

DOI:10.3969/j.issn.1673-4785.201205014

网络出版地址: <http://www.cnki.net/kcms/detail/23.1538.TP.20121116.1701.008.html>

基于模糊控制与预测控制切换的 翼伞系统航迹跟踪控制

李永新, 陈增强, 孙青林

(南开大学 信息技术科学学院, 天津 300071)

摘要:以翼伞系统的六自由度模型为基础, 针对翼伞系统的平面航迹跟踪问题, 对已有的预测控制器进行改进, 提出模糊控制和广义预测控制相互切换的控制模式. 利用横向轨迹误差法, 在翼伞偏航角误差较大的情况下, 采用模糊控制, 直至偏航角误差达到设定的较小范围内, 切换为广义预测控制, 对翼伞航迹进行精确的制导, 在一定程度上减少了处理器的运算量. 采用真实的翼伞参数建立仿真模型, 结果验证了这一控制方法的有效性.

关键词:翼伞; 航迹跟踪; 模糊控制; 预测控制; 切换

中图分类号: TP273.2 **文献标志码:** A **文章编号:** 1673-4785(2012)06-0481-08

Flight path tracking of a parafoil system based on the switching between fuzzy control and predictive control

LI Yongxin, CHEN Zengqiang, SUN Qinglin

(College of Information Technical Science, Nankai University, Tianjin 300071, China)

Abstract: Based on the parafoil system model with six degrees of freedom, aim at the plane flight path tracking problem, the existing predictive controller is improved. A control mode is proposed, which switches between fuzzy control and generalized predictive control. According to the cross track error, when the yawing angle error of the parafoil is bigger, the fuzzy controller is applied until the error attains a small range that has been set. Then, the fuzzy control is switched to generalized predictive control, which can control and guide the parafoil in a higher precise level. In this way, the operation of the processor can be reduced to a certain extent. A simulation model is built up based on an actual parafoil, and the final result demonstrates the validity of the control mode.

Keywords: parafoil system; flight path tracking; fuzzy control; predictive control; switching

翼伞系统应用方式主要分为投放和回收. 应用领域包括3个方面: 航空航天、军事领域和民用领域. 在航空航天领域, 翼伞系统可用于飞行器回收、无人驾驶机降落等过程, 可降低对驾驶技巧的要求, 不必设计繁杂的着陆控制程序, 并使飞行器在恶劣的天气情况下同样能完成无损着陆. 在军事领域, 翼伞系统可以用于物资、武器装备的精确投放, 可以精确、高效、安全地将武力、物资投送到战场. 在民用领域, 目前主要利用动力滑翔伞进行观光、航拍和广

告等.

在自然灾害发生时, 陆路交通被破坏、运输机无法着陆的情况下, 翼伞系统用于物资投放, 具有速度快、机动灵活的特性. 以往使用的常规降落伞是无机动不可控的, 执行飞行器回收和物资投放任务, 伞体飞行轨迹受风的影响, 着陆偏差较大, 实际系统偏差有时会达到几公里甚至是十几公里, 使得搜救时间和回收成本大大增加^[1]. 可控翼伞系统由于具有良好的滑翔性能和可操作性^[2-3], 从而减少投放误差, 降低回收成本. 美国著名的 X-38 计划将翼伞用于救生飞船在飞行最后阶段和着陆过程的自主归航, 降低了驾驶技术的要求^[4]. 经过多次试飞, 验证了翼

收稿日期: 2012-05-07. 网络出版日期: 2012-11-16.

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(61174094); 天津市科技支撑计划资助项目(09ZCKFSF00500).

通信作者: 李永新. E-mail: new-liyx@gmail.com.

伞技术在航天器定点无损回收方面的重要价值^[5]. 欧洲航天局也进行了大型翼伞的自主归航实验项目, 论证大型翼伞的自主、定点归航以及雀降着陆的可行性, 以期能达到未来载人空间飞行器回收的安全和可靠性的要求^[6-7]. 在翼伞系统的控制器设计中, 文献[1]针对传统 PID 控制和模糊 PID 控制以及混合型 PID 控制进行了分析和研究, 并依此进行控制器的设计. 文献[8]针对水平方向的航迹跟踪控制, 采用了广义预测控制算法求解控制量, 对翼伞系统进行控制.

本文对可控翼伞系统在归航中的目标接近阶段和能量控制阶段^[9]航迹跟踪进行控制, 采用模糊控制与预测控制相互切换的方法, 发挥模糊控制鲁棒性好、计算量小的优势, 以期在减少实际航迹与期望航迹误差的情况下, 采用预测控制过程的计算量, 并达到较好的控制效果.

1 翼伞系统的数学模型

1.1 翼伞的几何参数

针对冲压翼伞, 在建立其数学模型前, 先引入此类翼伞在充满状态下的几何描述参数^[1].

图1中, b 为翼展, 即伞衣充满后的水平投影沿翼展方向的长度; c 为弦长, 即伞衣充满后的水平投影沿弦向的长度; e 为厚度, 即翼伞剖面的上弦线和下弦线间最远距离; h 为名义拱高, 即伞衣展向圆弧的顶点到两端点连线的距离; AR 为展弦比, $AR = b/c$.

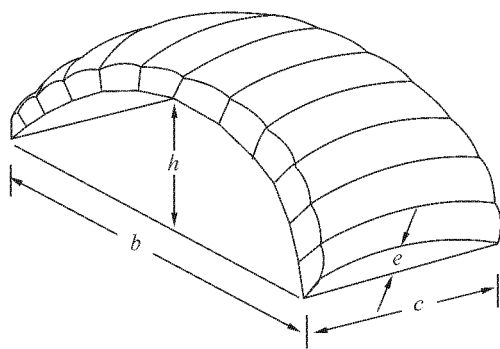


图1 伞衣的尺寸

Fig. 1 Sketch map of the parafoil system

图2中, C 为伞绳的虚拟交汇点, 亦圆弧形伞衣对应的圆心; r 为名义绳长, 即汇交点到伞衣的距离; θ 为展向弯曲弧度, 圆弧形伞衣所对应的圆心角的 $1/2$; R 为翼伞系统的滚转中心; P 为翼伞系统的俯仰中心.

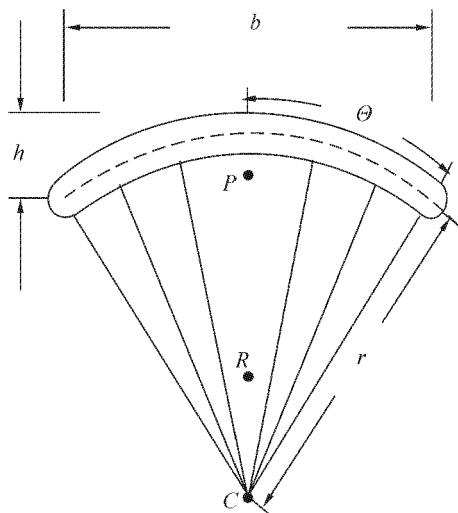


图2 翼伞正视图

Fig. 2 A front view of the parafoil system

1.2 翼伞系统建模的基本假设

文献[1, 10]中, 为建立翼伞系统的六自由度动力学方程, 提出了如下假设:

- 1) 翼伞在展向对称, 伞衣在完全张满后具有固定的形状;
- 2) 回收物是旋成体 (即与铅垂轴垂直的面一定是圆), 受到的阻力远大于升力, 升力忽略不计;
- 3) 回收物与翼伞刚性连接并视为一个整体;
- 4) 伞衣的压心 (即翼伞所受空气动力合力的作用点) 和质心重合, 位于弦向距前缘 $1/4$ 处;
- 5) 大地为理想平面.

1.3 翼伞系统建模用到的坐标系及转化

翼伞系统建模过程用到 2 个满足右手法则的坐标系:

- 1) 大地坐标系 $O_e X_e Y_e Z_e$, 原点 O_e 通常取伞衣完全展开后系统质心所在的位置. $O_e Z_e$ 铅垂向下, $O_e X_e Y_e$ 与水平面平行, $O_e X_e$ 指向翼伞系统的初始运动方向, 如图3所示.

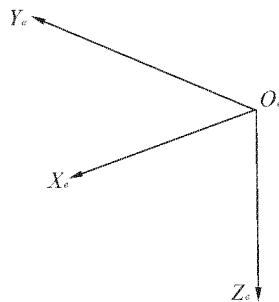


图3 大地坐标系

Fig. 3 Earth coordinate system

- 2) 翼伞系统体坐标系 $O_i X_i Y_i Z_i$, 原点 O_i 位于翼

伞系统质心, $O_i Z_i$ 轴经过回收物质心, 指向回收物。 $O_i X_i Z_i$ 为翼伞几何对称面, $O_i X_i$ 指向伞衣前缘, $O_i Y_i$ 轴与其他两坐标轴构成右手系, 如图4所示。

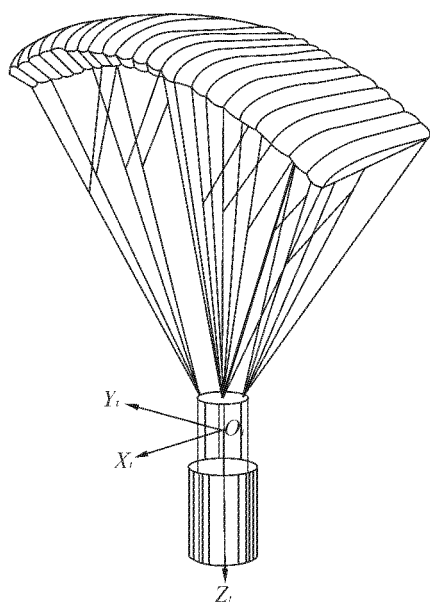


图4 翼伞系统体坐标系

Fig.4 Coordinate system of the parafoil system

定义翼伞系统的3个姿态角: 偏航角 ψ 、俯仰角 ϑ 、滚转角 γ , 分别指翼伞系统绕其体坐标系 Z_i 轴、 Y_i 轴、 X_i 轴转动所成的角度^[1]。

大地坐标系到体坐标系的转换矩阵可以表示为

$$\mathbf{T}_{e-t} = [\mathbf{t}_1 \quad \mathbf{t}_2 \quad \mathbf{t}_3], \quad (1)$$

式中:

$$\mathbf{t}_1 = \begin{bmatrix} \cos \vartheta \cos \psi \\ \sin \gamma \sin \vartheta \cos \psi - \cos \gamma \sin \psi \\ \cos \gamma \sin \vartheta \cos \psi + \sin \gamma \sin \psi \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{t}_2 = \begin{bmatrix} \cos \vartheta \sin \psi \\ \sin \gamma \sin \vartheta \sin \psi + \cos \gamma \cos \psi \\ \cos \gamma \sin \vartheta \sin \psi - \sin \gamma \cos \psi \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{t}_3 = \begin{bmatrix} -\sin \vartheta \\ \sin \gamma \cos \vartheta \\ \cos \gamma \cos \vartheta \end{bmatrix}.$$

1.4 翼伞系统的运动方程

在文献[8]中, 针对建立的翼伞系统运动方程, 有如下计算过程, 当 x, y, z 为翼伞系统在大地坐标系下的位置, v_x, v_y, v_z 为翼伞系统在体坐标系下的速度, 有

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{bmatrix} = \mathbf{T}_{e-t}^T \begin{bmatrix} v_x \\ v_y \\ v_z \end{bmatrix}. \quad (2)$$

并且

$$\begin{bmatrix} \dot{\gamma} \\ \dot{\vartheta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin \gamma \tan \vartheta & \cos \gamma \tan \vartheta \\ 0 & \cos \gamma & -\sin \gamma \\ 0 & \sin \gamma \cos^{-1} \vartheta & \cos \gamma \cos^{-1} \vartheta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix}. \quad (3)$$

式中: $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ 为翼伞系统在体坐标系下的角速度。

$$\begin{bmatrix} \dot{v}_x & \dot{v}_y & \dot{v}_z & \dot{\omega}_x & \dot{\omega}_y & \dot{\omega}_z \end{bmatrix}^T = \begin{bmatrix} \mathbf{A}_{11} & \mathbf{A}_{12} \\ \mathbf{A}_{21} & \mathbf{A}_{22} \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} \mathbf{F} \\ \mathbf{M} \end{bmatrix}. \quad (4)$$

式中: \mathbf{F} 为翼伞系统所受力的总和, \mathbf{M} 为作用在翼伞系统所有力矩总和, \mathbf{A}_{11} 为真实质量和附加质量, \mathbf{A}_{22} 为真实的转动惯量和附加转动惯量, $\mathbf{A}_{12} = -\mathbf{A}_{21}^T$ 为耦合项, 可表示为

$$\mathbf{A}_{11} = m_i \mathbf{I}_{3 \times 3} + m_a,$$

$$\mathbf{A}_{22} = \mathbf{I}_t + \mathbf{I}_a - \mathbf{L}_{O-P}^\times m_a \mathbf{L}_{O-P}^\times,$$

$$\mathbf{A}_{12} = -\mathbf{A}_{21}^T = -m_a \mathbf{L}_{O-P}^\times.$$

式中: \mathbf{I}_t 为翼伞系统的真实转动惯量, \mathbf{I}_a 为翼伞系统的附加转动惯量, m_i 为翼伞系统的总质量(包括伞衣、伞绳、吊带和空投物等), m_a 为翼伞的附加质量, $\mathbf{I}_{3 \times 3}$ 为单位矩阵, \mathbf{L}_{O-P}^\times 为旋转矩阵。

联立方程(1)~(4)求解, 可得到翼伞系统的运动状态方程。

2 翼伞系统航迹跟踪制导器

2.1 航迹跟踪制导器的作用

翼伞系统的航迹跟踪可分为航向制导器和航向控制器2部分。

航向制导器将翼伞系统的当前位置与期望的航迹之间进行比较运算, 计算出偏差, 以调整翼伞系统的航向, 从而消除航迹的偏差, 使得翼伞系统的实际航向不断逼近期望航向。

2.2 横向轨迹误差法

横向轨迹误差法, 可根据自身位置误差不断调整, 使受控对象达到期望的目标位置^[11]。可做如下描述:

定义 $(x_r(i), y_r(i))$ 与 $(x_r(i-1), y_r(i-1))$ 分别为当前路径点和前一个路径点, $(x(t), y(t))$ 为翼伞系统当前位置。如图5所示。

令

$$\Delta x = x_r(i) - x_r(i-1),$$

$$\Delta y = y_r(i) - y_r(i-1),$$

$$\tilde{x} = x_r(i) - x(t),$$

$$\tilde{y} = y_r(i) - y(t).$$

定义航迹线长度为第 $i-1$ 到第 i 个路径点之间的距离, 表达式如下:

$$L_i = \sqrt{\Delta x^2 + \Delta y^2}.$$

轨迹跟踪误差 $\Delta(t)$ 为 $\Delta(t) = (\tilde{x}\Delta y - \tilde{y}\Delta x)/L_i$; 轨迹线航向角为 $\psi_r(i) = \tan^{-1}(\Delta y/\Delta x)$; 由轨迹跟踪误差和轨迹线航向角得到期望输出航向角为 $\psi_r(t) = \Delta(t) + \psi_r(i)$; 航向角跟踪轨迹误差表示为 $\psi_e(t) = \psi_r(t) - \psi(t)$, $\psi(t)$ 为翼伞系统当前航向角. 这样把翼伞系统的轨迹跟踪问题转化为航向跟踪问题.

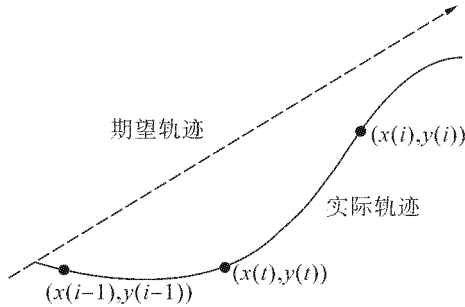


图5 翼伞系统实际轨迹与期望轨迹

Fig. 5 The actual and desired traces of the parafoil

3 翼伞系统航迹跟踪控制器

航向控制器用于控制翼伞系统的航向,使得翼伞系统在给定的航向指令下运动.

3.1 广义预测控制

广义预测控制 (generalized predictive control, GPC) 是 Clark 等在 1987 年提出,采用了长时段的优化性能指标,并结合辨识和自校正机制,表现出良好的鲁棒性^[12].

预测控制的主要特征是以受控自回归积分滑动平均模型 (controlled auto-regressive integrated moving-average, CARIMA) 为基础^[13],为了由 k 时刻的输入、输出数据对 $(k+j)$ 时刻的系统进行预测,而引入了 Diophantine 方程,并采用递推算法求解.

由于 CARIMA 模型比较接近实际对象特性,且具有积分作用,因此它不仅能为自校正鲁棒控制器的设计奠定良好的基础,而且能有效地消除系统的静态偏差.

用 CARIMA 模型将系统表示为如下形式:

$$A(z^{-1})y(k) = B(z^{-1})u(k-1) + C(z^{-1})\xi(k)/\Delta.$$

式中: $y(k)$ 、 $u(k)$ 、 $\xi(k)$ 分别为系统输出、输入及干扰信号, $A(z^{-1})$ 、 $B(z^{-1})$ 、 $C(z^{-1})$ 分别是 n 、 m 和 n 阶的 z^{-1} 的多项式, $\Delta = 1 - z^{-1}$.

如果系统时滞大于零,则 $B(z^{-1})$ 多项式开头的一项或几项的系数等于零,为了简单起见,令 $C(z^{-1}) = 1$. z^{-1} 是 z 变换的逆算子,称为后移时间算子. 有:

$$\begin{cases} A(z^{-1}) = 1 + a_1 z^{-1} + \cdots + a_n z^{-n_a}, \\ B(z^{-1}) = 1 + b_1 z^{-1} + \cdots + b_n z^{-n_b}. \end{cases} \quad (5)$$

式中: n_a 和 n_b 为翼伞系统需要辨识的阶数.

为得到 $y(k)$ 的 j 步向前预测值 $y(k+j)$, 引入式(6)的丢番图方程:

$$\begin{aligned} 1 &= E_j(z^{-1})A(z^{-1})\Delta + z^{-j}F_j(z^{-1}), \\ j &= 1, 2, \cdots, N. \end{aligned} \quad (6)$$

式中: E_j 和 F_j 为待求多项式, 并且有:

$$\begin{aligned} \partial E_j &= j - 1, \partial F_j = n_a, \\ E_j &= e_0 + e_1 z^{-1} + \cdots + e_j z^{-(j-1)}, \\ F_j &= f_0 + f_1 z^{-1} + \cdots + f_{j-n_a} z^{-n_a}. \end{aligned}$$

将式(5)两边同乘 $E_j \Delta z^j$ 可得

$$\begin{aligned} E_j A \Delta y(k+j) &= \\ E_j B \Delta u(k+j-1) + E_j \xi(k+j). \end{aligned} \quad (7)$$

将式(7)代入式(6)得

$$\begin{aligned} y(k+j) &= E_j B \Delta u(k+j-1) + F_j y(k) + \\ &E_j \xi(k+j). \end{aligned}$$

得到未来输出 $y(k+j)$ 的预测值:

$$\begin{aligned} \hat{y}(k+j|k) &= E_j B \Delta u(k+j-1) + F_j y(k), \\ j &= 1, 2, \cdots, N. \end{aligned} \quad (8)$$

为将 $E_j B \Delta u(k+j-1)$ 中已知信息和未知信息分离开来, 引入式(9)丢番图方程:

$$E_j B = G_j + z^{-j} H_j, \quad j = 1, 2, \cdots, N. \quad (9)$$

式中: G_j 和 H_j 为待求多项式. 用递推算法可以解得 E_j 、 F_j 、 G_j 、 H_j , N 为预测步长.

目标函数为

$$\begin{aligned} J &= \sum_{j=1}^N [\hat{y}(k+j|k) - y_d(k+j)]^2 + \\ &\lambda \sum_{j=1}^{N_u} [\Delta u(k+j-1)]^2. \end{aligned} \quad (10)$$

式中: N_u 为控制步长, 且 $N_u \leq N$. $\lambda \geq 0$ 为控制加权因子. $y_d(k+j)$ 是柔化后的设定值序列, 满足:

$$\begin{cases} y_d(k) = y(k), \\ y_d(k+j) = \alpha y_d(k+j-1) + (1-\alpha) y_r(k). \end{cases}$$

式中: $0 < \alpha \leq 1$ 为柔化因子, y_r 是当前设定值.

将预测方程(8)代入式(10), 并优化求解得 $\Delta u(k)$, 由此可得到当前 k 时刻的控制量:

$$u(k) = u(k-1) + \Delta u(k).$$

依据广义预测控制的求解过程^[12, 14-15], 可以得到预测控制量 $u(k)$, $u(k)$ 即为翼伞的单侧下偏量, $u(k)$ 的改变, 可以使得式(4)中的力 F 和力矩 M 发生变化, 进而使得式(4)中的变量 $[\dot{\omega}_x \quad \dot{\omega}_y \quad \dot{\omega}_z]^T$ 改变, 即翼伞的航向产生偏转, 从而实现对翼伞的航向进行控制.

3.2 模糊控制

模糊逻辑在人类的思维和语言交流中普遍存在,经过几十年的发展和研究发现将模糊逻辑应用于自动控制领域,能够体现良好的鲁棒性和控制性能^[13].

对系统做如图 6 的划分,横坐标为翼伞的偏航角 ψ 、偏航角误差 ψ_e 、偏航角误差的变换率 $\Delta\psi_e$ 以及 $u(k)$,为直观起见单位为度($^{\circ}$).每个变量均划分为 5 个模糊等级.如图 6 所示,NB 为负大(negative big),NS 为负小(negative small),ZE 为零(zero),PS 为正小(positive small),PB 为正大(positive big).

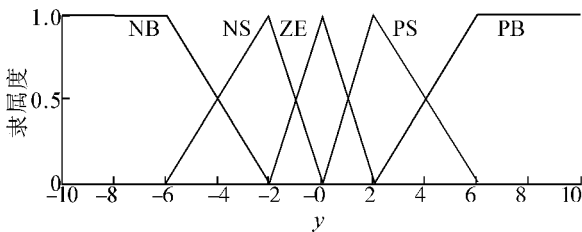


图 6 各变量的隶属度函数

Fig.6 Membership function of variables

建立如表 1 所示的期望的翼伞动力学规则表,其中, $\psi(k-1)$ 为前一时刻航向角值, $\psi_e(k-1)$ 为前一时刻航向角跟踪轨迹误差值, $\Delta\psi_e^*$ 为期望的偏航角误差变化率.

表 1 期望的翼伞系统动力学规则

Table 1 Desired dynamic rules of the parafoil system

$\psi_e(k-1)$	$\psi(k-1)$				
	NB	NS	ZE	PS	PB
NB	PB	PB	PB	PB	NS
NS	PB	PB	PS	PS	NS
ZE	PB	PS	ZE	NS	NB
PS	PS	NS	NS	NB	NB
PB	PS	NB	NB	NB	NB

建立如表 2 所示的翼伞动力学规则表,其中, $\psi_e(k-1)$ 为前一时刻航向角跟踪轨迹误差值, $\Delta\psi_e$ 为航向角跟踪轨迹误差的变化率.

表 2 翼伞系统动力学规则

Table 2 Dynamic rules of the parafoil system

$\psi_e(k-1)$	$\psi(k-1)$				
	NB	NS	ZE	PS	PB
NB	ZE	PS	PB	PB	PB
NS	NS	ZE	PS	PB	PB
ZE	NB	NS	ZE	PS	PB
PS	NB	NB	NS	ZE	PS
PB	NB	NB	NB	NS	ZE

根据翼伞系统的动力学模型以及期望的动力学规则表,计算控制量的模糊规则,即

$$\psi(k-1) \times \psi_e(k-1) \rightarrow u(k).$$

每个变量被划分为 5 个模糊等级,则需要求取 25 条控制规则.具体步骤为:

1) 根据 $(\psi(k-1), \psi_e(k-1))$,在表 1 中查找相应的 $\Delta\psi_e^*$.

2) 令 $\Delta\psi_e = \Delta\psi_e^*$,在表 2 中根据 $(\psi(k-1), \psi_e(k-1))$ 查得相应的 $u(k)$.此时,有 3 种情况需要考虑:

①根据 $(\psi(k-1), \psi_e(k-1))$ 可以得到惟一相对应 $u(k)$,此时,即为控制量;

②根据 $(\psi(k-1), \psi_e(k-1))$ 可以得到多个相对应的 $u(k)$,即 $u(k)$ 不惟一,此时需选取最小的 $u(k)$ 值作为控制量,以减少电机等控制部件的能量损耗;

③根据 $(\psi(k-1), \psi_e(k-1))$ 无法找到相对应的 $u(k)$,此时需取 $u(k)$ 的最接近解,如果有多个解与之接近,则按情况 ② 中所述,选取最小值为控制量;

依据上述规则,对控制量 $u(k)$ 建立如表 3 中的模糊规则.

表 3 控制量 $u(k)$ 的模糊规则

Table 3 Fuzzy rules of $u(k)$

$\psi_e(k-1)$	$\psi(k-1)$				
	NB	NS	ZE	PS	PB
NB	ZE	ZE	ZE	ZE	NB
NS	PS	PS	ZE	ZE	NB
ZE	PB	PS	ZE	NS	NB
PS	PB	ZE	ZE	NS	NS
PB	PB	ZE	ZE	ZE	ZE

3.3 翼伞系统航迹跟踪控制策略

预测控制能够有效地克服系统滞后、可应用于开环不稳定非最小相位系统.但预测控制在运算过程中需要解 Diophantine 方程、矩阵求逆以及最小二乘法的递推求解,从而使得计算量较大^[16].

在翼伞航迹追踪控制的过程中,设计控制器采用模糊控制与预测控制控制两者相互切换.在偏航角误差较大时使用模糊控制,利用模糊控制运算速度快、鲁棒性好的特点,将航迹误差迅速调整至较小的范围.以此减少单纯使用预测作为控制器在跟踪过程中的计算量.

图 7 为控制模式切换流程.在翼伞充满后,系统完成初始化,对翼伞航迹开始定位跟踪.判断偏航角误差大于设定值后,控制器切换至运算速度较快的模糊控制器.在偏航角误差相对较小,控制器切换至预测控制,对翼伞航迹进行精确控制.在翼伞偏航角误差较大的阶段,不必再进行繁杂的计算,从而节省运算器的运算时间,提高控制效率.

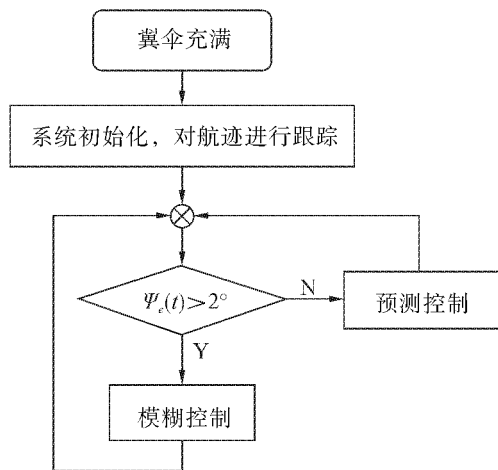


图7 翼伞系统切换模式控制流程

Fig.7 Flow chart of the switching mode control of the parafoil system

4 仿真分析

仿真模型选取的翼伞系统基本参数为展弦比 $AR=1.73$, 伞衣面积 $S_p=22\text{ m}^2$, 伞绳长度 $L_l=3.7\text{ m}$, 安装角 $\varphi=7^\circ$, 吊带长度 $L_w=0.5\text{ m}$, 空投质量 $m_w=80\text{ kg}$, 空投物阻力特征面积 $S_w=0.5\text{ m}^2$.

翼伞系统的 CARIMA 模型参数取: $n_a=3$, $n_b=5$, $N=5$, $N_u=1$, 控制加权系数 $\lambda=1$, 柔化系数 $\alpha=0.3$. 翼伞初始航向 $\psi(0)=0$.

期望航迹为 $(0,0)$ 到 $(500,500)$ 的一条直线以及以 $(500,500)$ 、 $(800,500)$ 、 $(800,800)$ 、 $(500,800)$ 为顶点的矩形, 如图8中斜线和矩形组成的图形所示.

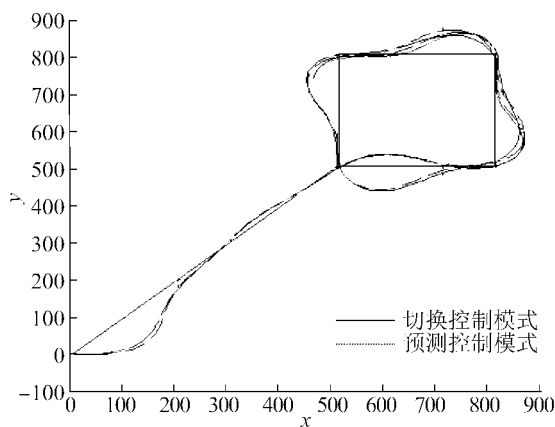


图8 惯性坐标系下无扰动时翼伞系统轨迹跟踪

Fig.8 Path tracking of the parafoil system without disturbance

采用单纯预测控制的翼伞航迹跟踪路径为图8

中虚线所示. 采用切换控制模式的翼伞航迹跟踪路径为图8中实线所示. 可以看到采用切换模式控制的翼伞系统在偏航角误差较大时, 能使航迹更快趋向于期望航迹.

图9为翼伞系统航迹跟踪过程中的电机控制量, 可以看到, 采用切换模式电机控制量要小于预测控制模式.

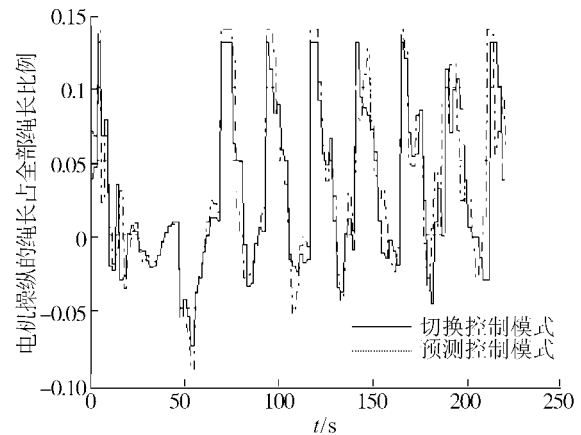


图9 无扰动时翼伞系统电机控制量

Fig.9 Motor control quantity of the Parafoil system without disturbance

图10中期望轨迹与图8相同. 图10、11为在 y 轴方向加入幅值为 4 m/s 的随机扰动下, 翼伞系统的轨迹跟踪情况和电机控制情况. 可以看到在有扰动的情况下控制方案仍然有效, 且切换模式的控制效果优于单纯使用预测控制模式.

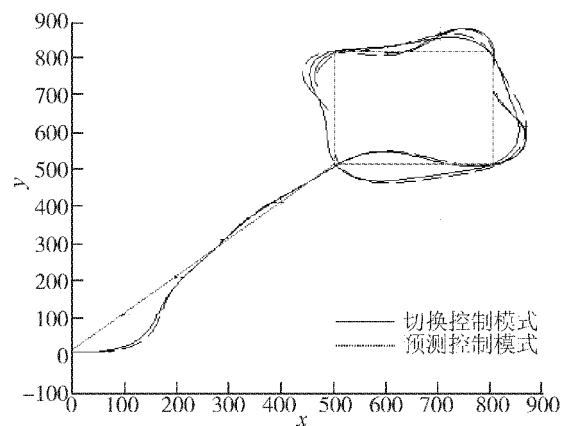


图10 惯性坐标系下有扰动时翼伞系统轨迹跟踪

Fig.10 Path tracking of the parafoil system with disturbance

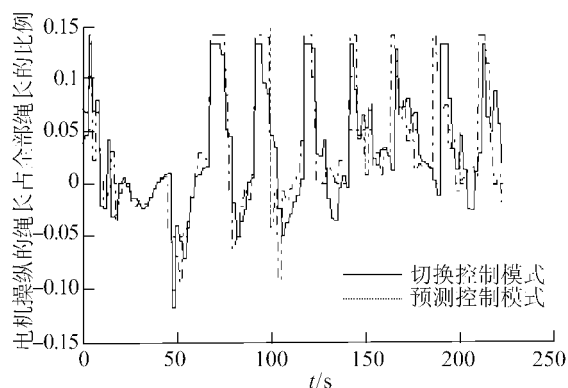


图 11 有扰动时翼伞系统电机控制量

Fig. 11 Motor control quantity of the parafoil system with disturbance

5 结束语

对切换控制模式下翼伞系统航迹跟踪控制进行建模和仿真之后,分别比较了无扰动和有扰动情况下,切换模式和单一预测控制方式下翼伞跟踪给定航迹的情况。

可以看到,在无扰动的情况下,翼伞系统能较好地跟踪给定的轨迹,并且电机的控制量相对于单一使用预测控制时要小。在增加了随机干扰之后,采用切换模式的翼伞系统仍能对轨迹进行较好地跟踪,电机控制量也相对要小一些,提高了系统的快速响应,也缩短了调节时间,显示出较好的稳定性和鲁棒性。

在偏航角误差较大时,运用模糊控制比使用预测控制更快地趋向于期望轨迹。同时,采用模糊控制阶段,无需进行 Diophantine 方程计算、矩阵求逆以及最小二乘法的递推求解,在一定程度上减少了运算器的计算量。

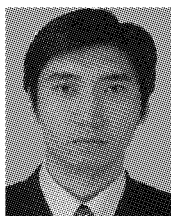
参考文献:

- [1]熊菁. 翼伞系统动力学与归航方案研究[D]. 长沙:国防科技大学, 2005: 1-7.
XIONG Jing. Research on the dynamics and homing project of parafoil system[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2005: 1-7.
- [2]秦子增,葛玉君. 可控翼伞飞行转弯控制性能仿真初步研究[J]. 宇航学报, 1993(1): 89-96.
QIN Zizeng, GE Yujun. Preliminary simulation of flight turn performance of controllable parafoil systems[J]. Journal of Astronautics, 1993(1): 89-96.
- [3]史献林,余莉. 翼伞空中回收系统的研究及其进展[J]. 航天返回与遥感, 2008, 29(1): 1-5.
SHI Xianlin, YU Li. The study and development of the parafoil mid-air retrieval system[J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2008, 29(1): 1-5.
- [4]吴兆元. 美国 X-38 计划于翼伞返回系统[J]. 航天返回与遥感, 2000, 21(4): 7-13.
WU Zhaoyuan. X-38 CRV and parachute recovery system[J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2000, 21(4): 7-13.
- [5]STEIN J M, MADSEN C M, STRAHAN A L. An overview of the guided parafoil system derived from X-38 experience[C]//18th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar Arlington. Munich, Germany, 2005: 516-529.
- [6]PETRY G, BEHR R. The parafoil technology demonstration project: lessons learned and future visions[C]//14th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference. Munich, Germany, 1999: AIAA-99-1755.
- [7]SOPPA U, STRAUCH H. GNC concept for automated landing of a large parafoil[C]//14th Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar. San Francisco, USA, 1997: AIAA-97-1464.
- [8]焦亮. 基于翼伞空投机器人系统的自主归航研究[D]. 天津:南开大学, 2011: 34-40.
JIAO Liang. Research on autonomous homing based on parafoil and air-dropped robot system[D]. Tianjin: Nankai University, 2011: 34-40.
- [9]蒲志刚,李良春,唐波. 翼伞系统分段归航方向控制方法[J]. 四川兵工学报, 2009, 30(10): 117-119.
PU Zhigang, LI Liangchun, TANG Bo. The direction control of the parafoil system's multiphase trajectory[J]. Journal of Sichuan Ordnance, 2009, 30(10): 117-119.
- [10]郭叔伟,董杨彪,秦子增. 物伞系统动力学模型和讨论[J]. 航天返回与遥感, 2008, 29(3): 38-44.
GUO Shuwei, DONG Yangbiao, QIN Zizeng. Dynamic model and discussion of the parachute and payload system[J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2008, 29(3): 38-44.
- [11]KANG Y, HEDRICK J K. Linear tracking for a fixed-wing UAV using nonlinear model predictive control[J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2009, 17(5): 1202-1210.
- [12]CLARKE D W, MOHTADI C, TUFFS P S. Generalized predictive control - part I: the basic algorithm[J]. Automatica, 1987, 23(2): 137-148.
- [13]李国勇. 智能控制及其 Matlab 实现[M]. 2 版. 北京:电子工业出版社, 2010: 163-165, 216-219.
- [14]王伟. 广义预测控制理论及其应用[M]. 北京:科学出版社, 1998: 205-233.
- [15]李少远. 工业过程系统的预测控制[J]. 控制工程, 2010, 17(4): 407-415.
LI Shaoyuan. Model-based predictive control for industrial process-a survey[J]. Control Engineering, 2010, 17(4): 407-415.

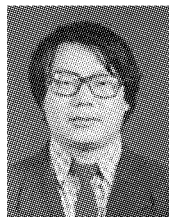
- [16] 李桂秋, 陈志旺. 基于跟踪误差调节的模糊直接广义预测控制[J]. 计算机应用研究, 2012, 27(3): 1009-1011, 1014.

LI Guiqiu, CHEN Zhiwang. Fuzzy direct generalized predictive control based on tracking error adjustment[J]. Application Research of Computers, 2012, 27(3): 1009-1011, 1014.

作者简介:



李永新, 男, 1979 年生, 博士研究生, 主要研究方向为复杂系统建模与控制.



陈增强, 男, 1964 年生, 教授, 博士生导师, 教育部新世纪人才, 中国系统仿真学会理事, 中国自动化学会控制理论专业委员会委员和过程控制专业委员会委员. 主要研究方向为智能预测控制、智能优化计算、多智能体系统控制等. 曾获得省部级科技进步奖 4 次, 发表学术论文 150 余篇, 被 SCI 检索 100 余篇.



孙青林, 男, 1963 年生, 教授, 博士生导师, 中国人工智能学会智能空天专业委员会委员. 主要研究方向为智能预测控制、嵌入式控制、翼伞自主归航控制等, 发表学术论文 60 余篇, 被 SCI、EI 检索 10 余篇.

可拓学与创新方法国际研讨会

The International Symposium on Extenics and Innovation Methods

为了交流与总结可拓学 30 年的研究成果与应用推广经验, 以便更好地开展可拓学研究, 为国内外从事理论研究和应用研究的专家、学者和专业技术人员提供一个了解学习可拓学、交流可拓学研究成果的机会, 促进和推动各种创新理论与方法的发展, 定于 2013 年 8 月 16—18 日在北京召开“可拓学与创新方法国际研讨会”. 会议期间, 同时举办“可拓学创立 30 周年庆典”.

本次会议将为国内外学者提供一个交流最新成果的平台. 我们热诚欢迎国内外从事创新研究的高校及科研院所的学者和企业界代表参加本次研讨会.

会议主题: 总结和交流可拓学以及各种创新方法的最新理论和应用研究成果.

本次会议欢迎可拓论、可拓工程、可拓创新方法及其它创新理论与方法等领域的论文投稿, 主要范围包括(但不限于):

- 1) 各种创新理论与方法的理论及其应用成果、发明和专利;
- 2) 可拓论: 包括可拓集理论、可拓数学、基元理论、可拓逻辑和可拓学的哲学基础及可拓论的应用研究成果;
- 3) 可拓创新方法: 包括可拓策略生成方法、转换桥方法、拓展分析方法、共轭分析方法和可拓变换方法等可拓创新方法的应用研究成果;
- 4) 可拓学与其他学科交叉融合的研究, 包括与各专业领域(如信息、设计、机械与电工、自动化、管理与经济等)相结合产生的可拓工程理论、方法以及它们在各领域的应用研究论文等.

论文发表: 所有录用论文将由国际著名的一流科技出版社 CRC Press 的丛书序列“Communications in Cybernetics, Systems Science and Engineering”出版, 并由该出版社提交 EI、ISTP 及其他科学文库全文检索. 部分优秀论文将由会议组委会推荐 KY-BERNETES 等 SCIE 检索期刊发表. 热忱欢迎广大专家、学者、专业技术人员和企业人士踊跃投稿并参加大会.

征文要求: 会议语言为汉语和英语. 论文必须用英语撰写. 所投论文应在国内外未曾公开发表过, 在理论、技术、方法或应用方面有创见的成果. 论文须严格按照要求撰写(论文模板将在 2013 年 1 月前提供, 请各位学者关注). 投稿时请同时提交论文的 WORD 版本和 PDF 版本, 届时由会议论文集出版商提供模板.

网址: <http://web.gdut.edu.cn/~extenics/ISEIM/ISEIMindex.html>

重要日期:

论文全文提交截止日期: 2013 年 3 月 31 日

论文录用通知日期: 2013 年 4 月 30 日

最终论文提交: 2013 年 5 月 10 日

会议时间: 2013 年 8 月 16—18 日

联系地址及联系人: (1) 广州: 东风东路 729 号 中国人工智能学会可拓工程专业委员会办公室(广东工业大学可拓学与创新方法研究所)(邮编: 510090) 李剑明老师; (2) 北京: 海淀区清华东路 17 号(邮编: 100083) 中国农业大学理学院 陈薇教授

电话: 0086-20-37626179 传真: 0086-20-37626276

电子邮件: extenics@vip.163.com