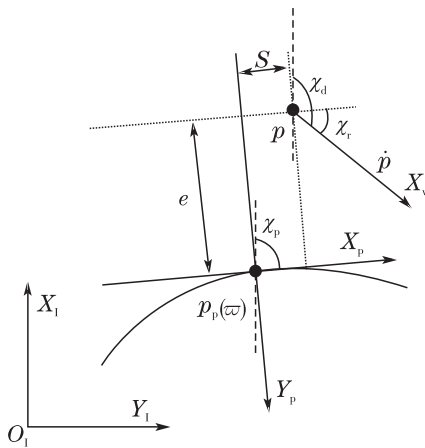


图2 基于制导的2D轨迹跟踪策略

Fig. 2 The sketch of 2D guidance based trajectory tracking

在图2中:理想点 p 代表2D平面上翼伞系统所处的位置,表示为 $p = [x \ y]^T$,其速度描述为 $\dot{p} = [\dot{x} \ \dot{y}]^T$,其速度的大小定义为 $U_d = |\dot{p}|_2 = (\dot{p}^T \dot{p})^{1/2}$,其速度的方向角表示为 $\chi_d = \arctan \frac{\dot{y}}{\dot{x}}$.

假设 p 的跟踪目标是参考轨迹上的运动目标点 p_p ,而 p_p 的位置是按照尺度变量 ϖ 更新的,表示为 $p_p(\varpi) = [x_p(\varpi) \ y_p(\varpi)]^T$,其变化率表示为 $\dot{p}'_p(\varpi) = [x'_p(\varpi) \ y'_p(\varpi)]^T$,此时 p_p 沿参考轨迹运动的方

向角表示为

$$\chi_p(\varpi) = \arctan \frac{y'_p(\varpi)}{x'_p(\varpi)}, \quad (25)$$

式中: $x'_p(\varpi) = \frac{dx_p(\varpi)}{d\varpi}$, $y'_p(\varpi) = \frac{dy_p(\varpi)}{d\varpi}$.

以 p_p 的运动方向为 x 轴建立参考轨迹坐标系,为了将惯性坐标系下的描述转到参考轨迹坐标系下进行描述,建立旋转矩阵

$$T_{p-I}(\chi_p) = \begin{bmatrix} c_{\chi_p} & -s_{\chi_p} \\ s_{\chi_p} & c_{\chi_p} \end{bmatrix}. \quad (26)$$

因此,任意点 p 到 p_p 的距离误差表示为

$$\varepsilon = T_{p-I}^T(p - p_p(\varpi)), \quad (27)$$

式中: $\varepsilon = [s \ e]^T$, s 表示前向误差, e 表示横向误差.

利用李雅普诺夫方法可以证明,在轨迹跟踪的过程中,其前向误差 s 和横向误差 e 在满足一定约束条件下是收敛的,具体证明过程见文献^[16].对于翼伞系统来讲,在轨迹跟踪过程中的参考目标点 p_p 对 U_p 和尺度变量进行更新可以实现前向误差 s 的消除,因此只需设置横向控制器控制翼伞系统的偏航角 ψ 跟踪参考方向角 χ_d 就能消除横向误差 e .

4.2 LADRC 控制器设计(LADRC controller design)

自抗扰控制(active disturbance rejection control, ADRC)是由中科院的韩京清研究员提出的一种面向工程应用的控制算法^[17].ADRC继承了PID不依赖于被控对象数学模型的优点,通过采用扩张状态观测器估计系统扰动,将系统扰动补偿为串联积分型,从而实现扰动抑制.其良好的抗扰和解决不确定性问题的能力已经在许多实验系统和实际工程中得到了检验,因而受到了研究人员的广泛重视.ADRC最初是以非线性形式提出的,具有较多的整定参数,不易调试.随后,美国克里夫兰州立大学的高志强教授^[18]通过带宽参数化的方法,将ADRC简化为LADRC,易于调试和工程实现.ADRC以其抗干扰能力和解决不确定性问题的能力已经在旋翼机姿态与航向控制中得到了检验^[19-21].

1) LADRC原理.

以传统二阶系统为被控对象:

$$\ddot{y} = -a\dot{y} - by + \omega + bu, \quad (28)$$

式中: y 代表系统的输出, u 代表系统的控制输入, ω 代表系统外部的干扰, a, b 代表系统参数.

进一步,将式(28)改写为

$$\begin{aligned} \ddot{y} = & -a\dot{y} - by + \omega + bu = \\ & -a\dot{y} - by + \omega + (b - b_0)u + b_0u = \\ & f(\dot{y}, y, \omega) + b_0u, \end{aligned} \quad (29)$$

式中: b_0 代表 b 的估计值, f 可以看成为系统的总扰动.

令

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2, \\ \dot{x}_2 = x_3 + b_0 u, \\ \dot{x}_3 = h, \\ y = x_1, \\ f = x_3. \end{cases} \quad (30)$$

式(30)可写为扩张状态空间的形式:

$$\begin{cases} \dot{x} = Ax + Bu + Eh, \\ y = Cx, \end{cases} \quad (31)$$

式中系数矩阵取值为

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, B = \begin{bmatrix} 0 \\ b_0 \\ 0 \end{bmatrix}, E = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix}, \\ C = [1 \ 0 \ 0].$$

则系统的总扰动 f 就可以通过线性扩张状态观测器 (linear extended state observer, LESO) 观测出来, 表示为

$$\begin{cases} \dot{z} = Az + Bu + L(y - \hat{y}), \\ \hat{y} = Cz, \end{cases} \quad (32)$$

式中: $z = [z_1 \ z_2 \ z_3]^T$ 为状态观测向量, \hat{y} 为系统输出估计值, $L = [3\omega_0 \ 3\omega_0^2 \ \omega_0^3]^T$ 为LESO状态观测增益向量, ω_0 称为线性状态观测器的带宽, 通过调整 ω_0 可以保证LESO为有界输入有界输出稳定, 从而估计出 f .

令

$$u = u_0 - \frac{z_3}{b_0}. \quad (33)$$

原二阶被控对象表达式可以转化为

$$\begin{aligned} \ddot{y} &= f(\dot{y}, y, \omega) + b_0 u = \\ &f(\dot{y}, y, \omega) - z_3 + b_0 u_0 \approx b_0 u_0. \end{aligned} \quad (34)$$

可将原系统转换为串联积分型. 反馈控制率 u_0 采用线性的PD组合形式, 表示为

$$u_0 = k_p(r - z_1) - k_d z_2. \quad (35)$$

式中: k_p, k_d 为控制器参数, r 为给定值. 则式(32)–(33)和式(35)共同构成了LADRC, 其核心部分为LESO.

2) 控制器设计.

翼伞系统与跟踪的理想点之间的横向误差可以通过控制翼伞系统航迹方位角 ψ 进行消除, 翼伞系

统当前的航迹方位角计算为

$$\psi(t) = \arctan \frac{\dot{y}}{\dot{x}}, \quad (36)$$

式中: x 和 y 分别代表翼伞系统在水平面的位置信息, 结合翼伞系统动力学方程, 翼伞系统航迹方位角的二阶形式可表示为

$$\ddot{\psi}(t) = f_1(\cdot) + f_2(u), \quad (37)$$

式中: $f_1(\cdot)$ 是关于翼伞系统状态变量的表达式, $f_2(u)$ 是含有控制量 u 的表达式. 为了便于LADRC控制器的设计, 将式(37)改写为

$$\ddot{\psi}(t) = f_1(\cdot) + f_2(u) - b_0 u + b_0 u. \quad (38)$$

令 $f = f_1(\cdot) + f_2(u) - b_0 u$, 将 f 视为翼伞系统总扰动, 根据式(32)构造翼伞系统航迹方位角的LESO, 利用LESO估计出翼伞系统当前航迹方位角、方位角的变化率及整个系统的总扰动, 再通过误差状态反馈控制率的动态补偿, 从而实现翼伞系统航迹方位角的跟踪控制.

由于实际系统中, 状态观测器存在瞬态响应极值, 为防止系统出现饱和峰值, 引入饱和限幅函数 $\text{sat}()$, 限幅方式选取为

$$u(t) = M \text{sat} \frac{\tilde{u}(t)}{M}. \quad (39)$$

式中: $\tilde{u}(t)$ 代表限幅之前的控制律, M 表示加载到舵机上的最大的控制量, 其取值与伞衣后缘左右两侧伞绳的最大下拉长度(伞翼后缘折偏角度)相对应.

5 仿真实验(Simulation experiments)

5.1 仿真环境设置(Simulation environment)

作为仿真实例, 本文选用某一实际空投伞型进行仿真实验, 具体参数如表1所示.

表 1 翼伞系统参数

Table 1 Parameters of parafoil system

参 数	取值	单位
展长	10.5	m
弦长	3.1	m
伞衣面积	33.0	m ²
负载阻力特征面积	0.6	m ²
伞绳长度	6.8	m
安装角度	10.0	°
伞体质量	20.0	kg
负载质量	80.0	kg

根据所选的伞型, 其模型初始运动参数设置如下: 初始速度 $(u, v, w) = (15.9 \text{ m/s}, 0, 2.1 \text{ m/s})$, 初始欧拉角 $(\xi, \theta, \psi) = (0, 0, 0)$, 初始角速度 $(p, q, r) = (0, 0, 0)$.

为验证翼伞系统在未知风场中的归航控制方法, 设置翼伞初始空投位置为(-800 m, -650 m, 800 m), 着陆目标点(0, 0, 0), 翼伞系统初始速度方向0°. 在仿真环境中加入风速5 m/s, 沿x轴正向的平均风, 紊流的强度取为中等, 超越概率为 10^{-3} . 改进PSO参数设置如下: 混沌初始化种群规模100, 种群规模50, 最大迭代次数100; R_1 取值为245 m, R_2 取值为500 m, 扰动量设置为0.1. LADRC控制器的参数设置为: $k_e = 200$, $M = 5^\circ$, $\omega_0 = 30$, $k_p = 0.18$, $k_d = 1$, $b_0 = 0.04$.

根据所处的风场环境, 规划目标点计算为 $G_f = (-1379.3 \text{ m}, 0)$, 基于改进PSO优化所得的分段归航轨迹最优参数为 $R_{ep} = 228.1 \text{ m}$, $\theta_{ep} = -74.5^\circ$. 规划出的分段归航轨迹如图3所示. 从图中可以看出, 该分段归航轨迹能够实现翼伞系统在设定初始状态下的定点精确归航并在着陆时刻实现逆风对准. 由于不考虑风场的中间作用效果, 所规划归航轨迹为标准的圆弧和直线的组合, 便于参数化, 易实现跟踪控制.

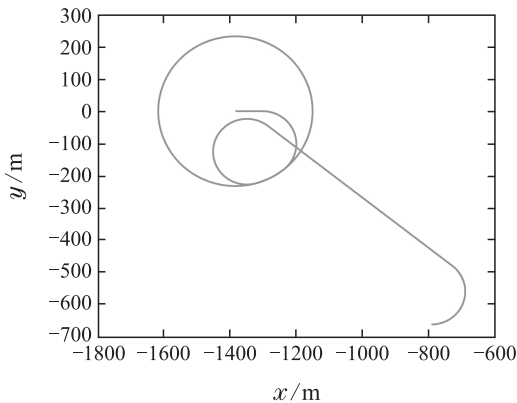


图3 归航轨迹规划结果
Fig. 3 Planned homing trajectory

采用上文构建的LADRC控制系统控制翼伞系统在风场中跟踪所规划的归航轨迹, 仿真结果如图4-6所示.

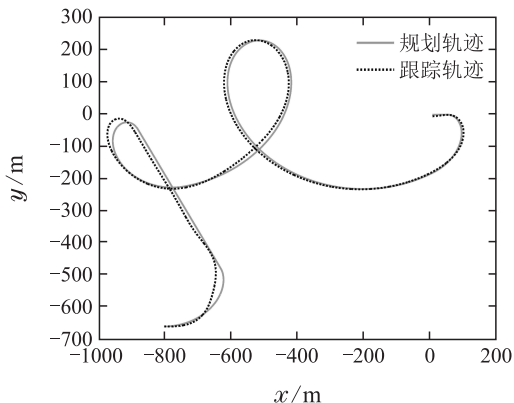


图4 归航轨迹跟踪效果
Fig. 4 Homing trajectory tracking

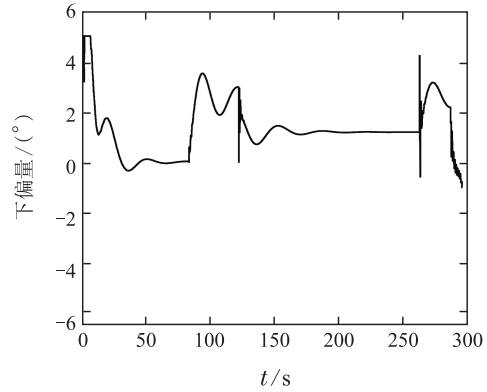


图5 下偏操纵量输出曲线
Fig. 5 Deflection control output

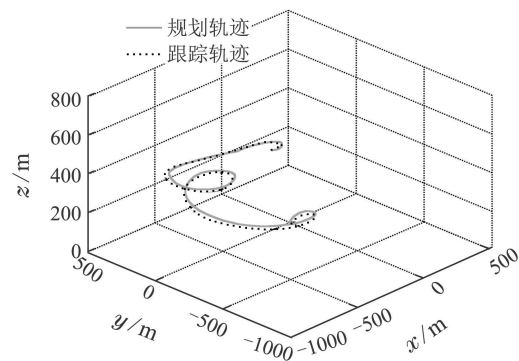


图6 3D空间归航轨迹
Fig. 6 Homing trajectory in 3D space

图4是大地坐标系风场作用下理想分段归航轨迹以及LADRC控制器控制翼伞系统跟踪规划轨迹效果图. 从图可知, LADRC控制器在风场影响下能够取得较好的轨迹跟踪效果. 由于实际风场的作用贯穿了整个归航过程, 翼伞系统跟踪轨迹随风场发生相应偏移, 导致实际跟踪轨迹并不是由标准的圆弧和线段组成. 由于平均风在轨迹规划中予以考虑, 其影响在轨迹跟踪控制时可完全忽略, 将紊流视为外界干扰, 在轨迹跟踪阶段由LADRC控制器通过LESO进行观测并动态补偿, 实现跟踪误差修正. 从轨迹跟踪效果来看, LADRC控制器最终着陆偏差为5.0 m.

图5是LADRC控制器输出的下偏操纵量曲线. 从图中可以看出, LADRC控制器能够克服大气紊流的干扰, 输出较为平稳.

图6是翼伞系统3D空间下轨迹归航效果. 从图中可以看出, 翼伞系统在3D空间内能够较好地跟踪规划归航轨迹. 一般来讲, 传统的飞行器可对航迹倾斜角进行控制, 但对于翼伞系统而言, 双侧下偏操纵对翼伞系统纵向下降速度影响不大, 因此翼伞系统以固定的航迹倾斜角向前做滑翔运动. 由于在归航轨迹规划中充分考虑了翼伞系统的运动特性, 翼伞系统归航轨迹与规划轨迹在纵向面也能够较好的

吻合。

作为比较, 采用文献[8]提及的通常采用的一种归航控制策略, 即忽略所有风场影响在大地坐标系下进行归航轨迹规划, 在归航控制阶段将风场的影响整个的看做外界的干扰, 使用控制器进行修正。与本文提出的归航控制策略相比, 两者的主要区别在于对稳定平均风的处理。采用与第3.1节类似的忽略平均风影响的分段轨迹规划方案, 以及第5.1节相同的仿真环境下, 使用相同参数的LADRC控制器进行归航控制实验, 归航效果如图7-9所示。

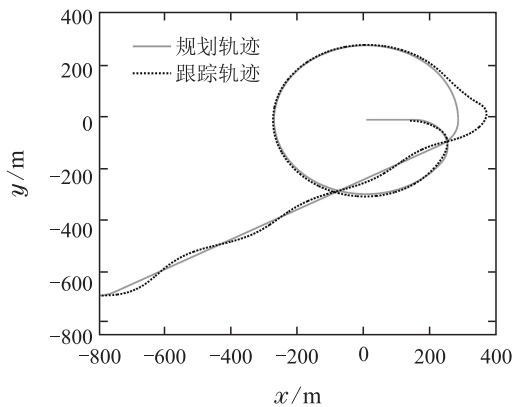


图 7 归航轨迹跟踪效果

Fig. 7 Homing trajectory tracking

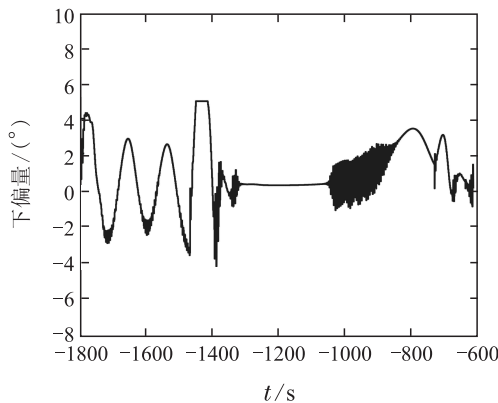


图 8 下偏操纵量输出曲线

Fig. 8 Deflection control output

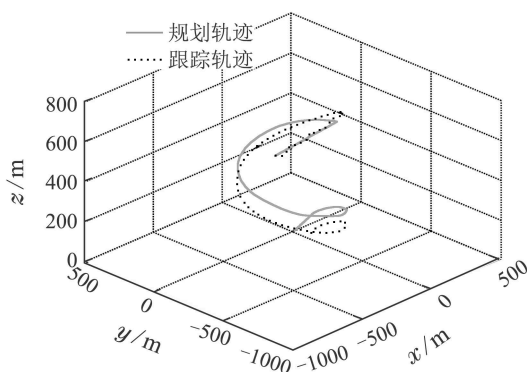


图 9 3D归航轨迹

Fig. 9 Homing trajectory in 3D space

从图7和图9中可以看出, 采用常用归航控制策略, 翼伞系统也能基本实现归航。从轨迹跟踪的效果来看, 采用该策略与本文提出的归航控制方法比较, 水平和纵向面轨迹跟踪偏差均较大。从最终归航着陆精度来看, 采用该策略的翼伞系统着陆时偏离目标点的距离为130.1 m, 与本文提出的方法相比, 着陆偏差大, 这是由于平均风的强烈干扰导致的。从图8可知, 采用该归航控制策略的LADRC控制器输出在风场的强烈干扰下产生高频震荡。若继续增大风速至7 m/s, 则会导致控制器输出饱和, 系统失稳发散。

因此, 本文提出的归航控制方法不仅可以减小风扰对轨迹跟踪控制的影响和由此引起系统的不稳定, 而且对于提高翼伞系统的抗风性能和着陆精度有重要作用和意义。

6 结论(Conclusions)

本文提出了一整套翼伞系统在较大风场下的归航控制方法, 包括归航轨迹规划和轨迹跟踪控制。将风场中平均风和紊流分别进行处理, 从而较好的利用或消除了风场的影响, 提高了翼伞系统的抗风能力和归航精度。

1) 考虑平均风影响, 引入虚拟着陆点的概念, 将整个飞行过程中风的影响转化为着陆目标点的偏移, 基于改进的PSO对分段归航轨迹进行优化。仿真结果表明, 基于风场的归航轨迹规划方法能够规划出满足归航精度和逆风着陆的要求归航轨迹。

2) 基于制导的翼伞系统2D轨迹跟踪策略, 将对平面轨迹的跟踪问题转化为对翼伞系统航迹方位角的控制问题, 并设计了基于LADRC的翼伞系统轨迹跟踪控制器。仿真结果表明, 基于LADRC的轨迹跟踪控制器能够克服环境干扰, 实现归航轨迹快速平稳跟踪。

参考文献(References):

[1] YAKIMENKO O A. *Precision Aerial Delivery Systems: Modeling, Dynamics, and Control* [M]. Reston, USA: AIAA, 2015.

[2] GAO Haitao, ZHANG Limin, SUN Qinglin, et al. Fault-tolerance design of homing trajectory for parafoil system based on pseudo-spectral method [J]. *Control Theory & Applications*, 2013, 30(6): 702 – 708.
(高海涛, 张利民, 孙青林, 等. 基于伪谱法的翼伞系统归航轨迹容错设计 [J]. *控制理论与应用*, 2013, 30(6): 702 – 708.)

[3] LI Y, LIN H. Theoretical investigation of gliding parachute trajectory with deadband and non-proportional automatic homing control [C] // *The 11th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference*. Reston, USA: AIAA, 1991: 42 – 47.

[4] LIANG Haiyan, REN Zhigang, XU Chao, et al. Optimal homing trajectory design for parafoil systems using sensitivity analysis approach [J]. *Control Theory & Applications*, 2015, 32(8): 1003 – 1011.

- (梁海燕, 任志刚, 许超, 等. 翼伞系统最优归航轨迹设计的敏感度分析方法 [J]. 控制理论与应用, 2015, 32(8): 1003 – 1011.)
- [5] SIM A G, MURRAY J E, NEUFELD D C, et al. Development and flight testing of a deployable precision landing system [J]. *Journal of Aircraft*, 1994, 31(5): 1101 – 1108.
- [6] JANN T. Advanced features for autonomous parafoil guidance, navigation and control [C] // *The 18th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar*. Reston, USA: AIAA, 2005: 1 – 12.
- [7] SOPPA U, STRAUCH R. GNC Concept for automated landing of a large parafoil [C] // *The 14th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference*. Reston, USA: AIAA, 1997: 1 – 11.
- [8] XIONG J. *Research on the dynamics and homing project of parafoil system* [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2005.
- [9] SLEGGERS N J, YAKIMENKO O A. Optimal control for terminal guidance of autonomous parafoils [C] // *The 24th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference*. Reston, USA: AIAA, 2009: 1 – 21.
- [10] BENJAMIN S C. Adaptive control of a 10K parafoil system [C] // *The 23rd AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference*. Reston, USA: AIAA, 2015: 1 – 27.
- [11] KAMINER I I, YAKIMENKO O A. On the development of GNC algorithm for a high-glide payload delivery system [C] // *The 42th IEEE Conference on Decision and Control*. Piscataway, USA: IEEE, 2003: 5438 – 5443.
- [12] ZHU E L, SUN Q L, TAN P L, et al. Modeling of powered parafoil based on Kirchhoff motion equation [J]. *Nonlinear Dynamics*, 2015, 79(1): 617 – 629.
- [13] XIONG Jing, QIN Zizeng, CHENG Wenke. The characteristics and description of mid-high altitude wind in recovery [J]. *Spacecraft Recovery and Remote Sensing*, 2003, 24(3): 9 – 14.
(熊菁, 秦子增, 程文科. 回收过程中高空风场的特点及描述 [J]. 航天返回与遥感, 2003, 24(3): 9 – 14.)
- [14] WANG Yu, ZHANG Weiguo, FU Li, et al. Nash equilibrium strategies approach for aerial combat based on elite re-election particle swarm optimization [J]. *Control Theory & Applications*, 2015, 32(7): 857 – 865.
(王昱, 章卫国, 傅莉, 等. 基于精英改选机制的粒子群算法的空战纳什均衡策略逼近 [J]. 控制理论与应用, 2015, 32(7): 857 – 865.)
- [15] TANG Xianlun, ZHUANG Ling, HU Xiangdong. The support vector regression based on the chaos particle swarm optimization algorithm for the prediction of silicon content in hot metal [J]. *Control Theory & Applications*, 2009, 26(8): 838 – 842.
(唐贤伦, 庄陵, 胡向东. 铁水硅含量的混沌粒子群支持向量机预报方法 [J]. 控制理论与应用, 2009, 26(8): 838 – 842.)
- [16] BREIVIK M, FOSSEN T I. Principles of guidance-based path following in 2D and 3D [C] // *The 44th IEEE Conference on Decision and Control*. Piscataway, USA: IEEE, 2005: 627 – 634.
- [17] HAN J Q. From PID to active disturbance rejection control [J]. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 2009, 56(3): 900 – 906.
- [18] GAO Z Q. Scaling and bandwidth-parameterization based controller tuning [C] // *American Control Conference*. Piscataway, USA: IEEE, 2003: 4989 – 4996.
- [19] CHEN Zengqiang, LI Yi, YUAN Zhuzhi, et al. Attitude control of tandem rotor helicopter based on cascade active disturbance rejection control [J]. *Control Theory & Applications*, 2015, 32(9): 1219 – 1225.
(陈增强, 李毅, 袁著祉, 等. 串级自抗扰控制器在纵列式双旋翼直升机飞行姿态控制中的应用 [J]. 控制理论与应用, 2015, 32(9): 1219 – 1225.)
- [20] FANG Yongchun, SHEN Hui, SUN Xiuyun, et al. Active disturbance rejection control for heading of unmanned helicopter [J]. *Control Theory & Applications*, 2014, 31(2): 238 – 243.
(方勇纯, 申辉, 孙秀云, 等. 无人直升机航向自抗扰控制 [J]. 控制理论与应用, 2014, 31(2): 238 – 243.)
- [21] LI Yi, CHEN Zengqiang, SUN Mingwei, et al. Attitude control for quadrotor helicopter based on discrete-time active disturbance rejection control [J]. *Control Theory & Applications*, 2015, 32(11): 1470 – 1477.
(李毅, 陈增强, 孙明玮, 等. 离散型自抗扰控制器在四旋翼飞行姿态控制中的应用 [J]. 控制理论与应用, 2015, 32(11): 1470 – 1477.)

作者简介:

陶金 (1986–), 男, 博士研究生, 目前研究方向为柔翼无人机建模与控制, E-mail: jack.taojin@mail.nankai.edu.cn;

孙青林 (1963–), 男, 教授, 博士生导师, 目前研究方向为自适应控制、嵌入式控制系统、柔翼无人机建模与控制, E-mail: sunql@nankai.edu.cn;

陈增强 (1964–), 男, 教授, 博士生导师, 目前研究方向为智能预测控制、工业过程控制、复杂网络系统、多智能体系统、混沌系统理论及在信息安全中的应用, E-mail: chenzyq@nankai.edu.cn;

贺应平 (1976–), 男, 高级工程师, 目前研究方向为翼伞系统设计与实验, E-mail: heyingping01@163.com.