

固定翼无人机曲线路径跟踪的积分向量场方法*

赵述龙, 王祥科, 张代兵, 沈林成

(国防科技大学 智能科学学院, 湖南 长沙 410073)

摘要: 常规的向量场方法在处理无人机曲线路径跟踪问题时很容易受非定常风扰的影响而使得跟踪误差增加, 因此很多方法采用无人机的惯性坐标系(地速和方位角)替代机体坐标系(空速和偏航角)的方式来提高抗风性能。但是, 这种方式只能处理大小和方向均恒定的风扰, 这在实际飞行中是过于理想的假设。为了克服这些不足, 提出了一种采用侧偏距的积分来主动抵消非定常风扰的积分向量场方法用于固定翼无人机曲线路径跟踪控制。根据期望路径的曲率及路径角, 结合无人机自身的状态信息设计了曲线路径跟踪策略, 并且使用李雅普诺夫理论证明了提出的方法能够确保闭环系统的全局渐进稳定。最后, 使用高性能半实物仿真系统验证了提出方法的抗风跟踪性能。

关键词: 固定翼无人机; 路径跟踪; 积分向量场; 非定常风扰

中图分类号: V249.4 文献标志码: A 文章编号: 1001-2486(2018)02-119-06

Curved path following for fixed-wing unmanned aerial vehicles using integral vector field

ZHAO Shulong, WANG Xiangke, ZHANG Daibing, SHEN Lincheng

(College of Artificial Intelligence, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: The conventional vector field method is very susceptible to unsteady wind disturbances in the handling of UAV (unmanned aerial vehicle) curved path following problems, which increases the tracking error. Therefore, many methods use the inertial coordinate system of a vehicle (the ground speed and the course) instead of the body coordinate system (the airspeed and the yaw angle) to improve the wind resistance. However, this method can only handle the wind disturbances with constant amplitude and direction, which is an ideal assumption in actual flight. In order to overcome these deficiencies, an integrated vector field method was proposed for actively cancelling unsteady wind disturbances using the integral of side-offsets for the curved path following of a fixed-wing UAV. According to the curvature of the desired path and the path angle, the curved path following strategy was designed on the basis of the state information of the vehicle itself, and the Lyapunov theory was used to prove that the proposed method can ensure the global asymptotic stability of the closed-loop system. Finally, the wind tracking performance of the proposed method was verified through the high performance hardware-in-the-loop simulation system.

Key words: fixed-wing unmanned aerial vehicles; path following; integral vector field; unsteady wind disturbance

固定翼无人机自主飞行时很依赖自身的自主导航系统^[1], 尤其是在执行避障、跟踪和监视等任务时, 需要严格按照预定的航线飞行^[2]。由于空域的复杂未知和外部风场的干扰, 如何有效补偿非定常风扰和保证无人机准确跟随预定航线是无人机自主导航系统的关键。

目前已经有提出很多方法用于小型固定翼无人机的路径跟踪控制。文献[3]中指出, 其大体可以分为两类: 几何方法和控制技术。

1) 几何方法主要利用无人机自身和期望路径之间的几何关系设计跟踪方法。假定在期望路

径上存在一个虚拟目标点(Virtual Target Point, VTP), 驱动无人机追随这个虚拟目标点即可。典型的方法包括追逐算法和视距调整(Line-Of-Sight, LOS)等。几何方法简单直接, 物理意义明确, 实施方便且调节参数较少, 目前大多数商业化自驾仪中的导航层多采用几何方法^[4-5]。

2) 控制技术是指利用控制理论和方法设计导航指令用于确保无人机的侧向跟踪误差趋于0。一种使用较为广泛的方法是L1导航策略^[6], 该方法选择无人机到VTP的距离恒定为L1, 使用向心加速度作为无人机的侧向加速度指令。相比

* 收稿日期: 2016-12-29

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(61403406); 国家部委基金资助项目(41411020401)

作者简介: 赵述龙(1987—)男, 甘肃金昌人, 博士研究生, E-mail: jaymaths@nudt.edu.cn;

王祥科(通信作者)男, 副教授, 博士, 硕士生导师, E-mail: xkwang@nudt.edu.cn

于几何方法,控制技术的跟踪过程中可以额外添加有效的抗干扰技术用于补偿风扰。

向量场 (Vector Field, VF) 导航策略是使用较为广泛的一种方法。该方法属于控制技术,其主要思想是在期望路径周围构建向量场,驱动无人机在向量场内运动并保证跟踪误差一致收敛到0。文献[7]最早提出了向量场方法并将其应用到固定翼无人机直线和圆弧路径跟踪。向量场给出了期望方位角指令用于指导无人机趋向于期望路径,这种方法的目的不是跟踪某个期望的VTP,而是确保无人机在期望路径上飞行。在文献[8]中,该方法被扩展到曲线路径跟踪控制。文献[9]利用两种向量场的组合用于无人机平面内曲线路径跟踪,文献[10]进一步提出了三维的向量场路径跟踪控制策略。

但是,常规向量场跟踪方法很容易受到风扰的影响。如果外部风扰不能特殊地处理,静态误差、偏移和小范围震荡等问题都有可能产生。同时,小型固定翼无人机具备的欠驱动特性使得它在无人机的侧向无法直接产生控制力矩,这样在设计控制器时就很难直接输出侧向的抵消动作。

为了克服这一缺点,本文提出一种采用侧偏距的积分来主动抵消侧向非定常风场对无人机干扰的积分向量场方法用于曲线路径跟踪控制。该方法能够在外部风扰无法测量的情况下,采用侧偏距的积分直接补偿侧向未知的非定常干扰。区别于常规的向量场方法^[7],本文考虑的风扰是有界可变化的;区别于已有的路径跟踪策略^[11],这里不需要引入额外的自适应机制补偿干扰,而是利用状态信息积分补偿;区别于其他向量场方法^[7-10],本文提出的方法能够应用于直线、圆弧和任意曲线的路径跟踪控制。

1 问题描述

1.1 无人机模型

采用二维平面内的无人机导航模型^[7]:

$$\begin{cases} \dot{x} = V_a \cos\psi + W_x = V_g \cos\chi \\ \dot{y} = V_a \sin\psi + W_y = V_g \sin\chi \\ \dot{\chi} = \alpha(\chi_c - \chi) \end{cases} \quad (1)$$

其中:无人机当前的位置为 (x, y) , χ 为方位角, ψ 是无人机的航向角; V_a 和 V_g 分别代表无人机的空速和地速; $W = (W_x, W_y)$ 是有界非定常风扰,对于小型固定翼无人机,风速通常假定为空速的20%~50%^[12]; α 是方位角的响应系数; χ_c 是方位角的控制量。假定无人机的状态信息都是连续

且有界的,并且满足:

$$\begin{cases} V_g^{\min} \leq V_g \leq V_g^{\max} \\ |W| \leq W_{\max} \end{cases} \quad (2)$$

其中, V_g^{\min} 和 V_g^{\max} 分别代表无人机地速的最大值和最小值, W_{\max} 是干扰风速的最大值。

在文献[7]中,外部的风扰是假定为常值或者慢变的,这一假设在实际飞行中是过于理想且很难满足的。此处假定风扰是非定常可变的,但是是有界的,而且界限已知。

注释1 在文献[12]中提到,相比于常规的机体状态表示(空速和偏航角),路径跟踪的策略中采用惯性系测量的状态量(地速和方位角)会明显提高方法的抗风性能。本文中,同样使用惯性系测量得到状态量,同时额外增加一个积分项用于补偿未知的风扰。

在无人机曲线路径跟踪的任务中,通常只设计系统的导航层^[3]。导航层给出控制指令到控制层,控制层驱动底层作动器跟踪导航层给出的控制指令。这里假定底层自动驾驶仪中包含已经调整好参数的速度和姿态控制器,可以跟踪任意给定的速度和姿态指令。

1.2 控制目标

导航层设计的目标在于提出一个导航策略,使得固定翼无人机能够收敛且跟随平面内预定的路径(直线、圆弧和曲线)。给出无人机的导航系统方程和期望路径,控制目标在于:

1) 路径收敛。无人机的位置能够从空间内的某个初始位置出发,收敛到期望路径,而且跟踪误差一致收敛到0。

2) 跟随。无人机收敛到期望路径之后,继续跟随期望路径运动。在风扰和其他影响下,依然能够跟随运动。

注释2 在跟踪过程中,无人机的偏航角不需要收敛到期望路径的路径角。在存在风扰的情况下,无人机在风吹来的方向必然产生一定的偏移,而这个偏移可以通过一个时变的变量——无人机的侧滑角观察得到。这个时变的侧滑角会跟随风扰的大小而变化,且即使无人机处于期望路径之上,这个侧滑角也不一定为0。

2 积分向量场方法

假设1 假定无人机的运动始终处于期望路径的飞行包线之内。也就是说,侧向跟踪误差和其积分始终是有界的。

这个假设在无人机在局部区域内飞行是合理

且实际的。考虑如图1所示的期望曲线路径, 构建曲线跟踪的误差动力学模型^[13]为:

$$\begin{cases} \dot{e}_s = V_g \cos(e_\chi) - [1 - \kappa(s) e_d] \dot{s} \\ \dot{e}_d = V_g \sin(e_\chi) - \kappa(s) e_s \dot{s} \\ \dot{e}_\chi = \alpha(\chi_c - \chi) - \kappa(s) \dot{s} \end{cases} \quad (3)$$

其中: 误差变量采用 Serret-Frenet 坐标系中的前向跟踪误差 e_s 和侧偏距误差 e_d ; $e_\chi = \chi - \chi_f$ 代表方位角的跟踪误差, 而且

$$\dot{\chi}_f = \frac{d\chi_f}{dt} = \frac{d\chi_f}{ds} \frac{ds}{dt} = \kappa(s) \dot{s} \quad (4)$$

其中, $\kappa(s)$ 是曲线在曲线上任意一点 $q(s) = (x(q), y(q))$ 的曲率。路径角定义为 $\chi_f = \arctan(y'(q), x'(q))$ 。

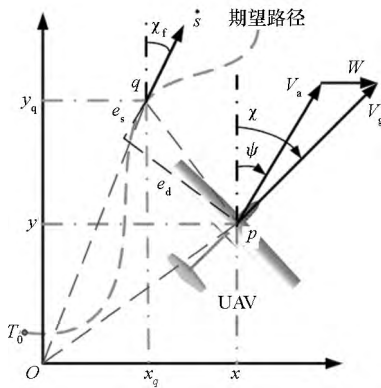


图1 无人机曲线路径跟踪坐标表示

Fig.1 Coordinates of the UAV for curved path following

一个积分向量场构建为:

$$\begin{cases} \chi^d(e_d) = \chi_f - \arctan[k_3(e_d + \sigma_3 e_{d_{int}})] \\ \dot{e}_{d_{int}} = \frac{k_3 \sigma_3 V_g e_d}{k_3^2 (e_d + \sigma_3 e_{d_{int}})^2 + 1} \end{cases} \quad (5)$$

其中: σ_3 是一个积分因子; $k_3 > 0$ 是控制参数, 控制侧向误差的收敛速度。当 k_3 较大的时候, 收敛得较快; 当 k_3 较小的时候, 收敛较慢。很明显, 对于所有的 e_d 和 $e_{d_{int}}$, 都有 $\arctan[k_3(e_d + \sigma_3 e_{d_{int}})] \in (-\frac{\pi}{2}, \frac{\pi}{2})$ 。根据运算规则有:

$$\sin\{\arctan[k_3(e_d + \sigma_3 e_{d_{int}})]\} = \frac{k_3(e_d + \sigma_3 e_{d_{int}})}{k_3^2(e_d + \sigma_3 e_{d_{int}})^2 + 1} \quad (6)$$

引理1 根据给定的误差动力学模型(3), 选择控制输入为:

$$\dot{s} = k_s e_s + V_g \cos(e_\chi) \quad (7)$$

其中 $k_s > 0$ 是控制参数。如果 $\chi = \chi^d(e_d)$, 则前向跟踪误差 e_s 和侧偏距误差 e_d 都会一致收敛到0。

证明: 选择李雅普诺夫函数为:

$$L_5 = \frac{1}{2} e_s^2 + \frac{1}{2} e_d^2 + \frac{1}{2} e_{d_{int}}^2 \quad (8)$$

对李雅普诺夫函数求取微分可得:

$$\begin{aligned} \dot{L}_5 &= e_s \dot{e}_s + e_d \dot{e}_d + e_{d_{int}} \dot{e}_{d_{int}} \\ &= e_s \{ V_g \cos(e_\chi) - [1 - \kappa(s) e_d] \dot{s} \} + \\ &\quad e_d [V_g \sin(e_\chi) - \kappa(s) e_s \dot{s}] + \\ &\quad e_{d_{int}} \frac{k_3 \sigma_3 V_g e_d}{k_3^2 (e_d + \sigma_3 e_{d_{int}})^2 + 1} \\ &= e_d V_g \sin(e_\chi) + e_s V_g \cos(e_\chi) - \\ &\quad e_s \dot{s} + e_{d_{int}} \frac{k_3 \sigma_3 V_g e_d}{k_3^2 (e_d + \sigma_3 e_{d_{int}})^2 + 1} \end{aligned} \quad (9)$$

将控制输入(7)代入可知,

$$\begin{aligned} \dot{L}_5 &= e_d V_g \sin(e_\chi) - k_s e_s^2 + \\ &\quad e_{d_{int}} \frac{k_3 \sigma_3 V_g e_d}{k_3^2 (e_d + \sigma_3 e_{d_{int}})^2 + 1} \\ &= e_d V_g \sin[\chi^d(e_d) - \chi_f] - \\ &\quad k_s e_s^2 + e_{d_{int}} \frac{k_3 \sigma_3 V_g e_d}{k_3^2 (e_d + \sigma_3 e_{d_{int}})^2 + 1} \\ &= e_d V_g \sin\{-\arctan[k_3(e_d + \sigma_3 e_{d_{int}})]\} - \\ &\quad k_s e_s^2 + e_{d_{int}} \frac{k_3 \sigma_3 V_g e_d}{k_3^2 (e_d + \sigma_3 e_{d_{int}})^2 + 1} \\ &= -e_d V_g \frac{k_3(e_d + \sigma_3 e_{d_{int}})}{k_3^2 (e_d + \sigma_3 e_{d_{int}})^2 + 1} - k_s e_s^2 + \\ &\quad e_{d_{int}} \frac{k_3 \sigma_3 V_g e_d}{k_3^2 (e_d + \sigma_3 e_{d_{int}})^2 + 1} \\ &= -\frac{k_3 V_g e_d^2}{k_3^2 (e_d + \sigma_3 e_{d_{int}})^2 + 1} - k_s e_s^2 \end{aligned} \quad (10)$$

是负定的。

□

引理2 定义误差方位角为 $\tilde{\chi} = \chi - \chi^d(e_d)$, 如果选择控制输入为

$$\begin{aligned} \chi_c = \chi + \frac{\kappa(s) \dot{s}}{\alpha} - \frac{k_3 [V_g \sin(e_\chi) - \kappa(s) e_s \dot{s}]}{\alpha [k_3^2 (e_d + \sigma_3 e_{d_{int}})^2 + 1]} - \\ \frac{k_3^2 \sigma_3^2 V_g e_d}{\alpha [k_3^2 (e_d + \sigma_3 e_{d_{int}})^2 + 1]^2} - \frac{k_a \tilde{\chi}}{\alpha} \end{aligned} \quad (11)$$

则当 $k_a > 0$ 时 χ 将会一致收敛到 $\chi^d(e_d)$ 。

证明: 对 $\tilde{\chi}$ 求取微分可得

$$\begin{aligned} \dot{\tilde{\chi}} &= \dot{\chi} - \dot{\chi}^d(e_d) \\ &= \alpha(\chi_c - \chi) - \left(\dot{\chi}_f - \frac{k_3(\dot{e}_d + \sigma_3 \dot{e}_{d_{int}})}{k_3^2 (e_d + \sigma_3 e_{d_{int}})^2 + 1} \right) \\ &= \alpha(\chi_c - \chi) - \kappa(s) \dot{s} + \frac{k_3 [V_g \sin(e_\chi) - \kappa(s) e_s \dot{s}]}{k_3^2 (e_d + \sigma_3 e_{d_{int}})^2 + 1} + \\ &\quad \frac{k_3^2 \sigma_3^2 V_g e_d}{[k_3^2 (e_d + \sigma_3 e_{d_{int}})^2 + 1]^2} \end{aligned} \quad (12)$$

使 $W_3 = \frac{1}{2}\tilde{\chi}^2$ 且求取微分

$$\begin{aligned}\dot{W}_3 &= \tilde{\chi} \dot{\tilde{\chi}} \\ &= \tilde{\chi} [\dot{\chi} - \dot{\chi}^d(e_d)] \\ &= \tilde{\chi} \left\{ \alpha(\chi_c - \chi) - \kappa(s) \dot{s} + \frac{k_3 [V_g \sin(e_\chi) - \kappa(s) e_s \dot{s}]}{k_3^2 (e_d + \sigma_3 e_{d_{\text{int}}})^2 + 1} + \right. \\ &\quad \left. \frac{k_3^2 \sigma_3^2 V_g e_d}{[k_3^2 (e_d + \sigma_3 e_{d_{\text{int}}})^2 + 1]^2} \right\} \quad (13)\end{aligned}$$

将式(11)代入式(13) 同样可知 \dot{W}_3 是负定的。

□

定理1 无人机的系统方程如式(3)所示, 控制输入 χ_c 的选择如式(11)所示 如果

$$k_a \eta_3 k_3 > V_g [k_3^2 (E_{\max} + \sigma_3 EI_{\max})^2 + 1]$$

其中 $k_a > 0$ $\eta_3 > 0$ 是常值参数, E_{\max} 和 EI_{\max} 分别是 e_d 和 $e_{d_{\text{int}}}$ 的界限, 使得 $|e_d| \leq E_{\max}$ 和 $|e_{d_{\text{int}}}| \leq EI_{\max}$ 那么闭环系统是全局指数稳定 (Globally Exponentially Stable, GES) 的。

证明: 首先可以明确的是:

$$\begin{aligned}\dot{L}_6 &= e_d V_g \sin(e_\chi) - k_s e_s^2 + e_{d_{\text{int}}} \frac{k_3 \sigma_3 V_g e_d}{k_3^2 (e_d + \sigma_3 e_{d_{\text{int}}})^2 + 1} - k_a \eta_3 \tilde{\chi}^2 \\ &= e_d V_g \sin[\tilde{\chi} + \chi^d(e_d)] - k_s e_s^2 + e_{d_{\text{int}}} \frac{k_3 \sigma_3 V_g e_d}{k_3^2 (e_d + \sigma_3 e_{d_{\text{int}}})^2 + 1} - k_a \eta_3 \tilde{\chi}^2 \\ &= e_d V_g \sin[\tilde{\chi} + \chi^d(e_d)] - e_d V_g \sin[\chi^d(e_d)] + e_d V_g \sin[\chi^d(e_d)] - k_s e_s^2 + e_{d_{\text{int}}} \frac{k_3 \sigma_3 V_g e_d}{k_3^2 (e_d + \sigma_3 e_{d_{\text{int}}})^2 + 1} - k_a \eta_3 \tilde{\chi}^2 \\ &\leq e_d V_g \sin[\chi^d(e_d)] - k_s e_s^2 + e_{d_{\text{int}}} \frac{k_3 \sigma_3 V_g e_d}{k_3^2 (e_d + \sigma_3 e_{d_{\text{int}}})^2 + 1} - k_a \eta_3 \tilde{\chi}^2 + 2V_g |e_d| |\tilde{\chi}| \\ &\leq -\frac{k_3 V_g e_d^2}{k_3^2 (e_d + \sigma_3 e_{d_{\text{int}}})^2 + 1} - k_a \eta_3 \tilde{\chi}^2 + 2V_g |e_d| |\tilde{\chi}| \\ &= -V_g [|\tilde{\chi}| \quad |e_d|] \begin{bmatrix} \frac{k_a \eta_3}{V_g} & -1 \\ -1 & \frac{k_3}{k_3^2 (e_d + \sigma_3 e_{d_{\text{int}}})^2 + 1} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} |\tilde{\chi}| \\ |e_d| \end{bmatrix} \quad (17)\end{aligned}$$

由于

$$\begin{aligned}k_a \eta_3 k_3 &> V_g [k_3^2 (E_{\max} + \sigma_3 EI_{\max})^2 + 1] \\ &\geq V_g [k_3^2 (e_d + \sigma_3 e_{d_{\text{int}}})^2 + 1]\end{aligned}$$

因此 $\frac{k_a \eta_3}{V_g} \frac{k_3}{k_3^2 (e_d + \sigma_3 e_{d_{\text{int}}})^2 + 1} > 1$ 。

由此可知 \dot{L}_6 是负定的。

□

3 半实物仿真验证

为了更好地验证提出的路径跟踪控制方法, 设计了高性能半实物仿真系统^[14-15]。该系统主要由三部分组成: 地面站、自驾仪和 X-Plane

$$\begin{aligned}& \sin[\tilde{\chi} + \chi^d(y)] - \sin \chi^d(y) \\ & \leq |\sin[\tilde{\chi} + \chi^d(y)] - \sin \chi^d(y)| \\ & = |\sin \tilde{\chi} \cos \chi^d(y) + \cos \tilde{\chi} \sin \chi^d(y) - \sin \chi^d(y)| \\ & = |\sin \tilde{\chi} \cos \chi^d(y) + (\cos \tilde{\chi} - 1) \sin \chi^d(y)| \\ & \leq |\sin \tilde{\chi} \cos \chi^d(y)| + |(\cos \tilde{\chi} - 1) \sin \chi^d(y)| \\ & \leq 2|\tilde{\chi}| \quad (14)\end{aligned}$$

选择李雅普诺夫函数为:

$$L_6 = \frac{1}{2}e_s^2 + \frac{1}{2}e_d^2 + \frac{1}{2}e_{d_{\text{int}}}^2 + \frac{1}{2}\eta_3 \tilde{\chi}^2 \quad (15)$$

其中 $\eta_3 > 0$ 是引入的调节因子。对其求取微分可知:

$$\begin{aligned}\dot{L}_6 &= e_s \dot{e}_s + e_d \dot{e}_d + e_{d_{\text{int}}} \dot{e}_{d_{\text{int}}} + \eta_3 \tilde{\chi} \dot{\tilde{\chi}} \\ &= e_d V_g \sin(e_\chi) + e_s V_g \cos(e_\chi) - e_s \dot{s} + \\ &\quad e_{d_{\text{int}}} \frac{k_3 \sigma_3 V_g e_d}{k_3^2 (e_d + \sigma_3 e_{d_{\text{int}}})^2 + 1} + \eta_3 \tilde{\chi} \dot{\tilde{\chi}} \quad (16)\end{aligned}$$

将控制输入式(11)和式(7)代入式(16)可得:

平台。X-Plane 平台模拟真实飞机的飞行运动, 同时接收来自真实自驾仪的控制指令; 自驾仪根据 X-Plane 发回的状态信息和地面站给定的期望信息, 结合提出的控制方法, 给出控制指令; 控制指令经过底层控制器的转化分配, 最终形成飞机舵面的控制指令输出给 X-Plane。这三部分之间通过网线连接, 模拟真实系统中的数据电台。

期望的曲线路径由空间中给定的航点通过 B 样条插值的方式得到。航点的坐标(单位: m)为: WP1 (0, 0), WP2 (112.65, 98.99), WP3 (-123.28, 248.92), WP4 (-332.65, 98.99),

WP5(-212.3, 0), WP6(-112.7, 60.08)。

控制方法中的控制参数选择为: $k_3 = 0.1$, $k_s = 1$, $\sigma_3 = 0.1$, $\alpha = 0.5$, $k_a = 20$, $\eta_3 = 15$ 。无人机的初始位置为(0, 0), 初始的航向角为 0° , 总试验时间为 100 s。飞行速度为 15 m/s, 风速为 4~5 m/s, 占空速的 25%~33%。

仿真分析对比了常规向量场方法和积分向量场方法对于有非定常风扰情况下的曲线路径跟踪控制, 跟踪结果如图2所示。

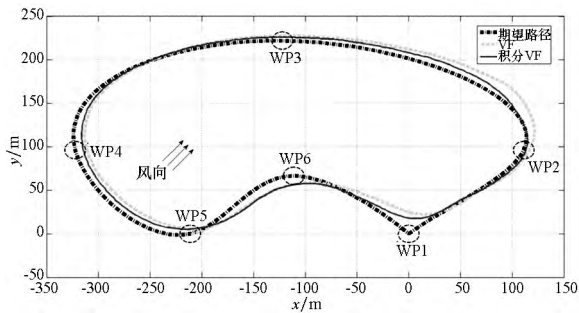


图2 曲线路径跟踪结果

Fig.2 Curved path following results

这两种跟踪方法对应的控制输入和跟踪误差如图3和图4所示。由图可以看出, 加入积分动作之后, 方法的抗风性能和跟踪精度明显提高。

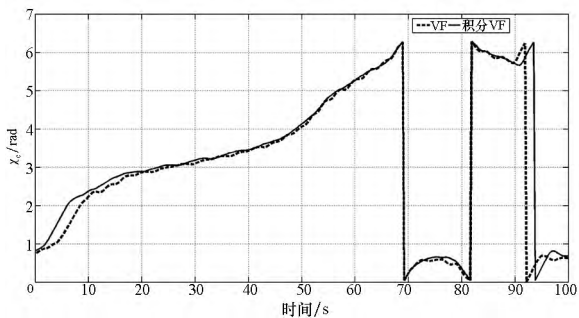


图3 两种方法的控制输入

Fig.3 Control input of two methods

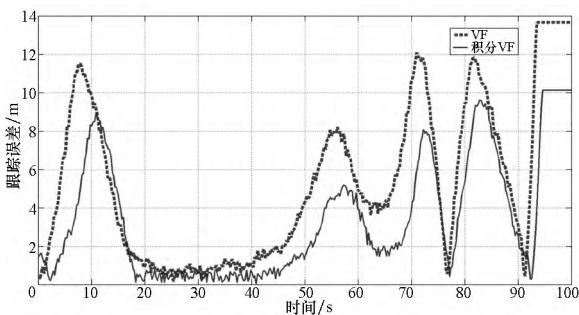


图4 两种方法的跟踪误差

Fig.4 Tracking error of two methods

4 结论

准确有效的路径跟踪控制是无人机成功执行任务的关键。为了提高向量场方法的抗风性能, 提出了积分向量场方法。结合向量场方法的自身优势, 通过积分动作主动抵消非定常风扰作用, 进一步提高方法的抗干扰能力。本文提出的方法主要有以下贡献:

1) 提出了一种新的积分向量场方法用于固定翼无人机曲线路径跟踪。不仅能直接抵消外部的未知非定常风扰, 同时还能确保无人机快速准确地收敛到期望路径。

2) 根据期望路径的曲率及路径角等信息, 结合无人机自身的状态信息设计了路径跟踪策略, 并且使用李雅普诺夫理论证明了提出的方法能够确保闭环系统的全局渐进稳定。

3) 使用高性能半实物仿真系统验证了设计方法的有效性和实用性。该系统有很好的现实应用背景, 在适当的微调之后可以应用于实际的飞行试验。

参考文献(References)

- [1] 朱华勇, 牛轶峰, 沈林成, 等. 无人机系统自主控制技术研究现状与发展趋势[J]. 国防科技大学学报, 2010, 32(3): 115-120.
ZHU Huayong, NIU Yifeng, SHEN Lincheng, et al. State of the art and trends of autonomous control of UAV systems[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2010, 32(3): 115-120. (in Chinese)
- [2] 聂万胜, 罗世彬, 丰松江, 等. 近空间飞行器关键技术及其发展趋势分析[J]. 国防科技大学学报, 2012, 34(2): 107-113.
NIE Wansheng, LUO Shibin, FENG Songjiang, et al. Analysis of key technologies and development trend of near space vehicle[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2012, 34(2): 107-113. (in Chinese)
- [3] Sujit P B, Saripalli S, Sousa J B. Unmanned aerial vehicle path following: a survey and analysis of algorithms for fixed-wing unmanned aerial vehicles [J]. IEEE Control Systems, 2015, 34(1): 42-59.
- [4] 霍霄华, 陈岩, 朱华勇, 等. 多UCAV协同控制中的任务分配模型及算法[J]. 国防科技大学学报, 2006, 28(3): 83-88.
HUO Xiaohua, CHEN Yan, ZHU Huayong, et al. Study on task allocation model and algorithm for multi-UCAV cooperative control [J]. Journal of National University of Defense Technology, 2006, 28(3): 83-88. (in Chinese)
- [5] 何晓峰, 胡小平, 唐康华. 无缝GPS/INS组合导航系统的设计与实现[J]. 国防科技大学学报, 2008, 30(1): 83-88.

- HE Xiaofeng , HU Xiaoping , TANG Kanghua. Design and evaluation of a seamless GPS INS integrated navigation system[J]. Journal of National University of Defense Technology ,2008 ,30(1) : 83 – 88. (in Chinese)
- [6] Park S ,Deyst J ,How J P. A new nonlinear guidance logic for trajectory tracking [C]//Proceedings of AIAA Guidance , Navigation , and Control Conference , AIAA – 2004 – 4900 ,2004.
- [7] Nelson D R , Barber D B , McLain T W , et al. Vector field path following for miniature air vehicles [J]. IEEE Transactions on Robotics ,2007 ,23(3) : 519 – 529.
- [8] Griffiths S R. Vector field approach for curved path following for miniature aerial vehicles [C]//Proceedings of the AIAA Guidance , Navigation , and Control Conference , 2006: 63 – 64.
- [9] Liang Y Q , Jia Y M , Wang Z , et al. Combined vector field approach for planar curved path following with fixed-wing UAVs [C]// Proceedings of American Control Conference , 2015: 5980 – 5985.
- [10] Liang Y Q , Jia Y M , Du J P , et al. Vector field guidance for three-dimensional curved path following with fixed-wing UAVs [C]//Proceedings of American Control Conference , 2015: 1187 – 1192.
- [11] Lekkas A M , Fossen T I. Integral LOS path following for curved paths based on a monotone cubic hermite spline parameterization [J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology ,2014 ,22(6) : 2287 – 2301.
- [12] Beard R W , Ferrin J , Humpherys J. Fixed wing UAV path following in wind with input constraints [J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology ,2014 ,22(6) : 2103 – 2117.
- [13] Zhao S L , Wang X K , Zhang D B , et al. Curved path following control for fixed-wing unmanned aerial vehicles with control constraint [J]. Journal of Intelligent & Robotic Systems ,2018 ,89(1/2) : 107 – 119.
- [14] Zhao S L , Wang X K , Zhang D B , et al. Model free fuzzy adaptive control of the heading angle of fixed-wing unmanned aerial vehicles [J]. Journal of Aerospace Engineering ,2017 , 30(4) : 04017019.
- [15] Zhao S L , Wang X K , Zhang D B , et al. Model predictive control based integral line-of-sight curved path following for unmanned aerial vehicle [C]//Proceedings of AIAA Guidance , Navigation , and Control Conference ,2017.