

文章编号: 1001-0920(2011)03-0448-05

基于非线性动态逆的无人机编队协同控制

宋敏, 魏瑞轩, 沈东, 胡明朗

(空军工程大学 工程学院, 西安 710038)

摘要: 针对多无人机在空间机动过程中的编队形成与保持控制问题, 提出一种基于非线性动态逆的无人机编队控制方法. 将编队控制过程分解为两步: 首先给出分布式长机状态估计算法, 各编队无人机根据“相邻”无人机状态解算自身的期望运动指令; 其次是设计基于非线性动态逆的编队控制器, 使各无人机快速跟踪其期望指令并形成和保持稳定队形. 仿真实验表明, 编队长机进行空间机动过程中, 各僚机能够准确估计其状态, 快速形成并维持队形稳定.

关键词: 无人机; 编队控制; 非线性动态逆; 分布式控制

中图分类号: TP273

文献标识码: A

UAV formation control based on nonlinear dynamic inversion

SONG Min, WEI Rui-xuan, SHEN Dong, HU Ming-lang

(School of Engineering, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China. Correspondent: SONG Min, E-mail: songmin173@163.com)

Abstract: In order to form and maintain formation when the unmanned aerial vehicles(UAVs) maneuver in three-dimension space, a formation control method based on non-linear dynamic inversion is presented. The unmanned aerial vehicle(UAV) formation control method can be decomposed into two steps. Firstly, by considering the distributed information topology, a leader state estimating algorithm is presented based on neighbor UAVs, and the expected command instruction of each UAV is obtained based on estimated leader state. Then a formation controller is designed based on the nonlinear dynamic inversion method. The controller can make each UAV follow the command instruction precisely, and form the desired formation quickly. Simulation results show that, when the formation leader maneuvers in three-dimension space, the followers can estimate its state with little error, and form and maintain the formation quickly and steadily.

Key words: unmanned aerial vehicle; formation control; nonlinear dynamic inversion; distributed control

1 引言

无人机编队协同可以提高执行任务的成功率和抗突发事件的能力, 在侦察、干扰以及对地攻击等方面具有单机无法比拟的优势. 目前, 无人机编队协同问题的研究已引起国内外学者的广泛关注^[1-2].

在现有的研究中, Marcello 等人^[3]研究了领航-跟随模式下的 YF-22 无人机的编队控制问题, 并进行了真实飞行测试; Ren 等人^[4]提出了虚拟长机带领下的分布式编队协同控制体系; Norman 等人^[5]采用运动同步方法改善队形保持精度, 以实现基于虚拟结构的多机编队. 目前, 大多算法均以简化的无人机模型为研究对象, 对无人机在定高飞行下的编队控制问题进行探讨, 无法适用于空间机动过程中的编队形成和保持控制. 为此, 本文提出一种基于非线性动态逆的多

无人机编队协同控制方法. 首先给出分布式长机状态估计算法, 各无人机依靠“相邻”无人机状态信息计算长机状态, 形成队形控制指令; 进而采用非线性动态逆方法设计编队控制器, 实现编队指令跟踪, 从而快速准确地形成预定队形, 并在无人机编队空间机动过程中保持队形稳定.

2 无人机模型及编队结构

2.1 单无人机模型^[6]

无人机的 12 阶非线性微分方程组列写如下:

$$\dot{p} = \{I_{xz}(I_x - I_y + I_z)pq + [I_z(I_y - I_z) - I_{xz}^2]qr + (I_z l + I_{xz} n)\} / (I_x I_z - I_{xz}^2), \quad (1)$$

$$\dot{q} = [m + (I_z - I_x)pr + I_{xz}(r^2 - p^2)] / I_y, \quad (2)$$

$$\dot{r} = \{(I_{xz} l + I_x n) + [I_x(I_x - I_y) + I_{xz}^2]pq +$$

收稿日期: 2009-12-17; 修回日期: 2010-04-08.

基金项目: 航空科学基金项目(20080896009).

作者简介: 宋敏(1982-), 男, 博士生, 从事无人机导航制导与控制的研究; 魏瑞轩(1968-), 男, 教授, 博士生导师, 从事自适应控制、非线性系统理论等研究.

$$[I_{xz}(I_x - I_y + I_z)pr]/(I_x I_z - I_{xz}^2), \quad (3)$$

$$\dot{\alpha} = q - \tan \beta(p \cos \alpha + r \sin \alpha) + [(-L + Mg \cos \gamma \cos \mu) - T \sin \alpha]/(MV \cos \beta), \quad (4)$$

$$\dot{\beta} = p \sin \alpha - r \cos \alpha - [T \sin \beta \cos \alpha - (Mg \cos \gamma \sin \mu + Y \cos \beta)]/(MV), \quad (5)$$

$$\begin{aligned} \dot{\mu} = & \sec \beta(p \cos \alpha + r \sin \alpha) - \\ & (g \cos \gamma \cos \mu \tan \beta)/V + \\ & T\{[\sin \alpha(\tan \gamma \sin \mu + \tan \beta)] - \\ & \cos \alpha \tan \gamma \cos \mu \sin \beta\}/(MV) + \\ & [L(\tan \gamma \sin \mu + \tan \beta) + \\ & Y \tan \gamma \cos \mu \cos \beta]/(MV \cos \gamma), \end{aligned} \quad (6)$$

$$\dot{V} = (-D + Y \sin \beta - Mg \sin \gamma + T \cos \beta \cos \alpha)/M, \quad (7)$$

$$\dot{\chi} = [(T \sin \mu \sin \alpha + \cos \mu \sin \beta \cos \alpha) + (L \sin \mu + Y \cos \mu \cos \beta)]/(MV \cos \gamma), \quad (8)$$

$$\dot{\gamma} = [(L \cos \mu - Mg \cos \gamma - Y \sin \mu \cos \beta) + T(\sin \mu \sin \beta \cos \alpha + \cos \mu \sin \alpha)]/(MV), \quad (9)$$

$$\dot{x} = V \cos \gamma \cos \chi, \quad (10)$$

$$\dot{y} = V \cos \gamma \sin \chi, \quad (11)$$

$$\dot{z} = -V \sin \gamma. \quad (12)$$

式中: p, q, r 分别为滚转角速率、俯仰角速率、偏航角速率; l, m, n 分别为滚转力矩、俯仰力矩、偏航力矩; g 为重力加速度; L, D, Y, T 分别为升力、阻力、侧力和发动机推力; V, α, β 分别为飞机空速、迎角、侧滑角; χ, γ, μ 分别为航迹方位角、航迹倾斜角和航迹滚转角; x, y, z 分别为飞机质心位置在地面坐标系中的投影坐标; I_x, I_y, I_z 分别为飞机对机体轴系3个坐标轴的惯性矩; I_{xz} 为惯性积; M 为飞机质量。

2.2 无人机编队结构

无人机编队结构可由有向图 $G = (V, E, D)$ 表示, 图中节点集合 $V = \{v_i | i = 1, 2, \dots, n\}$, 与编队中无人机相互对应. 有向边集合 E 描述无人机间的通信结构, 若存在无人机 v_i 至 v_j 直接通信连接, 则有 $e_{ij} \in E$. 对于无人机 v_i , 与其“相邻”无人机集合可描述为 $N_i = \{v_j | e_{ji} \in E, j \neq i\}$, 编队的整体通信关系用邻接矩阵 $L = (g_{ij})_{n \times n}$ 表示, 其中元素

$$g_{ij} = \begin{cases} 1, & j \in N_i, \\ 0, & j \notin N_i, \end{cases} \quad i = 1, 2, \dots, n. \quad (13)$$

对于任意无人机 v_i , 若 $\sum_{j=1}^{j=n} g_{ij} = 0$, 则称 v_i 为编队长机. 距离集合 $D = \{d_{ij} | d_{ij} \in R^3\}$ 描述编队的三维几何结构, d_{ij} 表示无人机 v_j 在以 v_i 为参照系下的期望

位置. 无人机编队结构如图1所示.

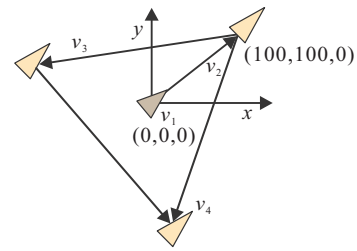


图1 无人机编队结构示意图

图1中无人机节点集合

$$V = \{v_1, v_2, v_3, v_4\},$$

其中: v_i 为编队长机; 有向边集合 $E = \{e_{12}, e_{23}, e_{24}, e_{34}\}$; 对应的邻接矩阵为

$$L = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix};$$

距离集合中 $d_{12} = [0, -100, 0]^T$.

3 无人机编队分布式控制方法

无人机编队由长机领航飞行, 各僚机按预定的编队结构保持其与长机具有稳定的相对位置, 从而达到固定队形. 为此, 无人机编队飞行的前提是各无人机必须实时获得长机的运动状态. 然而, 对于分布式编队控制结构, 编队中仅有部分无人机与长机直接通信, 其他无人机则依据与其“相邻”无人机的状态计算长机的位置. 因此, 将无人机编队控制问题分解为2个子问题: 其一是根据局部信息获得长机实时状态, 从而获得自身期望运动指令; 其二是设计编队控制器使各无人机能够快速跟踪这一指令. 无人机编队的分布式控制结构如图2所示.

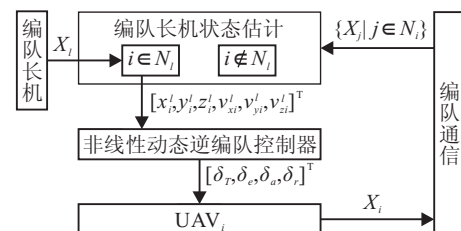


图2 无人机编队的分布式控制结构

下面首先给出编队长机状态的分布式估计方法, 进而结合非线性动态逆控制方法设计编队控制器.

3.1 编队长机状态估计方法

令 $\xi_t = [x_t, y_t, z_t]^T$ 为长机的实际位置, $\xi_i^l = [x_i^l, y_i^l, z_i^l]^T$ 为无人机 v_i 预估的长机位置, $\xi_i^l = [v_{xi}^l, v_{yi}^l, v_{zi}^l]^T$ 为长机在惯性坐标系下的速度估计值. 在分布式体系下, 长机运动状态的估计公式为

$$\xi_i^l = \begin{cases} \frac{\dot{\xi}_i - \gamma(\xi_i^l - \xi_i) + \sum_{j=1}^n g_{ij}[\dot{\xi}_j^l - \gamma(\xi_i^l - \xi_j^l)]}{1 + \sum_{j=1}^n g_{ij}}, & i \in N_l; \\ \frac{\sum_{j=1}^n g_{ij}[\dot{\xi}_j^l - \gamma(\xi_i^l - \xi_j^l)]}{\sum_{j=1}^n g_{ij}}, & i \notin N_l. \end{cases} \quad (14)$$

式中: 变量 $\gamma > 0$; $\dot{\xi}_i$ 以及 $\dot{\xi}_j^l$ 可由式 (10) ~ (12) 计算获得; N_l 表示与长机直接相邻的无人机集合, 仅当无人机 $i \in N_l$ 时才能直接获取 ξ_i . 为证明状态估计方法的一致性, 下面给出定理 1 及其证明.

定理 1 当且仅当存在长机至无人机 v_i 的可达通信拓扑时, 式 (14) 可使 $\xi_i^l \rightarrow \xi_i, i = \{1, 2, \dots, n\}$.

证明 令

$$\xi_{n+1}^l = \xi_i;$$

$$w_i = \begin{cases} 1, & i \in N_l; \\ 0, & i \notin N_l; \end{cases} \quad i = \{1, 2, \dots, n\};$$

$$G = [a_{ij}] = \begin{bmatrix} L & w^T \\ 0^T & 0 \end{bmatrix} \in R^{n+1} \times R^{n+1}.$$

则式 (14) 可改写为

$$\dot{\xi}_i^l = \frac{\sum_{j=1}^{n+1} a_{ij}[\dot{\xi}_j^l - \gamma(\xi_i^l - \xi_j^l)]}{\sum_{j=1}^{n+1} a_{ij}}, \quad i = 1, 2, \dots, n. \quad (15)$$

经变换, 将式 (15) 写成

$$\sum_{j=1}^{n+1} a_{ij}(\dot{\xi}_i^l - \dot{\xi}_j^l) = -\gamma \sum_{j=1}^{n+1} a_{ij}(\xi_i^l - \xi_j^l),$$

$$i = 1, 2, \dots, n. \quad (16)$$

从式 (16), 可以得出

$$\sum_{j=1}^{n+1} a_{ij}(\xi_i^l - \xi_j^l) \rightarrow 0, \quad i = 1, 2, \dots, n, \quad (17)$$

即当 $a_{ij} = 1$ 时 $\xi_i^l \rightarrow \xi_j^l$. 当存在虚拟长机至无人机 i 的可达通信拓扑时, 必然存在序列 $[i, j, \dots, k, n+1]$ 使得 $a_{ij} = \dots = a_{k(n+1)} = 1$, 即有 $\xi_i^l \rightarrow \xi_{n+1}^l = \xi_i, \forall i \in \{1, 2, \dots, n\}$. \square

定理 1 表明, 式 (14) 可使通信分布条件下, 各编队无人机对长机状态的估计值趋于其真实状态. 因此, 也可采用该估计值为各编队无人机领航.

3.2 基于非线性动态逆的编队控制器设计

非线性动态逆控制方法的实质是: 首先采用非线性逆和非线性函数对消被控对象的非线性, 从而构成全局线性化; 然后在线性系统的基础上通过相应的反

馈及增益实现所需的系统响应, 整个闭环系统的响应是简单的一阶或者二阶系统^[6]. 例如一阶被控对象

$$\begin{cases} \dot{x} = f(x) + g(x)u, \\ y = x. \end{cases} \quad (18)$$

其中: x 为对象状态量, $f(x)$ 和 $g(x)$ 是与状态量有关的非线性连续函数, u 为线性小偏差控制量, y 为输出量. 令 $u = g^{-1}(x)[-f(x) + v]$, 则 $\dot{x} = v$, 系统成为一阶积分环节. 如选择所需的响应为一阶系统, 则

$$v = \omega(x_c - x).$$

式中: ω 为系统的频带, x_c 为指令信号. 从而一阶系统的控制量可写成

$$u = g^{-1}(x)[-f(x) + \omega(x_c - x)]. \quad (19)$$

直接应用状态反馈动态逆控制方法, 要求全局逆, 必须满足控制量与状态量维数相同的条件, 这是飞控系统不具备的. 为此, 将非线性动态逆方法与奇异摄动理论结合, 将无人机运动方程的状态变量分为快慢不同的 3 组, 进而设计编队控制器. 其结构如图 3 所示.

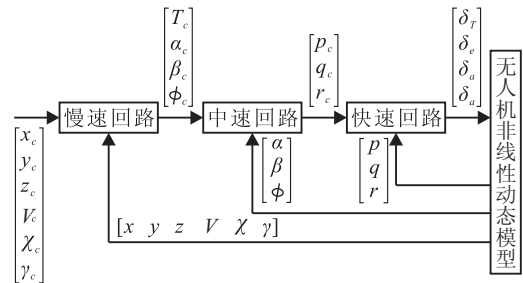


图 3 基于非线性动态逆的编队控制器结构

根据式 (14) 计算所得的长机位置 ξ_i^l 以及编队几何构形 D , 可得到任意无人机 v_i 的位置输入指令为

$$[x_c, y_c, z_c]^T = \xi_i^l - d_{li}. \quad (20)$$

同时可求得速度 V_c , 航迹方位角 χ_c 和航迹倾斜角 γ_c 的输入指令分别为

$$V_c = \sqrt{(v_{xi}^l)^2 + (v_{yi}^l)^2 + (v_{zi}^l)^2}, \quad (21)$$

$$\chi_c = \tan^{-1} \frac{v_{yi}^l}{v_{xi}^l}, \quad (22)$$

$$\gamma_c = -\tan^{-1} \frac{v_{zi}^l}{(v_{xi}^l)^2 + (v_{yi}^l)^2}. \quad (23)$$

由上述各式, 可得慢速回路输出 $[T_c, \alpha_c, \beta_c, \phi_c]^T$ 为^[7]

$$\begin{cases} T_c = F_x + D, \\ \alpha_c = (F_y + \sin \phi_c - F_z \cos \phi_c) / q_t S C L \alpha, \\ \beta_c = (F_y \cos \phi_c + F_z \sin \phi_c) / q_t S C Y \beta, \\ \phi_c = \tan^{-1}(-F_y / F_z). \end{cases} \quad (24)$$

其中

$$\psi_c = \chi_c - \beta, \quad (25)$$

$$\begin{cases} F_x = \\ M\{k_{Vd}\dot{V} + k_V(V_c - V) + k_X((x_c - \\ x) \cos \psi_c \cos \gamma_c + (y_c - y) \sin \psi_c \cos \gamma_c + \\ (z_c - z) \sin \gamma_c)\}, \\ F_y = \\ M\{V_c \dot{\chi}_c \cos \gamma_c + k_\psi V_c (\psi_c - \psi) \cos \gamma_c + \\ k_y(-(x_c - x) \sin \psi_c + (y_c - y) \cos \psi_c)\}, \\ F_z = \\ M\{-V_c \dot{\gamma}_c - k_\gamma (\gamma_c - \gamma) - g \cos \gamma_c + \\ k_z((x_c - x) \cos \psi_c \sin \gamma_c + \\ (y_c - y) \sin \psi_c \sin \gamma_c + (z_c - z) \cos \gamma_c)\}. \end{cases} \quad (26)$$

变量 $k_{Vd}, k_\gamma, k_\psi, k_x, k_y$ 以及 k_z 为慢速控制回路的频带带宽, 也称为反馈增益, 取值在 $0.2 \sim 0.5 \text{ rad/s}$ 之间. 无人机在作机动动作时一般认为侧滑角为零, 即 $\beta_c = 0$. 无人机模型的油门推力设置 δ_T 与发动机间的关系如下^[8]:

$$T = T_b + \delta_T \frac{k_T}{(1 + \tau_T)} e^{-\tau_T s}. \quad (27)$$

发动机模型是关于时间常数的一阶系统, 一般可采用式 (27) 的简化模型取代, 即

$$T = T_b + k_T \delta_T. \quad (28)$$

因此, 在获得发动机推力的前提下, 可计算油门推力设置为

$$\delta_T = \frac{T_c - T_b}{k_T}. \quad (29)$$

为求中速回路输出的角速率指令 $[p_c, q_c, r_c]^T$, 结合无人机非线性模型 (4)~(6), 可得

$$\begin{bmatrix} p_c \\ q_c \\ r_c \end{bmatrix} = C \times \begin{bmatrix} u_\alpha - f_\alpha \\ u_\beta - f_\beta \\ u_\phi \end{bmatrix}. \quad (30)$$

其中

$$C = \begin{bmatrix} -\tan \beta \cos \alpha & 1 & -\tan \beta \sin \alpha \\ \sin \alpha & 0 & \cos \alpha \\ 1 & \sin \phi \tan \theta & \cos \phi \tan \theta \end{bmatrix}^{-1}; \quad (31)$$

$$\begin{cases} f_\alpha = -L - T \sin \alpha + Mg(\cos \theta \cos \phi \cos \alpha + \\ \sin \theta \sin \alpha), \\ f_\beta = Y - T \cos \alpha \sin \beta + Mg(\sin \theta \cos \alpha \sin \beta + \\ \cos \theta \cos \alpha \cos \beta - \cos \theta \cos \phi \sin \alpha \sin \beta); \end{cases} \quad (32)$$

$$\begin{cases} u_\alpha = k_\alpha (\alpha_c - \alpha), \\ u_\beta = k_\beta (\beta_c - \beta), \\ u_\phi = k_\phi (\phi_c - \phi). \end{cases} \quad (33)$$

变量 $k_\alpha, k_\beta, k_\phi$ 为中速回路的带宽, 其取值在 $5 \sim 10 \text{ rad/s}$ 之间. 为求得无人机的舵偏量 $[\delta_e, \delta_a, \delta_r]^T$, 结合式 (1)~(3), 可得

$$\delta_e = (Iu_p - QI_4 - p^2 I_{xz} I_4 + pr D_y I_4 - r^2 I_{xz} I_4) / I_4; \quad (34)$$

$$\begin{bmatrix} \delta_a \\ \delta_r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} \\ a_{21} & a_{22} \end{bmatrix}^{-1} \left\{ \begin{bmatrix} Iu_p - PI_1 - RI_3 \\ Iu_r - PI_3 - RI_6 \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} pq(I_{xz} I_1 - D_z I_3) - qr(D_x I_1 + I_{xz} I_3) \\ pq(I_{xz} I_3 - D_z I_6) - qr(D_x I_3 + I_{xz} I_6) \end{bmatrix} \right\}; \quad (35)$$

$$\begin{cases} u_p = (k_{Pp} + k_{Ip}/s + k_{Dp}s)(p_c - p), \\ u_q = (k_{Pq} + k_{Iq}/s + k_{Dq}s)(q_c - q), \\ u_r = (k_{Pr} + k_{Ir}/s + k_{Dr}s)(r_c - r); \end{cases} \quad (36)$$

$$\begin{cases} P = q_t S b (C_{l\beta} \beta + C_{lp} b p / 2V + C_{lr} b r / 2V), \\ Q = q_t S \bar{c} (C_{m0} + C_{m\alpha} \alpha + C_{mq} q \bar{c} / 2V + \\ C_{m\dot{\alpha}} \dot{\alpha} \bar{c} / 2V), \\ R = q_t S b (C_{n\beta} \beta + C_{np} p b / 2V + C_{nr} r b / 2V); \end{cases} \quad (37)$$

$$\begin{cases} I = I_x I_y I_z - I_y I_{xz}^2, I_1 = I_y I_z, I_3 = I_y I_{xz}, \\ I_4 = I_x I_z - I_{xz}^2, I_6 = I_x I_y, \\ D_x = I_z - I_y, D_y = I_x - I_z, D_z = I_y - I_x; \end{cases} \quad (38)$$

$$\begin{cases} a_{11} = q_t S b (C_{l\delta_a} I_1 + C_{n\delta_\alpha} I_3), \\ a_{12} = q_t S b (C_{l\delta_r} I_1 + C_{n\delta_r} I_3), \\ a_{21} = q_t S b (C_{l\delta_a} I_3 + C_{n\delta_\alpha} I_6), \\ a_{22} = q_t S b (C_{l\delta_r} I_3 + C_{n\delta_r} I_6). \end{cases} \quad (39)$$

变量 k_{P*}, k_{I*}, k_{D*} 为快速回路的 PID 反馈增益, 其取值在 $20 \sim 30 \text{ rad/s}$. 至此, 通过采用状态变量分组而求解部分逆的方法, 便将无人机编队控制指令转化为无人机非线性动态模型的输入量 $[\delta_T, \delta_e, \delta_a, \delta_r]^T$, 无人机编队的非线性动态逆控制器设计完成.

4 无人机编队分布式控制方法

4架无人机组成图1所示编队. 其中: v_1 为编队长机, 3架僚机构成正三角形队形, 编队间距为 100 m . 长机初始位置坐标为 $[0 \ 0 \ 60]^T$, 初始速度为 40 m/s , 在飞行过程中以偏航角速率 0.1 rad/s 沿螺旋线运动的同时, 以 2 m/s 的垂直速度爬升. 3架僚机的初始位置随机生成, 其初始队形误差 $\leq 15 \text{ m}$.

图4为四机编队飞行的航迹. 由图4可知, 在长机空间机动的过程中, 3架僚机迅速形成了期望队形, 并能准确跟踪队形控制指令, 在飞行中保持队形稳定.

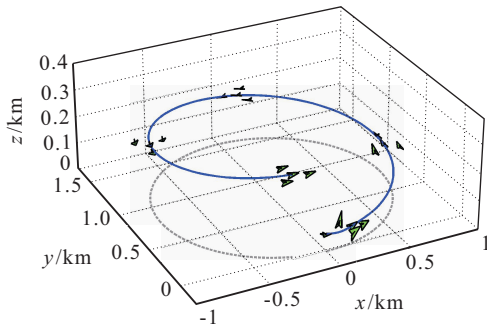
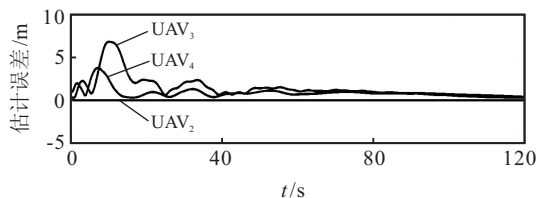
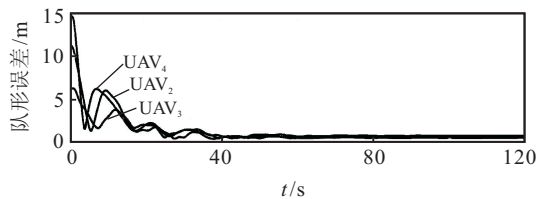


图4 编队空间机动航迹

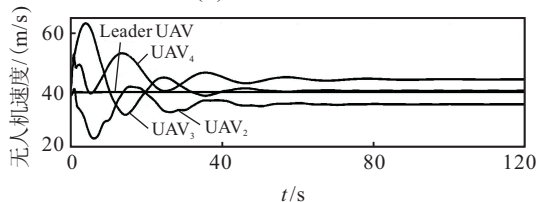
图5为编队空间机动过程中的估计误差、队形误差以及速度曲线. 图5(a)为各僚机在分布式通信拓扑下运用式(14)估计所得到的长机位置与其真实位置的估计误差. 由于无人机 v_2 和长机直接通信, 其估计误差为0, 无人机 v_3 和 v_4 的估计误差随时间逐渐减小, 但由于编队误差的存在, 估计误差大于0. 图5(b)为编队空间机动过程中的队形误差. 由图5(b)可知, 编队队形在40s以后趋于稳定, 编队误差 ≤ 3 m. 图5(c)为各编队无人机的速度变化曲线.



(a) 长机位置估计误差



(b) 编队队形误差



(c) 编队无人机速度曲线

图5 编队空间机动仿真曲线

5 结论

由仿真结果可以看出, 本文设计的基于非线性动态逆编队控制方法能够较好地实现多无人机空间机

动条件下编队形成与保持的分布式控制, 并具有编队形成速度快、编队误差小的优点. 但由于动态逆方法基于较为精确的对象数学模型, 在模型存在误差的情况下, 其控制效果不理想. 为进一步增强编队控制的鲁棒性, 下一步将考虑采用鲁棒控制的相关理论与动态逆方法相结合, 以改进编队控制器.

参考文献(References)

- [1] 樊琼剑, 杨忠, 方挺, 等. 多无人机协同编队飞行控制的研究现状[J]. 航空学报, 2009, 30(4): 683-691.
(Fan Q J, Yang Z, Fang T, et al. Research status of coordinated formation flight control for multi-UAVs[J]. Acta Aeronautica Et Astronautica Sinica, 2009, 30(4): 683-691.)
- [2] McCanish S, Pachter M, Dazzo J. Optimal formation flight control[C]. AIAA Guidance Navigation and Control Conf. San Diego, 1996: 3868-3884.
- [3] Marcello R, Napolitano. Development of formation flight control algorithms using 3 YF-22 flying models[R]. Morgantown: West Virginia University, 2005.
- [4] Ren W, Nathan S. Distributed coordination architecture for multi-robot formation control[J]. Robotics and Autonomous Systems, 2008, 56(2): 324-333.
- [5] Norman H, Li M Liu. Formation UAV flight control using virtual structure and motion synchronization[C]. 2008 American Control Conf. Washington, 2008: 1782-1787.
- [6] 韩英华, 范彦铭. 基于非线性动态逆的无人机自动着陆控制系统[J]. 航空学报, 2008, 5(增): 66-71.
(Han Y H, Fan Y M. Control system of automatic landing of UAV based on nonlinear dynamic inversion[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 5(S): 66-71.)
- [7] Yosuke Sakai, Shinji Suzuki, Masahiro Miwa, et al. Flight test evaluation of non-linear dynamic inversion controller[C]. 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno Nevada, 2008: 209-223.
- [8] Seanor B, Campa G, Gu Y, et al. Formation flight test results for UAV research aircraft models[C]. AIAA 1st Intelligent Systems Technical Conf. Chicago Illinois, 2004: 1-14.
- [9] Yosi B A, Sharoni Feldman. Distributed decision and control for cooperative UAVs using ad hoc communication[J]. IEEE Trans on Control Systems Technology, 2008, 16(3): 511-516.