

无人机三维编队保持的自适应抗扰控制器设计

魏 扬, 徐浩军, 薛 源

(空军工程大学航空工程学院, 陕西 西安 710038)

摘 要: 针对无人机编队飞行过程中领航无人机在三维空间机动飞行时的编队队形保持问题, 构建了无人机三维编队保持控制系统。根据无人机编队飞行三维空间几何学关系, 利用无人机自动驾驶仪模型和编队运动学模型建立了旋转坐标系下三维编队飞行的数学模型。在考虑闭环系统存在时变外界干扰的情况下, 设计了无人机编队保持的自适应控制器, 并基于李亚普诺夫理论, 对设计的自适应控制律的稳定性进行了证明。最后通过仿真验证, 该控制器能够有效抑制干扰带来的影响, 使僚机能够迅速跟随长机机动, 并保持编队队形的稳定。

关键词: 无人机; 编队保持; 时变外界干扰; 自适应控制

中图分类号: V 249.1

文献标志码: A

DOI:10.3969/j.issn.1001-506X.2018.12.20

Adaptive disturbance rejection controller design for UAV three dimensional formation keeping

WEI Yang, XU Haojun, XUE Yuan

(Aeronautics Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: Aimed at the maintenance of formation when the leading unmanned aerial vehicle (UAV) maneuvers in three-dimensional space in the progress of formation flight, an UAV three-dimensional formation maintaining control system is established. According to the UAV formation flight geometry relationship in three-dimensional space, the UAV autopilot model and the kinematic model of formation are used to build a three-dimensional mathematical model of formation flight in rotating coordinate system. In consideration of the closed loop system with time-varying external disturbance, an adaptive formation keeping controller is designed. Stability of the proposed adaptive control law is analyzed based on Lyapunov theory. Finally, the simulation result demonstrates the controller can suppress the influence of the disturbance effectively and make followers track the leader rapidly and maintain formation stability.

Keywords: unmanned aerial vehicle (UAV); formation keeping; time-varying external disturbance; adaptive control

0 引 言

无人机在编队飞行时, 需要保持编队队形的稳定, 以获得最佳的气动效益和作战效能。在长机做机动飞行(如爬升、转弯等常规机动作)时, 为了使僚机能够精确跟踪长机轨迹, 并与长机保持期望的编队距离和飞行速度, 使整个编队能够在外界干扰(紊流、风切变等)下始终稳定维持在一个固定的构型, 需要设计队形保持控制器, 以保持编队队形的稳定。

无人机的编队保持控制问题是目前的研究热点, 国内外均开展了这方面的研究工作。目前研究较多的无人机编队策略主要有领航跟随法^[1]、虚拟结构法^[2-3]、行为分解

法^[4]。其中领航跟随法即“长-僚机”编队研究最多也最成熟。比例-积分-微分控制^[5-6]、非线性动态逆控制^[7-9]、鲁棒控制^[10]、极值搜索^[11]、非线性模型预测控制^[12]等多种方法被应用到无人机编队保持控制中。但大多数文献仅局限于二维平面上的编队保持^[13-19], 然而在实际情况中, 编队飞行发生在三维空间, 只是考虑平面上的相对运动并不符合飞机的飞行实际, 也不能满足更精确的需求。

针对无人机在三维空间上的编队保持研究的相对较少, 且很少考虑设计控制器的抗扰动性能。文献[20]设计了比例积分的紧集编队队形保持控制器, 但面对外界扰动时控制器的鲁棒性不强; 文献[21]设计了近距编队的鲁棒自适应控制器; 文献[22]采用滑模变结构控制方法设计了

收稿日期:2018-01-24; 修回日期:2018-07-06; 网络优先出版日期:2018-07-27。

网络优先出版地址: <http://kns.cnki.net/kcms/detail/11.2422.TN.20180727.1724.012.html>

基金项目: 国家重点基础研究计划(973计划)(2015CB755802); 国家自然科学基金(61503406)资助课题

编队保持与变换控制器;文献[23]基于鲁棒 H_∞ 控制理论设计了编队保持控制器,采用相同方法的还有文献[24];文献[25]提出了编队飞行内外环控制的思想;文献[26]采用多种自适应控制方法设计了编队飞行的容错控制系统;文献[27]采用传统的线性化手段设计了三维编队控制律,但没有考虑外界扰动的影响,采用相同方法的还有文献[28];文献[29]采用比例-积分-微分控制方法设计了无人机编队控制系统,并开展了飞行试验。以上的这些文献虽然考虑了三维情形下的编队保持,但都是把编队运动的三维模型简单解耦分别进行控制,对外界扰动考虑的较少,降低了控制精度以及控制器的抗干扰能力。

针对无人机编队保持控制在“三维”与“抗扰”方面的设计需求,本文在考虑系统存在外界时变干扰的情况下设计了三维空间上的无人机编队保持自适应控制器,能够有效抑制干扰的影响,使僚机能够迅速跟随长机机动,并克服外界干扰以保持编队队形的稳定,具有较强的鲁棒性,在工程上有一定的应用价值。

1 无人机编队建模

1.1 简化的自动驾驶仪模型

现代关于飞机内回路姿态控制(即飞机自动驾驶仪设计)的研究已经比较成熟^[16]。这里将自动驾驶仪模型进行简化,并作为本文飞行控制的内回路。

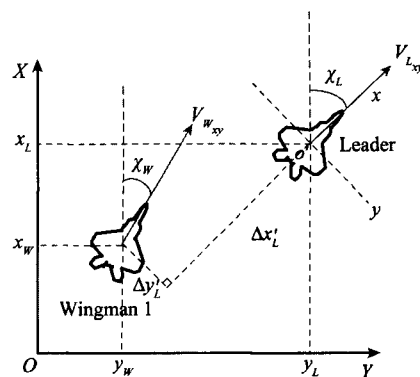
假设编队中的每一架无人机均配备有闭环的互不耦合的速度保持控制、航迹俯仰角保持控制、航向角保持控制的自动驾驶仪系统,能够实现自动控制无人机按照设定的速度、航迹俯仰角、航向角飞行。这里将自动驾驶仪简化为一阶的速度保持控制、航向保持控制及航迹俯仰角保持控制模型^[30],表示为

$$\begin{cases} \dot{V}_i = \frac{1}{\tau_v}(V_k - V_i) \\ \dot{\chi}_i = \frac{1}{\tau_\chi}(\chi_k - \chi_i) \\ \dot{\gamma}_i = \frac{1}{\tau_\gamma}(\gamma_k - \gamma_i) \end{cases} \quad (1)$$

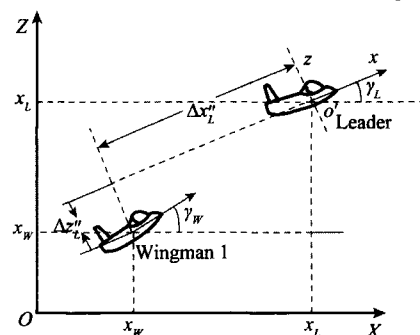
式中, τ_v 、 τ_χ 及 τ_γ 分别为速度通道时间常数、航向通道时间常数及航迹俯仰角通道时间常数; $i=L, W$ 分别表示长机与僚机。

1.2 旋转坐标系下编队的相对运动方程

如图1所示, $O-XYZ$ 为固定于地面的惯性坐标系, $o-xyz$ 为以长机为参考建立的旋转坐标系,该坐标系为动坐标系,会随长机的运动而运动。这里令 Δx_L 、 Δy_L 、 Δz_L 为长机与僚机在该旋转坐标系下三方向上的编队间隔,则图1中 $\Delta x'_L$ 、 $\Delta y'_L$ 分别为 Δx_L 、 Δy_L 在 OXY 平面上的投影, $\Delta x''_L$ 、 $\Delta z''_L$ 为 Δx_L 、 Δz_L 在 OXZ 平面上的投影。其中, x_i 、 y_i 、 z_i ($i=L, W$) 分别表示长、僚机在惯性系下的空间位置坐标。



(a) OXY 平面上双机相对运动关系
(a) Relative movement relation of two UAVs in OXY plane



(b) OXZ 平面上双机相对运动关系
(b) Relative movement relation of two UAVs in OXZ plane

图1 旋转坐标系下的双机相对运动关系

Fig. 1 Relative movement relation of two UAVs in rotating coordinate system

无人机的运动学方程为

$$\begin{cases} \dot{x}_i = V_i \cos \gamma_i \cos \chi_i \\ \dot{y}_i = V_i \cos \gamma_i \sin \chi_i \\ \dot{z}_i = V_i \sin \gamma_i \end{cases} \quad (2)$$

由图1中的双机相对运动关系可得

$$\begin{bmatrix} x_L \\ y_L \\ z_L \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_W \\ y_W \\ z_W \end{bmatrix} + T_1(\chi_L) T_2(\gamma_L) \begin{bmatrix} \Delta x_L \\ \Delta y_L \\ \Delta z_L \end{bmatrix} \quad (3)$$

其中

$$T_1(\chi_L) = \begin{bmatrix} \cos \chi_L & -\sin \chi_L & 0 \\ \sin \chi_L & \cos \chi_L & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$T_2(\gamma_L) = \begin{bmatrix} \cos \gamma_L & 0 & \sin \gamma_L \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \gamma_L & 0 & \cos \gamma_L \end{bmatrix}$$

为了表示方便,这里令 $A_L = [x_L, y_L, z_L]^T$, $A_W = [x_W, y_W, z_W]^T$, $\Delta A_L = [\Delta x_L, \Delta y_L, \Delta z_L]^T$ 则有 $\dot{A}_L = [\dot{x}_L, \dot{y}_L, \dot{z}_L]^T$, $\dot{A}_W = [\dot{x}_W, \dot{y}_W, \dot{z}_W]^T$, $\dot{\Delta A}_L = [\dot{\Delta x}_L, \dot{\Delta y}_L, \dot{\Delta z}_L]^T$ 。对式(3)求导可以得到以长机为参考的旋转坐标系下的相对运动方程为

$$\dot{\Delta A}_L = T_2(\gamma_L)^T T_1(\chi_L)^T (\dot{A}_L - \dot{A}_w - \frac{\delta T_1(\chi_L)}{\delta \chi_L} T_2(\gamma_L) \Delta A_L \dot{\chi}_L - T_1(\chi_L) \frac{\delta T_2(\gamma_L)}{\delta \gamma_L} \Delta A_L \dot{\gamma}_L) \quad (4)$$

其中

$$\frac{\partial T_1}{\partial \chi_L} = \begin{bmatrix} -\sin \chi_L & -\cos \chi_L & 0 \\ \cos \chi_L & -\sin \chi_L & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$\frac{\partial T_2}{\partial \gamma_L} = \begin{bmatrix} -\sin \gamma_L & 0 & \cos \gamma_L \\ 0 & 0 & 0 \\ -\cos \gamma_L & 0 & -\sin \gamma_L \end{bmatrix}$$

2 队形保持控制系统设计

2.1 无人机编队保持控制系统结构

无人机编队飞行的队形保持控制系统的设计结构如图2所示。该控制系统为一个闭环系统,由内、外回路两部分组成。以双机编队飞行为例,内回路为僚机上的自动驾驶仪,其功能为:接收外回路传递来的速度指令 V_w , 航向角指令 χ_w 以及航迹俯仰角指令 γ_w , 并由僚机的自动驾驶仪跟踪输入指令,从而实现僚机的自动飞行。其余部分为外回路,其功能为:通过长机的自动驾驶仪控制长机跟踪指定的编队机动指令,得到长机速度 V_L 、偏航角 χ_L 以及航迹俯仰角 γ_L 这些运动状态参数;再将长机的运动状态参数及编队间隔指令 (x_c, y_c, z_c) 输入到队形保持自适应控制器中,经过控制律解算为内回路即僚机的自动驾驶仪生成速度指令 V_w 、航向角指令 χ_w 以及航迹俯仰角指令 γ_w 。另外,在考虑扰动干扰的情况下,需要对僚机的自动驾驶仪模型进行修正,加入扰动影响的模型,如长机的尾涡流的气动干扰模型。这样,内外回路相互协调工作就能够实现自主编队飞行的队形保持。

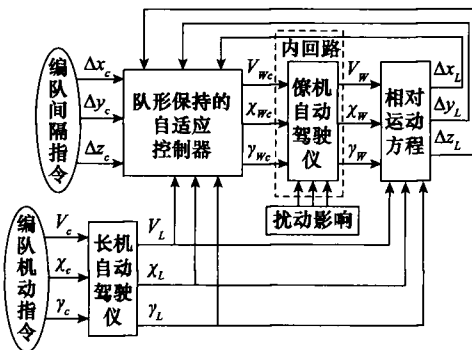


图2 编队飞行队形保持控制系统结构

Fig. 2 Structure of Formation keeping control system

多机编队的队形保持控制系统可在此基础上拓展,只要将僚机当作编队序列里的第 i 架无人机,长机为与之相邻的第 $i-1$ ($i>1$) 架无人机,两者之间进行信息交互,控制方法不用改变。以此类推即可实现多机编队的队形保持控制。

2.2 队形保持的自适应控制器设计

在编队飞行时,不可避免地要受到外界不确定干扰(如突风、湍流)的影响,从而对编队成员的飞行状态造成影响。自适应控制是一种能修正自己特性以适应对象和扰动动态特性变化的一种控制方法^[31]。在考虑闭环系统存在外界时变干扰的情况下,采用自适应控制思想设计队形保持控制器,以提高系统鲁棒性。

考虑到模型不确定性,选取函数 Δf_{vi} 、 Δf_{xi} 、 Δf_{yi} 为时变干扰函数,加入到简化的自动驾驶仪模型中去,用来作为编队飞行系统模型中的不确定项,可以得到

$$\begin{cases} \dot{V}_i = \lambda_v(V_k - V_i) + \Delta f_{vi} \\ \dot{\chi}_i = \lambda_\chi(\chi_k - \chi_i) + \Delta f_{xi} \\ \dot{\gamma}_i = \lambda_\gamma(\gamma_k - \gamma_i) + \Delta f_{yi} \end{cases} \quad (5)$$

并做以下假设:

假设1 时变干扰函数 Δf_{vi} 、 Δf_{xi} 、 Δf_{yi} 均存在且有界,满足 $|\Delta f_{vi} - \Delta f_{vNi}| \leq \bar{\Delta f}_{vi}$, $|\Delta f_{xi} - \Delta f_{xNi}| \leq \bar{\Delta f}_{xi}$, $|\Delta f_{yi} - \Delta f_{yNi}| \leq \bar{\Delta f}_{yi}$ 。其中, Δf_{vNi} 、 Δf_{xNi} 、 Δf_{yNi} 为 Δf_{vi} 、 Δf_{xi} 、 Δf_{yi} 的标称值。

假设2 由于这里只是对僚机进行控制,所以 $\Delta f_{vi} = \Delta f_{xi} = \Delta f_{yi} = 0$ 。

对无人机编队的运动学方程式(2)求二阶导可以得到

$$\begin{cases} \ddot{x}_i = \dot{V}_i \cos \gamma_i \cos \chi_i - \dot{\gamma}_i V_i \sin \gamma_i \cos \chi_i - \dot{\chi}_i V_i \cos \gamma_i \sin \chi_i = \\ \lambda_v(V_k - V_i) \cos \gamma_i \cos \chi_i - \lambda_\gamma(\gamma_k - \gamma_i) V_i \sin \gamma_i \cos \chi_i - \\ \lambda_\chi(\chi_k - \chi_i) V_i \cos \gamma_i \sin \chi_i \\ \ddot{y}_i = \dot{V}_i \cos \gamma_i \sin \chi_i - \dot{\gamma}_i V_i \sin \gamma_i \sin \chi_i + \dot{\chi}_i V_i \cos \gamma_i \cos \chi_i = \\ \lambda_v(V_k - V_i) \cos \gamma_i \sin \chi_i - \lambda_\gamma(\gamma_k - \gamma_i) V_i \sin \gamma_i \sin \chi_i + \\ \lambda_\chi V_i (\chi_k - \chi_i) \cos \gamma_i \cos \chi_i \\ \ddot{z}_i = \lambda_v(V_k - V_i) \sin \gamma_i + \lambda_\gamma(\gamma_k - \gamma_i) V_i \cos \gamma_i \end{cases} \quad (6)$$

式中, $\lambda_v = 1/\tau_v$; $\lambda_\chi = 1/\tau_\chi$; $\lambda_\gamma = 1/\tau_\gamma$ 。下面定义在惯性坐标系下僚机与长机的编队误差为 e , $\Delta A_i = [\Delta x_c, \Delta y_c, \Delta z_c]^T$ 表示期望的编队间距,则有

$$e = A_L - A_w - T_1(\chi_L) T_2(\gamma_L) \Delta A_i \quad (7)$$

则误差的一阶导数为

$$\dot{e} = \dot{A}_L - \dot{A}_w - \frac{\delta T_1}{\delta \chi_L} T_2(\gamma_L) \Delta A_i \dot{\chi}_L - T_1(\chi_L) \frac{\delta T_2}{\delta \gamma_L} \Delta A_i \dot{\gamma}_L \quad (8)$$

则误差的二阶导数为

$$\ddot{e} = \ddot{A}_L - \ddot{A}_w - \frac{\partial^2 T_1}{\partial \chi_L^2} T_2(\gamma_L) \Delta A_i \dot{\chi}_L^2 - \frac{\delta T_1}{\delta \chi_L} T_2(\gamma_L) \Delta A_i \ddot{\chi}_L - 2 \frac{\delta T_1}{\delta \chi_L} \frac{\delta T_2}{\delta \gamma_L} \Delta A_i \dot{\chi}_L \dot{\gamma}_L - T_1(\chi_L) \frac{\partial^2 T_2}{\partial \gamma_L^2} \Delta A_i \dot{\gamma}_L^2 - T_1(\chi_L) \frac{\delta T_2}{\delta \gamma_L} \Delta A_i \ddot{\gamma}_L \quad (9)$$

这里选取 $u_i = [V_w, \gamma_w, \chi_w]^T$ 为控制量,整理矩阵等式(9)可得

$$\ddot{\mathbf{e}} = \mathbf{G}\mathbf{u}_1 + \mathbf{F} \begin{bmatrix} \Delta f_{v_w} \\ \Delta f_{\gamma_w} \\ \Delta f_{x_w} \end{bmatrix} + \mathbf{H} \quad (10)$$

其中

$$\mathbf{G} = \begin{bmatrix} -\lambda_v \cos \gamma_w \cos \chi_w & \lambda_\gamma V_w \sin \gamma_w \cos \chi_w & \lambda_\chi V_w \cos \gamma_w \sin \chi_w \\ -\lambda_v \cos \gamma_w \sin \chi_w & \lambda_\gamma V_w \sin \gamma_w \sin \chi_w & -\lambda_\chi V_w \cos \gamma_w \cos \chi_w \\ -\lambda_v \sin \gamma_w & -\lambda_\gamma V_w \cos \gamma_w & 0 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{F} = \begin{bmatrix} -\cos \gamma_w \cos \chi_w & V_w \sin \gamma_w \cos \chi_w & V_w \cos \gamma_w \sin \chi_w \\ -\cos \gamma_w \sin \chi_w & V_w \sin \gamma_w \sin \chi_w & -V_w \cos \gamma_w \cos \chi_w \\ -\sin \gamma_w & V_w \cos \gamma_w & 0 \end{bmatrix}$$

为使误差能够稳定收敛,设计控制律为

$$\mathbf{u}_1 = \mathbf{G}^{-1}(-\mathbf{H} - \mathbf{F} \begin{bmatrix} \Delta f_{v_w} \\ \Delta f_{\gamma_w} \\ \Delta f_{x_w} \end{bmatrix} - k_1 \dot{\mathbf{e}} - k_2 \mathbf{e}) \quad (11)$$

由于 Δf_{v_w} 、 Δf_{x_w} 、 Δf_{γ_w} 为未知时变函数,这里用估计值 $\hat{\Delta f}_{v_w}$ 、 $\hat{\Delta f}_{x_w}$ 、 $\hat{\Delta f}_{\gamma_w}$ 来代替,通过设计自适应律来动态调整这 3 个估计值,从而使系统得到稳定控制。因此,控制律变为

$$\mathbf{u}_1 = \mathbf{G}^{-1}(-\mathbf{H} - \mathbf{F} \begin{bmatrix} \hat{\Delta f}_{v_w} \\ \hat{\Delta f}_{\gamma_w} \\ \hat{\Delta f}_{x_w} \end{bmatrix} - k_1 \dot{\mathbf{e}} - k_2 \mathbf{e}) \quad (12)$$

则可以得到误差的动力学方程为

$$\ddot{\mathbf{e}} + k_1 \dot{\mathbf{e}} + k_2 \mathbf{e} = \mathbf{F} \begin{bmatrix} \Delta f_{v_w} - \hat{\Delta f}_{v_w} \\ \Delta f_{\gamma_w} - \hat{\Delta f}_{\gamma_w} \\ \Delta f_{x_w} - \hat{\Delta f}_{x_w} \end{bmatrix} \quad (13)$$

将误差方程写为

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{e}}_1 = \mathbf{e}_2 \\ \dot{\mathbf{e}}_2 = -k_1 \mathbf{e}_2 - k_2 \mathbf{e}_1 - \mathbf{F} \begin{bmatrix} \Delta f_{v_w} - \hat{\Delta f}_{v_w} \\ \Delta f_{\gamma_w} - \hat{\Delta f}_{\gamma_w} \\ \Delta f_{x_w} - \hat{\Delta f}_{x_w} \end{bmatrix} \end{cases} \quad (14)$$

令 $\bar{\mathbf{e}} = [\mathbf{e}_1^T \quad \mathbf{e}_2^T]^T = [\mathbf{e} \quad \dot{\mathbf{e}}]^T$, 改写式(14)可以得到变换形式为

$$\dot{\bar{\mathbf{e}}} = \mathbf{A}\bar{\mathbf{e}} - \mathbf{b}_v(\Delta \hat{f}_{v_w} - \Delta f_{v_w}) - \mathbf{b}_\gamma(\Delta \hat{f}_{\gamma_w} - \Delta f_{\gamma_w}) - \mathbf{b}_\chi(\Delta \hat{f}_{x_w} - \Delta f_{x_w}) \quad (15)$$

其中

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{I}_{3 \times 3} \\ -k_2 \mathbf{I}_{3 \times 3} & -k_1 \mathbf{I}_{3 \times 3} \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{b}_v = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{3 \times 1} \\ -\cos \gamma_w \cos \chi_w \\ -\cos \gamma_w \sin \chi_w \\ -\sin \gamma_w \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{b}_\gamma = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{3 \times 1} \\ V_w \cos \gamma_w \sin \chi_w \\ -V_w \cos \gamma_w \cos \chi_w \\ 0 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{b}_\chi = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{3 \times 1} \\ V_w \sin \gamma_w \cos \chi_w \\ V_w \sin \gamma_w \sin \chi_w \\ V_w \cos \gamma_w \end{bmatrix}$$

只要保证误差渐进趋近于 0, 即可达到控制目的。令对称正定矩阵 \mathbf{P} 为 Lyapunov 矩阵方程 $\mathbf{A}^T \mathbf{P} + \mathbf{P} \mathbf{A} = -\mathbf{Q}$ 的解, \mathbf{Q} 也为对称正定矩阵, 设计自适应律为

$$\begin{cases} \dot{\hat{\Delta f}}_{v_w} = \Delta f_{v_{N_w}} - \Delta \bar{f}_{v_w} \text{sign}(\bar{\mathbf{e}}^T \mathbf{P} \mathbf{b}_v) \\ \dot{\hat{\Delta f}}_{\gamma_w} = \Delta f_{\gamma_{N_w}} - \Delta \bar{f}_{\gamma_w} \text{sign}(\bar{\mathbf{e}}^T \mathbf{P} \mathbf{b}_\gamma) \\ \dot{\hat{\Delta f}}_{x_w} = \Delta f_{x_{N_w}} - \Delta \bar{f}_{x_w} \text{sign}(\bar{\mathbf{e}}^T \mathbf{P} \mathbf{b}_\chi) \end{cases} \quad (16)$$

针对式(15)及式(16)设计的自适应律,有必要分析一下系统的稳定性。为此定义 Lyapunov 函数: $V(\bar{\mathbf{e}}) = \frac{1}{2} \bar{\mathbf{e}}^T \mathbf{P} \bar{\mathbf{e}}$ 。根据 Lyapunov 稳定性理论,则有

$$\begin{aligned} \dot{V}(\bar{\mathbf{e}}) &= -\frac{1}{2} \bar{\mathbf{e}}^T \mathbf{Q} \bar{\mathbf{e}} - \bar{\mathbf{e}}^T \mathbf{P} \mathbf{b}_v (\Delta \hat{f}_{v_w} - \Delta f_{v_w}) - \\ &\quad \bar{\mathbf{e}}^T \mathbf{P} \mathbf{b}_\chi (\Delta \hat{f}_{x_w} - \Delta f_{x_w}) - \bar{\mathbf{e}}^T \mathbf{P} \mathbf{b}_\gamma (\Delta \hat{f}_{\gamma_w} - \Delta f_{\gamma_w}) \leq \\ &= -\frac{1}{2} \bar{\mathbf{e}}^T \mathbf{Q} \bar{\mathbf{e}} - |\bar{\mathbf{e}}^T \mathbf{P} \mathbf{b}_v \Delta \bar{f}_{v_w}| - |\bar{\mathbf{e}}^T \mathbf{P} \mathbf{b}_\chi \Delta \bar{f}_{x_w}| - |\bar{\mathbf{e}}^T \mathbf{P} \mathbf{b}_\gamma \Delta \bar{f}_{\gamma_w}| + \\ &\quad |\bar{\mathbf{e}}^T \mathbf{P} \mathbf{b}_v (\Delta f_{v_w} - \Delta f_{v_{N_w}})| + |\bar{\mathbf{e}}^T \mathbf{P} \mathbf{b}_\chi (\Delta f_{x_w} - \Delta f_{x_{N_w}})| + \\ &\quad |\bar{\mathbf{e}}^T \mathbf{P} \mathbf{b}_\gamma (\Delta f_{\gamma_w} - \Delta f_{\gamma_{N_w}})| \leq -\frac{1}{2} \bar{\mathbf{e}}^T \mathbf{Q} \bar{\mathbf{e}} < 0 \end{aligned} \quad (17)$$

由此可见设计的自适应律能够保证 $\lim_{t \rightarrow \infty} \bar{\mathbf{e}}(t) = 0$ 。为了避免 sign 函数开关特性所带来的抖振,取

$$\text{sign}(\xi) = \frac{\xi}{|\xi| + \delta}, \quad 0 < \delta < 1 \quad (18)$$

至此,在编队飞行系统模型中的不确定项为时变函数的情况下的自适应队形保持控制器设计完毕。

3 仿真验证

为验证设计的自适应控制的队形保持控制律的有效性,设置仿真条件为:长机的飞行速度指令为在 0~10 s 保持为 120 m/s,在 10~20 s 以 1 m/s² 的斜率增大到 140 m/s,

此后保持 140 m/s 的速度不变。长机的航向角指令为在 0~15 s 保持为 0°, 在 15~30 s 以 2(°)/s 的斜率增大, 此后保持 30° 的航向角不变。长机的航迹俯仰角在 $t=0\sim 10$ s 保持在 0°, 在 $t=10\sim 20$ s 以 1(°)/s 的斜率增大, 在 20~30 s 保持 10° 不变, 在 $t=30\sim 40$ s 又以 -1(°)/s 的斜率恢复到 0°, 此后保持 0° 不变。为使指令能够平滑输入, 增加一阶滤波器对指令进行滤波。长、僚机的初始速度均为 120 m/s, 初始的航向角、航迹俯仰角均为 0°。长僚机的初始的 x, y, z 三方向上编队距离差分别为 (30 m, 30 m, -30 m)。控制目的是在以长机为参考的旋转坐标系下, x, y, z 三方向上长僚机的编队距离差保持为 (50 m, 100 m, 0 m)。

为了充分考虑干扰对无人机编队飞行产生的影响, 这里取 3 个通道的时变干扰函数为

$$\begin{aligned}\Delta f_{v_w} &= 5\sin\left(\frac{\pi}{50}t\right) \\ \Delta f_{\gamma_w} &= \frac{10}{57.3}\sin\left(\frac{\pi}{50}t\right) \\ \Delta f_{\chi_w} &= \frac{15}{57.3}\sin\left(\frac{\pi}{50}t\right)\end{aligned}$$

控制参数取值 $k_1=8, k_2=2.5, Q=50I_{6\times 6}, I$ 为单位矩阵, $\delta=0.1, \Delta f_{v_{N_w}}=\Delta f_{\gamma_{N_w}}=\Delta f_{\chi_{N_w}}=0, \Delta \bar{f}_{v_w}=5.01, \Delta \bar{f}_{\gamma_w}=(10/57.3)+0.01, \Delta \bar{f}_{\chi_w}=(15/57.3)+0.01$ 。

这里取长机与僚机的自动驾驶仪 3 个通道的时间常数分别为: $\tau_v=5$ s, $\tau_\chi=0.33$ s, $\tau_\gamma=0.33$ s。为了使指令能够平滑输入, 增加一阶滤波器对指令进行滤波。仿真时间为 50 s, 仿真步长取 0.01 s。图 3~图 9 为仿真的结果。

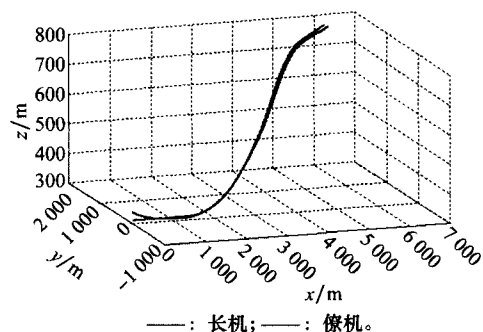


图 3 双机的三维空间飞行轨迹

Fig. 3 Three-dimensional flight trajectory of two UAVs

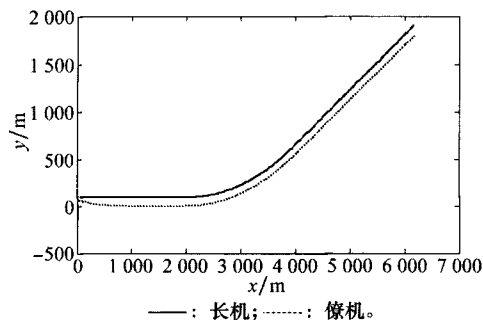


图 4 $x-y$ 平面上双机的飞行轨迹投影

Fig. 4 Projection of two UAVs' flight trajectory in $x-y$ plane

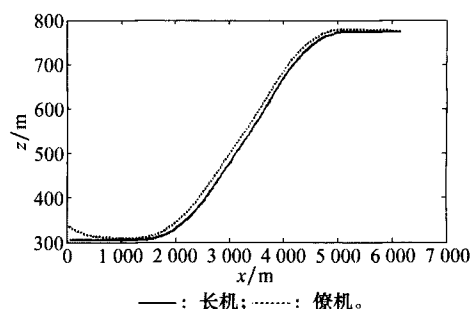


图 5 $x-z$ 平面上双机的飞行轨迹投影

Fig. 5 Projection of two UAVs' flight trajectory in $x-z$ plane

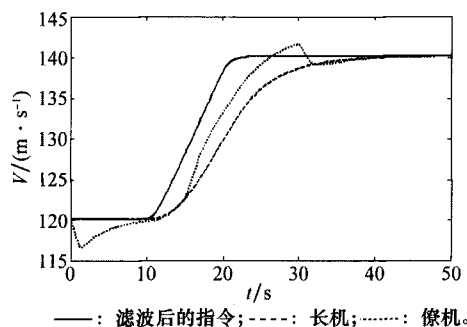


图 6 长僚机速度变化曲线

Fig. 6 Velocity changing curve of leader and wingman

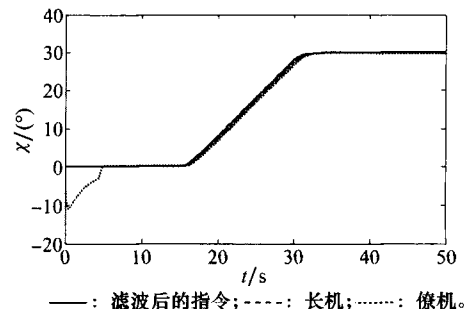


图 7 长僚机航向角变化曲线

Fig. 7 Heading angle changing curve of leader and wingman

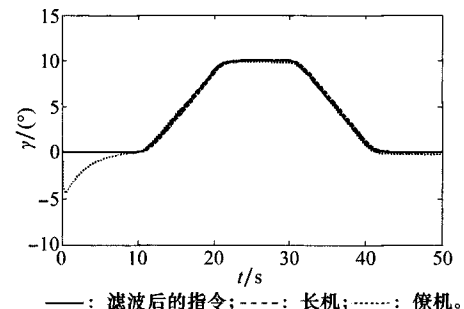


图 8 长僚机航迹俯仰角变化曲线

Fig. 8 Flight pitch angle changing curve of leader and wingman

图 3 为长、僚机在三维空间的编队飞行轨迹。图 4、图 5 分别是长、僚机在 $x-y$ 平面、 $x-z$ 平面上的飞行轨迹投影。可以看到在时变扰动的影响下, 僚机仍然能够在控制律的作用下与长机保持期望的编队队形。从图 6~图 8 可

以看出,僚机的航向角和航迹俯仰角在扰动作用下虽然在前 10 s 内波动较大,但在 10 s 以后均能精确地跟踪长机。僚机的速度在扰动影响下虽然相对波动较大,但与长机的速度差不大,且最终能够稳定达到指定的速度 140 m/s。图 9 表示长僚机在飞行过程中编队间隔的变化。可以看到,虽然在扰动影响下,僚机自适应调整编队的间隔所需的时间较长,但均能够稳定达到指定的编队间隔,以保持稳定的编队队形。

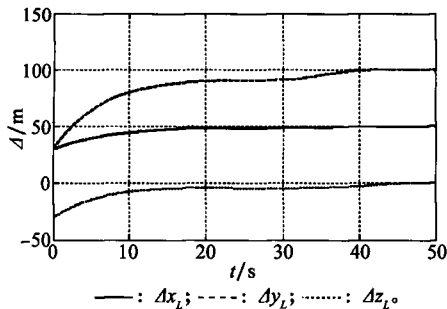


图 9 旋转坐标系下长僚机编队间隔的变化

Fig. 9 Change of formation distance between wingman and leader in rotating coordinate system

为了充分说明本方法的优势,在相同的仿真条件下采用文献[30]中的方法设计全局稳定的编队保持控制器,图 10~图 14 为仿真结果。

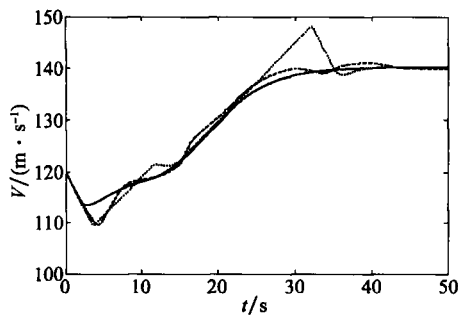


图 10 根据文献[30]中的方法得到的长僚机速度变化曲线

Fig. 10 Velocity changing curve of leader and wingman according to the method in Ref. 30

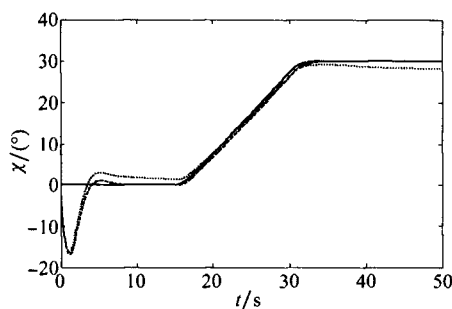


图 11 根据文献[30]中的方法得到的长僚机航向角变化曲线

Fig. 11 Heading angle changing curve of leader and wingman according to the method in Ref. 30

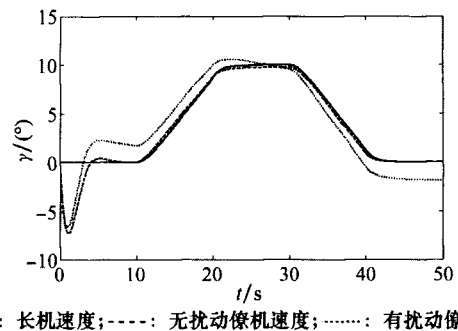


图 12 根据文献[30]中的方法得到的长僚机航迹俯仰角变化曲线

Fig. 12 Flight pitch angle changing curve of leader and wingman according to the method in Ref. 30

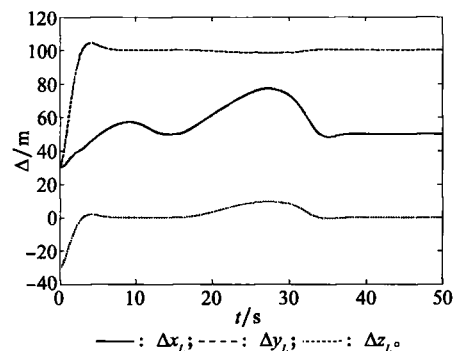


图 13 无扰动下的长僚机编队间隔的变化

Fig. 13 Change of formation distance between wingman and leader with no disturbance

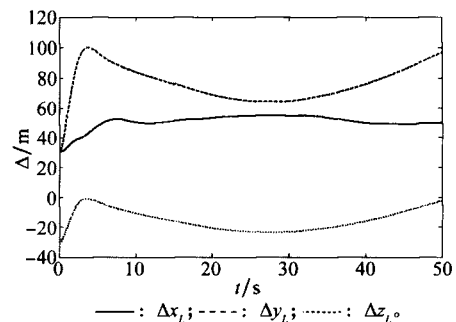


图 14 有扰动下的长僚机编队间隔的变化

Fig. 14 Change of formation distance between wingman and leader with disturbance

从图 10~图 14 可以看出,在不加外界扰动的情况下,采用文献[30]中的全局稳定的编队保持控制方法取得了较好的效果,能够实现僚机速度、航向角、航迹俯仰角的精确跟踪,并与长机保持期望的编队间隔。但在加入相同的外界时变干扰的情况下,控制效果变差,僚机的速度响应超调量较大,航向角和航迹俯仰角响应最终不能稳定收敛到指令值,存在较大的稳态误差。同时与长机不能保持期望的编队间隔。

以上的仿真结果表明,对于给定的速度、航向角和航迹俯仰角指令,编队队列中的僚机在本文设计的自适应控制

器的作用下可实现精确的跟踪,同时能够克服外界扰动的影响,使僚机与长机能够保持期望的编队间隔不变,维持稳定的编队队形飞行。由此通过对比验证了本文提出的设计方法的有效性。

4 结 论

本文对三维空间下无人机编队队形的保持控制问题展开研究,设计了自主编队飞行队形保持控制系统结构,以简化的自动驾驶仪模型为编队保持控制系统的内回路,基于以长机为参考的旋转坐标系建立了相对运动学模型,采用自适应的控制方法来实现存在外界时变干扰情况下僚机对长机机动的跟踪和对编队队形的保持。通过与其他文献中的方法在相同条件下仿真结果的对比,突出验证了本文提出方法的优势,即抗扰动性能好,鲁棒性较强,调参难度小,具有一定的工程应用价值。

参考文献:

- [1] BEN Y, CHEN B M, LUM K Y, et al. 2A leader-follower formation flight control scheme for UAV helicopters[C]// Proc. of the IEEE Conference on Automation and Logistics, 2008; 39 - 44.
- [2] LI N H M, LIU H H T. Formation UAV flight control using virtual structure and motion synchronization[C]// Proc. of the IEEE American Control Conference, 2008; 1782 - 1787.
- [3] LI N H M, LIU H H T. Multiple UAVs formation flight experiments using virtual structure and motion synchronization[C]// Proc. of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, 2009; 1 - 19.
- [4] ANDERSON M R, ROBBINS A C. Formation flight as a cooperative game[C]// Proc. of the Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, 1998; 4124 - 4132.
- [5] 肖亚辉,王新民,王晓燕,等. 无人机三维编队飞行模糊 PID 控制器设计[J]. 西北工业大学学报, 2011, 29(6): 834 - 838.
XIAO Y H, WANG X M, WANG X Y, et al. An effective controller design of formation flight of unmanned aerial vehicles[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2011, 29(6): 834 - 838.
- [6] HALL J K. Three dimensional formation flight control[D]. Dayton: Air Force Institute of Technology, 2000.
- [7] 宋敏,魏瑞轩,沈东,等. 基于非线性动态逆的无人机编队协同控制[J]. 控制与决策, 2011, 26(3): 448 - 452.
SONG M, WEI R X, SHEN D, et al. UAV formation control based on nonlinear dynamic inversion[J]. Control and Decision, 2011, 26(3): 448 - 452.
- [8] GU Y, SEANOR B, CAMPA G, et al. Design and flight testing evaluation of formation control laws[J]. IEEE Trans. on Control Systems Technology, 2006, 14(6): 1105 - 1112.
- [9] CAMPA G, SEANOR B, GU Y. NLDI guidance control laws for close formation flight[C]// Proc. of the American Control Conference, 2005; 2972 - 2977.
- [10] QIU Q, WU S T. Robust formation flight control system design for multi-UAVs[C]// Proc. of the Control IEEE Conference, 2012; 4617 - 4621.
- [11] XIE F, ZHANG X M, FIERRO R, et al. Autopilot-based non-linear UAV formation controller with extremum seeking[C]// Proc. of the IEEE Conference on Decision and Control, 2005; 4933 - 4938.
- [12] ZHAO W H, GO T H. Quadcopter formation flight control combining MPC and robust feedback linearization[J]. Journal of the Franklin Institute, 2014, 351(3): 1335 - 1355.
- [13] SEMSAR E, KHORASANI K. Adaptive formation control of UAVs in the presence of unknown vortex forces and leader commands[C]// Proc. of the American Control Conference, 2006; 3563 - 3568.
- [14] LI S M, BOSKOVIC J D, MEHRA R K. Globally stable automatic formation flight control in two dimensions[C]// Proc. of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, 2001; AIAA - 2001 - 4046.
- [15] 何真,陆宇平. 无人机编队队形保持控制器的分散设计方法[J]. 航空学报, 2008, 29(增刊): 55 - 60.
HE Z, LU Y P. Decentralized design method of UAV formation controllers for formation keeping[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(s): 55 - 60.
- [16] 邵壮,祝小平,周洲,等. 无人机编队机动飞行时的队形保持反馈控制[J]. 西北工业大学学报, 2015, 33(1): 26 - 32.
SHAO Z, ZHU X P, ZHOU Z, et al. A formation keeping feedback control for formation flight of UAVs[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2015, 33(1): 26 - 32.
- [17] 嵇亮亮. 无人机的导引及协同编队飞行控制技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2009.
JI L L. Research on guidance and cooperative formation flight control technology of UAV[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009.
- [18] 朱战震,郑莉莉. 无人机编队飞行控制器设计[J]. 飞行力学, 2007, 25(4): 22 - 24.
ZHU Z X, ZHENG L L. The controller design of UAV formation flight[J]. Flight Dynamics, 2007, 25(4): 22 - 24.
- [19] 刘小雄,武燕,李广文,等. 双机编队飞行自适应神经网络控制设计与仿真[J]. 系统仿真学报, 2009, 21(22): 7211 - 7214.
LIU X X, WU Y, LI G W, et al. Adaptive neural network formation flight control design for two aircrafts[J]. Journal of System Simulation, 2009, 21(22): 7211 - 7214.
- [20] PACHTER M, D'AZZO J J, PROUD A W. Tight formation flight control[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2001, 24(2): 246 - 254.
- [21] SONG Y D, LI Y, LIAO X H. Orthogonal transformation based robust adaptive close formation control of multi-UAVs[C]// Proc. of the American Control Conference, 2005; 2983 - 2988.
- [22] 李一波,王文,陈伟,等. 无人机编队保持与变换的滑模控制器设计[J]. 控制工程, 2016, 23(2): 273 - 278.
LI Y B, WANG W, CHEN W, et al. Sliding mode controller design for UAV formation keeping and transformation[J]. Control Engineering of China, 2016, 23(2): 273 - 278.
- [23] 王晓燕,王新民,肖亚辉,等. 无人机三维编队飞行的鲁棒 H_∞ 控制器设计[J]. 控制与决策, 2012, 27(12): 1907 - 1911.

- WANG X Y, WANG X M, XIAO Y H, et al. Design of robust H_{∞} controller for UAVs three-dimensional formation flight[J]. Control and Decision, 2012, 27(12): 1907 – 1911.
- [24] PEREIRA R L, KIENITZ K H. Tight formation flight control based on H_{∞} approach[C]// Proc. of the IEEE Control and Automation, 2016: 268 – 274.
- [25] GIULIETTI F, INNOCENTI M, NAPOLITANO M, et al. Dynamic and control issues of formation flight[J]. Aerospace Science and Technology, 2005, 36(9): 65 – 71.
- [26] TANCREDI D, GU Y, CHAO H Y. Fault tolerant formation flight control using different adaptation techniques[C]// Proc. of the IEEE International Conference on Unmanned Aircraft Systems, 2013: 1106 – 1113.
- [27] BENNET D J, MCINNES C R, SUZUKI M, et al. Autonomous three-dimensional formation flight for a swarm of unmanned aerial vehicles[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2011, 34(6): 1899 – 1908.
- [28] YANG A, NAEEM W, IRWIN G W, et al. A decentralised control strategy for formation flight of unmanned aerial vehicles[C]// Proc. of the IEEE International Conference on Control, 2016: 345 – 350.
- [29] JIANG Z, CHENG H, ZHENG Z, et al. Autonomous formation flight of UAVs: control algorithms and field experiments[C]// Proc. of the IEEE Control Conference, 2016: 7585 – 7591.
- [30] BOSKOVIC J D, LI S M, MEHRA R K. Semi-globally stable formation flight control design in three dimensions[C]// Proc. of the 40th IEEE Conference on Decision and Control, 2001: 1059 – 1064.
- [31] 董宁. 自适应控制[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 2009.
- DONG N. Adaptive control[M]. Beijing: Beijing Institute of Technology Press, 2009.

作者简介:

魏 扬(1992 -), 男, 博士研究生, 主要研究方向为飞行动力学与飞行安全。

E-mail: 15339171636@163.com

徐浩军(1965 -), 男, 教授, 博士研究生导师, 主要研究方向为飞行动力学与飞行安全。

E-mail: xuhaojun1965@163.com

薛 源(1986 -), 通信作者, 男, 讲师, 博士, 主要研究方向为飞行动力学与飞行安全。

E-mail: szxy1986@163.com