

无人机编队的制导律设计

魏扬*, 徐浩军, 李哲, 杨梓鑫

空军工程大学航空工程学院, 陕西 西安 710038

摘要:编队队形的构成是无人机自主编队的关键环节。本文针对无人机在空间机动飞行过程中的编队队形的构成问题,提出一种基于视线的制导律设计的方法。采用PD控制方法分段设计了双机与多机编队队形构成的制导律。通过求解系统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;编队队形构成;视线;制导律

无人机的自主编队技术是实现多无人机协同的基础^[1]。无人机进行自主编队飞行可分为会合、编队构成、编队保持、编队重构、编队解散5个过程。由于无人机是全自主飞行,实现编队的会合以及构成编队队形对制导与控制系统要求较高。

无人机编队是研究热点。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已构成之后的保持与变换阶段上^[2~5],而关于编队队形构成的研究相对较少。

无人机的制导与控制技术一般用来解决航路跟踪、空中加油、编队飞行等问题。G. Ambrosino 等^[6]在制导外回路中基于视线法设计了航路跟随的制导律;刘重等^[7]提出了一种基于反步法和非线性动态逆无人机三维航路跟踪制导控制方法。空中加油的会合控制问题实质上就是编队构成的控制问题。Ochi 等^[8]基于传统的比例导引和视线角设计了一种受油机飞行控制系统。袁锁中等^[9]根据受油机与加油机的空间位置及视线角,基于滑模面设计了满足会合要求的制导律,基于动态逆设计了控制系统,能有效引导受油机实现与加油机的会合。

在编队飞行方面,王晋云等^[10]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^[11]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。Byoung Soo Kim 等^[12]基于无人机六自由度非线性模型和视线坐标系下建立的编队动力学模型,以反推自适应结合动态逆方法对制导律与控制律进行了一体化设计,并采用单隐层神经网络对系统存在的不确定性进行在线补偿,控制效果良好,实现了编队队形构成和保持;M. Sadraey^[13]采用制导控制一体化设计思想,基于视线法设计了制导律,基于线性化后的动力学模型采用LQR线性二次型最优控制方法设计了控制律,实现了四机自主构成圆形编队并保持编队飞行。

为了简化分析,本文采用改进的领航-跟随的编队方式(每一架无人机都以其前面的无人机为参考),参考导弹的制导方式,设计了基于视线(Line-Of-Sight, LOS)的无人机三维编队制导律,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,对无人机编队制导具有一定的参考价值。

1 相对运动模型

如图1~图3所示分别为三维空间、 $x-y$ 平面和纵向平面上双机编队的几何关系。图中采用北-天-东的地面坐标系。其中,假设长机以速度 V_l 沿 $+X$ 方向平飞,僚机飞行速度为 V_f , V_{xz} 、 V_{xy} 分别为速度在 $x-y$ 平面、

* 通信作者. Tel.: 15339171636 E-mail: 15339171636@163.com

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2018.S2.014

纵向平面的分速。 R 为长机与僚机的相对距离, R_{xy} 为 $x-y$ 平面上双机的相对距离, X 方向相对距离为 R_x , Y 方向相对距离为 R_y , 相对高度为 R_z 。 γ 为航迹俯仰角, χ 为航向角, η 为 V_{xy} 与 R_{xy} 之间的夹角, 为僚机 1 与长机的视线角, 规定 η 在 V_{xy} 方右侧为正。设僚机飞到期望编队位置时与长机成设定的视线角为 η_c , 与长机相对水平距离为 R_{xy_com} , 与长机相对高度为 h_{com} 。

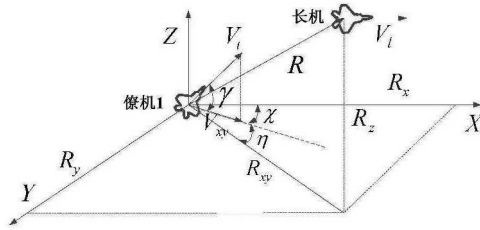


图 1 三维空间双机编队的几何关系

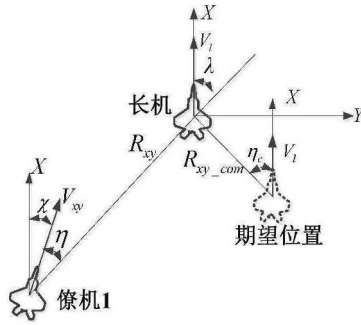


图 2 $x-y$ 平面上双机编队的几何关系

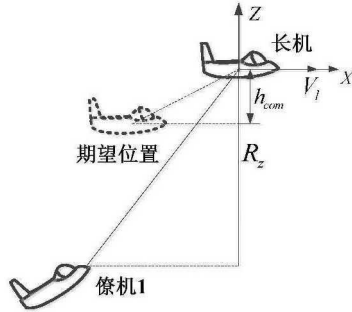


图 3 纵向平面上双机编队的几何关系

以三机编队为例来分析多机编队的运动。如图 4 所示, 僚机 1 已完成编队, η_1 、 η_2 分别为僚机 2 任意位置时与长机、僚机 1 的视线角, 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 的视线角。 R_{xy1} 、 R_{xy2} 分别为僚机 2 与长机、僚机 1 在二维水平面上的相对距离。

由此可建立无人机编队的相对运动学模型, 如式(1)~式(5)所示:

$$\dot{R}_x = V_{xy} \cos \chi - V_l = V_l \cos \gamma \cos \chi - V_l \quad (1)$$

$$\dot{R}_y = V_{xy} \sin \chi = V_l \cos \gamma \sin \chi \quad (2)$$

$$\dot{R}_z = V_l \sin \gamma \quad (3)$$

$$\dot{R} = \frac{1}{R} (R_x \dot{R}_x + R_y \dot{R}_y + R_z \dot{R}_z) \quad (4)$$

$$\dot{R}_{xy} = V_l \cos(\chi + \eta) - V_l \cos \gamma \cos \eta \quad (5)$$

定义 λ 为长机相对于僚机 1 的视线角,由图 3 可知, $\lambda = \eta + \chi$,由相对运动关系可得:

$$R_{xy} \dot{\lambda} = V_{xy} \sin \eta - V_l \sin \lambda \quad (6)$$

由式(6)可得到视线角的变化率为:

$$\dot{\eta} = \frac{1}{R_{xy}} (V_l \cos \gamma \sin \eta - V_l \sin(\chi + \eta)) - \dot{\chi} \quad (7)$$

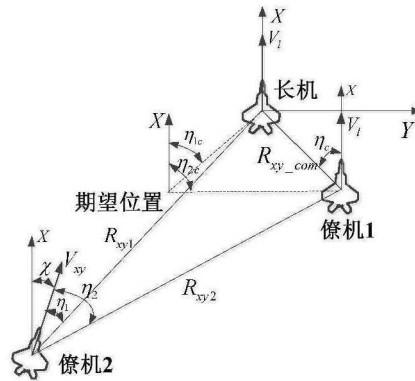


图 4 x - y 平面上三机编队的几何关系

2 制导律设计

本文分两段分别设计制导律,第一编队阶段为会合阶段,要求在考虑性能约束的条件下,仅引导僚机以最快的速度到达长机后方某一期望的相对距离,并控制僚机与长机的速度、航向偏差尽量小。当两者位置保持一定的距离时,再采用更为精确的制导系统,实现僚机与长机的精确编队,并使速度、航向保持一致。

制导律的控制量为航向角 χ 、航迹俯仰角 γ 和速度 V_l ,分别控制航向、高度、速度的变化。

2.1 双机编队构成制导律设计

(1) 航向通道制导律

定义僚机 1 从初始位置到距离长机为 δ 时的飞行阶段为编队的会合阶段,即 $R \geq \delta$ 。当 $R < \delta$ 时为编队的队形构成阶段。采用 PD 控制方式,航向角速率 $\dot{\chi}_c$ 的表达式为:

$$\begin{cases} \dot{\chi}_c = c_1(\eta - \eta_a) + c_2 \dot{\eta} & R \geq \delta \\ \dot{\chi}_c = c_3(\eta - \eta_c) + c_4 \dot{\eta} & R < \delta \end{cases} \quad (8)$$

式中: η_a 为僚机与长机相距 δ 时与长机的视线角。 c_1, c_2, c_3, c_4 为控制参数。

(2) 速度通道制导律

在编队的会合阶段,即当 $R \geq \delta$ 时,两个飞行器相距较远,希望僚机 1 以最大加速度 \dot{V}_{\max} 飞行,直到加速到最大飞行速度。当僚机 1 距离长机较近时,即当 $R < \delta$ 时需要减速直至等于长机速度 V_l ,并希望此时的相对距离刚好为 R_f ,此时 $R_f = R_{xy-com}$ 。由此速度制导律设计如下:

$$\begin{cases} \dot{V}_{lc} = \dot{V}_{\max} & R \geq \delta \\ \dot{V}_{lc} = c_5(R - R_f) + c_6 \dot{R} & R < \delta \end{cases} \quad (9)$$

式中: R_f 为僚机 1 到达期望编队位置时与长机之间的距离。 c_5, c_6 为控制参数。

(3) 高度通道制导律

采用航迹倾角 γ 来控制僚机 1 的飞行高度, 当 $R \geq \delta$ 时, 采用 PD 控制方式, 在 $R = \delta$ 时要求僚机到达编队期望高度 h_{com} , 且航迹倾角与长机保持一致即 $\gamma_c = 0$ 。当 $R < \delta$ 时, 为保持编队的稳定, 编队队形构成阶段的航迹俯仰角应继续保持为 0。则航迹俯仰角 γ 的制导指令设计如式 (10) 所示:

$$\begin{cases} \dot{\gamma}_c = c_7(R_z - h_{com}) + c_8\dot{R}_z & R \geq \delta \\ \gamma_c = 0 & R < \delta \end{cases} \quad (10)$$

2.2 多机编队构成制导律设计

在双机已完成编队的基础上, 设计多机编队队形构成的制导律, 会合阶段的航向及速度制导律与双机编队的相同, 这里不再赘述, 仅设计编队队形构成阶段航向、速度的制导律。高度通道的制导律不变。如图 5 所示, 以三机编队为例, 僚机 2 以僚机 1 与长机为参考, $\dot{\chi}$ 由 η_1 控制, \dot{V}_{tc} 由 η_2 控制, 设计第二编队阶段航向、速度的制导律如式 (11) 所示。当 $R < \delta$ 时:

$$\begin{cases} \dot{\chi}_c = c_9(\eta_1 - \eta_{1c}) + c_{10}\dot{\eta}_1 \\ \dot{V}_{tc} = c_{11}(\eta_2 - \eta_{2c}) + c_{12}\dot{\eta}_2 \end{cases} \quad (11)$$

其中:

$$\dot{\eta}_1 = \frac{1}{R_{xy1}}(V_t \sin \eta_1 - V_t \sin(\chi + \eta_1)) - \dot{\chi} \quad (12)$$

$$\dot{\eta}_2 = \frac{1}{R_{xy2}}(V_t \sin \eta_2 - V_t \sin(\chi + \eta_2)) - \dot{\chi} \quad (13)$$

这里也可以采用另外一种形式来设计第二编队阶段航向、速度的制导律如式 (14) 所示。相较于式 (11) 的控制参数更多, 但控制精度更高。当 $R < \delta$ 时:

$$\begin{cases} \dot{\chi}_c = k_1(\eta_1 - \eta_{1c}) + k_2(\eta_2 - \eta_{2c}) + k_3\dot{\eta}_1 + k_4\dot{\eta}_2 \\ \dot{V}_{tc} = k_5(\eta_1 - \eta_{1c}) + k_6(\eta_2 - \eta_{2c}) + k_7\dot{\eta}_1 + k_8\dot{\eta}_2 \end{cases} \quad (14)$$

式中: $k_i (i=1 \sim 8)$ 为控制参数。

同理僚机 3 可以僚机 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队形构成的制导。

3 制导律的稳定性分析

以上设计的制导律的稳定性可通过求解闭环系统在平衡点处的雅克比矩阵的特征根是否位于左半复平面作为一个必要条件来进行判断。以多机第二编队阶段制导律稳定性分析为例, 当 $R < \delta$ 时, 联立式 (11) ~ 式 (13) 可得到:

$$\begin{pmatrix} \dot{\eta}_1 \\ \dot{\eta}_2 \\ \dot{\chi} \\ \dot{V} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \frac{1}{1+c_{10}} & 0 & -\frac{1}{1+c_{10}} & 0 \\ -\frac{c_{10}}{1+c_{10}} & 1 & -\frac{1}{1+c_{10}} & 0 \\ \frac{c_{10}}{1+c_{10}} & 0 & \frac{1}{1+c_{10}} & 0 \\ -\frac{c_{10}c_{12}}{1+c_{10}} & \frac{c_{12}+c_{10}c_{12}}{1+c_{10}} & -\frac{c_{12}}{1+c_{10}} & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \frac{1}{R_{xy1}}(V_t \sin \eta_1 - V_t \sin(\chi + \eta_1)) \\ \frac{1}{R_{xy2}}(V_t \sin \eta_2 - V_t \sin(\chi + \eta_2)) \\ c_9(\eta_1 - \eta_{1c}) \\ c_{11}(\eta_2 - \eta_{2c}) \end{pmatrix} \quad (15)$$

令式 (15) 为 0, 以求取平衡点, 可得闭环系统的平衡点为: $[\eta_{1c}, \eta_{2c}, 0, V_t]^T$ 。由此通过线性化该系统, 求

出在平衡点处的雅克比矩阵为:

$$A = \begin{bmatrix} -\frac{c_9}{1+c_{10}} & 0 & \frac{-V_L \cos \eta_{1c}}{(1+c_{10})\tilde{R}_1} \\ -\frac{c_9}{1+c_{10}} & 0 & \frac{c_{10}V_L \cos \eta_{1c}}{(1+c_{10})\tilde{R}_1} - \frac{V_L \cos \eta_{2c}}{\tilde{R}_2} \\ \frac{c_9}{1+c_{10}} & 0 & -\frac{c_{10}V_L \cos \eta_{1c}}{(1+c_{10})\tilde{R}_1} \\ -\frac{c_9 c_{12}}{1+c_{10}} & c_{11} & \frac{c_{10}c_{12}V_L \cos \eta_{1c}}{(1+c_{10})\tilde{R}_1} - \frac{c_{12}V_L \cos \eta_{2c}}{\tilde{R}_2} \end{bmatrix} \quad (16)$$

其中:

$$\tilde{R}_1 = R_f \frac{\sin(\eta_{2c} + \eta_c)}{\sin(\eta_{2c} - \eta_{1c})} \quad (17)$$

$$\tilde{R}_2 = R_f \frac{\sin(\eta_{1c} + \eta_c)}{\sin(\eta_{2c} - \eta_{1c})} \quad (18)$$

要检查上述闭环系统的稳定性,通过式(19)来求解雅克比矩阵特征值。若特征值都位于左半复平面,则该闭环系统稳定。

$$\det(sI - A) = 0 \quad (19)$$

4 仿真分析

表1为6机初始位置及期望编队位置,其中长机和僚机1已完成编队。6机的编队队形如图5所示。根据分布式信息交互策略及视线编队的方法,僚机2~僚机5的两架参考的无人机及到达期望位置的编队视线角在表3中给出。为了便于说明,以长机初始位置为坐标原点。设定僚机2~僚机5的初始飞行速度均为100m/s,长机与僚机1的速度为80m/s,各僚机与长机最终编队高度差为0m。

这里考虑到无人机的性能约束,限制无人机的最大加速度为 $|\dot{V}_{\max}| = 10m/s^2$,最大飞行速度 $V_{\max} = 150m/s$,最大的航迹俯仰角为 $\gamma_{\max} = 45^\circ$,最大的航向角速率为 $|\dot{\chi}_{\max}| = 0.1rad/s$ 。

表1 6机编队初始位置及期望编队位置

UAV 编号	初始位置(x_0, y_0, z_0)	期望的相对编队位置($R_{xcom}, R_{ycom}, R_{zcom}$)
长机	(0,0,0) m	(0,0,0) m
僚机 1	(-50,50,0) m	(-50,50,0) m
僚机 2	(-5,-6,-2) km	(-50,-50,0) m
僚机 3	(-7,-8,-3) km	(-100,0,0) m
僚机 4	(-5,-7,-2.5) km	(-100,100,0) m
僚机 5	(-6,-6,-3.5) km	(-100,-100,0) m

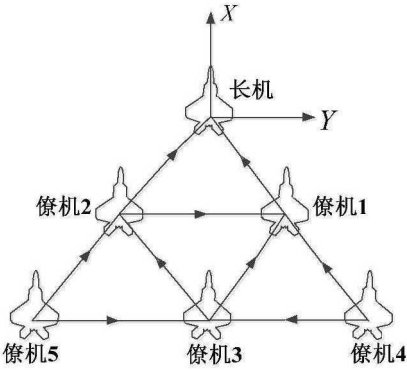


图 5 6 机编队队形

表 2 6 机期望编队位置的编队视线角度

UAV 编号	参考无人机 1	η_{1c}	参考无人机 2	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°
僚机 4	僚机 1	-45°	僚机 3	-90°	-5°
僚机 5	僚机 2	45°	僚机 3	90°	5°

为简单起见,除已给出参数外,其他的具体参数与双机编队的保持一致。取制导律控制参数为: $c_1=0.2$, $c_2=0.2$, $c_3=0.002$, $c_4=0.2$, $c_5=0.005$, $c_6=0.29$, $c_7=-0.00055$, $c_8=-0.009$, $c_9=0.02$, $c_{10}=0.2$, $c_{11}=-20$, $c_{12}=-250$ 。将相关参数代入式(16),利用式(19)得到 A 阵特征值为: $-0.1559\pm0.1631i,-0.0103,-0.0179$ 。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。图 6~图 10 是 6 机编队制导律的仿真验证结果。

图 6~图 8 为僚机 2~僚机 5 与长机相对距离变化曲线。从中可以看出,僚机 2~僚机 5 均在制导律的作用下准确地到达了表 2 所给出的期望的编队位置。其中图 7 为僚机 2~僚机 5 在抵达 $\delta=500\text{m}$ 后末端飞行阶段长僚机 x 、 y 方向相对距离的放大图。需要说明的是,图 7、图 8 中表示的是 4 架僚机与长机相对距离的变化情况,而不是其实际的飞行轨迹。这里只是为了说明这 4 架僚机在制导律作用下能够精确飞行到期望的相对编队位置。

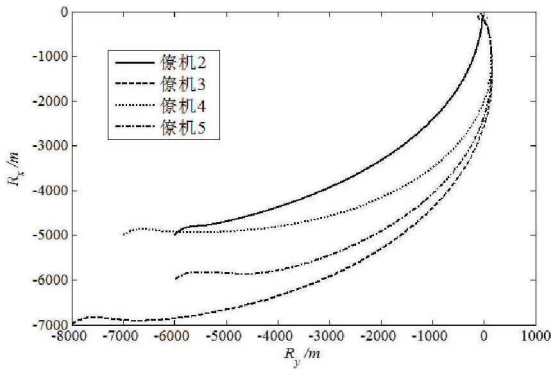


图 6 各僚机与长机相对距离的变化曲线

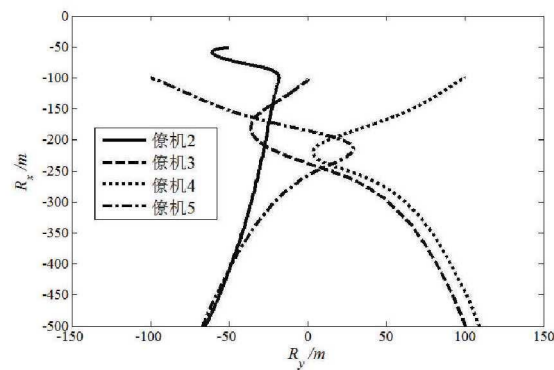


图 7 末端飞行阶段各僚机与长机相对距离的变化局部放大图

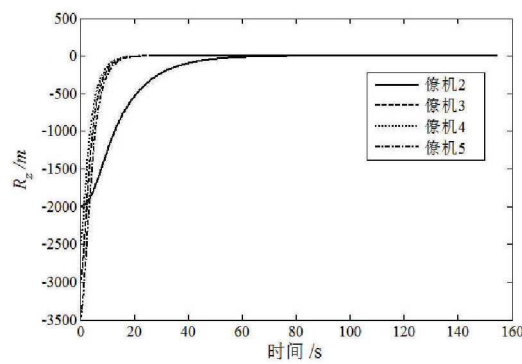


图 8 各僚机与长机相对高度的变化曲线

如图 9 所示,为 6 机编队的速度变化曲线。可以看出,僚机 2~僚机 5 的飞行速度在整个变化过程中没有超过最大值,且最终速度大小均与长机和僚机 1 保持一致,达到了控制目的。

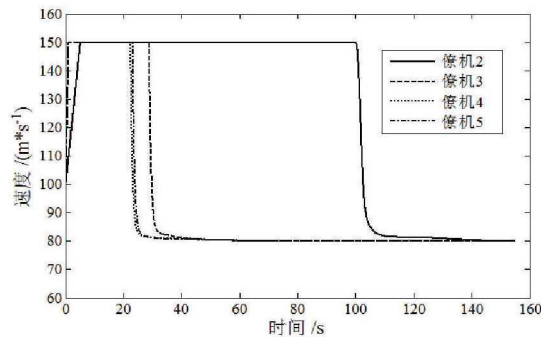


图 9 各僚机的速度变化曲线

僚机 2 在编队过程中相关编队角度的变化情况表示如图 10 所示,其余僚机编队角度均能达到表 3 给出的期望编队角度,限于篇幅,这里不再单独给出其他僚机相关的编队角度变化曲线。从图 10 可以看出,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° , χ, γ 最终均收敛到 0° ,并保持稳定,在制导律的作用下达到了期望的编队角度,实现了期望编队队形的构成。

综上所述,设计的编队制导律能够有效地引导多架僚机稳定达到期望编队位置和编队角度,构成设定的编队队形。同时只要通过设置不同的长机与僚机期望编队的相对距离与角度,就能实现构成不同的编队队形。

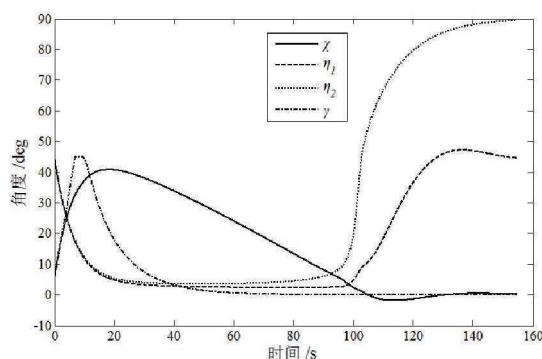


图 10 僚机 2 的相关角度变化曲线

5 结论

本文主要研究了无人机编队队形构成的制导问题。首先构建了无人机编队的相对运动模型,然后分别进行了双机与多机的制导律设计。最后的仿真表明,设计的编队队形构成的制导律能够有效导引无人机自主编队,构成期望的编队队形。

本文的制导律设计方法具有的优点为:相较传统的 GPS 导航传感器易受干扰的缺陷,设计基于视线的无人机编队制导方法,可以增加抗干扰能力,减少被敌发现概率。采用分布式信息交互策略,编队内无人机仅需要由视觉传感器(或机载相机)测量得到的与之相邻两架无人机的视线信息及相对距离信息,可以大大减小相互之间的通信量,满足军事作战任务隐蔽性的需求。下一步将对制导律抗扰动方面性能进行深入研究。

参考文献

- [1] 沈林成,牛轶峰,朱华勇.多无人机自主协同控制理论与方法[M].北京:国防工业出版社,2013.
- [2] 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.
- [3] 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.
- [4] Giulietti F, Mengali G. Dynamics and control of different aircraft formation structures[J]. Aeronautical Journal, 2004, 108(1081): 117-124.
- [5] Li S M, Boskovic J D, Mehra R K. Globally stable automatic formation flight control in two dimensions[R]. AIAA-2001-4046, 2001.
- [6] Ambrosino G, Ariola M, Ciniglio F, et al. Path generation and tracking in 3-D for UAVs[J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2009, 17(4): 980-988.
- [7] 刘重,高晓光,符小卫,等.基于反步法和非线性动态逆的无人机三维航路跟踪制导控制[J].兵工学报,2014,35(12):2030-2040.
- [8] Ochi Y, Kominami T. Flight control for automatic aerial refueling via PNG and LOS angle control[C]//Proceedings of AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit. California, USA: AIAA, 2005.
- [9] 袁锁中,龚全铨,张进.基于滑模的空中加油受油机会合制导与控制[J].兵工自动化,2015,34(6):79-84.
- [10] 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.
- [11] 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.
- [12] Byoung S K, Anthony C, Ramachandra S. Adaptive, integrated guidance and control design for Line-of-Sight based formation flight[C]//AIAA-2006-6716, AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, Keystone, Colorado, 2006.

- [13] Sadraey M. Optimal integrated guidance and control design for Line-of-Sight based formation flight[C]// AIAA-2011-6627, AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, Portland, Oregon, 2011.

作者简介

魏扬(1992-)男,硕士,博士研究生。主要研究方向:飞机飞行性能品质评估与控制。

Tel: 15339171636

E-mail: 15339171636@163.com

徐浩军(1965-)男,硕士,教授。主要研究方向:飞机飞行安全评估。

Tel: 029-84787608

E-mail: xuhaojun1965@163.com

李哲(1986-)男,硕士,博士研究生。主要研究方向:飞机飞行性能品质评估与控制。

Tel: 029-84787617

E-mail: lizhe08402@163.com

杨梓鑫(1990-)男,学士,硕士研究生。主要研究方向:飞机飞行性能品质评估与控制。

Tel: 029-84787617

E-mail: yangzixin1231@163.com

Guidance Laws Design for UAVs Formation Flight

Wei Yang^{*}, Xu HaoJun, Li Zhe, Yang ZiXin

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

Abstract: Formation configuration is the key segment of multiple Unmanned Aerial Vehicles (UAVs) autonomous formation. In order to form formation when the multiple UAVs maneuver in three-dimensional space, a guidance law design method based on line-of-sight for autonomous formation configuration is proposed. The guidance laws for two and multiple vehicles autonomous formation configuration are designed by PD control method. 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; formation configuration; line-of-sight; guidance law