

# 小型无人机编队飞行的控制律设计与仿真

秦世引, 潘宇雄, 苏善伟

(北京航空航天大学 自动化科学与电气工程学院, 北京 100191)

**摘要:**针对一种小型无人机模型及其编队飞行的实际背景和限制条件,采用长-僚机(leader-wingman)编队模式,按前向、侧向和垂直方向3个通道分别设计了僚机编队控制律,从而使三维编队问题得以简化.对于多机编队的情况,应用基于长机模式(leader mode)和前机模式(front mode)的2种编队控制策略,并通过仿真实验和比较分析,证实了长机模式的优越性.通过2架小型无人机编队队形保持和多架无人机在大机动飞行情况下的队形保持与队形变换等一系列仿真实验,验证了提出的编队飞行控制律的可行性和有效性.

**关键词:**无人机;编队飞行;编队控制律;队形保持;队形变换

**中图分类号:**TP273.1 **文献标识码:**A **文章编号:**1673-4785(2009)03-0218-08

## Design and simulation of formation flight control laws for small unmanned aerial vehicles

QIN Shi-yin, PAN Yu-xiong, SU Shan-wei

(School of Automation Science and Electrical Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China)

**Abstract:** Based on general conditions as well as those limiting formation flight for small unmanned aerial vehicles (UAV), formation control laws were designed and then validated through simulations. Using the principle of leader-wingman so as to reduce the design complexity of the 3-D formation flight controls, three types of control laws were designed, covering forward, lateral and vertical motion respectively. The corresponding implementation algorithms were then analyzed. In view of formation control for multi-UAVs, some detailed comparative studies of control performance between leader mode and front mode were carried out. Simulation results showed that the former outperforms the latter. Simulation results of formation keeping for two small UAVs and multiple UAVs under highly maneuvered flight conditions proved the feasibility and effectiveness of the formation control laws.

**Keywords:** unmanned aerial vehicle; formation flight; formation control law; formation keeping; formation changing

无人机编队飞行是指多架无人机为适应任务要求而进行的某种队形排列和任务分配的多机飞行组织模式,其中包括编队飞行的队形产生、保持和变换,也包括飞行任务的规划和组织<sup>[1]</sup>.在军事侦察中,无人机编队飞行可以扩大侦察视野,提高作战命中率 and 任务成功率,具有单机飞行无法比拟的优点.

无人机编队飞行的基本要求是保持各飞机之间所设定的相对姿态和相对位置,这可以结合编队模式,通过控制在队飞机相对于某一特定点(或对象)

的距离来实现.如果采用长-僚机编队模式,则特定对象即为长机(飞在最前面的飞机)<sup>[2-3]</sup>;如果特定点为编队几何中心,则应采用虚拟长机编队模式<sup>[4]</sup>.在实际应用中,由于长-僚机编队模式的简便性和实用性而被广泛采用,事实上,基于这种模式已经设计出了多种形式的编队控制器,并给出了仿真验证结果<sup>[5-7]</sup>.近年来,在飞行验证方面也取得了一些成果:2006年,西弗吉尼亚大学对其设计的编队控制器的性能进行了飞行测试,实现了2架小型无人机的松散编队飞行<sup>[8]</sup>;2007年,宾夕法尼亚州立大学成功进行了2架小型无人机协同搜索、监视一个感兴趣目标的飞行试验<sup>[9]</sup>.

但是,在上述方法和试验中,只考虑了无人机编

收稿日期:2008-09-24.

基金项目:国防基础科研基金资助项目(D212006001);国家自然科学基金重点资助项目(60736025);国家自然科学基金资助项目(60875072).

通信作者:潘宇雄. E-mail:twbpyx@163.com.

队在平直和轻度机动下进行飞行的情况,而且没有考虑队形变换等复杂的编队形式.在飞行试验中往往要求无人机编队在某一可视范围内飞行,这就要求无人机编队必须进行必要的机动飞行,并能根据不同的任务要求,变换不同的队形.本文针对一种小型无人机模型在大机动飞行情况下,实现三机编队的队形保持和3种队形变换的目标要求,设计了僚机编队控制律.仿真结果证实了其可行性和有效性.

## 1 小型无人机模型

采用的小型无人机的实物照片如图1所示,该无人机采用‘V’型尾翼,兼有水平尾翼和垂直尾翼的功能.‘V’型尾翼的两侧舵面偏转方向相同时,具有升降舵的作用,反之具有方向舵的作用.



图1 小型无人机实物照

Fig.1 Profile of the small UAV

根据经典飞行控制理论,可建立小型无人机的12阶微分方程模型,其中包括动力学模型和运动学模型<sup>[10-11]</sup>,如式(1)~(4)所示.其中,各个符号所对应的物理意义如表1所述.

1) 无人机绕质心转动的动力学模型为

$$\begin{cases} \frac{dp}{dt} = \frac{1}{I_x} [M_x - (I_z - I_y)qr], \\ \frac{dq}{dt} = \frac{1}{I_y} [M_y - (I_z - I_x)rp], \\ \frac{dr}{dt} = \frac{1}{I_z} [M_z - (I_y - I_x)pq]; \end{cases} \quad (1)$$

2) 无人机质心移动的动力学模型为

$$\begin{cases} \frac{dV}{dt} = \frac{1}{m} [T \cos(\alpha + \varphi_T) \cos \beta - D - mg \sin \gamma], \\ \frac{d\chi}{dt} = \frac{1}{mV \cos \gamma} \{ \bar{L} \sin \mu + Y \cos \mu + T [\sin(\alpha + \varphi_T) \sin \mu - \cos(\alpha + \varphi_T) \sin \beta \cos \mu] \}, \\ \frac{d\gamma}{dt} = \frac{1}{mV} \{ T [\cos(\alpha + \varphi_T) \sin \beta \sin \mu + \sin(\alpha + \varphi_T) \cos \mu] + \bar{L} \cos \mu - Y \sin \mu - mg \cos \gamma \}; \end{cases} \quad (2)$$

3) 无人机绕质心转动的运动学模型为

$$\begin{cases} \frac{d\varphi}{dt} = p + (r \cos \varphi + q \sin \varphi) \tan \theta, \\ \frac{d\theta}{dt} = q \cos \varphi - r \sin \varphi, \\ \frac{d\psi}{dt} = \frac{1}{\cos \theta} (r \cos \varphi + q \sin \varphi); \end{cases} \quad (3)$$

4) 无人机质心移动的运动学模型为

$$\begin{cases} \frac{dx}{dt} = V \cos \gamma \cos \chi, \\ \frac{dy}{dt} = V \cos \gamma \sin \chi, \\ \frac{dz}{dt} = V \sin \gamma. \end{cases} \quad (4)$$

利用水平无侧滑飞行条件  $\varphi = \beta = \mu = 0$  和  $p = r = 0$ ,可将运动学方程(模型)解耦为不依赖于纵向状态量  $(V, \alpha, q, \theta)$  的横侧向运动方程为

$$\begin{cases} mV\dot{\beta} = Y - mV(-p \sin \alpha + r \cos \alpha), \\ \dot{\varphi} = p + (r \cos \varphi + q \sin \varphi) \tan \theta, \\ \psi = \frac{r \cos \varphi + q \sin \varphi}{\cos \theta}, \\ I_x \dot{p} = M_x, \\ I_z \dot{r} = M_z. \end{cases} \quad (5)$$

而相应的纵向运动方程为

$$\begin{cases} m\dot{V} = T \cos \alpha - D - mg \sin \gamma, \\ mV\dot{\gamma} = T \sin \alpha + \bar{L} - mg \cos \gamma, \\ \dot{\alpha} = q - \dot{\gamma}, \\ I_y \dot{q} = M_y. \end{cases} \quad (6)$$

表1 参数符号说明

Table 1 A list of parameter symbols

参数名称	符号	参数名称	符号
滚转角速度	$p$	滚转角	$\varphi$
俯仰角速度	$q$	俯仰角	$\theta$
偏航角速度	$r$	偏航角	$\psi$
阻力	$D$	滚转力矩	$M_x$
侧力	$Y$	俯仰力矩	$M_y$
升力	$\bar{L}$	偏航力矩	$M_z$
推力	$T$	无人机速度	$V$
X轴距离	$x$	X轴速度分量	$V_x$
Y轴距离	$y$	Y轴速度分量	$V_y$
Z轴距离	$z$	Z轴速度分量	$V_z$
前向距离期望	$f_e$	前向距离误差	$f_e$
侧向距离期望	$l_e$	侧向距离误差	$l_e$
垂直距离期望	$h_e$	垂直距离误差	$h_e$

续表 1

参数名称	符号	参数名称	符号
迎角	$\alpha$	侧滑角	$\beta$
副翼偏角	$\delta_A$	方向舵偏角	$\delta_R$
升降舵偏角	$\delta_E$	油门输入命令	$\delta_T$
长机下标	$L$	僚机下标	$W$
航迹滚转角	$\mu$	X轴转动惯量	$I_x$
航迹倾斜角	$\gamma$	Y轴转动惯量	$I_y$
航迹方位角	$\chi$	Z轴转动惯量	$I_z$
动压	$\bar{q}$	平均气动弦长	$\bar{c}$
翼展	$b$	无人机质量	$m$
机翼面积	$S$	发动机安装角	$\varphi_T$
滚转力矩系数	$C_l$	阻力系数	$C_D$
俯仰力矩系数	$C_m$	侧力系数	$C_Y$
偏航力矩系数	$C_n$	升力系数	$C_L$

在一般情况下,如巡航飞行,迎角 $\alpha$ 和航迹倾斜角 $\gamma$ 很小,可近似为零.且只考虑短周期运动情况时,由式(5)和式(6)可分别得到横侧向短周期运动方程为

$$\begin{cases} mV\dot{\beta} = Y - mVr, \\ I_x\dot{p} = M_x, \\ I_z\dot{r} = M_z. \end{cases} \quad (7)$$

纵向短周期运动方程为

$$\begin{cases} mV\dot{\alpha} = mVq - \bar{L} + mg, \\ I_y\dot{q} = M_y. \end{cases} \quad (8)$$

方程中各参量需要根据飞机当前的飞行状态实地确定,在此以某一飞行平衡状态为基准运动,在小扰动情况下假设这些力和力矩为相应量的线性关系.

若将无人机的直线定常无侧滑飞行作为基准运动,在小扰动假设下就可得到无人机的横侧向短周期近似模型为

$$\begin{cases} mV_0\dot{\beta} = \frac{\partial Y}{\partial \beta}\beta + \frac{\partial Y}{\partial p}p + \left(\frac{\partial Y}{\partial r} - 1\right)r + \\ \quad \frac{\partial Y}{\partial \delta_A}\delta_A + \frac{\partial Y}{\partial \delta_R}\delta_R, \\ I_x\dot{p} = \frac{\partial M_x}{\partial \beta}\beta + \frac{\partial M_x}{\partial p}p + \frac{\partial M_x}{\partial r}r + \\ \quad \frac{\partial M_x}{\partial \delta_A}\delta_A + \frac{\partial M_x}{\partial \delta_R}\delta_R, \\ I_z\dot{r} = \frac{\partial M_z}{\partial \beta}\beta + \frac{\partial M_z}{\partial p}p + \frac{\partial M_z}{\partial r}r + \\ \quad \frac{\partial M_z}{\partial \delta_A}\delta_A + \frac{\partial M_z}{\partial \delta_R}\delta_R. \end{cases} \quad (9)$$

纵向短周期近似模型为

$$\begin{cases} mV_0\dot{\alpha} = -\frac{\partial \bar{L}}{\partial \alpha}\alpha + mV_0q - \frac{\partial \bar{L}}{\partial \delta_E}\delta_E, \\ I_y\dot{q} = \frac{\partial M_y}{\partial \alpha}\alpha + \frac{\partial M_y}{\partial q}q + \frac{\partial M_y}{\partial \delta_E}\delta_E. \end{cases} \quad (10)$$

在式(9)和式(10)中:

$$\begin{cases} \frac{\partial M}{\partial a} = \bar{q}SbC_{M_a}, \\ \frac{\partial M_x}{\partial a} = \bar{q}SbC_{M_{x,a}}, \\ \frac{\partial Y}{\partial a} = \bar{q}SC_{Y_a}, \\ \frac{\partial M_y}{\partial a} = \bar{q}S\bar{c}C_{M_{y,a}}, \\ \frac{\partial \bar{L}}{\partial a} = \bar{q}SC_{\bar{L}_a}. \end{cases} \quad (11)$$

式中: $a$ 代表 $\beta, p, r, \delta_A, \delta_R$ 等参数; $\bar{a}$ 代表 $\alpha, q, \delta_E$ 等参数; $C_{UV}$ 表示参数 $U$ 对参数 $V$ 的气动导数.

本文所针对的小型无人机的质量 $m = 10 \text{ kg}$ ,气动弦长 $\bar{c} = 0.38 \text{ m}$ ,机翼展长 $b = 3 \text{ m}$ ,机翼面积 $S = 1.14 \text{ m}^2$ ,X、Y、Z轴转动惯量分别为 $I_x = 1.6 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ , $I_y = 2.5 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ , $I_z = 3.2 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ .在海平面水平飞行,飞行速度 $V = 20.0 \text{ m/s}$ ,迎角 $\alpha = 1.628^\circ$ ,大气密度为 $1.225 \text{ kg/m}^3$ 的状态下求得各气动导数值如表2所示.将相应参数值代入式(9)和式(10),可以得到横侧向短周期运动模型为

$$\begin{bmatrix} \dot{\beta} \\ \dot{p} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.1760 & -0.0069 & -0.9871 \\ -26.7081 & -17.8316 & 0.8248 \\ 13.0922 & -0.0196 & -1.0801 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \beta \\ p \\ r \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0.0391 & 0.2206 \\ 111.0218 & 10.4738 \\ 0 & -19.9001 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_A \\ \delta_R \end{bmatrix}. \quad (12)$$

同理可得纵向短周期运动模型为

$$\begin{bmatrix} \dot{\alpha} \\ \dot{q} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -6.6543 & 1 \\ -42.8357 & -5.5677 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \alpha \\ q \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0.5786 \\ -16.9823 \end{bmatrix} \delta_E. \quad (13)$$

表2 气动导数值

Table 2 Values of aerodynamic derivatives

气动导数名称	取值	气动导数名称	取值
$C_{M_\beta}$	-0.051	$C_{M_p}$	-0.454
$C_{M_r}$	0.021	$C_{M_{\delta_A}}$	0.212
$C_{M_{\delta_R}}$	0.020	$C_{M_{\delta_E}}$	0.054
$C_{M_{\dot{\beta}}}$	-0.001	$C_{M_{\dot{r}}}$	-0.055

续表 2

气动导数名称	取值	气动导数名称	取值
$C_{M\delta_A}$	0	$C_{M\delta_R}$	-0.076
$C_{Y\beta}$	-0.126	$C_{Yp}$	-0.066
$C_{Yr}$	0.123	$C_{Y\delta_A}$	0.028
$C_{Y\delta_R}$	0.158	$C_{M\dot{\alpha}}$	-1.009
$C_{M\dot{\alpha}}$	-13.805	$C_{M\dot{\beta}_E}$	-1.460
$C_{L\alpha}$	4.765	$C_{Lq}$	8.556
$C_{L\dot{\beta}_E}$	-0.414		

## 2 长-僚机编队问题的几何关系

三维编队飞行控制问题可以简化分解为水平面和垂直面2个相互独立的航迹控制问题。现将其基本几何关系简述如下,其中各个符号所对应的物理意义如表1所述。

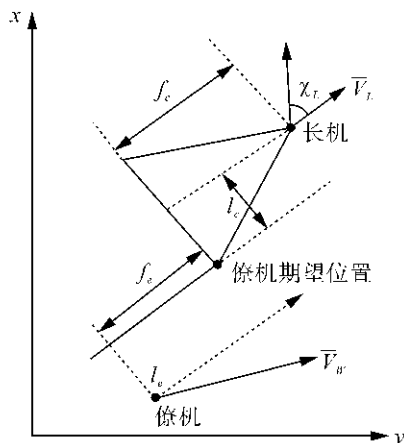


图2 水平面的几何描述

Fig. 2 Formation geometry in level plane

如图2所示,在水平面上,可以求出前向距离误差 $f_e$ 和侧向距离误差 $l_e$ ,分别为<sup>[12]</sup>

$$\begin{aligned} f_e &= \frac{V_{Ly}(y_L - y_W) + V_{Lx}(x_L - x_W)}{V_{Lxy}} - f_c, \\ l_e &= \frac{V_{Ly}(x_L - x_W) - V_{Lx}(y_L - y_W)}{V_{Lxy}} - l_c. \end{aligned} \quad (14)$$

式中: $V_{Lxy} = \sqrt{V_{Lx}^2 + V_{Ly}^2}$ 为长机速度在水平面上的投影。因此, $f_e$ 、 $l_e$ 对于时间的导数 $\dot{f}_e$ 、 $\dot{l}_e$ 可由式(15)求得:

$$\begin{aligned} \dot{f}_e &= V_{Lxy} - \frac{V_{Lx}V_{Wx} + V_{Ly}V_{Wy}}{V_{Lxy}} - l_e\dot{\chi}_L, \\ \dot{l}_e &= \frac{V_{Lx}V_{Wy} - V_{Ly}V_{Wx}}{V_{Lxy}} + f_e\dot{\chi}_L. \end{aligned} \quad (15)$$

在垂直面上,垂直距离误差为 $h_e$ 可由式(16)求得:

$$h_e = z_L - z_W - h_c, \dot{h}_e = V_{Lz} - V_{Wz}. \quad (16)$$

## 3 编队控制律设计

在实际飞行过程中,由于无人机的各姿态角的变化要远远快于航迹变化,整个飞机动态呈现出一种典型的双时间尺度特性。因此,控制系统可以按双环路(内环和外环)模式设计。用内环控制器控制姿态角;外环控制器将以内环控制为基础,进行航迹的控制,以保持期望的编队飞行<sup>[13]</sup>。

### 3.1 前向距离控制律

前向距离控制的目标是使前向距离误差 $f_e$ 最小,前向距离控制的逻辑关系为:油门输入→推力→前向速度→前向距离。

当无人机在平直匀速飞行状态下,2个一阶线性模型的串联可以表示无人机前向模型,如式(17)所示。第1个模型代表了发动机的传递函数,可以根据发动机实验数据得出,表示推力对于油门的响应;第2个模型表示前向速度对于推力的响应。

$$\begin{aligned} G_{\delta_T V}(s) &= G_{\delta_T T}(s) G_{TV}(s) = \\ &= \frac{K_T}{1 + \tau_T s} \cdot \frac{K_V}{1 + \tau_V s} = \frac{0.5}{1 + s} \cdot \frac{1}{0.37 + 10s} = \\ &= \frac{0.5}{10s^2 + 10.37s + 0.37}. \end{aligned} \quad (17)$$

根据无人机前向模型,所设计的前向距离控制律为

$$\delta_{TW} = \delta_{TL} - K_f \dot{f}_e - K_f f_e. \quad (18)$$

式中: $\delta_{TW}$ 为僚机油门输入命令; $\delta_{TL}$ 为长机油门输入命令,它由通信系统传输到僚机的控制系统中。

利用经典控制理论的根轨迹法,可以确定式(18)中参数值为

$$K_f = 5.23, \quad K_f = 0.65.$$

### 3.2 侧向距离控制律

侧向距离控制的目标是使侧向距离误差 $l_e$ 最小,侧向距离控制的逻辑关系为:副翼→滚转角速度→滚转角→侧向速度→侧向距离。

通过改变方向舵可以增大荷兰滚阻尼,从而增大飞机的侧向稳定性。副翼、方向舵、升降舵等执行机构都可由一阶线性模型表示为

$$G_{\delta_A}(s) = G_{\delta_R}(s) = G_{\delta_E}(s) = \frac{1}{1 + 0.05s}.$$

对做水平协调转弯的无人机而言,飞机水平运动的分力来自于飞机滚转导致升力产生的水平分

量.若维持其平衡,则该水平分力应等于飞机转弯时的离心力,飞机升力在垂直方向上的分量应等于其重力,其关系可表述如下:

$$\begin{aligned} L \sin \varphi &= m V_{wy} \dot{\chi}_w, \\ L \cos \varphi &= mg. \end{aligned} \quad (19)$$

由式(19)可得

$$\dot{\chi}_w = \frac{g}{V_{wy}} \tan \varphi_w \approx \frac{g}{V_{wy}} \varphi_w. \quad (20)$$

利用长机做平直飞行的条件( $\dot{\chi}_L = 0$ ),可得

$$\Delta \dot{\chi} = \dot{\chi}_w - \dot{\chi}_L = \dot{\chi}_w. \quad (21)$$

而且式(15)可以简化为

$$\begin{aligned} \dot{l}_e &= V_{wy} \sin(\chi_w - \chi_L) = \\ &V_{wy} \sin(\Delta \chi) = V_{wy} \Delta \chi. \end{aligned} \quad (22)$$

由式(20)、(21)和(22)可得到以下航迹动态方程:

$$\begin{cases} \dot{l}_e = V_{wy} \Delta \chi, \\ \Delta \dot{\chi} = \frac{g}{V_{wy}} \varphi_w. \end{cases} \quad (23)$$

因此,完整的无人机横侧向线性模型为式(12)和式(23),其中内环控制律基于式(12)进行设计,外环控制律基于式(23)进行设计.

因此可以得到内环控制律为

$$\begin{aligned} \delta'_{AW} &= -K_p p_w - K_\varphi (\varphi_w - \varphi_L), \\ \delta_{RW} &= \delta_{RL} - K_r r_w. \end{aligned} \quad (24)$$

外环控制律为

$$\delta_{AW} = \delta_{AL} + \delta'_{AW} - K_{l_e} \dot{l}_e - K_{l_e} l_e. \quad (25)$$

式中: $\delta_{AL}$ 、 $\delta_{AW}$ 、 $\delta_{RL}$ 、 $\delta_{RW}$ 、 $\varphi_L$ 、 $\varphi_w$ 分别为长、僚机副翼偏角,长、僚机方向舵偏角和长、僚机滚转角. $\delta_{AL}$ 、 $\delta_{RL}$ 、 $\varphi_L$ 的数值由通信系统传输到僚机的控制系统中.

利用根轨迹法,可以确定式(24)和式(25)中的参数值为

$$\begin{aligned} K_p &= 0.15, K_\varphi = 1.2, K_{l_e} = 0.2, \\ K_{l_e} &= 0.13, K_r = 0.4. \end{aligned}$$

### 3.3 垂直距离控制律

垂直距离控制的目标是使垂直距离误差 $h_e$ 最小,垂直距离控制的逻辑关系为:升降舵→俯仰角速度→俯仰角→垂直速度→垂直距离.

飞行高度与俯仰角之间满足关系式

$$\dot{z}_w = V_{wz} = V_w \sin \theta_w \approx V_w \theta_w. \quad (26)$$

俯仰角与俯仰角速率之间满足关系式

$$\dot{\theta} = q. \quad (27)$$

所以完整的无人机垂直方向线性模型为式(13)、(26)和(27)所示,其中内环控制律基于式(13)进行

设计,外环控制律基于式(26)和式(27)进行设计.

因此内环控制律为

$$\delta'_{EW} = -K_q q_w - K_\theta (\theta_w - \theta_L). \quad (28)$$

外环控制律为

$$\delta_{EW} = \delta_{EL} + \delta'_{EW} - K_{h_e} \dot{h}_e - K_{h_e} h_e. \quad (29)$$

式中: $\delta_{EL}$ 、 $\delta_{EW}$ 、 $\theta_L$ 、 $\theta_w$ 分别为长、僚机的升降舵偏角和长、僚机的俯仰角, $\delta_{EL}$ 和 $\theta_L$ 的数值由通信系统传输到僚机的控制系统中.

式(28)和式(29)中参数值可以利用根轨迹法确定如下:

$$\begin{aligned} K_q &= 0.2, K_\theta = 0.2, \\ K_{h_e} &= 0.01, K_{h_e} = 0.005. \end{aligned}$$

## 4 仿真结果与分析

### 4.1 两机队形保持

采用长-僚机编队模式,利用 Matlab/Simulink 在以下5个假设条件和边界条件下进行仿真.

1)飞行速度保持在20 m/s;

2)垂直面上采用“平飞—爬升—平飞”的航迹,70 s时开始爬升,飞行高度由100 m爬升到150 m;

3)队形参数设定为

$$f_e = -25 \text{ m}, l_e = 25 \text{ m}, h_e = 0;$$

4)初始位置误差为

$$f_e = -25 \text{ m}, l_e = 50 \text{ m}, h_e = 0;$$

5)仿真时间为120 s.

仿真结果如图3~5所示,图3表示僚机位置误差变化曲线;图4、图5分别表示两机水平面和垂直面的轨迹,其中实线代表长机,虚线代表僚机.

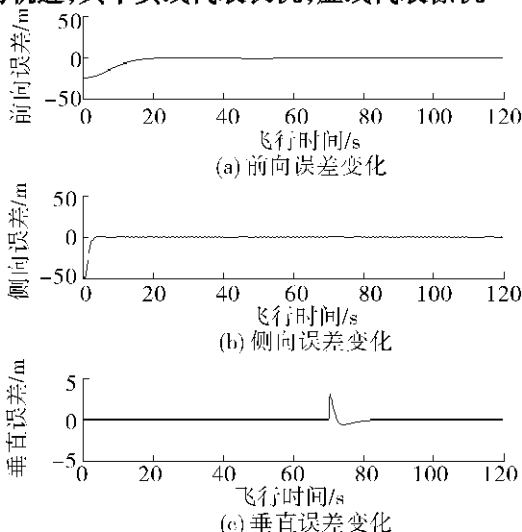


图3 位置误差变化曲线

Fig. 3 Change curve of distance error

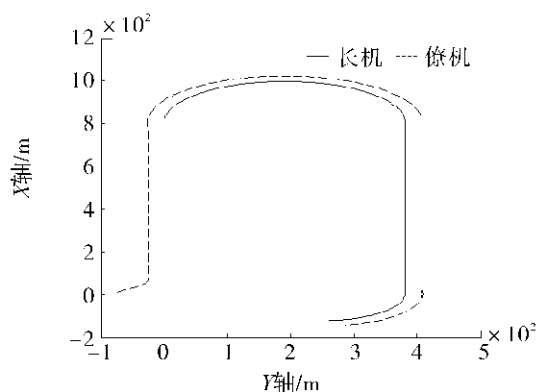


图4 两机水平面航迹

Fig.4 Trajectories in level plane for two UAVs

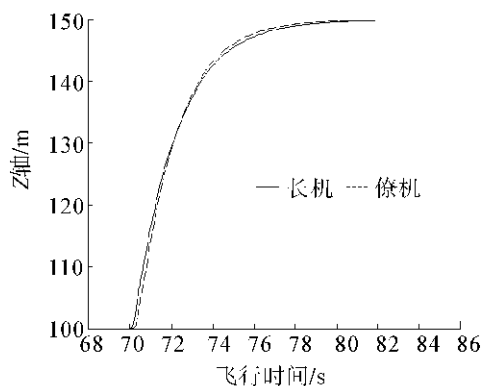


图5 两机垂直面航迹

Fig.5 Trajectories in vertical plane for two UAVs

从上述仿真结果可以看出,即便初始位置误差较大,僚机与长机的相对距离也能快速保持在期望值上.这就说明了僚机与长机能很快稳定在固定的队形上,从而证明该编队飞行控制器的可行性.在飞机转弯或者爬升过程中,位置误差再度增大,但最终仍能达到最小,说明了该编队控制器的有效性.

## 4.2 三机队形保持与队形变换

### 4.2.1 多机编队飞行策略

在传统的长-僚机编队模式中,主要考虑2架飞机的编队飞行.对于多架编队飞行的情况,本文在传统的长-僚机编队模式基础上,以基本的两机编队为单元,按照层级的概念把大规模的飞机编队分割成若干个两机编队.长-僚机单元的划分有长机模式(leader mode)和前机模式(front mode)2种策略:在长机模式中,所有僚机都以长机作为参考对象(特定点);在前机模式中,每一架飞机都以它前面的一架飞机作为参考对象(特定点),如图6所示.对于这两种模式的仿真结果如图7所示,实线代表长机模式,虚线代表前机模式.

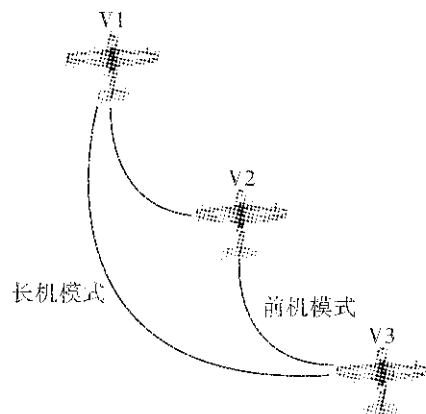


图6 多机编队策略

Fig.6 Formation strategy for multi-UAVs

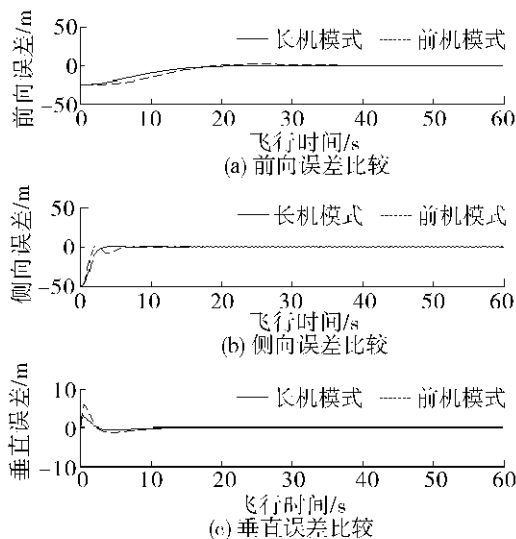


图7 长机模式与前机模式比较

Fig.7 Comparison of leader mode and front mode

从仿真结果可知:由于误差累加的原因,前机模式的瞬态响应效果不如长机模式,因此在多机编队飞行中,宜采用长机模式.

### 4.2.2 三机队形保持

利用 Matlab/Simulink 在以下6个假设条件和边界条件下进行仿真.

1)3架小型无人机的编队采用长机模式,2架僚机都以长机作为参考对象,分别形成2个长-僚机编队单元;

2)飞机空速保持在20 m/s;

3)仅考虑三机水平面上的航迹;

4)队形参数设定为

$$f_{e1} = 25 \text{ m}, l_{e1} = 25 \text{ m},$$

$$f_{e2} = 25 \text{ m}, l_{e2} = -25 \text{ m};$$

5)无初始位置误差;

6)仿真时间为210 s.

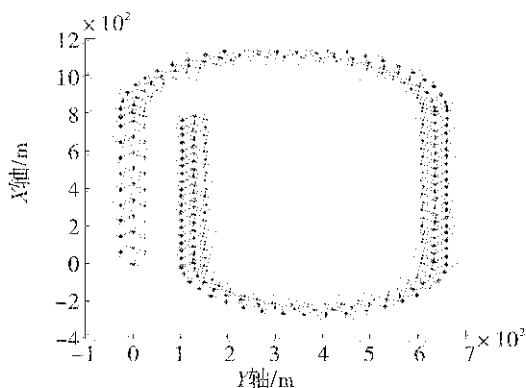


图8 三机队形保持

Fig. 8 Formation keeping for three UAVs

在整个飞行过程中,无人机群始终采用“品字”型队形,仿真结果如图8所示.中间点代表长机,左点和右点分别代表2架僚机.

从仿真结果可以看出,虽然在机动转弯时,会产生一些误差;但是当平直飞行时,误差很快减小,从而可以保持原有队形不变.

#### 4.2.3 三机队形变换

利用 Matlab/Simulink 在以下6个假设条件和边界条件下进行仿真:

- 1) 3架小型无人机编队采用长机模式;
- 2) 飞机空速保持在20 m/s;
- 3) 仅考虑三机水平面上的航迹;
- 4) 仿真时间为210 s;
- 5) 无初始位置误差;
- 6) 队形参数设定为

$$\begin{aligned} f_{e11} &= 25 \text{ m}, l_{e11} = 25 \text{ m}, f_{e21} = 25 \text{ m}, \\ l_{e21} &= -25 \text{ m}, f_{e12} = 0 \text{ m}, l_{e12} = 37.5 \text{ m}, \\ f_{e22} &= 0 \text{ m}, l_{e22} = -37.5 \text{ m}, f_{e13} = -25 \text{ m}, \\ l_{e13} &= 25 \text{ m}, f_{e23} = 25 \text{ m}, l_{e23} = -25 \text{ m}. \end{aligned}$$

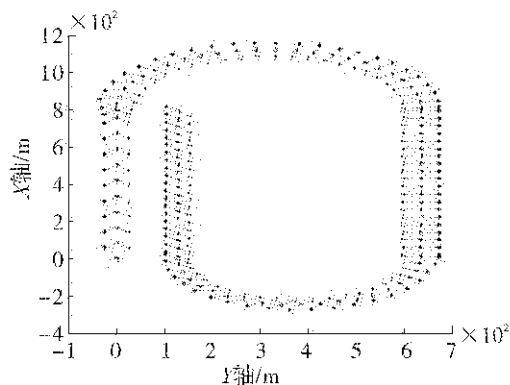


图9 三机队形变换

Fig. 9 Formation changing for three UAVs

在整个飞行过程中,小型无人机编队变换了3

种队形.从最初的“品字”型,在协调转弯过后,变换成“一字”型;再通过第2次协调转弯,变成“梯次”型,仿真结果如图9所示.中间点代表长机,左点和右点分别代表2架僚机.

从仿真结果可以看出,在飞行过程中可以成功地进行队形变换,并且能很好地保持变换后的队形,进一步说明了本文提出的编队飞行控制律的可行性和有效性.

## 5 结束语

针对无人机编队飞行的实际背景和约束条件,采用长-僚机编队模式,设计了僚机编队控制器,通过一系列仿真实验验证了此类控制器的可行性和有效性.由于最终目的是要进行三机队形保持和队形变换的试飞验证,因此,相关仿真试验的成功也为下一步的试飞提供了依据.从研究的结果出发,进一步的研究重点将放在航迹规划与队形重构,以及应急策略和整体性能的优化等方面.

## 参考文献:

- [1] 李文皓, 张 珩. 无人机编队飞行技术的研究现状与展望[J]. 飞行力学, 2007, 25(1): 9-11.  
LI Wenhao, ZHANG Heng. Reviews on unmanned aerial vehicle formation-flight [J]. Flight Dynamics, 2007, 25(1): 9-11.
- [2] PACTER M, D'AZZO J J, DARGAN J L, et al. Automatic formation flight control [J]. AIAA Journal of Guidance, Control and Dynamics, 1994, 17(6): 838-857.
- [3] 宗令蓓, 谢 凡, 秦世引. 基于 MAS 的无人机编队飞行智能优化控制 [J]. 航空学报, 2008, 29(5): 1326-1333.  
ZONG Lingbei, XIE Fan, QIN Shiyin. Intelligent optimizing control of formation flight for UAVs based on MAS [J]. Acta Aeronautica ET Astronautica Sinica, 2008, 29(5): 1326-1333.
- [4] GIULIETTI F, POLLINI L, INNOCENTI M, et al. Formation flight control: a behavioral approach [C]//Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. Montreal, Canada, 2001.
- [5] LI S M, MEHRA K R. Globally stable automatic formation flight control in two dimensions [C]// Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. Montreal, Canada, 2001.
- [6] LAVRETSKY E. F/A-18 autonomous formation flight control system design [C]//Proceedings of the AIAA Guid-

- ance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. Monterey, USA, 2002.
- [7] PERHINSCHI M G, NAPOLITANO M, CAMP A G, et al. Design of intelligent flight control laws for the WVU YF-22 model aircraft [C]//Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. Chicago, USA, 2004.
- [8] GU Y, SEANOR B, CAMP A G, et al. Design and flight testing evaluation of formation control laws [J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2006, 14(6): 1105-1112.
- [9] SINSLEY L, MILLER A, LONG N, et al. An intelligent controller for collaborative unmanned air vehicles [C]//Proceedings of the 2007 IEEE Symposium on Computational Intelligence in Security and Defense Applications. Honolulu, USA, 2007: 139-144.
- [10] 方振平, 陈万春, 张曙光. 航空飞行器飞行动力学 [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2005.
- [11] 秦世引, 陈 锋, 张永飞. 小型无人机纵向姿态模糊自适应 PID 控制与仿真 [J]. 智能系统学报, 2008, 3(2): 121-128.  
QIN Shiyin, CHEN Feng, ZHANG Yongfei. A fuzzy adaptive PID controller for longitudinal attitude control of a small UAV [J]. CAAI Transactions on Intelligent Systems, 2008, 3(2): 121-128.
- [12] CAMP A G, NAPOLITANO M, SEANOR B, et al. Design of control laws for maneuvered formation flight [C]//Proceedings of the 2004 American Control Conference. Boston, USA, 2004: 2344-2349.
- [13] WAN S, CAMP A G, NAPOLITANO M, et al. Design of formation control laws for research aircraft models [C]//Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. Austin, USA, 2003.

#### 作者简介:



秦世引,男,1955年生,教授,博士生导师,主要研究方向为复杂系统的智能控制、图像处理与模式识别等。作为负责人主持完成(或在研)国家攀登计划项目的子项目、国家973项目的子课题、国家863项目、国家自然科学基金

项目、国防科技预研基金项目、武器装备预研基金项目等18项。1999年获全国优秀科技图书奖暨科技进步奖(科技著作)一等奖,1999年获国家第五届工程设计优秀软件金奖。发表学术论文130余篇,出版学术著作1部,研究生教材1部,译著2部。



潘宇雄,男,1983年生,硕士研究生,主要研究方向为无人机编队飞行过程建模与智能优化控制。



苏善伟,男,1979年生,博士研究生,主要研究方向为多机器人混杂系统的智能控制、无人机编队飞行控制、大规模复杂系统的综合集成建模与智能优化控制等。