

无人机自主编队制导律设计

魏扬, 张登成, 张艳华, 朱和铨, 郑无计

(空军工程大学 航空航天工程学院, 陕西 西安 710038)

摘 要: 自主编队是无人机集群作战的关键技术。提出了一种基于视线的三维无人机双机与多机自主编队方法。制导律采用横纵分离的经典 PD 控制方式进行设计, 建立了加入制导律的双机、多机的质点相对运动学模型, 通过求解该模型在平衡点处的雅克比矩阵的特征根, 来判断制导律的稳定性。仿真结果表明: 设计的制导律能有效引导无人机构成编队, 并保持编队飞行。

关 键 词: 无人机; 自主编队; 制导律; PD 控制; 雅克比矩阵

中图分类号: V249

文献标识码: A

文章编号: 1002-0853(2016)02-0037-05

DOI:10.13645/j.cnki.f.d.20160110.014

Guidance laws for UAVs autonomous formation

WEI Yang, ZHANG Deng-cheng, ZHANG Yan-hua, ZHU He-quan, ZHENG Wu-ji

(Aeronautics and Astronautics Engineering College, AFEU, Xi'an 710038, China)

Abstract: Autonomous formation is a key technology for UAV swarms. The three-dimensional UAV autonomous formation guidance laws for two and multiple vehicles are proposed based on line-of-sight. The guidance laws are designed by classical PD control method which vertical and lateral are separated. Then the particle relative kinematic model included the guidance laws for two and multiple vehicles are established. Stability of the proposed guidance laws is analyzed by using the eigenvalues of the Jacobian matrix at the equilibrium point. The simulation result demonstrates the guidance laws can effectively form the prescribed formation and keep formation flight.

Key words: UAV; autonomous formation; guidance laws; PD control; Jacobian matrix

0 引言

在未来战争中, 仅靠单架无人机自主作战无法适应复杂多样的战场环境, 而具备协同作战的无人机编队能更好地完成任务^[1], 与单架无人机相比具有作战效率高、视野广阔等优势, 可实现对目标的全方位立体监视, 对地精确攻击。近距离编队飞行还可使整体阻力减小^[2]。编队飞行作为无人机研究领域的热点与难点问题, 涉及多项关键技术, 例如: 队形设计、自主编队、队形保持变换、协调通信等。

无人机自主编队是实现集群作战的关键技术。无人机固定编队飞行通常分为队形构成、队形保持和队形重构三个阶段^[3]。队形构成实质就是自主编队, 即要求僚机能够以设计的制导律, 通过航向、速度和高度变化与长机自主完成设定的编队队形。目前国内外关于无人机编队飞行的研究很多, 但主

要集中在编队队形保持与变换控制上^[4-7], 而关于自主编队的研究相对较少。王晋云等^[3]设计了无人机紧密编队队形构成控制律, 但控制精度不高。李杰等^[8]提出了基于微分几何与李群的无人机编队会合方法, 但仅适用于松散编队。文献[9]虽然设计了无人机自主编队制导律, 但只在二维平面上, 且没有设计纵向的制导律。为了简化分析, 本文采用改进的领航-跟随的编队方式^[10] (每一架无人机都以其前面的无人机为参考), 在前人的基础上设计了基于视线 (Line-Of-Sight, LOS) 的无人机三维自主编队制导律, 采用 PD 控制方式, 具有直观性强、控制精度高、形式简单等优点, 对无人机自主编队制导具有一定的参考价值。

1 问题描述

无人机自主编队整个过程可分为接近阶段和实

收稿日期: 2015-06-11; 修订日期: 2015-11-23; 网络出版时间: 2016-01-10 14:13

基金项目: 国家自然科学基金资助(61203134, 11402301)

作者简介: 魏扬(1992-) 男, 陕西汉中, 硕士研究生, 研究方向为飞行力学与飞行仿真;

张登成(1969-) 男, 河北怀安人, 副教授, 博士, 研究方向为飞行力学与飞行仿真。

施编队阶段。接近阶段是僚机先从初始位置迅速飞行到长机后方某一距离 δ , 然后等待长机指令的自动飞行阶段。实施编队阶段是僚机飞到该距离 δ 时, 长机下达编队授权命令, 僚机以设计制导律开始靠近长机, 到达要求的编队相对位置的自动飞行阶段。由此, 需要分别设计这两个阶段的制导律。图 1 ~ 图 3 是对双机及三机自主编队的运动解析。

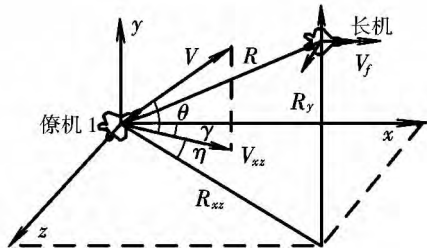


图 1 双机三维运动

Fig. 1 Three-dimensional movement for two vehicles

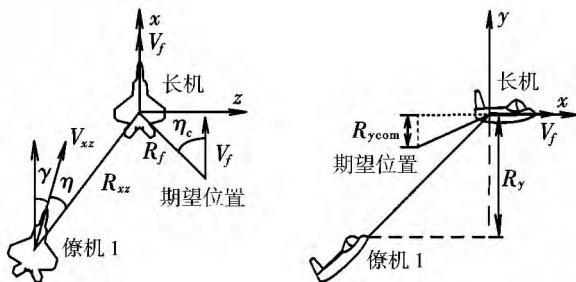


图 2 双机自主编队横向、纵向运动

Fig. 2 Horizontal and vertical movement for two vehicles

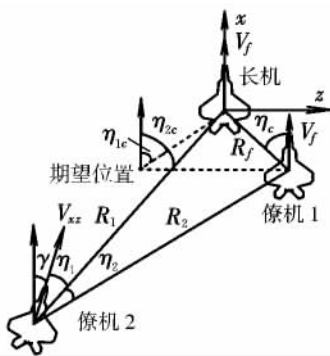


图 3 三机自主编队横向运动

Fig. 3 Horizontal movement for three vehicles

由图 1 可知, 不失一般性, 假设长机以速度 V_f 沿 $+x$ 方向飞行, 僚机 1 位于长机后方的某一空间点, 速度为 V , 方向始终与机头指向重合, 其在水平面的分速度为 V_{xz} ; θ 为航迹俯仰角, 上偏为正, 一般范围为 $-90^\circ \sim +90^\circ$; R 为长机与僚机的相对距离, 其在水平面投影为 R_{xz} , 竖直面投影为 R_y ; γ 为航向角, 规定在 $+x$ 方向右侧为正, 左侧为负; η 为 V_{xz} 与 R_{xz} 之间的夹角, 称为视线偏差角, 规定在 V_{xz} 方向右

侧为正, 左侧为负。

由图 2 可知, 在横向上, 僚机飞到期望位置时与长机成设定的视线偏差角为 η_c , 此时 $\gamma = 0^\circ$, 与长机相对水平距离为 R_f ; 在纵向上, 僚机飞到期望位置时与长机的相对高度为 R_{ycom} 。

由图 3 可知, 僚机 1 已完成编队。图 3 中, η_1 , η_2 分别为僚机 2 任意位置时与长机、僚机 1 的视线偏差角; η_{1c} , η_{2c} 分别为僚机 2 到达期望编队位置时与长机、僚机 1 的视线偏差角; R_1 , R_2 分别为僚机 2 与长机、僚机 1 横向的相对距离。

2 无人机自主编队制导律设计

2.1 双机自主编队制导律设计

2.1.1 接近阶段制导律设计

由于僚机初始位置离长机较远, 期望僚机 1 能以最大加速度 \dot{V}_{max} 飞行, 同时使航向指向长机, 迅速接近长机, 在纵向上达到编队队形指定的相对高度 R_{ycom} , 直到僚机与长机相距为 δ 。此阶段设计的制导律以航向角速度 $\dot{\gamma}$ 、加速度 \dot{V} 、俯仰角速度 $\dot{\theta}$ 为控制对象。当 $R \geq \delta$ 时, 描述如下:

$$\left. \begin{aligned} \dot{\gamma} &= c_1(\eta - \eta_a) + c_2\dot{\eta} \\ \dot{V} &= \dot{V}_{max} \\ \dot{\theta} &= c_3(R_y - R_{ycom}) + c_4\dot{R}_y \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

式中: η_a 为僚机与长机相距 δ 时与长机的视线偏差角; 速度最大不超过 V_{max} , $\theta \in (-90^\circ, 90^\circ)$; 控制目标为当 $R = \delta$ 时, $R_y = R_{ycom}$, $\theta = 0^\circ$, $\eta = \eta_a$; c_1 , c_2 , c_3 , c_4 为控制参数。

2.1.2 实施编队阶段制导律设计

当僚机距离长机较近时, 需要减速直至等于长机速度, 并希望此时的相对距离刚好为 R_f 。由于在接近阶段纵向已到达期望的相对高度, 且 $\theta = 0^\circ$, 在此阶段保持不变即可。此时速度可以通过横向相对距离 R_{xz} 来控制。此阶段设计的制导律参见文献 [9], 并加以改进, 以 $\dot{\gamma}$, \dot{V} , $\dot{\theta}$ 为控制对象。当 $R < \delta$ 时, 描述如下:

$$\left. \begin{aligned} \dot{\gamma} &= c_5(\eta - \eta_c) + c_6\dot{\eta} \\ \dot{V} &= c_7(R_{xz} - R_f) + c_8\dot{R}_{xz} \\ \dot{\theta} &= 0 \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

2.2 多机自主编队制导律设计

在双机已完成编队的基础上, 设计多机自主编队制导律, 接近阶段制导律与式 (1) 相同, 这里不再赘述, 仅设计实施编队阶段制导律。如图 3 所示, 以三机编队为例, 僚机 2 以僚机 1 与长机为参考, 以

$\dot{\gamma}$, \dot{V} , $\dot{\theta}$ 为控制对象, $\dot{\gamma}$ 由 η_1 控制, \dot{V} 由 η_2 控制。设计实施编队阶段 ($R < \delta$) 的制导律如下:

$$\left. \begin{aligned} \dot{\gamma} &= c_9(\eta_1 - \eta_{1c}) + c_{10}\dot{\eta}_1 \\ \dot{V} &= c_{11}(\eta_2 - \eta_{2c}) + c_{12}\dot{\eta}_2 \\ \dot{\theta} &= 0 \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

同理僚机 3 以僚机 1、僚机 2 为参考, 利用上述制导律进行编队, 以此类推即实现了多机编队制导。需要指出的是, 设计的制导律反馈信号可由视觉传感器或机间数据链获得, 由于只需要视线偏差角及相对距离信息, 就降低了对 UAV 导航系统的要求。

3 相对运动学模型

为了实现设计的制导律, 如图 1 所示, 根据飞行运动学规律, 建立如下的双机和多机质点相对运动学模型:

$$\Delta \dot{x} = V_{xz} \cos \gamma - V_f = V \cos \theta \cos \gamma - V_f \quad (4)$$

$$\Delta \dot{z} = V_{xz} \sin \gamma = V \cos \theta \sin \gamma \quad (5)$$

$$\dot{R}_y = V \sin \theta \quad (6)$$

$$\dot{R}_{xz} = V_f \cos(\gamma + \eta) - V \cos \theta \cos \eta \quad (7)$$

$$\dot{\eta} = \frac{1}{R_{xz}} [V \cos \theta \sin \eta - V_f \sin(\gamma + \eta)] - \dot{\gamma} \quad (8)$$

$$R = \sqrt{\Delta x^2 + \Delta z^2 + R_y^2} \quad (9)$$

$$R_{xz} = \sqrt{\Delta x^2 + \Delta z^2} \quad (10)$$

同理, 在图 4 中, 可以类似得到:

$$\dot{\eta}_1 = \frac{1}{R_1} [V \cos \theta \sin \eta_1 - V_f \sin(\gamma + \eta_1)] - \dot{\gamma} \quad (11)$$

$$\dot{\eta}_2 = \frac{1}{R_2} [V \cos \theta \sin \eta_2 - V_f \sin(\gamma + \eta_2)] - \dot{\gamma} \quad (12)$$

$$R_1 = R_f |\sin(\gamma + \eta_2 + \eta_c) / \sin(\eta_2 - \eta_1)| \quad (13)$$

$$R_2 = R_f |\sin(\gamma + \eta_1 + \eta_c) / \sin(\eta_2 - \eta_1)| \quad (14)$$

以上建立的相对运动学模型与设计的制导律相结合, 就可以生成制导指令。

4 制导律稳定性判断方法

针对上述在实施编队阶段建立的制导律, 有必要分析一下其稳定性, 作为判断制导律是否能够引导无人机构成期望的编队队形的必要条件。这里通过求解在平衡点处的雅可比矩阵的特征根来判断制导律稳定性。

首先分析双机编队制导律的稳定性。由式

(2)、式(7)和式(8)联立求解可得:

$$\begin{bmatrix} \dot{\eta} \\ \dot{\gamma} \\ \dot{V} \\ \dot{R}_{xz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{1+c_6} & \frac{-1}{1+c_6} & 0 & 0 \\ \frac{c_6}{1+c_6} & \frac{1}{1+c_6} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & c_8 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \frac{1}{R_{xz}} [V \cos \theta \sin \eta - V_f \sin(\gamma + \eta)] \\ c_5(\eta - \eta_c) \\ c_7(R_{xz} - R_f) \\ V_f \cos(\gamma + \eta) - V \cos \theta \cos \eta \end{bmatrix} \quad (15)$$

令上式为 0, 可得平衡点为: $[\eta_c, \rho, V_f, R_f]^T$ ($\theta = 0^\circ$)。通过线性化该系统, 求出在平衡点处的雅可比矩阵为:

$$A = \begin{bmatrix} \frac{-c_5}{1+c_6} & \frac{-V_f \cos \eta_c}{(1+c_6)R_f} & \frac{\sin \eta_c}{(1+c_6)R_f} & 0 \\ \frac{c_5}{1+c_6} & \frac{-c_6 V_f \cos \eta_c}{(1+c_6)R_f} & \frac{c_6 \sin \eta_c}{(1+c_6)R_f} & 0 \\ 0 & -c_8 V_f \sin \eta_c & -c_8 \cos \eta_c & c_7 \\ 0 & -V_f \sin \eta_c & -\cos \eta_c & 0 \end{bmatrix} \quad (16)$$

同理可对多机编队制导律稳定性进行分析。联立式(3)、式(11)和式(12), 求得平衡点为: $[\eta_{1c}, \eta_{2c}, \rho, V_f]^T$ 。据此可得多机编队的雅可比矩阵, 限于篇幅这里没有列出。

要检查该闭环系统的稳定性, 通过下式求解特征值。若特征值都位于左半复平面, 则系统稳定。

$$\det(sI - A) = 0 \quad (17)$$

5 制导律稳定性分析与有效性仿真验证

5.1 双机编队制导律的仿真验证

根据前面设计的制导律以及建立的相对运动学模型, 设置相关参数, 通过 MATLAB 编程进行仿真, 来检验设计双机编队制导律的有效性。具体参数为: 长机初始位置 $(x_{p0}, y_{p0}, z_{p0}) = (0, 0, 0)$ m; 僚机初始位置 $(x_0, y_0, z_0) = (-7, -2, -6)$ km; 僚机初始姿态角 $(\gamma_0, \theta_0) = (5^\circ, 30^\circ)$; 长、僚机初始速度 $(V_f, V_0) = (80, 100)$ m/s; 僚机最大加速度与最大速度 $(\dot{V}_{\max}, V_{\max}) = (10 \text{ m/s}^2, 150 \text{ m/s})$; $(\eta_a, \eta_c, R_{ycom}, R_f) = (-5^\circ, -45^\circ, 0 \text{ m}, 50\sqrt{2} \text{ m})$; $\delta = 500 \text{ m}$ 。

以长机位置为坐标原点, 根据设置的参数可知,

僚机到达编队期望点相对坐标为 $(-50\ 0\ 50)\text{ m}$ 。其中僚机初始视线偏差角 η_0 可由下式计算得到:

$$\eta_0 = \arctan \left| \frac{z_0 - z_{p0}}{x_0 - x_{p0}} \right| - \gamma_0 \quad (18)$$

这里取 $c_1 = 0.2\ c_2 = 0.2\ c_3 = -0.000\ 55\ c_4 = -0.007\ c_5 = 0.002\ c_6 = 0.2\ c_7 = 0.005\ c_8 = 0.29$ 。将相关参数代入式(16) 利用式(17)得到A 阵特征值为: $-0.155\ 9 \pm 0.163\ 1\text{ i}, -0.010\ 3, -0.017\ 9$ 。4 个特征值均位于左半复平面,说明设计的制导律模型是稳定的。双机编队制导律的仿真验证结果如图4~图6 所示。

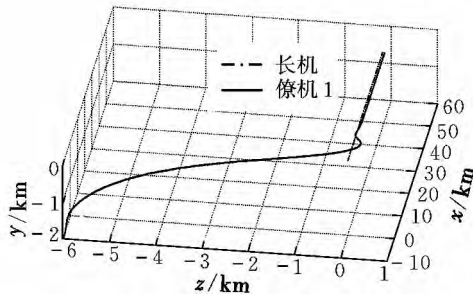


图 4 三维双机编队飞行轨迹

Fig. 4 Three-dimensional flight trajectory for two vehicles

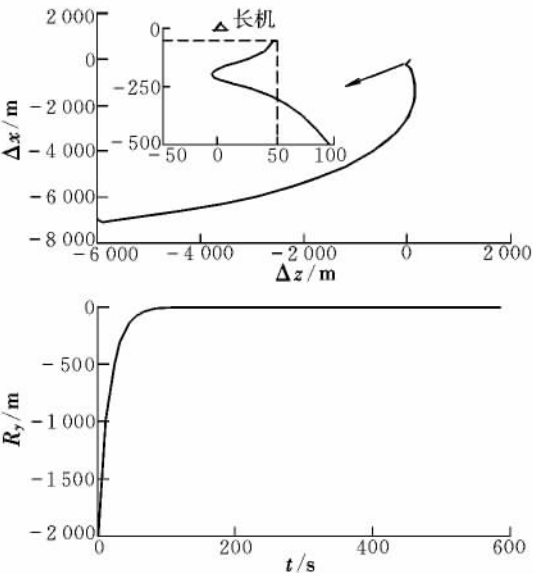


图 5 僚机 1 与长机相对距离变化过程

Fig. 5 Relative distance between wingman 1 and leader

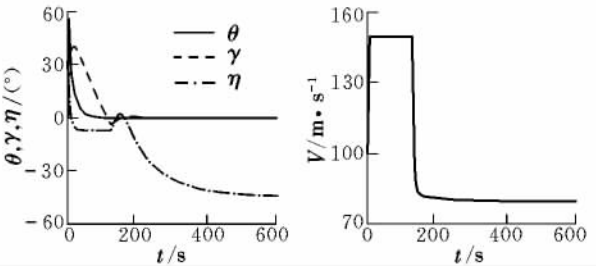


图 6 僚机 1 速度及相关角度变化过程

Fig. 6 Speed and related angles for wingman 1

由图4 可知,僚机在实现编队过程中飞行轨迹较为平缓,最终其速度方向与长机保持一致。这一点从图6 最终 $\gamma = 0^\circ$ 也可以看出。由图5 可知,僚机在横向和纵向均准确地到达编队位置。由图6 可知,僚机速度 V 、俯仰角 θ 、航向角 γ 及视线偏差角 η 变化平稳,无突变,都在允许的范围内,且都达到了平衡点并保持稳定。以上仿真结果验证了双机编队制导律的有效性。

5.2 多机编队制导律的仿真验证

以四机编队为例,验证多机编队制导律的有效性。表1 为四机初始位置及期望编队位置,长机和僚机1 已完成编队。如表2 所示,僚机2 以长机、僚机1 为参考进行制导,僚机3 以僚机1、僚机2 为参考进行制导,并给出期望位置的编队角度。具体编队队形如图7 所示。

表 1 四机编队初始位置及期望编队位置

Table 1 Initial and desired position for four-vehicle formation

UAV	$x_0\ y_0\ z_0/\text{m}$	$\Delta x_{\text{com}}\ R_{y\text{com}}\ \Delta z_{\text{com}}/\text{m}$
长机	0 0 0	0 0 0
僚机 1	-50 0 50	-50 0 50
僚机 2	-5 000, -2 000, -6 000	-50 0, -50
僚机 3	-7 000, -2 000, -8 000	-100 0 0

表 2 四机期望编队位置的编队角度

Table 2 Desired angles for four-vehicle formation

UAV	参考 UAV1	η_{1c}	参考 UAV2	η_{2c}	η_a
僚机 2	长机	45°	僚机 1	90°	5°
僚机 3	僚机 1	45°	僚机 2	-45°	0°

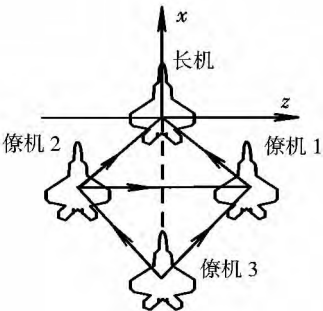


图 7 四机编队队形

Fig. 7 Four-vehicle formation

为简单起见,除表1 和表2 给出的参数外,其他参数与5.1 节一致。取 $c_9 = 0.02, c_{10} = 0.2, c_{11} = -20, c_{12} = -250, c_1, c_2, c_3$ 和 c_4 同上。以僚机2 为例,将其相关参数分别代入多机编队的雅可比矩阵,得到A 阵特征值为: $-1.9902, -0.0802 \pm 0.0989\text{ i}, -0.0827$ 。这4 个特征值均位于左半复平面,说明所设计的制导律模型是稳定的。僚机3 的计算结果类

似。图8~图10是四机编队制导律的仿真验证结果。

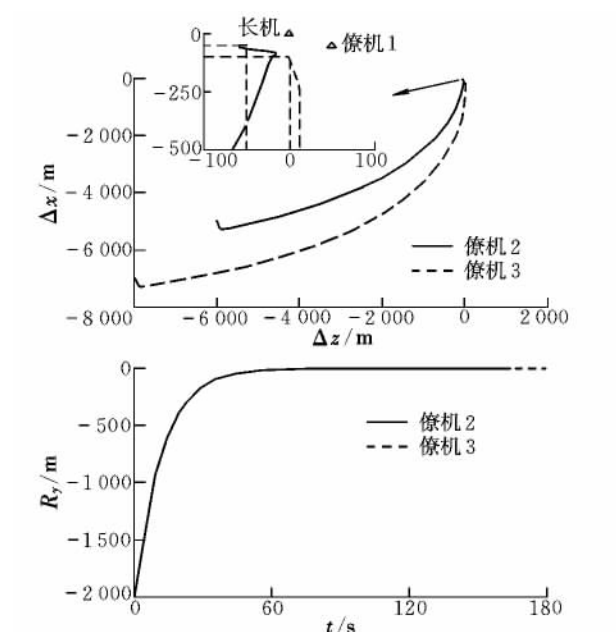


图8 僚机2、僚机3与长机相对距离变化过程

Fig. 8 Relative distance between wingman 2, wingman 3 and leader

从图8可以看出,在横向,僚机2和僚机3分别准确地到达了期望的编队位置,在纵向两者相对高度的变化基本相同,都达到了期望的相对高度。

僚机2在编队过程中角度及速度变化情况如图9所示。僚机3的情况与之类似。

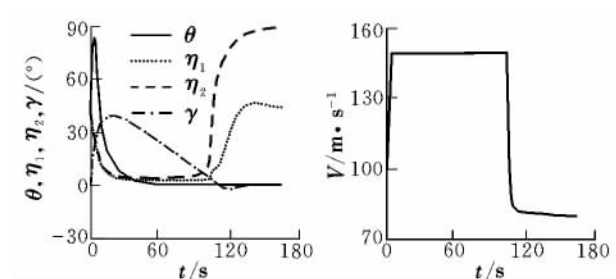


图9 僚机2的角度和速度变化曲线

Fig. 9 Angle and speed change curves for wingman 2

由图9可知,僚机2在编队过程中, η_1 最终收敛到 45° , η_2 最终收敛到 90° , θ 和 γ 最终均收敛到 0° ,并保持稳定,且速度在整个变化过程中没有超过最大值,最终的速度与长机和僚机1保持一致。

由此验证了所设计的多机自主编队制导律能有效地使多架僚机稳定达到期望编队位置和角度。同时,只要改变长机与僚机期望编队的相对距离与角度,就可以改变整个编队队形。当编队无人机数量较多时,依照本文设计的多机制导律仍可动态并行实现编队。可实现的编队队形并不局限于文中所见的编队队形,同样适用于其他编队队形,如图10所

示的编队队形等均可实现。

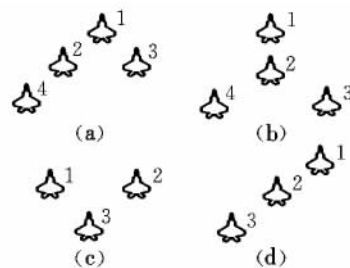


图10 多机编队制导律适用的编队队形

Fig. 10 Guidance laws applicable to multiple-vehicle formation

6 结束语

本文采用经典的PD控制设计了基于视线的三维无人机自主编队制导律,并给出了制导律稳定性判断方法。通过双机和四机自主编队的仿真,验证了生成的制导指令能较好地导引无人机构成编队,并保持编队飞行,且形式简单,易于理解和实现。同时设计的制导律可通过设置不同参数实现多种编队队形。在后续工作中,可以在此基础上进一步设计内环控制律,用以控制无人机按照制导指令飞行。

参考文献:

- [1] 王晋云,魏瑞轩,董志兴,等. 无人机编队飞行控制仿真研究[J]. 火力与指挥控制, 2010, 35(3): 34-38.
- [2] 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.
- [3] 王晋云,魏瑞轩,刘月,等. 无人机紧密编队队形构成控制[J]. 飞行力学, 2008, 26(6): 34-37.
- [4] 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.
- [5] 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.
- [6] Giulietti F, Mengali G. Dynamics and control of different aircraft formation structures[J]. Aeronautical Journal, 2004, 108(1081): 117-124.
- [7] Li S M, Boskovic J D, Mehra R K. Globally stable automatic formation flight control in two dimensions[R]. AIAA-2001-4046, 2001.
- [8] 李杰,彭双春,安宏雷,等. 基于微分几何与李群的无人机编队会合方法[J]. 国防科技大学学报, 2013, 35(6): 157-164.
- [9] Tahk M J, Park C S, Ryoo C K. Line-of-sight guidance laws for formation flight[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2005, 28(4): 708-716.
- [10] 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, 2008.

(编辑: 方春玲)