https://doi.org/10.1051/jnwpu/20254350946

基于矢量场的无人机编队路径跟踪方法

都岩巍[1,2], 许斌[1], 杨振[3], 祁鸣东[2], 张恒[2]

1.西北工业大学 自动化学院, 陕西 西安　710072;
2.中国航空工业集团公司西安飞行自动控制研究所, 陕西 西安　710065;
3.西北工业大学 电子信息学院, 陕西 西安　710072

摘　要:路径跟踪算法在无人机编队控制中起着关键作用。为了有效解决无人机编队的稳定路径跟踪问题,提出了一种基于矢量场的编队跟踪方法。建立了时变风速下的无人机动力学模型,设计了基于矢量场的单无人机直线轨迹和圆形轨迹的跟踪算法,并引入地速观测器,在单无人机直线与圆弧轨迹的矢量场控制律中对风扰动引起的地速误差进行实时校正;在 leader-follower 结构下,构建编队误差动力学模型,设计“航向矢量场”与“速度矢量场”双场联动控制律,实现编队航向与速度的同步收敛,并给出闭环稳定性分析。通过多组仿真实验与半实物仿真结果,所提方法可以在有/无风场环境下完成对直线路径、圆形路径的稳定跟踪。

关　键　词:无人机编队;路径跟踪;矢量场;编队控制

中图分类号:V249.122　　**文献标志码:**A　　**文章编号:**1000-2758(2025)05-0946-11

无人机编队控制是当前无人机技术领域的热点研究方向,要求多个无人机在飞行过程中保持稳定的队形并协同完成特定任务,而路径跟踪算法在无人机编队控制中扮演着至关重要的角色,需要在有/无风场环境下使得无人机编队对空间特定任务轨迹实现高精度稳定跟踪[1]。目前,相关研究中常采用误差调整法、虚拟跟踪法等方法来设计路径跟踪方案。

误差调整法的核心在于通过精确调节输入位置误差信息来优化飞行轨迹,利用非线性控制器对追踪误差进行实时调整,以实现编队飞行的精确协同。Beard 等[2]提出了考虑无人机滚动角度和航迹角约束的路径追踪策略,将无人机的动态性能与路径追踪的精确性紧密结合,实现了更为高效且安全的飞行控制。Cunha 等[3]通过实时获取无人机的飞行数据对飞行轨迹进行实时计算和调整,使其能够紧密贴合预定的三维路径。Yamasaki 等[4]基于滑模控制器建立了路径跟踪模型,使系统状态在受到外部干扰或参数变化时,仍能保持稳定并沿着预定的轨迹运动。Xargay 等[5]在此基础上,还引入了非线性观测器,用于进一步估计和预测系统的状态。

虚拟跟踪法的核心思想是在期望路径上预设虚拟目标点,该点以一定方式沿期望路径移动,从而引导飞行器跟踪该路径。其中虚拟目标点的速度会根据期望路径的曲率和飞行器性能进行调整,以确保飞行器能够平滑、稳定地跟踪路径。但当期望路径存在复杂的几何形状或急剧变化时,如何确保飞行器能够稳定、快速地跟踪路径也是一个具有挑战性的问题。Chao 等[6]提出了采用积分视线导航(integral line-of-sight,I-LOS)算法进行路径跟踪,但需要额外的自适应机构来补偿未知的环境干扰。对此,Ren 等[7]重新设计了视线角的计算逻辑,使其能够更准确地反映飞行器的实时状态和目标路径的关系,引入鲁棒性控制策略,降低了算法对外部干扰的敏感度,对路径规划能力进行了扩展。

然而,上述方法在处理复杂路径跟踪问题时仍存在一定局限性,它们往往基于小扰动或平衡点附近的线性化假设,因此更适用于航向和侧偏距变化

收稿日期:2024-12-08
基金项目:国家自然科学基金(52502515)、航空科学基金(2022Z023053001)与陕西省重点研发计划(2024GX-YBXM-115)资助
作者简介:都岩巍(1971—),研究员
通信作者:杨振(1993—),副教授　e-mail:yz@nwpu.edu.cn

较小的情况。对此,本文通过引入矢量场理论构建路径跟踪模型。矢量场(vector field,VF)方法具有很好的直线和圆形路径适应性,展现出全局收敛性的特点,即使面对复杂多变的风场扰动,也能保持无人机航向的稳定性。Nelson 等[8]构建了动态矢量场模型,通过对矢量场的分布和强度进行精确计算与调整,实现了对飞行器的精准引导与稳定控制。Wang 等[9]在此基础上设计了一种新型矢量场,具有更强的全局收敛性和稳定性,还能够适应更为复杂多变的飞行环境和路径需求。

为解决多无人机编队路径跟踪问题,本文首先设计了基于矢量场的单无人机直线轨迹和圆形轨迹的跟踪算法,证明了其收敛性。然后构建了 leader-follower 结构下跟随者无人机与领导者无人机之间的误差动力学模型,设计了相应的编队跟踪算法和制导律。最后,在有风和无风的环境下,对直线、圆形的编队跟踪进行了仿真实验,验证了所提方法的有效性和稳定性。

1　单无人机矢量场路径跟踪算法

为了简化系统模型便于后续分析,在此做出以下假设:本文重点关注无人机在水平面上的路径跟踪问题,因此假设无人机在飞行过程中保持恒定高度;假设无人机的航向角能够被准确测量[10]。首先,建立无人机的动力学方程[11]为

$$\begin{aligned} x_1' &= V_{al}\cos\psi_1 + W\cos\psi_w = V_{gl}\cos\chi_1 \\ y_1' &= V_{al}\sin\psi_1 + W\sin\psi_w = V_{gl}\sin\chi_1 \\ \chi_1' &= \alpha_1(\chi_1^c - \chi_1) \end{aligned} \tag{1}$$

式中:ψ_1 是正北和空速 V_{al} 的夹角;x_1 和 y_1 表示惯性系下无人机的位置;W 和 ψ_w 是风速和风向角;χ_1 表示航向角,V_{gl} 表示地速,两者的值由空速和风速的矢量和得出,如图 1 所示。χ_1^c 是指令航向角,α_1 是一个正常数,定义了航向保持回路的响应速度。

对于由函数 $\chi_1^d(e_1)$ 描述的矢量场,e_1 是交叉轨迹误差,制导律采用(2)~(3)式所示形式。

$$\chi_1^c = \chi_1 - \frac{\chi_1^d}{\alpha_1} - \frac{\boldsymbol{\kappa}}{\alpha_1}\mathrm{sat}\left(\frac{\bar{\chi}_1}{\boldsymbol{\varepsilon}}\right) \tag{2}$$

$$\mathrm{sat}(x) = \begin{cases} x & |x| < 1 \\ \mathrm{sign}(x) & \text{其他} \end{cases} \tag{3}$$

式中:$\bar{\chi}_1 = \chi_1 - \chi_1^d$ 是无人机实际航向角相对于所需矢量场的航向误差;sat 是用于消除符号函数抖动的

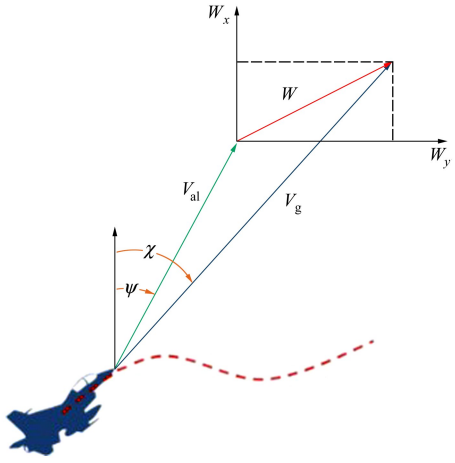


图 1　地面速度的矢量合成示意图

饱和函数,能够避免符号函数引起的控制输入高频抖振。$\boldsymbol{\kappa}$ 和 $\boldsymbol{\varepsilon}$ 是控制滑模面上轨迹参数和滑模面周围过渡区域宽度的参数。

无人机的飞行路径通常包括直线轨道和圆弧轨道 2 种类型。因此,本节采用矢量场跟踪控制方法来实现 2 种情况下单个无人机的轨迹跟踪。

基于矢量场方法的轨迹跟踪控制,核心原理是根据期望的飞行轨迹,构建无人机所需航向的矢量场,该矢量场为自动驾驶仪提供精确的航向指令,确保无人机在飞行过程中始终沿着每个航迹点的矢量方向飞行。在矢量场轨迹跟踪控制过程中,首先设定期望航向角,使得矢量场的方向与需要跟随的轨迹一致。这样,无人机就能够沿着预定的矢量场逐渐收敛到期望的飞行轨迹上,实现精确轨迹跟踪。

1.1　直线路径跟踪算法

直线矢量场算法核心在于减少无人机与期望路径间的交径误差[12]并达到收敛状态,图 2 为对应矢量场示例图。

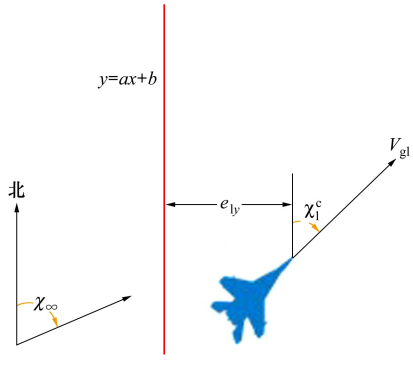


图 2　直线轨迹矢量场跟踪示意图

设空间中期望直线路径方程为 $y = ax + b$，(x, y) 为无人机在地面坐标系下的坐标。则无人机与期望路径间的横向误差距离及期望航向定义为

$$e_{1y} = y - (ax + b) \tag{4}$$

$$\chi_1^{\mathrm{d}} = i\chi_\infty \frac{2}{\pi}\tan^{-1}(ke_{1y}) + \tan^{-1}(a) \tag{5}$$

式中：i 表示平台运动方向；k 为一个正常数，影响航向角由 χ_∞ 向目标航向角 $\tan^{-1}(a)$ 转变的速率，$\chi_\infty \in (0, 2/\pi]$。当需要将 χ_1 收敛到期望值 χ_1^{d} 时，应保证 e_{1y} 趋于零。证明如下：

选择李雅普洛夫函数 $V_1 = \frac{1}{2}e_{1y}^2$[13]，则有

$$V_1' = e_{1y}(\dot{y} - a\dot{x}) = e_{1y}V_{\mathrm{gl}}'(\sin\chi_{\mathrm{d}} - a\cos\chi_{\mathrm{d}}) = e_{1y}V_{\mathrm{gl}}'\frac{\sin\left(i\chi_\infty \frac{2}{\pi}\tan^{-1}(ke_{1y})\right)}{\cos(\tan^{-1}a)} \tag{6}$$

可以看出，只要 $e_{1y} \neq 0$，不论 $k, i > 0$ 或 < 0，$\dot{V}_1$ 均小于零。因此可以证明，当 $\chi_1 \to \chi_1^{\mathrm{d}}$ 时，e_{1y} 会收敛到零。

选择 Lyapunov 函数 $V_2 = \frac{1}{2}\bar{\chi}_1^2$，则有

$$V_2' = \bar{\chi}_1\bar{\chi}_1' = \bar{\chi}_1\left(\alpha_1(\chi_1^{\mathrm{c}} - \chi_1) - i\chi_\infty \frac{2}{\pi}\frac{ke_{1y}}{1 + ke_{1y}^2}\right) = \bar{\chi}_1\left(\alpha_1(\chi_1^{\mathrm{c}} - \chi_1) - i\chi_\infty \frac{2}{\pi} \cdot \frac{k}{1 + ke_{1y}^2}V_{\mathrm{gl}}(\sin\chi_1 - \alpha_1\cos\chi_1)\right) \tag{7}$$

选择控制航向角

$$\chi_1^{\mathrm{c}} = \chi_1 + \frac{i}{\alpha_1}\chi_\infty \frac{2}{\pi}\frac{\kappa}{1 + (\kappa e_{1y})^2} \cdot V_{\mathrm{gl}}(\sin\chi_1 - \alpha_1\cos\chi_1) - \frac{\kappa}{\alpha}\mathrm{sat}\left(\frac{\bar{\chi}_1}{\varepsilon}\right) \tag{8}$$

则 Lyapunov 函数的导数 $\dot{V}_2$ 为

$$\dot{V}_2 = \begin{cases} -\frac{\kappa}{\varepsilon}\bar{\chi}_1^2, & \left|\frac{\bar{\chi}_1}{\varepsilon}\right| < 1 \\ -\kappa|\bar{\chi}_1|, & \text{其他} \end{cases} \tag{9}$$

式中，$\dot{V}_2 \leqslant 0$。由 Lyapunov 稳定性定理可得，χ_1 可以收敛到 χ_{d}。

为解决地面速度难以直接测量的问题，参考文献[14]设计了一个观测器，用于估计地速。本文基于估计的地速，修改原控制律为

$$\chi_1^{\mathrm{c}} = \chi_1 + \frac{i}{\alpha_1}\chi_\infty \frac{2}{\pi}\frac{\kappa}{1 + (\kappa e_{1y})^2} \cdot V_{\mathrm{gl}}'(\sin\chi_1 - \alpha_1\cos\chi_1) - \frac{\kappa}{\alpha}\mathrm{sat}\left(\frac{\bar{\chi}_1}{\varepsilon}\right) \tag{10}$$

式中：$\bar{V}_{\mathrm{gl}}$ 是地面速度 V_{gl} 的估计值。

$$\bar{V}_{\mathrm{gl}} = -\Gamma\rho\bar{\chi}_1 i\chi_\infty \frac{2}{\pi}\frac{k}{1 + (ke_{1y})^2} \cdot (\sin\chi_1 - \alpha\cos\chi_1) - \sigma\Gamma\bar{V}_{\mathrm{gl}} \tag{11}$$

式中：$\Gamma > 0$ 是一个大于零的观测器增益，用于调节观测器的敏感度和响应速度。ρ 为航向误差的正权重系数，在控制策略中可平衡距离与航向误差的权重关系。σ 是大于零的转换修正参数，其功能是在存在未知风力的情况下，确保跟踪误差能收敛到零。

1.2 圆形路径跟踪算法

在算法设计层面，圆形轨迹跟踪与直线轨迹跟踪有诸多相似之处，其矢量场示意图如图 3 所示。在这个矢量场中，对期望航迹角的定义为

$$\chi_1^{\mathrm{d}} = \gamma + j\left(\frac{\pi}{2} + \tan^{-1}(ke_1)\right) \tag{12}$$

式中：$e_1 = d - R$ 表示相对于所需圆形轨迹的误差距离；d 是无人机到圆形轨道中心的距离；R 是圆形轨道半径；γ 是正方向和无人机位置之间相对于轨道中心的角度；j 为无人机的方向；参数 k 的意义与直线路径跟踪算法类似。

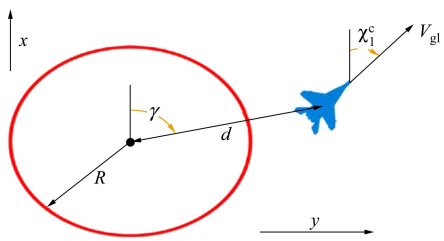


图 3 圆形轨迹矢量场跟踪示意图

为证明 $\bar{\chi}_1, e_1$ 可以收敛到零，取李雅普洛夫函数为 $V = \frac{1}{2}\bar{d}^2 + \frac{1}{2}r\bar{\chi}^2$，$V$ 的导数为

$$V' = \bar{d}\bar{d}' + r\bar{\chi}\bar{\chi}' = -V_{\mathrm{gl}}\bar{d}\sin(\tan^{-1}(k\bar{d})) + r\bar{\chi}_1[\alpha_1(\chi_1^{\mathrm{c}} - \chi_1) - \frac{V_{\mathrm{gl}}}{d}\sin(\chi_1 - \gamma) - j\beta V_{\mathrm{gl}}\cos(\chi_1 - \gamma)] \tag{13}$$

式中，$\beta = k/(1 + (k\bar{d})^2)$。可以观察到，(13) 式中的第一项始终为负。因此，可以选择将控制航向角设置为

$$\chi_1^{\mathrm{c}} = \chi_1 + \frac{V_{\mathrm{gl}}}{\alpha_1 d}\sin(\chi_1 - \gamma) +$$

$$\frac{V_{gl}}{\alpha_1}\beta\cos(\chi_1-\gamma)-\frac{\kappa}{\alpha_1}\mathrm{sat}\left(\frac{\bar{\chi}_1}{\varepsilon}\right) \tag{14}$$

可以得到, $\dot{V}\leqslant 0$。根据 Lyapunov 稳定性定理: χ_1 将收敛至 χ_1^d, d 将收敛至 r。

同样地,控制航向角的控制律也进行修改

$$\chi_1^c=\chi_1+\frac{V'_{gl}}{\alpha_1 d}\sin(\chi_1-\gamma)+\frac{V'_{gl}}{\alpha_1}\beta\cos(\chi_1-\gamma)-\frac{\kappa}{\alpha_1}\mathrm{sat}\left(\frac{\bar{\chi}_1}{\varepsilon}\right) \tag{15}$$

式中, $\bar{V}_{gl}$ 是地面速度 V_{gl} 的估计值,估计值设计为

$$\bar{V}_{gl}=-\Gamma r\bar{\chi}_1\frac{\sin(\chi_1-\gamma)}{d}+j\beta(\cos\chi_1-\gamma)-\sigma\Gamma\bar{V}_{gl} \tag{16}$$

式中: $\Gamma>0$ 是观测器增益; ρ 是航向误差的正权重系数,使距离误差和航向误差在同一高度; $\sigma>0$ 是转换修正参数。

2　无人机编队矢量场路径跟踪算法

2.1　编队误差模型

图 4 为领导者-跟随者(leader-follower)编队示意图,其中领导者无人机和跟随者无人机在惯性系中的位置分别是 (x_1,y_1) 和 (x_f,y_f), V_{gl} 和 V_{gf} 分别为它们的地面速度。

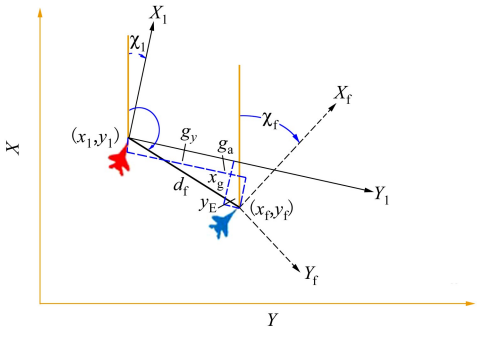


图 4　leader-follower 结构及编队误差示意图

领导者的动力学表示为(1)式,跟随者的动力学方程可以表示为:

$$\begin{aligned}x'_f&=V_{gf}\cos\chi_f\\y'_f&=V_{gf}\sin\chi_f\\\chi'_f&=\alpha_f\chi_f^c-\chi_f\\V'_{gf}&=\beta_f(V_{gf}^c-V_{gf})\end{aligned} \tag{17}$$

(17)式和(1)式之间的主要区别由最后一个方程给出,该方程表示速度保持回路。其中, β_f 是速度保持回路下的时间常数, V_{gf}^c 是速度命令。即允许跟随者为了实现编队跟踪目的而改变其速度 V_{gf}。

与在惯性系中定义编队误差相比,在机体系中表达编队的误差更方便。因此,设 (g_x,g_y) 是跟随者在领导者的机体系中期望与领导者的编队间隙,如图 4 所示。换言之,领导者的机体系代表跟随者的参考坐标系,在该坐标系下的编队误差可以表达为:

$$\begin{aligned}x_E&=g_x+d_f\sin\left(\gamma_f-\frac{\pi}{2}-\chi_1\right)\\y_E&=g_y+d_f\cos\left(\gamma_f-\frac{\pi}{2}-\chi_1\right)\end{aligned} \tag{18}$$

式中: d_f 是跟随者与引导者之间的距离; γ_f 是正北向和跟随者位置相对于领导者位置之间的角度。

因此,编队跟踪控制问题可以表达为:给定领导者动力学方程和追随者动力学方程,设计追随者控制律 χ_f^c, V_{gf}^c,使得误差 x_E, y_E, $\chi_f-\chi_f^d$ 和 $V_{gf}-V_{gf}^d$ 渐近收敛到零。其中 χ_f^d 和 V_{gf}^d 是需要进行设计的矢量场。

首先需要推导领导者-追随者系统的误差动力学方程,它有助于证明所提出方法的稳定性。用以下方程描述跟随者无人机相对于领导者无人机的位置

$$\begin{aligned}x_f&=x_1+d_f\cos\gamma_f\\y_f&=y_1+d_f\sin\gamma_f\end{aligned} \tag{19}$$

式中: d_f 表示领导者与追随者的距离; γ_f 为追随者相对于领导者与正北的夹角。

对(19)式求导,并将(17)式代入得到

$$\begin{aligned}V_{gf}\cos\chi_f&=x'_1+\dot{d}'_f\cos\gamma_f-d_f\sin\gamma_f\dot{\gamma}'_f\\V_{gf}\sin\chi_f&=y'_1+\dot{d}'_f\sin\gamma_f+d_f\cos(\gamma_f)\dot{\gamma}'_f\end{aligned} \tag{20}$$

为了得到 $\dot{d}'_f$,将(20)式中的一式乘 $\cos\gamma_f$ 与二式乘 $\sin\gamma_f$ 相加可得

$$\begin{aligned}V_{gf}\cos(\chi_f-\gamma_f)&=\dot{x}'_1\cos\gamma_f+\dot{y}'_1\sin\gamma_f+\dot{d}'_f\\\dot{d}'_f&=V_{gf}\cos(\chi_f-\gamma_f)-x'_l\cos\gamma_f-\dot{y}'_1\sin\gamma_f\end{aligned} \tag{21}$$

将(1)式代入到(21)式,可得

$$\begin{aligned}\dot{d}'_f&=V_{gf}\cos(\chi_f-\gamma_f)-\\&V_{gl}\cos\chi_1\cos\gamma_f-V_{gl}\sin\chi_1\sin\gamma_f=\\&V_{gf}\cos(\chi_f-\gamma_f)-V_{gl}\cos(\chi_1-\gamma_f)\end{aligned} \tag{22}$$

为了得到 $\dot{\gamma}_f$,将(20)式中的一式乘 $\sin\gamma_f$,二式乘 $\cos\gamma_f$,用二式减去一式可得

$$V_{gf}\sin(\chi_f-\gamma_f)=-\dot{x}'_1\sin\gamma_f+\dot{y}'_1\cos\gamma_f+d_f\dot{\gamma}'_f$$

$$\gamma_f' = \frac{V_{gf}}{d_f}\sin(\chi_f - \gamma_f) + \frac{x_l'}{d_f}\sin\gamma_f - \frac{y_l'}{d_f}\cos\gamma_f = \frac{V_{gf}}{d_f}\sin(\chi_f - \gamma_f) - \frac{V_{gl}}{d_f}\sin(\chi_l - \gamma_f) \tag{23}$$

对(18)式求导,并将(22)式和(23)式代入,可得领导者与跟随者误差动力学方程

$$x_E' = d_f'\sin\left(\gamma_f - \frac{\pi}{2} - \chi_l\right) + d_f\cos\left(\gamma_f - \frac{\pi}{2} - \chi_l\right)\gamma_f' = V_{gf}\sin\left(\chi_f - \frac{\pi}{2} - \chi_l\right) + V_{gl}$$

$$y_E' = d_f'\cos\left(\gamma_f - \frac{\pi}{2} - \chi_l\right) - d_f\sin\left(\gamma_f - \frac{\pi}{2} - \chi_l\right) = V_{gf}\cos\left(\chi_f - \frac{\pi}{2} - \chi_l\right) \tag{24}$$

可以看出,编队误差动力学模型取决于领导者和跟随者的航向、领导者和跟随者的地面速度之间的差值。

2.2 跟随者双矢量场跟踪算法

根据编队误差模型,设计跟随者无人机在领导者框架下的矢量场为:

$$\chi_f^d = \chi_l + \chi_\infty \frac{2}{\pi}\tan^{-1}(k_y y_E) \tag{25}$$

$$V_{gf}^d = V_{gl} + V_\infty \frac{2}{\pi}\tan^{-1}(k_x x_E) \tag{26}$$

式中:V_∞ 是跟踪误差很大时跟随者的最大地面速度校正,最大地面速度为 $V_{gl} + V_\infty$,最小地面速度为 $V_{gl} - V_\infty$,k_x 为反馈动作的增益。

本节所提出的控制律可以解释为双矢量场[15]。通过分离航向控制与速度控制,实现了两者在编队跟踪中的动态解耦与协同优化,具体体现为:矢量场(25)式取决于 y_E,它具有期望路径标准的向量场结构,允许跟随者以与领导者相同的路径接近期望路径,并通过期望的路径点。矢量场(26)式用于控制速度,它仅取决于 x_E,用来控制跟随者速度以达到所需路径点。二者的解耦设计避免了传统单矢量场方法中航向与速度的强耦合干扰,提升了控制的灵活性与鲁棒性。同时,航向控制与速度控制通过误差动力学模型实现动态协同。

设计跟随者无人机的制导律为

$$\chi_f^c = \chi_f + \frac{1}{\alpha}\chi_f'^d - \frac{\kappa}{\alpha}\mathrm{sat}\left(\frac{\bar{\chi}_f}{\varepsilon}\right) \tag{27}$$

$$V_{gf}^c = V_{gf} + \frac{1}{\beta}V_{gf}'^d + \frac{1}{\rho\beta}x_E - \frac{\kappa}{\beta}\mathrm{sat}\left(\frac{\bar{V}_{gf}}{\varepsilon}\right) \tag{28}$$

对(28)式求导可得

$$V_{gf}'^d = -V_\infty \frac{2}{\pi}\frac{k}{1 + (k_x x_E)^2}x_E' \tag{29}$$

$$\chi_f'^d = -\chi_\infty \frac{2}{\pi}\frac{k}{1 + (k_x d_f)^2}y_E' - \chi_\infty' \frac{2}{\pi}\tan^{-1}(k_y y_E) \tag{30}$$

式中,$\chi_\infty = \gamma_f - \pi - \chi_l$。如果满足

$$\min\left(\frac{\rho\kappa}{V_{gf}}, \frac{\bar{y}_E}{2}\right) > \frac{\pi\varepsilon\mu}{4\chi_\infty k} \tag{31}$$

则领导者和跟随者在矢量场为(25)式和(26)式、制导律为(27)式和(28)式的闭环系统下是渐近稳定的。

本节所提出的矢量场跟踪算法流程如图 5 所示。在领导者和跟随者之间建立通信,以计算控制器所使用的误差。控制跟随者速度和航向的编队矢量场可以很容易地集成在姿态控制器上的速度保持回路和航向保持回路中。

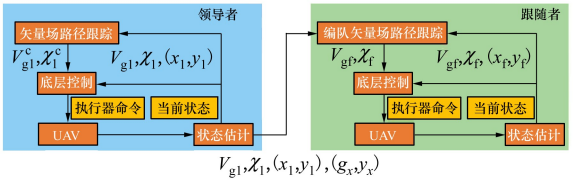


图 5 矢量场轨迹跟踪算法流程图

2.3 稳定性分析

考虑以下李雅普洛夫函数

$$W = \frac{1}{2}x_E^2 + \frac{1}{2}\rho\bar{V}_{gf}^2 + \frac{1}{2}y_E^2 + \frac{1}{2}\rho\bar{\chi}_f^2 \tag{32}$$

式中:$\bar{V}_{gf} = V_{gf} - V_{gf}^d$ 表示跟随者无人机的地速与其期望地速之差;$\tilde{\chi}_{gf} = \chi_{gf} - \chi_{gf}^d$ 为跟随者无人机航向角与其期望航向角之差。将以上李雅普诺夫函数分解为(33)式来分析

$$W_y = \frac{1}{2}y_E^2 + \frac{1}{2}\rho\bar{\chi}_f^2, W_x = \frac{1}{2}x_E^2 + \frac{1}{2}\rho\bar{V}_f^2 \tag{33}$$

式中,第一部分指横向动力学,第二部分指纵向动力学,稳定性分析是在饱和函数的边界层内进行的,边界层外的分析可以参考文献[16],这里不再赘述。

2.3.1 横向误差和航向角

首先分析 W_y,对 W_y 求时间导数得

$$W_y' = y_E y_E' + \rho\bar{\chi}_f\bar{\chi}_f' = V_{gf}y_E\sin(\bar{\chi}_f + \chi_f^d - \chi_l) - \rho\frac{k}{\varepsilon}\bar{\chi}_f^2 \leqslant$$

$$V_{gf}y_E\sin(\chi_f^d+\bar{\chi}_f)-\rho\frac{\kappa}{\varepsilon}\bar{\chi}_f^2+$$
$$V_{gf}y_E\sin\chi_f^d-\sin\chi_f^d \tag{34}$$

式中,$\chi_f^d=\chi_f^d-\chi_1$,且以下不等式成立

$$\begin{aligned}&|\sin(\chi_f^d+\bar{\chi}_f)-\sin\chi_f^d|=\\&\quad|\sin\chi_f^d\cos(\bar{\chi}_f)+\cos\chi_f^d\sin\bar{\chi}_f-\sin\chi_f^d|=\\&\quad|\sin\chi_f^d(\cos\bar{\chi}_f-1)+\cos\chi_f^d\sin\bar{\chi}_f|\leqslant\\&\quad|\cos(\bar{\chi}_f-1)+\sin\bar{\chi}_f|\leqslant 2|\bar{\chi}_f|\end{aligned} \tag{35}$$

则 W_y 的时间导数变为

$$\begin{aligned}W_y'&\leqslant-\rho\frac{\kappa}{\varepsilon}\bar{\chi}_f^2+2V_{gf}|y_E||\bar{\chi}_f|+V_{gf}y_E\sin(\bar{\chi}_f^d-\chi_1)=\\&-\rho\frac{\kappa}{\varepsilon}\bar{\chi}_f^2+2V_{gf}|y_E||\bar{\chi}_f|-\\&V_{gf}y_E\sin\left(\chi_\infty\frac{2}{\pi}\tan^{-1}(ky_E)-\frac{\pi}{2}\right)\end{aligned} \tag{36}$$

为了使 $\dot{W}_y'$ 为负,需要分 2 种情况讨论。而这 2 种情况可通过定义以下函数获得

$$\phi(y_E)=y_E\sin\left(\frac{2\chi_\infty}{\pi}\tan^{-1}(ky_E)-\frac{\pi}{2}\right) \tag{37}$$

可看出,当 $ky_E\to 0$ 时,$\phi(y_E)\to(2\chi_\infty k/\pi)y_E^2$;当 ky_E 值较大时,$\phi(y_E)\to(\sin\chi_\infty)y_E$。以此,定义以下新函数

$$\phi(y_E)=\begin{cases}\dfrac{2\chi_\infty k}{\mu\pi}y_E^2, & |y_E|\leqslant\bar{y}_E\\[2ex]\dfrac{2\chi_\infty k\bar{y}_E}{\mu\pi}(2|y_E|-\bar{y}_E), & \text{其他}\end{cases} \tag{38}$$

因此,必须找到 μ 使 $0<\phi(y_E)\leqslant\phi(y_E)$。当函数对称时,关注 $y_E\geqslant 0$,并证明 $\varphi(y_E)\leqslant\phi(y_E)$。根据这一推理,定义 2 种情况:①$0\leqslant y_E\leqslant\bar{y}_E$;②$y_E>\bar{y}_E$。以下对其进行分析。

情况 1　对于 $0\leqslant y_E\leqslant\bar{y}_E$,有

$$\begin{aligned}\phi'(y_E)&=\sin\left(\frac{2\chi_\infty}{\pi}\tan^{-1}(ky_E)-\frac{\pi}{2}\right)+\\&\frac{2k\chi_\infty}{\pi}y_E\left[\frac{\cos\left(\dfrac{2\chi_\infty\tan^{-1}(ky_E)}{\pi}\right)}{1+(ky_E)^2}\right]\geqslant\\&\frac{4\chi_\infty k}{\pi}y_E\left[\frac{1}{2}\frac{\cos\left(\dfrac{2\chi_\infty\tan^{-1}(ky_E)}{\pi}\right)}{1+(ky_E)^2}\right]\geqslant\\&\frac{4\chi_\infty k}{\pi}y_E\left[\frac{1}{2}\frac{\cos\left(\dfrac{2\chi_\infty\tan^{-1}(\overline{k_E})}{\pi}\right)}{1+(k\bar{y}_E)^2}\right]\geqslant\end{aligned}$$

$$\frac{4\chi_\infty k}{\pi}y_E=\phi'(y_E) \tag{39}$$

所以,若选择 μ 使得

$$\mu\geqslant\frac{2(1+(k\bar{y}_E)^2)}{\cos\left(\dfrac{2\chi_\infty}{\pi}\tan^{-1}(k\bar{y}_E)\right)} \tag{40}$$

则 $\varphi'(y_E)\leqslant\phi'(y_E)$。

情况 2　另一方面,对于 $y_E>\bar{y}_E$,有

$$\begin{aligned}\phi(y_E)&=y_E\sin\left(\frac{2\chi_\infty}{\pi}\tan^{-1}(ky_E)\right)\geqslant\\&y_E\sin\left(\frac{2\chi_\infty}{\pi}\tan^{-1}(k\bar{y}_E)\right)\end{aligned} \tag{41}$$

所以,若选择 μ 使得

$$\mu\geqslant\frac{4\chi_\infty k\bar{y}_E}{\pi\sin\left(\dfrac{2\chi_\infty}{\pi}\tan^{-1}(k\bar{y}_E)\right)} \tag{42}$$

则 $\phi(y_E)\geqslant\varphi(y_E)$。

因此,对于这 2 种情况,都得到了 $\varphi(y_E)\leqslant\phi(y_E)$。

情况 1　对于 $|y_E|\leqslant\bar{y}_E$,有

$$W_y'\leqslant-V_{gf}(|\bar{\chi}_f|\quad|y_E|)\begin{pmatrix}\dfrac{\rho k}{\varepsilon V_{gf}} & -1\\ -1 & \dfrac{2\chi_\infty k}{\mu\pi}\end{pmatrix}\begin{pmatrix}|\bar{\chi}_f|\\|y_E|\end{pmatrix} \tag{43}$$

如果(44)式成立,则 $\dot{W}_y'$ 是负定的。

$$\frac{\rho k2\chi_\infty\kappa}{\varepsilon V_{gf}\mu\pi}>1 \tag{44}$$

情况 2　若 $|y_E|\geqslant\bar{y}_E$,则 $\varphi(y_E)\leqslant\phi(y_E)$ 意味

$$W_y'\leqslant-\frac{\rho\kappa}{\varepsilon}\bar{\chi}_f^2+2V_{gf}|y_E||\bar{\chi}_f|-V_{gf}\varphi(y_E) \tag{45}$$

当下列不等式成立时

$$\frac{\chi_\infty k\bar{y}_E}{\mu\varepsilon\pi}>1 \tag{46}$$

则有 W_y' 是负定的,即

$$W_y'\leqslant 2V_{gf}y_E\left(\varepsilon-\frac{\chi_\infty k\bar{y}_E|y_E|}{\mu\pi}\right) \tag{47}$$

综上,由(44)和(45)式可得到(31)式。

2.3.2　纵向误差和地面速度

定义跟随者地面速度与所需速度之间的差为

$$\bar{V}_{gf}=V_{gf}-V_{gf}^d=V_{gf}-V_{gl}-V_\infty\frac{2}{\pi}\tan^{-1}(kx_E) \tag{48}$$

从而 W_x 的时间导数为

$$\dot{W}'_x = x_E x'_E + \rho \tilde{\bar{V}}_{gf} \dot{\tilde{\bar{V}}}'_{gf} = x_E\left(V_{gf}\sin\left(\chi_f - \chi_1 - \frac{\pi}{2}\right) + V_{gl}\right) + \rho V_{gf}(V'_{gf} - V'^{d}_{gf}) \tag{49}$$

利用 $\tilde{\chi}_f$ 的收敛性,可得

$$\dot{W}'_x = x_E(V_{gl} - V_{gf} + \delta_x) + \rho \tilde{\bar{V}}_{gf}(\dot{V}'_{gf} - \dot{V}'^{d}_{gf}) \tag{50}$$

式中, $\delta_x = V_{gf} + V_{gf}\sin\left(\chi_f - \chi_1 - \frac{\pi}{2}\right) \to 0$,由于 $\tilde{\chi}_f, y_E$ 的收敛性,可被忽略。并将 V_{gf}, V^{c}_{gf} 代入后得到(51)式。可以看出 x_E 和 $\tan^{-1}(k_x x_E)$ 都是第一象限和第三象限中的函数,所以能够得出结论:W_x 时间导数是负定的,从而系统是渐近稳定的。

$$\begin{aligned}\dot{W}'_x &= x_E(V_{gl} - V_{gf}) + \rho \tilde{\bar{V}}_{gf}(\beta(V^{c}_{gf} - V_{gf}) - \tilde{\bar{V}}^{d}_{gf}) = \\ & x_E(V_{gl} - V_{gf}) + \rho \bar{V}_{gf}\left(\beta\left(\frac{1}{\rho\beta}x_E - \frac{\kappa}{\beta\varepsilon}\bar{V}_{gf}\right)\right) = \\ & -x_E V_{gf} + x_E(V_{gl} - V^{d}_{gf}) + \rho\beta\frac{1}{\rho\beta}x_E - \rho\frac{\kappa}{\varepsilon}\bar{V}^2_{gf} = \\ & -V_\infty x_E \frac{2}{\pi}\tan^{-1}(k_x x_E) - \rho\frac{\kappa}{\varepsilon}\bar{V}^2_{gf}\end{aligned} \tag{51}$$

3 仿真实验

无人机编队由 4 架无人机组成,其中 1 架作为领导者,另外 3 架则作为跟随者。为验证本文所提矢量场编队控制方法的有效性,引入 2 种典型控制方法作为对比基线:PID 控制[17]与模型预测控制(MPC)[18]。所有方法均在相同环境下运行,分别在无风环境和有风环境中实验,假设该环境中风场条件由恒定部分和变化部分组成。环境参数设置如下:风幅的恒定值部分为 $W=5$,风角的恒定值部分为 $\psi_w = 135°$;时变部分的幅值以 0.1 rad 的频率随时间以余弦方式变化,时变部分的角度以 0.1 rad 的频率以正弦方式变化,时变的风幅为 $A(t) = 3\times\cos(0.1t)$,时变的风角为 $\psi_A(t) = \pi\sin(0.1t)$。在 2 种典型轨迹(直线、圆形)中进行性能对比,对比指标为编队跟踪误差,设定路径跟踪的误差上限 10 m,若编队平均跟踪误差小于 10 m,即可证明编队实现了稳定的路径跟踪。

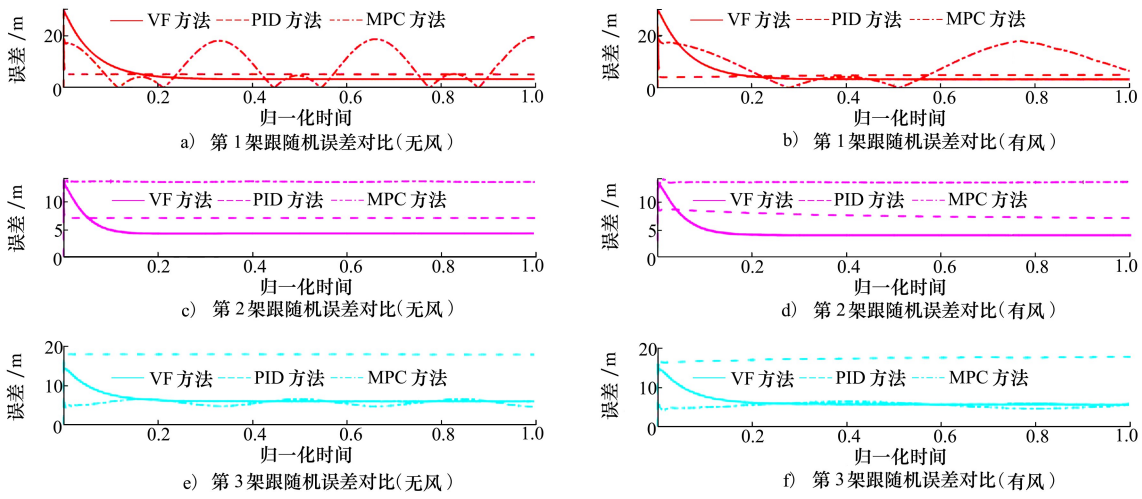
矢量场控制律中涉及的主要参数设置与含义如表 1 所示,并保持在各个实验场景中的一致性。

表 1 矢量场参数设置表

参数	定义	数值
κ	控制滑模面上轨迹参数	3
ε	滑模面周围过渡区域宽度	0.01
α_1	领机航向保持回路的控制系数	4
k_x	反馈动作的增益	0.2
k_y	反馈动作的增益	0.2
α_f	跟随者无人机航向保持回路的控制系数	1
β_f	跟随者无人机速度保持回路的控制系数	1
k_{line}	直线路径控制增益	0.2
k_{circle}	圆形路径控制增益	0.05

3.1 直线轨迹跟踪仿真实验

以跟踪直线方程 $y = \frac{\sqrt{3}}{3}x$ 为例,领导者无人机初始位置为(5,5)m,跟随者无人机初始位置为(-25,8)m,(15,-5)m,(-10,2)m。无风环境和有风环境的编队跟踪误差仿真结果如图 6 所示。从图 6 可以看出,在直线轨迹跟踪任务中,本文所提出的方法无论在无风还是有风环境下,均表现出良好的路径收敛性与编队协同性。由于初始航向偏差较大,PID 和 MPC 方法下的领导者无人机和跟踪者无人机在前期的航向波动更大,而本文提出的基于矢量场的方法可以有效缓解这种情况,使领导者无人机更快地对齐目标路径,同时,本文提出的双矢量场策略可以使跟踪者无人机在更短的时间内完成与领导者的速度和位置同步,形成稳定编队。而 PID 和 MPC 方法下的跟随者无人机与领导者之间的跟踪误差波动变化更大,跟踪误差也更大。同时,在有风扰动条件下,本文方法保持了跟随者无人机与领导者无人机之间更小的跟踪误差,保证了编队路径跟踪的稳定性。这有效说明了本文提出的方法在直线路径下可以保持合理的编队跟踪。

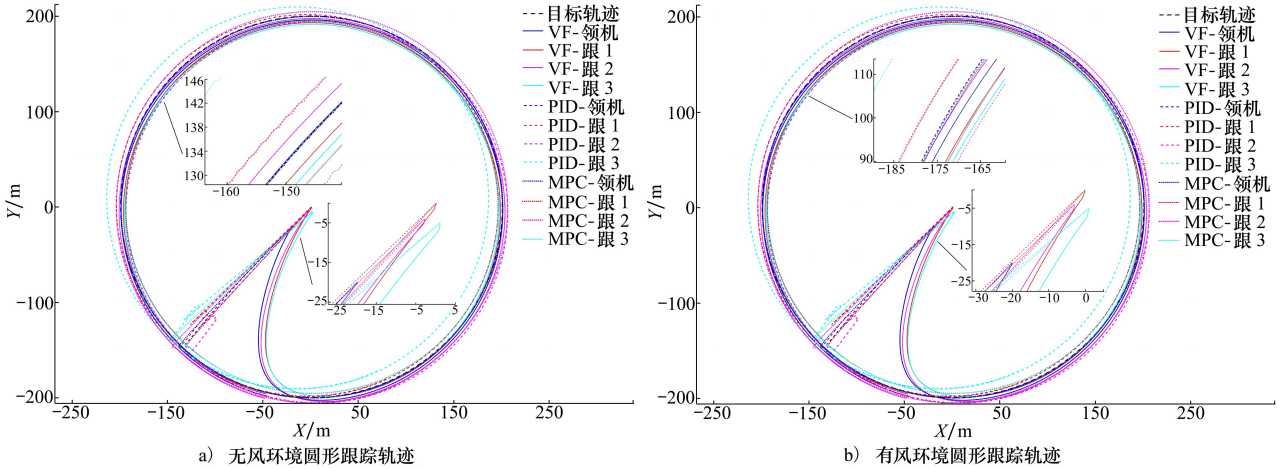


a) 第 1 架跟随机误差对比(无风)　b) 第 1 架跟随机误差对比(有风)
c) 第 2 架跟随机误差对比(无风)　d) 第 2 架跟随机误差对比(有风)
e) 第 3 架跟随机误差对比(无风)　f) 第 3 架跟随机误差对比(有风)

图 6　直线路径编队跟踪误差

3.2　圆形轨迹跟踪仿真实验

圆形轨迹跟踪的整个控制方案与直线轨迹跟踪相似,同样分为有风环境和无风环境,风场参数不变,然后对控制算法进行测试。期望轨迹为圆心为(0,0)m,半径为 200 的圆,领导者无人机初始位置为(-20,-20)m,跟随者无人机初始位置为(0,0)m,(-3,-4)m,(1,-5)m。无风环境和有风环境仿真结果如图 7 所示。



a) 无风环境圆形跟踪轨迹　b) 有风环境圆形跟踪轨迹

图 7　圆形路径编队跟踪轨迹

从图 7 的跟踪轨迹结果图中可以看出,PID 和 MPC 方法由于航向调节滞后,其控制的无人机编队以相对恒定的航向先到达圆形轨迹,在到达轨迹后进而剧烈地改变航向来跟踪目标路径。而本文方法的无人机编队则会以更加平缓的姿态过渡到目标路径,其整体的编队跟踪具有合理性。同时,在有风干扰下仍能平滑跟踪圆形路径,同时带动跟随者快速聚合至相对稳定队形,整体误差水平明显低于对比方法,保证了编队路径跟踪的稳定性。

综合以上仿真实验结果以及分析,本文提出的方法在轨迹引导精度、编队协同一致性以及抗风扰鲁棒性等方面均优于传统 PID 与 MPC 方法。

4　半物理测试验证

4.1　半物理测试验证平台设计

面向多无人机协同编队的半物理集成验证平台架构设计如图 8 所示。集成验证平台的组成包括:无人机仿真子系统、任务场景仿真子系统、显示与评

估仿真子系统等。子系统间通过高速总线进行互联,实现实时仿真。

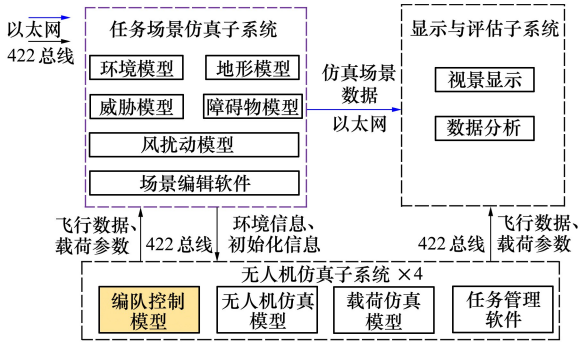


图 8　多无人机协同编队算法验证平台架构

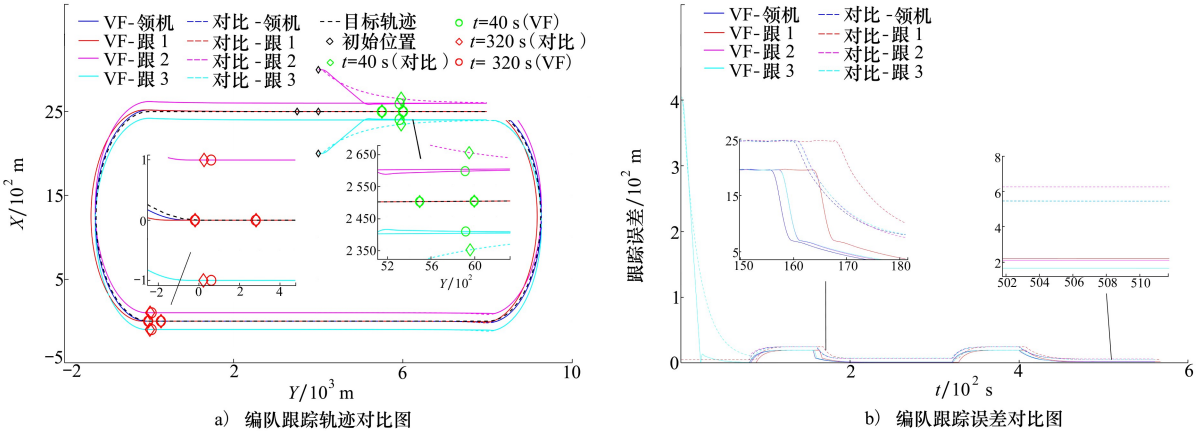
多无人机编队控制模型与任务管理软件进行交互,支持编辑编队任务的飞行计划和队形,生成编队计划;场景编辑软件设置风扰动模型、威胁模型等参数,形成任务执行中的场景参数;显示与评估子系统对编队任务执行过程中的态势进行监控,同时支持验证数据的分析。在本验证平台中,无人机仿真子系统、任务场景仿真子系统之间的数据交互通过 422 总线实现,分别用于模拟地面站接收到无人机的下行链路数据(包括无人机的实时状态数据等),以及模拟无人机接收到地面站的上行链路数据(包括控制指令信号、态势信息等),对应传输总线为实物。而任务场景仿真模型、无人机仿真模型等通过算法仿真实现。

4.2　全流程飞行场景测试

为进一步验证算法性能,设计风扰动环境下的复杂航路模拟试验场景:风场设定与第 3 节一致,无人机编队由 4 架无人机组成,其中 1 架作为领导者,另外 3 架则作为跟随者;领导者无人机初始位置设计为(120.747 4°,22.965 0°),3 架跟随者无人机的初始位置分别设计为(120.747 4°,22.960 5°),(120.752 3°,22.965 0°),(120.742 5°,22.965 0°)。无人机的初始速度均为 50 m/s;初始航向均为 0°。

设计领导者的飞行计划点为(120.747 4°,22.965 0°),(120.747 4°,23.000 9°),(120.723 0°,23.000 9°),(120.723 0°,22.929 0°),(120.747 4°,22.929 0°),(120.747 4°,23.000 9°)。

跟随者无人机 1,2,3 的飞行计划分别为始终跟踪领导者的西向 100 m、北向 100 m、南向 100 m 的位置。分别采用本文提出的编队路径跟踪方法和基于航点导航的平滑轨迹跟踪方法[19]进行编队路径跟踪试验,得到跟踪轨迹和误差对比如图 9 所示。



a)　编队跟踪轨迹对比图　　b)　编队跟踪误差对比图

图 9　编队跟踪轨迹和误差对比图

从图 9 观察到,在全流程飞行任务场景下,相比经典的基于航点导航的平滑轨迹跟踪方法,本文所提方法跟踪误差的收敛速度更快且稳态跟踪误差明显更低。一方面,跟踪误差在拐点处的收敛速度更快,这是由于所采用的双矢量场控制结构有效实现了路径引导与速度同步的解耦,使各无人机在轨迹切换时不会产生速度突变或方向冲突;另一方面,在有风环境下,本方法的稳态跟踪误差明显更低,得益于引入地速估计观测器,实现了对时变风扰的在线补偿。因此,本文所设计的基于矢量场的无人机编队路径跟踪方法,能够有效支撑无人机编队完成在有风环境下对组合路径的稳定跟踪。

5 结　论

本文针对无人机编队在时变风扰下的路径跟踪问题,提出了一种基于矢量场与 leader-follower 架构的协同控制方法,主要结论如下:

1) 建立了时变风速下的无人机动力学模型,设计了基于矢量场的单无人机直线轨迹和圆形轨迹的跟踪算法。在此基础上,引入地速估计器,使得系统能够在不依赖风速先验信息的前提下实现风扰补偿,增强了算法对风场变化的适应性;

2) 在 leader-follower 结构下,构建了编队误差动力学模型,提出了“航向矢量场”与“速度矢量场”双场联动的双矢量场策略,实现了航向控制与速度协调的结构性解耦,提升了编队系统的动态稳定性和响应性能。

3) 通过相关的路径跟踪仿真与半实物仿真验证,所设计的无人机编队的矢量场路径跟踪算法可以在有/无风场环境下完成对直线路径,圆形路径及组合路径的稳定跟踪。

综上所述,本方法适用于多种典型编队任务场景,具备良好的扩展性与实时性,具有工程应用潜力。后续将进一步考虑编队间的通信延迟、传感器误差以及任务切换下的自主协调能力等实际因素。

参考文献:

[1] GUO P J, ZHANG R, XU B. Safety separation distance design for uav formation based on system performance[J]. IEEE Trans on Aerospace and Electronic Systems, 2025, 61(3): 5980-5995

[2] BEARD R W, FERRIN J, HUMPHERYS J. Fixed wing UAV path following in wind with input constraints[J]. IEEE Trans on Control Systems Technology, 2014, 22(6): 2103-2117

[3] CUNHA R, ANTUNES D, GOMES P. A path-following preview controller for autonomous air vehicles[C]//AIAA Guidance, Navigation, and Conference, 2006: 6715

[4] YAMASAKI T, BALAKRISHNAN S, TAKANO H. Separate-channel integrated guidance and autopilot for a path-following UAV via high-order sliding modes[C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, 2012: 4457

[5] XARGAY E, KAMINER I, PASCOAL A, et al. Time-critical cooperative path following of multiple unmanned aerial vehicles over time-varying networks[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2013, 36(2): 499-516

[6] CHAO H Y, CAO Y C, CHEN Y Q. Autopilots for small unmanned aerial vehicles: a survey[J]. International Journal of Control, Automation and Systems, 2010, 8: 36-44

[7] REN W, BEARD R W. Trajectory tracking for unmanned air vehicles with velocity and heading rate constraints[J]. IEEE Trans on Control Systems Technology, 2004, 12(5): 706-716

[8] NELSON D R, BARBER D B, MCLAIN T W, et al. Vector field path following for miniature air vehicles[J]. IEEE Trans on Robotics, 2007, 23(3): 519-529

[9] WANG Y, WANG D, ZHU S. Cooperative moving path following for multiple fixed-wing unmanned aerial vehicles with speed constraints[J]. Automatica, 2019, 100: 82-89

[10] FARI S, WANG X, ROY S, et al. Addressing unmodeled path-following dynamics via adaptive vector field: a UAV test case [J]. IEEE Trans on Aerospace and Electronic Systems, 2019, 56(2): 1613-1622

[11] SUJIT P B, SARIPALLI S, SOUSA J B. Unmanned aerial vehicle path following: a survey and analysis of algorithms for fixed-wing unmanned aerial vehicless[J]. IEEE Control Systems Magazine, 2014, 34(1): 42-59

[12] 颜宗渊, 王道波, 王博航, 等. 基于矢量场法的无人机三维路径跟踪控制[J]. 机械与电子, 2021, 39(10): 50-56
YAN Zongyuan, WANG Daobo, WANG Bohang, et al. 3D path tracking control of UAV based on vector field method[J]. Machinery and Electronics, 2021, 39(10): 50-56 (in Chinese)

[13] ZHOU B, SATYAVADA H, BALDI S. Adaptive path following for unmanned aerial vehicles in time-varying unknown wind environments[C]//2017 American Control Conference, 2017: 1127-1132

[14] NELSON D R, BARBER D B, MCLAIN T W, et al. Vector field path following for miniature air vehicles[J]. IEEE Trans on Robotics, 2007, 23(3): 519-529

[15] SIKERIDIS D, TSIROPOULOU E E, DEVETSIKIOTIS M, et al. Wireless powered public safety IoT: a UAV-assisted adaptive-

learning approach towards energy efficiency[J]. Journal of Network and Computer Applications, 2018, 123: 69-79
[16] BEARD R W, MCLAIN T W. Small unmanned aircraft: theory and practice[M]. Princeton: Princeton University Press, 2012
[17] JIAO Z, MA K, RONG Y, et al. A path planning method using adaptive polymorphic ant colony algorithm for smart wheelchairs [J]. Journal of Computational Science, 2018, 25: 50-57
[18] ZHANG S, ZHOU Y, LI Z, et al. Grey wolf optimizer for unmanned combat aerial vehicle path planning[J]. Advances in Engineering Software, 2016, 99: 121-136
[19] PARK S, DEYST J, HOW J. A new nonlinear guidance logic for trajectory tracking[C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, 2004: 4900

UAV formation pathtracking method based on vector field

DU Yanwei[1,2], XU Bin[1], YANG Zhen[3], QI Mingdong[2], ZHANG Heng[2]

(1.School of Automation, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;
2.AVIC Xi'an Flight Automatic Control Research Institute , Xi'an 710065, China;
3.School of Electronics and Information, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Path following algorithm plays a crucial role in UAV formation control, and this paper designs a UAV formation path tracking method based on Vector field (VF) to solve the stable path following problem of UAV formation. Firstly, the UAV dynamics model under time-varying wind speed was established, and the tracking algorithm of single UAV linear trajectory and circular trajectory based on vector field was designed, and its convergence was proved. Then, the error dynamic model between the follower UAV and the leader UAV under the leader-follower structure is constructed, and the UAV formation vector field path tracking algorithm is designed by combining the single UAV vector field path tracking algorithm, and the stability analysis of the formation tracking guidance law is carried out. Finally, the relevant path following simulation and semi-physical simulation is carried out, and results show the proposed method can complete the stable tracking of straight paths, circular paths and combined paths in the environment with or without wind field.

Keywords: UAV formation; path tracing; vector field; formation control

引用格式: *都岩巍, 许斌, 杨振, 等. 基于矢量场的无人机编队路径跟踪方法[J]. 西北工业大学学报, 2025, 43(5): 946-956*
DU Yanwei, XU Bin, YANG Zhen, et al. UAV formation pathtracking method based on vector field[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2025, 43(5): 946-956 (in Chinese)

© 2025 Journal of Northwestern Polytechnical University.

This is an Open Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution License (http://creativecommons.org/licenses/by/4.0), which permits unrestricted use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.