

文章编号: 1001-0920(2012)12-1907-05

无人机三维编队飞行的鲁棒 H_∞ 控制器设计

王晓燕, 王新民, 肖亚辉, 余翔

(西北工业大学 自动化学院, 西安 710129)

摘要: 针对无人机编队控制中模型不确定性与外干扰同时存在的情况, 首先基于无人机自身的自动驾驶仪和编队运动学关系建立了无人机编队的三维数学模型, 这种建模方式物理意义明晰; 进而提出一种基于鲁棒 H_∞ 控制理论的编队控制器设计方法, 按前向、侧向和垂直方向3个通道分别设计控制律, 降低了鲁棒控制器的调参难度, 简化了三维编队控制问题. 仿真结果表明了所设计的控制器的有效性, 可实现无碰撞、快速、稳定地保持和调整无人机编队队形, 具有良好的鲁棒性能.

关键词: 无人机; 编队飞行; 队形保持; 鲁棒控制

中图分类号: TP319.9; V249.1

文献标志码: A

Design of robust H_∞ controller for UAVs three-dimensional formation flight

WANG Xiao-yan, WANG Xin-min, XIAO Ya-hui, YU Xiang

(College of Automation, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China. Correspondent: WANG Xiao-yan, E-mail: wxy2029@126.com)

Abstract: For the problem of unmanned air vehicles(UAVs) formation flight when model uncertainty and exogenous disturbance are considered, firstly, based on the autopilot model of UAV and the kinematics equations of the formation, the three-dimensional(3-D) mathematical model of the formation flight is established, which has distinct physical meaning. Then, the controller design method based on H_∞ control theory is presented. Controllers for forward, lateral and longitudinal channels are designed respectively. The method is brief and exact, which reduces the difficulty of the parameter adjustment and simplifies the 3-D formation control problem. Simulation results show that the controller is effective and can keep or change formation configuration rapidly, stably and exactly with no collision, and has strong robust performances.

Key words: UAVs; formation flight; formation keep; robust control

1 引言

无人机编队飞行具有单架无人机无法比拟的优点, 如提高作战效率, 减少能耗等. 编队飞行是无人机发展的一个重要趋势, 拥有广阔的发展前景. 编队飞行要求僚机实时跟踪长机, 包括航向、速度和高度变化等, 从而使整个编队队形保持不变, 或者按照任务需要实时地变换队形.

目前, 无人机编队飞行的控制问题已经成为无人机领域的一个研究热点. 文献[1]针对二维编队飞行问题设计了PI控制器, [2]设计了长-僚机模式的编队PID控制器, [3]提出了内外环控制的思想. 以上文献在处理模型时忽略了对象难以建模的动态特性, 没有考虑模型不确定以及外干扰的影响. 而多无人机编队中由于气动耦合效应的叠加性、无人机间飞行的相

对动态性以及多状态因素的影响, 使得无人机编队飞行成为非常复杂的控制问题. 文献[4]结合神经网络方法, 设计了三维自适应编队控制器. [5]考虑了气动干扰的影响, 采用动态逆与PIDA相结合的方法设计了控制器. [6]通过引入气动补偿解决了气动耦合的影响. 上述方法对编队保持进行研究, 但没有考虑编队队形变换的控制. [7]指出, 鲁棒控制方法用于编队控制是未来的研究趋势.

本文研究了模型不确定性与外干扰同时存在时的编队控制问题, 采用控制多架无人机之间间隔的设计思想, 根据鲁棒 H_∞ 控制方案对无人机三维编队飞行进行控制, 设计出具有较强稳定性和快速跟踪性的编队飞行控制器, 实现编队队形的保持和实时变换.

收稿日期: 2011-06-12; 修回日期: 2011-10-14.

作者简介: 王晓燕(1976—), 女, 博士生, 从事鲁棒控制的研究; 王新民(1951—), 男, 教授, 博士生导师, 从事鲁棒控制与智能飞行控制等研究.

2 数学模型描述

以两架无人机编队飞行为例,长机和僚机采用相同的一阶马赫数(速度)保持、二阶航向保持和二阶高度保持组成的自动驾驶仪模型^[3],即

$$\dot{V}_i = -\frac{1}{\tau_V}V_i + \frac{1}{\tau_V}V_{ic}, \quad (1)$$

$$\dot{\psi} = -\left(\frac{1}{\tau_{\psi a}} + \frac{1}{\tau_{\psi b}}\right)\psi_i - \frac{1}{\tau_{\psi a}\tau_{\psi b}}\varphi_i + \frac{1}{\tau_{\psi a}\tau_{\psi b}}\psi_{ic}, \quad (2)$$

$$\dot{h}_i = -\left(\frac{1}{\tau_{ha}} + \frac{1}{\tau_{hb}}\right)h_i - \frac{1}{\tau_{ha}\tau_{hb}}h_i + \frac{1}{\tau_{ha}\tau_{hb}}h_{ic}. \quad (3)$$

其中:下标 $i = L, W$, 分别表示长机和僚机; V 为无人机的速度, ψ 为航向角, h 为飞行高度; $\tau_V, \tau_{\psi a}, \tau_{\psi b}, \tau_{ha}, \tau_{hb}$ 分别表示速度时间常数、两个航向时间常数和两个高度时间常数。

引入两个坐标系:惯性坐标系和僚机旋转参考坐标系.不失一般性,取惯性坐标系的 X 轴为沿初始速度方向; Y 轴与 X 轴垂直,指向右侧; Z 轴垂直指向纸内.在常规的编队飞行中,大多数是以长机的位置为基准进行控制,这种设计建模困难,并且僚机的控制受到长机的影响较多,一旦长机发生故障,则会影响到整个编队的飞行^[4].考虑到这种情况,本文采用固连于僚机的旋转参考坐标系, x 轴方向与僚机即时速度 V_W 一致, z 轴垂直指向纸内, y 轴垂直于 oxz 平面并指向机身右侧.这样,长机相对僚机的坐标为 (x, y, z) .由此可得到无人机编队的运动学关系为

$$\begin{cases} \dot{x} = V_L \cos(\psi_L - \psi_W) + \dot{\psi}_W y - V_W, \\ \dot{y} = V_L \sin(\psi_L - \psi_W) - \dot{\psi}_W x, \\ \dot{z} = 0, \end{cases} \quad (4)$$

其中 $z = h_W - h_L$. 令 $\dot{z} = \xi$, 则

$$\begin{aligned} \dot{\xi} &= \dot{z} = \ddot{h}_W - \ddot{h}_L = \\ & -\left(\frac{1}{\tau_{ha}} + \frac{1}{\tau_{hb}}\right)\xi \frac{1}{\tau_{ha}\tau_{hb}}z + \frac{1}{\tau_{ha}\tau_{hb}}h_{Wc} - \frac{1}{\tau_{ha}\tau_{hb}}h_{Lc}. \end{aligned} \quad (5)$$

选取 x, V_W, y, ψ_W, z 和 ξ 为状态变量,僚机的 V_{Wc}, ψ_{Wc} 和 h_{Wc} 为控制输入,长机的 V_L, ψ_L 和 h_{Lc} 为干扰输入,由式(1)~(5)可得到无人机编队飞行的三维数学模型,写成状态空间方程如下:

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{V}_W \\ \dot{y} \\ \dot{\psi}_W \\ \dot{\psi}_W \\ \dot{z} \\ \dot{\xi} \end{bmatrix} = A \begin{bmatrix} x \\ V_W \\ y \\ \psi_W \\ \psi_W \\ z \\ \xi \end{bmatrix} + B \begin{bmatrix} V_{Wc} \\ \psi_{Wc} \\ h_{Wc} \end{bmatrix} + \Gamma \begin{bmatrix} V_L \\ \psi_L \\ h_{Lc} \end{bmatrix}. \quad (6)$$

其中

$$A = \begin{bmatrix} 0 & -1 & 0 & 0 & \sin \alpha \\ 0 & \frac{1}{\tau_V} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -1 & -\cos \alpha \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & -\frac{1}{\tau_{\psi a}\tau_{\psi b}} & -\left(\frac{1}{\tau_{\psi a}} + \frac{1}{\tau_{\psi b}}\right) \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad B = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ \frac{1}{\tau_V} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{\tau_{\psi a}\tau_{\psi b}} & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{\tau_{ha}\tau_{hb}} \end{bmatrix}, \quad \Gamma = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -\frac{1}{\tau_{ha}\tau_{hb}} \end{bmatrix};$$

α 为编队角, 设额定间距为 x_0, y_0 时, $\alpha = \arcsin(y_0 / \sqrt{x_0^2 + y_0^2})$.

3 H_∞ 控制器设计

3.1 H_∞ 控制理论

对于一个具有外部输入 w , 控制器输入 u 和测量输出 y 的增广被控对象^[8]

$$\begin{cases} \dot{x} = Ax + B_1w + B_2u, \\ z = C_1x + D_{11}w + D_{12}u, \\ y = C_2x + D_{21}w + D_{22}u. \end{cases} \quad (7)$$

H_∞ 控制问题的目的是要设计一个控制器 $u(s)$, 使得闭环系统内部稳定, 并使从扰动输入 w 到被调输出 z 的闭环传递函数的 H_∞ 范数小于 1. 随着 LMI 方法的应用, H_∞ 控制问题都可描述为包括 LMIs 约束的凸优化问题, 因此, 可通过求解一组 LMIs 来设计既满足 H_∞ 性能指标又获得良好动态性能的多目标控制器。

定理 1^[8] 对系统(7)而言, 存在一个状态反馈 H_∞ 控制器, 当且仅当存在一个对称正定矩阵 X 和矩阵 W 时, 使得矩阵不等式

$$\begin{bmatrix} AX+B_2W+(AX+B_2W)^T & B_1 & (C_1X+D_{12}W)^T \\ B_1^T & -I & D_{11}^T \\ C_1X+D_{12}W & D_{11} & -I \end{bmatrix} < 0 \quad (8)$$

成立. 进而, 如果矩阵不等式 (8) 存在一个可行解 X^* 和 W^* , 则

$$u = W^*(X^*)^{-1}x \quad (9)$$

是系统 (7) 的一个状态反馈 H_∞ 控制器.

3.2 控制系统结构

长机自动驾驶仪发出的指令控制整个编队, 单架僚机的控制指令来自编队控制器. 长机完全独立于僚机, 长机信息是通过僚机的外部传感器提供给僚机. 外部传感器测量、运动学计算、编队控制律和编队间隔指令均在僚机模块中执行. 通过复制僚机模块即可增加额外的无人机到编队飞行仿真中, 因此, 该编队飞行控制系统结构具有很好的扩充性, 也适用于多架僚机组成的无人机编队.

3.3 控制器设计

编队飞行控制的设计目的是使得僚机的飞行控制系统能快速跟踪指令信号 ψ_{Wc} 、 V_{Wc} 和 h_{Wc} , 同时与长机之间保持一定的相对位置, 通过控制系统使得位置误差趋向于零, 即使在长机进行机动飞行时, 仍能满足性能要求.

无人机三维编队模型的状态矩阵是 7×7 维, 增广扩维后维数更高, 这将导致 H_∞ 鲁棒控制器设计过程中加权矩阵的选择较为困难. 根据无人机编队飞行的数学模型 (6) 可以看到, Y 通道 (侧向通道)、 Z 通道 (垂直方向通道) 都与 X 通道 (前向通道) 完全解耦; X 通道与 Y 通道之间基本解耦, 唯一的耦合发生在 X 通道的航向角速率. 这样可以先单独对 Y 通道和 Z 通道进行设计和求解, 然后在此基础上进行 X 通道的设计和求解. 由于解耦, 状态向量 $X \in R^7$ 可进一步划分为

$$X = [(x \ V_w), (y \ \psi_w \ \dot{\psi}_w), (z \ \xi)]^T.$$

3.3.1 Y 通道控制器设计

解耦的 Y 通道状态方程为

$$\begin{bmatrix} \dot{y} \\ \dot{\psi}_w \\ \dot{\dot{\psi}}_w \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & -1 & -\cos \alpha \\ 0 & 0 & 1 \\ 0 & -\frac{1}{\tau_{\psi a} \tau_{\psi b}} & -\left(\frac{1}{\tau_{\psi a}} + \frac{1}{\tau_{\psi b}}\right) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} y \\ \psi_w \\ \dot{\psi}_w \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \frac{1}{\tau_{\psi a} \tau_{\psi b}} \end{bmatrix} \psi_{Wc} + \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \psi_L. \quad (10)$$

Y 通道的控制目标是将最小化作为控制器输

入值的航向误差, 同时按要求保持僚机参考系中 y 方向的编队间隔不变. 选择航向角的误差信号 $\psi_e = \psi_L - \psi_w$ 作为评价指标, 要求的 y 方向间隔 y_c 和长机的航向角信号 ψ_L 作为外部输入 w .

为了将参考信号引入系统中, 同时准确跟踪给定长机航向角 ψ_L , 又分别增加 y 方向间隔误差和航向角误差的积分信号 y_e/s 和 ψ_e/s 作为状态变量, 则有

$$(\dot{y}_e/s) = y_e = y_c - y, (\dot{\psi}_e/s) = \psi_e = \psi_L - \psi_w,$$

因此, Y 通道的状态变量为

$$X_Y = [y \ y_e/s \ \psi_w \ \psi_e/s \ \dot{\psi}_w]^T.$$

对应于系统 (10), 对 Y 通道状态方程进行增广扩维, 其中 $A_Y \in R^{5 \times 5}$, $B_{1Y} \in R^{5 \times 2}$, $B_{2Y} \in R^{5 \times 1}$ 是增广模型的系数矩阵, 都可以由原系统的 Y 通道系数矩阵扩展得到.

鲁棒 H_∞ 状态反馈控制器设计的关键在于加权矩阵 C_{1Y} , D_{11Y} , D_{12Y} 的选择, 控制效果的优劣很大程度上取决于加权矩阵的数值^[10-11]. 经过反复调参实验, 选择 Y 通道的加权矩阵如下:

$$C_{1Y} = [0 \ 0.2 \ 0 \ 0.05 \ 0],$$

$$D_{11Y} = [0 \ 0 \ 0], \ D_{12Y} = [0].$$

应用 Matlab 中 LMI 工具箱的求解器 feasp 对定理 1 中的线性矩阵不等式 (8) 求解, 得到控制器 $K_Y = W^*(X^*)^{-1}x$.

3.4 Z 通道控制器设计

解耦的 Z 通道状态方程为

$$\begin{bmatrix} \dot{z} \\ \dot{\xi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -\frac{1}{\tau_{ha} \tau_{hb}} & -\left(\frac{1}{\tau_{ha}} + \frac{1}{\tau_{hb}}\right) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} z \\ \xi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ \frac{1}{\tau_{ha} \tau_{hb}} \end{bmatrix} h_{Wc} + \begin{bmatrix} 0 \\ -\frac{1}{\tau_{ha} \tau_{hb}} \end{bmatrix} h_{Lc}. \quad (11)$$

设计的 Z 通道 H_∞ 鲁棒控制器应使系统能够精确跟踪长机发出的高度机动, 并保持 z 方向编队间隔不变.

同样, 为将参考信号引入系统中, 并准确跟踪给定长机高度 h_L , 增加 z 方向间隔误差的积分信号 z_e/s 作为状态变量, 有 $(\dot{z}_e/s) = z_e = z_c - z$.

这里需要说明的是, 因 Z 通道的高度误差 $z = h_w - h_L$, 不需再增加高度误差的积分信号作为状态变量, 因此, Z 通道的状态变量为 $X_Z = [z \ \xi \ z_e/s]^T$.

多次调参实验, 选择 Z 通道加权矩阵如下:

$$C_{1Z} = [0 \ 0 \ 0.8], \ D_{11Z} = [0 \ 0], \ D_{12Z} = [0].$$

3.5 X 通道控制器设计

X 通道有两个干扰量, 长机速度 V_L 和由于航向变化影响 Y 通道与 X 通道之间的耦合量 $\dot{\psi}_w$, 故重写

X 通道的状态方程为

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{V}_W \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & -1 \\ 0 & -\frac{1}{\tau_V} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ V_W \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ \frac{1}{\tau_V} \end{bmatrix} V_{Wc} + \begin{bmatrix} 1 & \sin \alpha \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} V_L \\ \dot{\psi}_W \end{bmatrix}. \quad (12)$$

与前述类似, 增加 x 方向间隔误差和速度误差的积分信号 x_e/s 和 V_e/s 作为状态变量, 有

$$(\dot{x}_e/s) = x_e = x_c - x, \quad (\dot{V}_e/s) = V_e = V_L - V_W,$$

则 X 通道的状态变量为

$$X_X = [x \ x_e/s \ V_W \ V_e/s]^T.$$

最终, 选择 X 通道的加权矩阵如下:

$$C_{1X} = [0 \ 0.1 \ 0.01 \ -0.35],$$

$$D_{11X} = [0 \ 0 \ 0], \quad D_{12X} = [0].$$

4 仿真分析

给定仿真时间 30 s, 假设初始编队时长机与僚机处于同一水平面内, 航向角 $\psi_0 = 0^\circ$, 飞行高度 $h_0 = 3000$ ft, 速度 $V_0 = 450$ ft/s. 额定编队间距分别为 $x_0 = 300$ ft, $y_0 = 100$ ft, $z_0 = 0$ ft.

无人机编队飞行鲁棒控制仿真结构如图 1 所示.

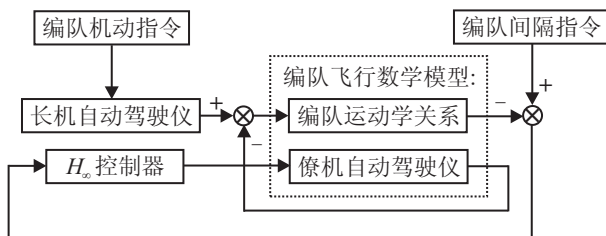


图 1 编队飞行鲁棒控制仿真结构

4.1 仿真结果

4.1.1 编队机动

同时进行航向、速度和高度 3 个通道的组合机动: 航向偏转 20° , 速度减小 25 ft/s, 高度降低 300 ft. 这种组合机动对于无人机编队飞行的机动验证应该是最严格苛刻的. 将本文采用的 H_∞ 状态反馈控制和传统的 PID 控制方法进行仿真比较, 结果如图 2 所示. 图 2(a) 为长僚机的速度、航向和高度机动响应曲线; 图 2(b) 为僚机旋转系中长僚机之间的 x, y, z 三个方向的编队间隔.

可以看到, 两种控制方法中的僚机航向和速度都能在 10 s 内准确跟踪上长机的航向和速度, 并实现零稳态跟踪误差.

在这种组合机动下, x, y 和 z 三个方向上的编队间隔都有一定的波动, 这也充分体现了无人机编队飞行过程中组合机动的协调性. 由图 2 可知, 采用 H_∞ 控制使得 3 个方向上编队间隔的最大偏差较之 PID

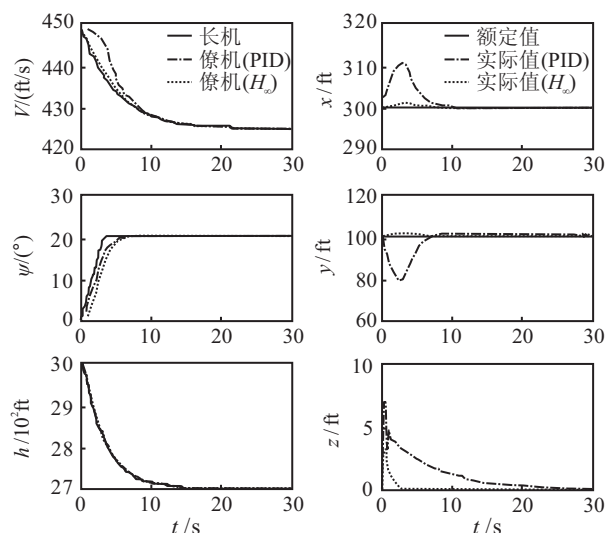


图 2 PID 与鲁棒编队控制器的性能比较

控制大大减小, 调节时间较短, 过渡更加平稳, 控制效果更加理想.

无人机编队飞行对僚机机动性能要求较高, 因此, 考虑实际编队飞行过程中僚机的动力学特性, 引入僚机六自由度运动方程, 将僚机的姿态控制作为内环, 编队控制作为外环, 取代编队仿真中采用的简化自动驾驶仪模型进行验证, 可得到编队飞行的响应曲线如图 3 所示.

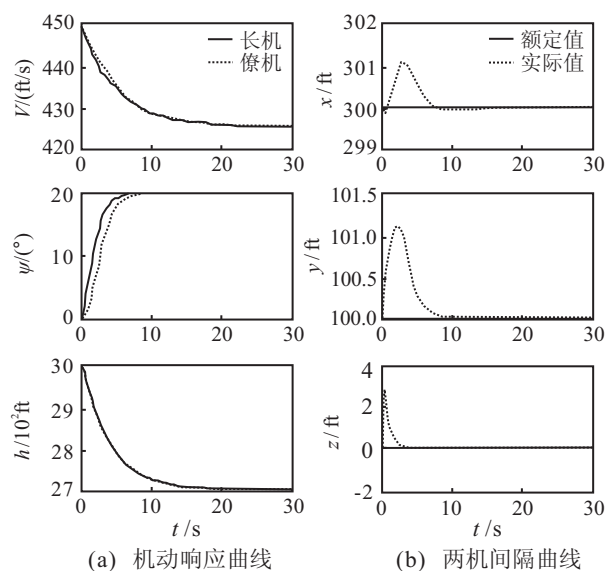


图 3 考虑僚机动力学特性时的仿真曲线

由图 3 可知, 考虑僚机动力学特性时, 所设计的控制器仍能较好地实现编队控制.

4.1.2 编队队形变换

取仿真时间 60 s, 初始值同上. 要求无人机从左菱形编队飞行变换为右菱形编队飞行, 已知右菱形编队的额定间距为 $x_c = 300$ ft, $y_c = -100$ ft, $z_c = 0$ ft. 将右菱形编队额定间距作为编队间距的控制指令, 僚

机是在前进的同时向右进行队形的变换与调整, 为了能够跟踪长机并调整队形, 僚机速度和航向角都经历了从增大到减小最终回到额定值的过程, 在此过程中, y 方向间隔由长机左边 100 ft 变化到长机右边 100 ft, 完成了队形的变换. 图 4 为长僚机之间的间距变化和实时轨迹, 直观地表明了僚机较好地完成了从左菱形到右菱形的队形变换.

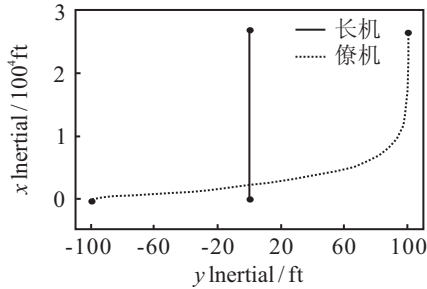
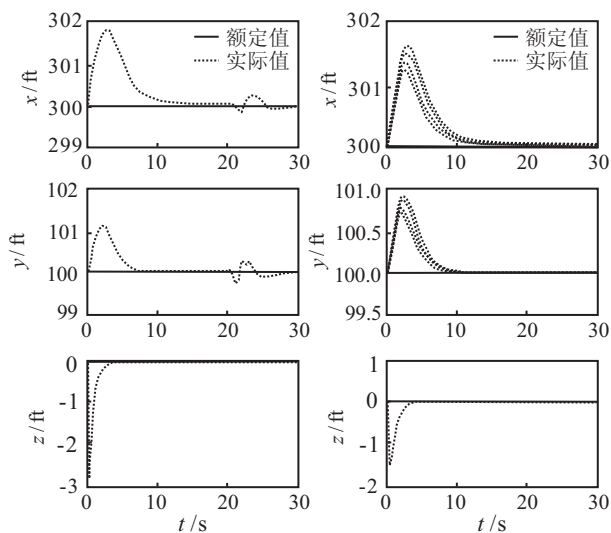


图 4 左菱形变为右菱形的实时轨迹

4.2 鲁棒性验证

为了验证系统的抗风干扰性能, 令长机航向角发生 20° 偏转, 待响应稳定后, 在 20~25 s 时对长机航向指令再施加一个白噪声信号来模拟 5 s 阵风对长机航向的影响^[12]. 仿真结果如图 5(a) 所示, 由图可知, 当长机受到阵风等外界干扰时, 所设计的控制器能够很快地将编队队形收敛为期望队形, 具有很强的抗干扰性能. 如果阵风等外界干扰作用于僚机, 则长机与僚机的相对状态发生了变化, 由于旋转参考系是固连于僚机中心的, 也可以转化为阵风对长机的影响.

多机编队飞行会使得飞行参数波动加剧, 对飞行参数变化 10%, 30%, 50% 时的编队飞行分别仿真, 如图 5(b) 所示. 响应过程中误差有所增加, 但都能很快收敛到期望间距. 当飞行参数变化达到 50% 时, 本文



(a) 加入扰动系统响应曲线 (b) 参数变化时系统响应曲线

图 5 鲁棒性验证仿真曲线

设计的控制器仍能够对编队进行有效的控制, 具有较好的鲁棒性.

5 结 论

本文根据无人机自动驾驶仪和编队飞行的运动学关系, 得出了编队飞行的三维数学模型, 采用鲁棒 H_∞ 控制理论, 分通道设计了三维编队飞行控制系统, 简化了加权矩阵的选择, 为鲁棒控制理论在无人机编队飞行中的应用开辟了新的研究方向. 对比 PID 控制可以看到, 采用 H_∞ 控制能够更加有效地控制僚机无碰撞跟踪长机的航向、速度和高度机动保持队形. 此外, 本文的建模和设计方法具有很好的扩充性, 通过控制相应的编队间隔可用于两架或多架无人机编队飞行的队形保持和变换控制, 具有一定参考价值.

参考文献(References)

- [1] 朱战霞, 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.)
- [2] Ben Yun, Ben M Chen, Lum K Y, et al. 2A leader-follower formation flight control scheme for UAV helicopters[C]. Proc of the IEEE Int Conf on Automation and Logistics. Qingdao, 2008.
- [3] Fabrizio Giulietti, Mario Innocenti, Marcello Napolitano, et al. Dynamic and control issues of formation flight[J]. Aerospace Science and Technology, 2005, 36(9): 65-71.
- [4] 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]. J of System Simulation, 2009, 21(22): 7211-7214.)
- [5] 李文皓, 张珩. 用于多无人机编队飞行的PIDA+逆飞行控制器[J]. 系统仿真学报, 2009, 21(19): 6221-6224.
(Li W H, Zhang H. PIDA plus inversion flight controller for multiple unmanned aerial vehicle formation[J]. J of System Simulation, 2009, 21(19): 6221-6224.)
- [6] Fabrizio Giulietti, Giovanni Mengali. Dynamics and control of different aircraft formation structures[J]. Aeronautical J, 2004, 108(1081): 117-124.
- [7] 刘小雄, 章卫国, 李广文, 等. 无人机自主编队飞行控制的技术问题[J]. 电光与控制, 2006, 13(6): 28-31.
(Liu X X, Zhang W G, Li G W, et al. Discussion on autonomous formation flight control technique of UAV[J]. Electronics Optics and Control, 2006, 13(6): 28-31.)