

无人机编队飞行的分布式控制策略与控制器设计

朱杰斌, 秦世引

(北京航空航天大学 自动化科学与电气工程学院, 北京 100191)

摘要:针对一种小型无人机模型及其编队飞行的实际背景和限制条件,分析了编队飞行所必须涉及的队形保持、约束条件以及行为协调等关键性问题,进而引入分布式编队飞行控制策略并简要介绍了其优越性.根据分布式策略的层级概念,先后讨论了单机控制器的设计与上层的编队控制器的设计.最后分别进行了单机的FDC(flight dynamic and control)仿真和双机编队仿真.仿真结果表明,设计的控制器在执行效率和控制性能等方面具有突出的优势.

关键词:无人机; 分布式控制; 飞行控制; 编队飞行

中图分类号: TP273.1 **文献标识码:** A **文章编号:** 1673-4785(2010)05-0392-08

Distributed control strategy and controller design for UAV formation flight

ZHU Jie-bin, QIN Shi-yin

(School of Automation Science and Electrical Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: In view of the practical background and constraints of formation flight for a class of small UAV models, some key problems involved in formation flight, such as maintaining formation, environmental constraints, and behavior coordination were analyzed in depth in order to introduce the distributed control strategy for formation flight and discuss its advantages. According to the hierarchical concepts and organizational structure of distributed controls, the controller design for both single UAV and multi-UAV formations were studied, respectively. Therefore, the FDC (flight dynamics and control) simulation for single UAV and general Simulink simulation for two-UAV formation flights were carried out separately. The simulation results show that the proposed controllers provide some outstanding advantages in executive efficiency and control performance.

Keywords: unmanned aerial vehicle; distributed control; flight control; formation flight

无人机技术经过几十年的发展已经相对成熟,在军事和民用领域发挥着独特的作用.而无人机编队飞行技术作为无人机合作化发展中的一个核心概念,越来越得到人们的重视^[1].在军事侦察中,无人机编队飞行可以扩大侦察视野,提高作战命中率和任务成功率,具有单机飞行无法比拟的优点.

无人机要实现编队飞行,包括基于主-僚机编队模式的队形保持和队形变化,就必须实现对各个微小型飞行器的空间位置和姿态进行有效的控制^[1].文献[2]提出了基于飞机的飞行自驾仪的编队飞行控制器设计,其中假定了飞机的自驾仪方程

为一阶惯性环节,然后在此基础上进行长机和僚机的编队控制器设计.当面向实际的编队控制对象时,必须首先完成对文中所提到的自驾仪的设计.文献[3]中利用了FDC(flight dynamic and control)工具箱进行了编队控制器的设计与非线性仿真,为最终走向双机编队的试飞提供了重要的参考.在实际应用中,主-僚机编队模式由于简便性和实用性而被广泛采用.事实上,基于这种模式已经设计出了多种形式的编队控制器,并给出了仿真验证结果^[4-5].

但是,在上述这些方法和试验中,大部分只是单独讨论编队控制器,并没有将编队控制器的设计与编队控制的约束与控制策略,单机自主控制器设计过程结合起来,缺乏一定的系统性、实用性.本文从无人机编队飞行的特点入手,讨论了编队飞行的编队方式和约束条件,并从分布式控制策略出发,研究了处于底层的单机控制器和处于上层的编队控制器

收稿日期:2010-07-26.

基金项目:国防基础研究基金资助项目(D212006001);国家自然科学基金重点资助项目(60736025);国家自然科学基金资助项目(60875072).

通信作者:朱杰斌. E-mail: zjbuaa@126.com.

的设计、以及二者之间的接口关系. 仿真试验结果验证了本文所设计的控制器的可行性与有效性.

1 问题的提法

1.1 编队方式与约束条件

无人机编队飞行,就是将多架无人机按照一定的队形进行排列,并使其在整个飞行过程中保持队形不变. 按照不同的队形,主要有雁形编队、平行编队、纵列编队、蛇形编队、球形编队等. 不同的编队队形有不同的优缺点,如雁形编队僚机可以有效利用长机的气流影响,减少阻力,提高巡航时间. 而按照不同的控制策略,编队方式又分为集中式、分布式、分散式等^[1].

无人机编队的任务往往是大规模的机群编队,在完成编队任务的过程中,很可能因为一些干扰因素引起扰动. 防止冲突的策略就是要避免在扰动下可能发生的碰撞和信息交互中的阻塞. 多架无人机要保持一定的阵型,就需要更充分的信息交互.

在密集编队下由于无人机会受到长机上洗气流的干扰,造成了僚机的阻力有较大的变化^[6]. 按照空气动力学估算受上洗气流影响后的僚机阻力为

$$D_{FF} \approx D' - \left(\frac{L'W}{V} \right).$$

式中: D_{FF} 为僚机受到的阻力, D' 为长机的阻力, L' 为长机的升力, W 为上洗气流的速度, V 为编队飞行的前向速度. 可见,相对长机而言,僚机所受阻力减小了,这将会迫使其偏离原定的飞行航迹. 因此,编队控制器的设计必须考虑在涡流影响条件下的紧密编队模型.

1.2 队形保持与行为协调

无人机编队在执行任务的过程中,由长机的感知传感器实时监控战场环境与态势,并将感知信息传给智能决策模块,由智能决策模块根据感知信息进行分析、整理与推理,确定是否需要队形的变更,若需要改变队形,则将处理后的感知信息传给队形控制模块,由队形控制模块根据当前环境和态势产生新的编队队形信息,通过长机的通信系统传给2架僚机的通讯系统,再由僚机的编队控制模块根据新的编队信息形成新的队形.

另一方面,由于战场环境和态势的动态变化,长机可以根据当前形势变更自身的预定航迹. 首先由长机的感知模块检测到当前环境中的动态事件或突发威胁,将感知信息传递给智能决策模块,通过智能决策模块的分析与推理,确定是否需要航迹的变更. 若需要变更航迹,则将处理后的感知信息传给

航迹规划模块,由航迹规划模块给出新的航迹并控制长机跟踪当前航迹,由于僚机始终保持与长机的编队跟踪,因此僚机自然地跟随长机沿着变更后的航迹飞行.

2 分布式控制策略及其优越性

要实现多架无人机的协同编队需要在传统的两机编队的基础上,采取分布式控制策略:按照层级的概念把大规模的无人机编队分割成若干个两机编队,每个单元编队之间又是紧密联系的,最终实现多机的编队^[7]. 其编队组态关系如图1所示.

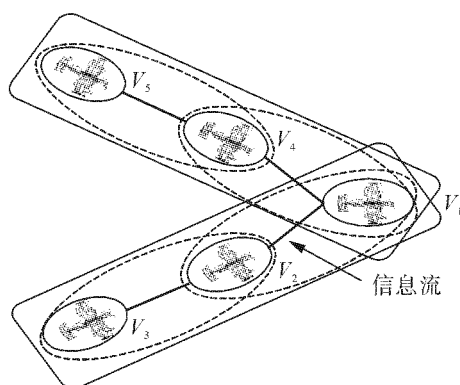


图1 分布式控制编队组态关系

Fig. 1 Formation configuration of distributed controls

在图1中, V_1 为长机, V_2 和 V_4 跟随 V_1 飞行并保持与 V_1 的相对位置不变,从而实现其与 V_1 之间的稳定编队; V_3 则可在 V_2 的引领下根据要求的相对位置飞行,同理, V_5 也在 V_4 的引领下根据要求的编队位置飞行,从而使整体编队保持稳定. 整个队列可由若干个基本的两机跟随飞行编队组成,具有良好的扩充性.

在分布式控制策略中,每一架无人机需知道与之相邻无人机的信息,虽然控制效果相对较差,但信息交互较少,大大减少了计算量,系统实现效率高. 如果用集中式控制策略完成编队,信息交互将是海量的,这是因为处理这些信息的复杂程度与编队无人机的数量成几何关系. 而如果采用分散式控制策略只要保持自己与约定点的相对关系,不和其他无人机发生交互,因此其控制效果最差^[1].

3 飞行动态模型和扰动分析

本文中采用的小型实验无人机对象的实物如图2所示. 与其相关的各动态变量和物理参量的符号表示由表1给出.



图2 小型无人机实物照

Fig.2 Profile of the small UAV

表1 符号说明

Table 1 Instruction of signs

参数名称	符号	参数名称	符号
无人机速度	V	滚转角速度	p
无人机质量	m	俯仰角速度	q
发动机推力	T	偏航角速度	r
飞行阻力	D	滚转力矩	M_x
飞行升力	L	俯仰力矩	M_z
侧力	Z	偏航力矩	M_y
迎角	α	X 轴转动惯量	I_x
侧滑角	β	Y 轴转动惯量	I_y
俯仰角	θ	Z 轴转动惯量	I_z
偏航角	Ψ	X 轴距离	X_d
滚转角	ϕ	Y 轴距离	Y_d
航迹角	χ	Z 轴距离	Z_d
航迹偏转角	Ψ_s	翼展	b
速度滚转角	ϕ_s	机翼面积	S
升降舵	δ_e	动压	\bar{q}
副翼舵	δ_a	平均气动弦长	\bar{c}
发动机安装角	ϕ_r		

根据经典飞行控制理论,可建立小型无人机的12阶微分方程模型,其中包括动力学模型和运动学模型。

$$m \frac{dV}{dt} = T \cos(\alpha + \varphi_r) \cos \beta - D - mg \sin \theta,$$

$$mV \frac{d\chi}{dt} = T[\cos(\alpha + \varphi_r) \sin \beta \sin \phi_s + \sin(\alpha + \phi_r) \cos \phi_s] + L \cos \phi_s - Z \sin \phi_s - mg \cos \chi,$$

$$-mV \cos \chi \frac{d\psi_s}{dt} = T[-\cos(\alpha + \varphi_r) \sin \beta \cos \phi_s + \sin(\alpha + \varphi_r) \sin \phi_s] + L \sin \phi_s + Z \cos \phi_s,$$

$$\frac{dx_d}{dt} = V \cos \chi \cos \Psi_s,$$

$$\frac{dy_d}{dt} = V \sin \chi,$$

$$\frac{dz_d}{dt} = -V \cos \chi \sin \Psi_s,$$

$$I_x \frac{dp}{dt} = M_x - (I_z - I_y)q \cdot r,$$

$$I_y \frac{dr}{dt} = M_y - (I_x - I_z)p \cdot q,$$

$$I_z \frac{dq}{dt} = M_z - (I_y - I_x)p \cdot r,$$

$$\frac{d\Psi}{dt} = \frac{1}{\cos \theta}(r \cos \phi - q \sin \phi),$$

$$\frac{d\theta}{dt} = r \sin \phi + q \cos \phi,$$

$$\frac{d\phi}{dt} = p - \tan \theta(r \cos \phi - q \sin \phi).$$

在小扰动的假设条件下,一般情况就能将飞行器的运动方程进行线性化.但是为了便于将线性扰动方程组分离为彼此独立的2组,即纵向和横侧小扰动方程,以减少方程组阶次而解析求解,还需作下列假设:

1) 飞行器具有对称平面(气动外形和质量分布均匀对称),且略去机体内部的转动部件的陀螺力矩效应。

2) 在基准运动中,对称平面处于铅垂位置,并且运动所在平面与飞行器对称平面相重合^[8]。

利用水平无侧滑飞行条件 $\phi = \beta = 0$ 和 $p = r = 0$,将飞机运动方程解耦为不依赖于横侧向状态量 $(\beta, \phi, p, r, \Psi)$ 的纵向运动方程:

$$m\dot{V} = T \cos \alpha - D - mg \sin \chi,$$

$$mV\dot{\chi} = T \sin \alpha + L - mg \cos \chi,$$

$$\dot{\alpha} = q - \dot{\chi},$$

$$I_z \dot{q} = M_z.$$

式中: T 、 D 、 L 及 M_z 分别为发动机推力、气流阻力、升力及绕俯仰轴力矩,这些参量需要根据飞机当前的飞行状态来确定,在此以飞机某一平衡状态为基准,在小扰动情况下,假设这些力和力矩为相应量的线性关系。

若将无人机的定常直线无侧滑飞行作为基准运动,在小扰动假设下就可得到无人机的纵向近似模型为

$$m\dot{V} = (T_0 + \frac{\partial T}{\partial v} \Delta v + \frac{\partial T}{\partial \delta_e} \delta_e) \cos \alpha - (D_0 +$$

$$\frac{\partial D}{\partial v} \Delta v + \frac{\partial D}{\partial \alpha} \Delta \alpha + \frac{\partial D}{\partial \delta_e} \delta_e) - mg \sin \chi,$$

$$mV\dot{\chi} = T \sin \alpha + (L_0 + \frac{\partial L}{\partial v} \Delta v + \frac{\partial L}{\partial \alpha} \Delta \alpha +$$

$$\frac{\partial L}{\partial \alpha} \Delta \alpha + \frac{\partial L}{\partial q} \Delta q + \frac{\partial L}{\partial \delta_e} \delta_e) - mg \cos \chi,$$

$$\dot{\alpha} = q - \dot{\chi},$$

$$I_z \dot{q} = M_{z0} + \frac{\partial M_z}{\partial v} \Delta v + \frac{\partial M_z}{\partial \alpha} \Delta \alpha + \frac{\partial M_z}{\partial \alpha} \Delta \alpha +$$

$$\frac{\partial M_z}{\partial q} \Delta q + \frac{\partial M_z}{\partial \delta_e} \delta_e.$$

同理亦可通过小扰动理论得到横侧向的近似模型:

$$mV\dot{\beta} = (Z_0 + \frac{\partial Z}{\partial \beta} \Delta \beta + \frac{\partial Z}{\partial p} \Delta p + \frac{\partial Z}{\partial r} \Delta r +$$

$$\frac{\partial Z}{\partial \delta_a} \delta_a + \frac{\partial Z}{\partial \delta_e} \delta_e) - mV(-p \sin \alpha + r \cos \alpha),$$

$$\phi = p - (r \cos \phi - q \sin \phi) \tan \theta,$$

$$\psi = \frac{r \cos \phi - q \sin \phi}{\cos \theta},$$

$$I_x \dot{p} = M_{x0} + \frac{\partial M_x}{\partial \beta} \Delta \beta + \frac{\partial M_x}{\partial p} \Delta p + \frac{\partial M_x}{\partial r} \Delta r +$$

$$\frac{\partial M_x}{\partial \delta_a} \delta_a + \frac{\partial M_x}{\partial \delta_e} \delta_e,$$

$$I_y \dot{r} = M_{y0} + \frac{\partial M_y}{\partial \beta} \Delta \beta + \frac{\partial M_y}{\partial p} \Delta p + \frac{\partial M_y}{\partial r} \Delta r +$$

$$\frac{\partial M_y}{\partial \delta_a} \delta_a + \frac{\partial M_y}{\partial \delta_e} \delta_e.$$

将无人机的固有参数和通过吹风试验得到的飞行参数,以及通过系统辨识方法得到的发动机参数代入到其中可以得到纵向与横向的状态方程。

4 控制器设计

实现纵向与横航向的解耦建模之后,单机控制器的设计亦可分为纵向控制器和横侧向控制器分别进行。必须注意到,本文所设计的单机控制器是服务于其上层的导航与编队系统,从而使得编队飞行过程能够按照导航系统或编队控制器所要求飞行参量(速度、高度及偏航信号等)实现稳定、快速、准确的控制效果^[9]。

4.1 单机纵向控制器的设计

根据编队试飞的要求,纵向自动驾驶仪的设计主要包括高度控制器(控制高度)和速度控制系统。首先确定飞机的平飞状态,并代入到上面介绍的小扰动方程中,整理得到纵向的状态方程:

$$\dot{X} = A_{\text{lon}} X + B_{\text{lon}} u,$$

$$Y = C_{\text{lon}} X + D_{\text{lon}} u.$$

式中: $X = [V \ \alpha \ q \ \theta \ H]^T$, V 为前向速度, α 为迎角, q 为俯仰角速度, θ 为俯仰角, H 为高度, $u = [\delta_e \ \delta_r]^T$, δ_e 、 δ_r 分别为升降舵与油门舵机输入。

在本文中,将平飞速度与高度确定后,其对应的状态矩阵和控制矩阵分别为

$$A_{\text{lon}} = \begin{bmatrix} -0.0641 & 5.2579 & 0 & -9.8000 & -0.0000 \\ -0.0309 & -5.0497 & 1.0000 & 0 & -0.0012 \\ -0.0287 & -26.2897 & -4.1758 & 0 & -0.0000 \\ 0 & 0 & 1.0000 & 0 & 0 \\ 0 & -15 & 0 & 15 & 0 \end{bmatrix},$$

$$B_{\text{lon}} = \begin{bmatrix} 0 & 274.9502 \\ 0.4336 & -1.6634 \\ -34.8650 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix},$$

$$C_{\text{lon}} = I_5, D_{\text{lon}} = \mathbf{0}_{5 \times 2}.$$

1) 俯仰保持控制器设计。

该控制器内环是俯仰角速率反馈回路。该回路通过增加短周期模态的阻尼来增加其纵向的稳定性。其反馈系数可以通过根轨迹法来确定。外环是俯仰角反馈回路,在该回路的前向通道,仅仅是比例式控制器往往是有稳态误差的,需要在前向通道加入积分式控制器。本文使用 Tyreus-Luyben 方法设计该回路中的 PI 控制器^[10]。其俯仰保持的控制律表示形式为

$$\delta_e = K_p^{\theta}(\theta_g - \theta) + K_I^{\theta} \int (\theta_g - \theta) dt - k_q q. \quad (1)$$

式中: K_p^{θ} 为前向通道的比例系数, K_I^{θ} 为前向通道的积分系数, k_q 为俯仰角反馈系数, θ_g 为期望俯仰角(控制律的表达式中系数的书写规则: K 为前向通道系数,下标 p 表示比例系数,下标 I 表示积分系数;上标则表示对应于相应的回路,如式(1)中上标 θ 表示俯仰角回路; k 为反馈系数,下标表示对应的反馈回路)。

2) 高度保持控制器的设计。

高度保持控制器的是在俯仰保持控制器的外环。通过高度保持控制器的控制,UAV 可以爬升到飞行包线范围内任意高度。在编队控制系统中,该控制器直接接受导航系统或者是僚机编队控制系统的信号。引入俯仰角偏离信号,飞机在未达到给定高度时,就提前收回舵面,减少飞机的上升率,对高度稳定系统起到阻尼作用,为进一步增加阻尼,同时还引入了高度微分信号 ΔH ^[11]。

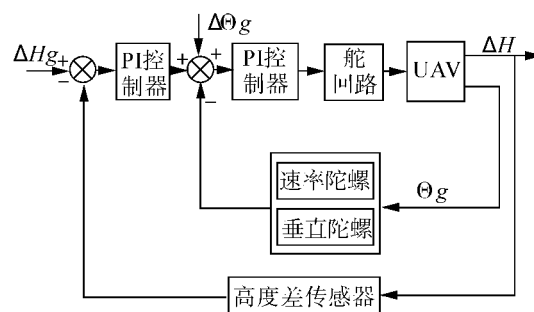


图3 高度保持控制器组织结构

Fig. 3 Organization structure of height controller

高度保持控制系统的控制律表达形式为

$$\delta_e = K_p^q(\theta_c - \theta) + K_i^q \int (\theta_c - \theta) dt - k_q q,$$

$$\theta_c = K_p^H \Delta H + K_I^H \int \Delta H dt.$$

式中: $\Delta H = H_g - H - k_H H$ 为高度偏差信号。

3) 速度保持控制器的设计.

通过控制油门的大小来达到改变发动机推力从而达到控制的目的. 其基本方案如图4所示. 从图中可以看到, UAV 到自动控制驾驶仪为虚线连接, 这表示自动驾驶仪从 UAV 感受的量是随着目标的不同而变化的, 当需要飞机进行俯仰保持时, 则感受的是俯仰角和俯仰角速率, 若需要 UAV 保持高度飞行时则自驾仪感受的是飞机的高度和高度变化率.

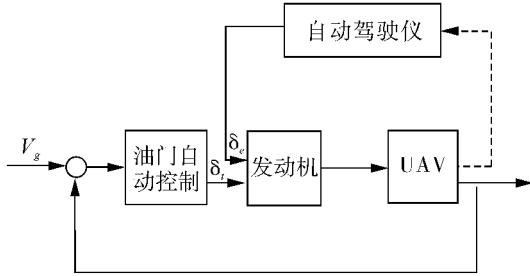


图4 速度控制器的组织结构

Fig.4 Organization structure of velocity controller

速度误差信号包括2部分, 一部分是期望速度与实际速度输出的差值, 另一部分是速度微分信号. 其控制律的表达形式为

$$\delta_T = K_p^V(\Delta V + K_v \dot{V}) + K_I^V(\Delta V + K_v \dot{V}) dt.$$

式中: $\Delta V = V_g - V$.

4.2 单机横航向控制器的设计

在横向与航向控制器的设计中, 采用与纵向控制器类似的结构. 内环是滚转保持控制器, 外环为横航向保持的控制器. 因此其基本设计思路与高度控制器类似.

1) 滚转保持控制器.

该回路通过控制副翼偏转, 产生升力差, 从而产生滚转力矩. 其控制律表达形式为

$$\delta_a = K_p^\phi \Delta \phi + K_I^\phi \int \Delta \phi dt.$$

式中: $\Delta \phi = \phi_g - \phi - k_p p$.

2) 偏航保持控制器.

该回路通过飞机滚转产生侧力, 使飞机发生偏航. 其控制律表达形式为

$$\delta_a = K_p^\phi \Delta \phi + K_I^\phi \int \Delta \phi dt + K_p^\psi \Delta \Psi + K_I^\psi \int \Delta \Psi dt.$$

式中: $\Delta \Psi = \Psi_g - \Psi - k_\psi \dot{\Psi}$.

为保证飞机能够无侧滑且不掉高地协调转弯, 还必须加入消除侧滑的控制器和高度保持控制器.

在飞机的协调转弯中, 横航向的偏航角速度与滚转角速度的关系是 $\Psi = \frac{g}{V_0} \phi$, 横侧向控制器的基本框架如图5所示.

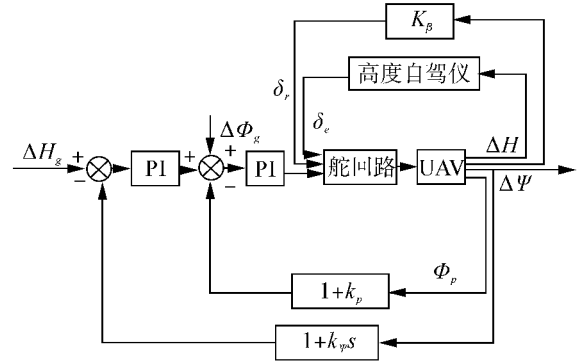


图5 横侧向自驾仪组织结构

Fig.5 Organization structure of lateral autopilot

4.3 编队接口关系

在考虑到分布式控制系统中的层级概念, 前面所述的单机控制系统处于整个编队系统的最底层. 因此底层的控制与上层系统之间数据的交互显得非常重要.

考虑双机编队过程中的运动学模型, 在图6的参考坐标系中标出了长机和僚机的瞬时位置和速度向量.

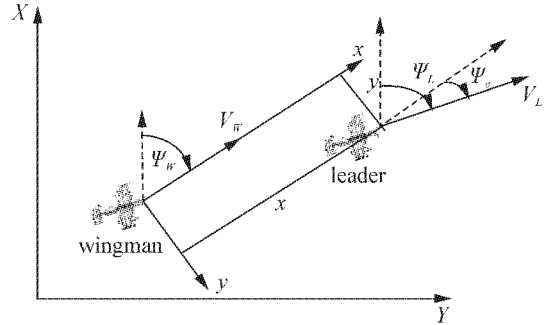


图6 僚机的参考坐标系

Fig.6 The reference coordinate system of wingman

在参考坐标系中, 设长机的位置为 (x, y, z) , 运动学方程为

$$\frac{dx}{dt} = V_L \cos \Psi_e - \Psi_w y - V_w,$$

$$\frac{dy}{dt} = V_L \sin \Psi_e - \Psi_w x,$$

$$z = h_w - h_L.$$

式中: 航向角误差为 $\Psi_e = \Psi_L - \Psi_w$.

由上式可知, 僚机与长机的相对距离 (x, y, z) , 僚机编队控制器必须与底层的控制器交互 Ψ 、 h 、 V 这3个接口的数据. 这3个接口对应于上述所设计的单机自主控制器的输入端.

在设计僚机对长机的跟踪控制时, 主要是利用 x 、

y, z 三通道控制完成对编队中僚机三方面的控制. 其中前向距离与侧向距离可以通过对 V_{w_e} 与 Ψ_{w_e} 的控制达到编队保持与变换目的. 其控制律的形式为

$$V_{w_e} = K_p^x(x_l - x_w),$$

$$\Psi_{w_e} = K_p^y(y_l - y_w) + K_i^y \int (y_l - y_w) dt.$$

式中:下标 l 表示长机,下标 w 表示僚机. 高度的控制可以直接由下层的高度保持控制器实现,无需单独设计控制律形式.

5 仿真分析与性能评价

5.1 基于 FDC 的仿真结果分析

FDC 工具箱即飞行动力学与控制工具箱. 它是由来自 Delft 大学的 Marc Rauw 应用 Simulink 编写的开放的针对于飞行动力学研究的专用工具箱^[12].

利用 Matlab/FDC,在以下假设条件下进行仿真:

1) 空速 $V = 15 \text{ m/s}$, 迎角 $\alpha = 5.1853^\circ$, 高度 $H = 30$.

2) 仿真时间 10 s.

以下仿真试验均在以上的假设条件下进行.

5.1.1 速度控制器的仿真结果分析

仿真输入:在时间为 3 s 的时候接收到一个 $\Delta V = 5 \text{ m/s}$ 阶跃输入.

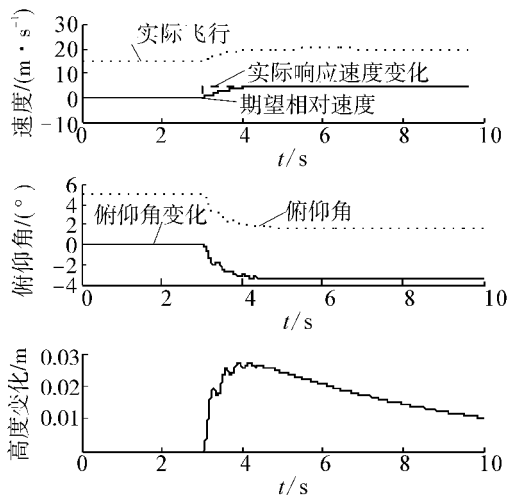


图7 速度控制器的仿真结果

Fig.7 Simulation results of velocity controller

从图7中可以看出,UAV很好地跟踪了指令信号,在2s之内便已经能够无误差的跟踪.同时在保证速度跟踪到位的时候,由于要保证定高加速,俯仰角也从原有的俯仰角减小到 1.5° 左右.并且从高度变化图中,也可以看到 UAV 从速度 15 m/s 增加到 20 m/s 的过程中,高度仅仅短暂上升了 3 cm 后又迅速收敛回到原有的高度,达到了定高增速的目的.

5.1.2 高度控制器的仿真结果分析

高度控制器的仿真结果:此时断开内环俯仰保持对升降舵的控制,同时打开速度保持器,保持速度不变.

飞机的平飞条件同上,在时间为 1s 处接收一个阶跃输入 $\Delta H = 6 \text{ m}$. 仿真结果见图8.

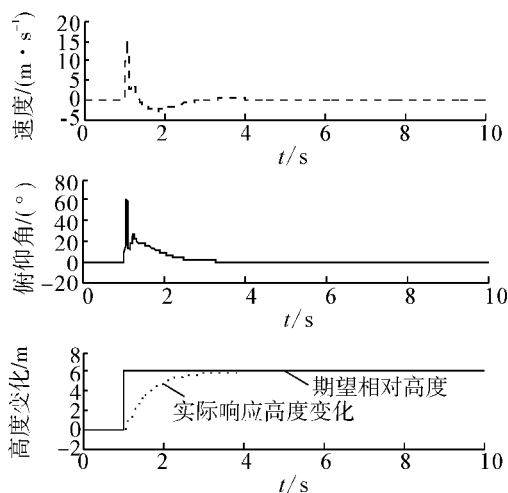


图8 高度控制器的仿真结果

Fig.8 Simulation results of height controller

从仿真结果可以看出,UAV 需要上升 6 m 时,飞机俯仰角短暂迅速达到 60° 左右,然后又迅速低头回到原始俯仰角,飞机的速度也迅速提高,在 1.5 s 内迅速恢复到原始速度,从而使得 UAV 在 2 s 内达到期望高度.

5.1.3 横航向控制器的仿真结果分析

采用的转弯策略是:通过转动副翼,使得 UAV 滚转,并启动航向误差消除控制器,调整方向舵,消除侧滑.飞机的初始平飞条件同上,在 0 时刻接收到一个偏航角为 10 的阶跃输入. 仿真结果见图9~10.

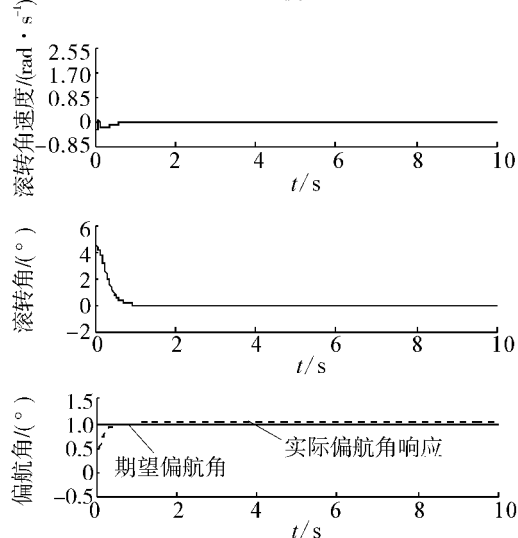


图9 横航向控制器的仿真结果

Fig.9 Simulation results of lateral autopilot

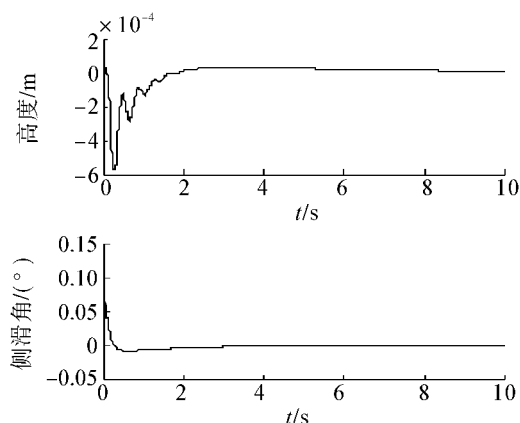


图10 高度与侧滑角变化

Fig. 10 Change of height and sideslip angle

从图9中的前2幅子图中可以看到,飞机通过滚转产生偏航,并且滚转角迅速回复到0,最后一副子图则说明了偏航角的变化迅速跟踪到偏航信号,且响应时间不超过1 s。从图10的第1幅子图可以看到,UAV在发生滚转初始时刻,发生一定的掉高,但是在高度保持器的作用下,迅速恢复到0。从图10第2幅子图可以看到,飞机发生轻微的侧滑,但在飞机自身的横航向阻尼以及飞机自身的侧滑消除控制器的共同作用下,迅速恢复到0。以上仿真结果说明本文设计的偏航控制器能够迅速地跟踪到偏航信号,并且能够保证在与纵向耦合的情况下,保证一定程度下不掉高的偏航。

5.2 基于线性模型的编队仿真结果分析

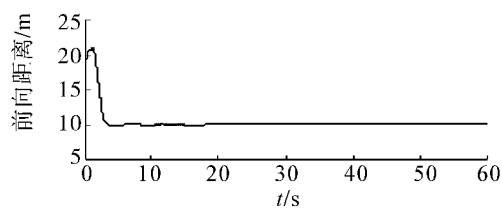
在验证控制器能够在搭建的非线性模型下依然保持足够的有效性、快速性和精确性之后,拟将本文设计的控制器移植到相同初始条件下的线性模型中,便于多架无人机进行编队的仿真(减少计算量与仿真时间)。

利用 Matlab/Simulink 在以下几个假设条件和前提条件下进行仿真。

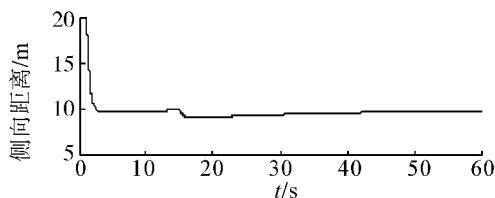
- 1) 2架无人机采用主僚机编队形式;
- 2) 飞行速度保持在 15 m/s;
- 3) 队形初始条件:主僚机前向距离与侧向距离 20 m;
- 4) 队形变化后:主僚机前向距离与侧向距离 10 m;
- 5) 15 s 处长机加入偏航信号;
- 6) 仿真时间 60 s。

仿真结果如图 11。

从仿真结果可以看出,僚机准确地跟踪了长机,并保持了变换后的队形。在长机 15 s 处发生偏航的情况下,僚机依然能够准确跟踪到长机,并维持设定的队形距离。该仿真结果说明了本文设计的编队控制器均能够达到预期的结果。



(a)前向距离变化



(b)侧向距离变化

图11 双机编队仿真结果

Fig. 11 Simulation results of two-UAV formation

5.3 仿真结果比较与性能评价

本文设计的控制器是建立在分布式的控制策略的基础之上的。其所搭建的编队控制系统是搭建于各个僚机与长机的姿态与轨迹控制系统之上的。其上层与底层的交互,仅通过3个编队接口即可实现,避免了集中式的大数据量的交换。

与文献[5]比较,本文将高度差和内环姿态控制器的计算完全依赖于各 UAV 自带的自驾仪的计算,而外环仅仅计算队形中横向与纵向的距离控制。因此有效地减轻了编队控制器自身的计算量,并且达到了良好的控制效果。

非线性仿真更加贴近实际飞行环境,因此相较于普通的线性模型仿真结果更为逼真,但是其仿真计算量大,在进行多 UAV 的编队仿真时,这个缺点会更加明显。

本文设计的仿真试验在综合考虑了非线性仿真与线性仿真的优缺点之后,首先在非线性模型下验证所设计的单机控制器,在确保其所设计的控制器能够有效地控制非线性模型的基础之上,将控制器移植到线性模型下进行双机编队控制器的仿真试验。其仿真试验,在不增加仿真计算量的基础上,相对于文献[2]有更大的实用价值。

6 结束语

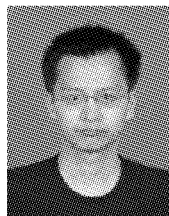
本文在深入分析多机编队过程中所必须涉及的队形保持、约束条件以及行为协调等3个关键问题的基础上,引入分布式编队控制策略,将自主控制器的设计与编队接口结合起来,详细论述了单机控制器的控制律设计与编队控制律设计以及二者之间的接口关系。进而通过 FDC 工具箱中的非线性动态模型的仿真实验验证了本文所设计的单机自主控制器与编队控制器的有效性,可为编队试飞提供技术支

持. 将长机的自主导航与编队过程行为协调和航迹规划等方面将是进一步的研究重点.

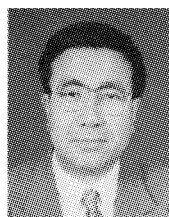
参考文献:

- [1] 李文皓, 张珩. 无人机编队飞行技术的研究现状与展望[J]. 飞行力学, 2007, 25(1): 9-11.
LI Wenhao, ZHANG Heng. Reviews on unmanned aerial vehicle formation-flight[J]. Flight Dynamic, 2007, 25(1): 9-11.
- [2] PACTHER M, D'AZZO J J, DARGAN J L. Automatic formation flight control[J]. AIAA Journal of Guidance, Control and Dynamics, 1994, 17(6): 838-857.
- [3] WAN S, CAMPA G, NAPOLITANO M. Design of formation control laws for research aircraft models[C]//Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. Austin, Texas: AIAA, 2003: 5730-5740.
- [4] LI S M, MEHRA K R. Globally stable automatic formation flight control in two dimensions[C]//Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. Montreal, Canada: AIAA, 2001: 4046-4053.
- [5] GU Y, SEANNOR B, CAMPA G. Design and flight testing evaluation of formation control laws[J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2006, 14(6): 1105-1112.
- [6] 樊琼剑. 多无人机协同编队仿生飞行控制关键技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2008.
FAN Qiongjian. Key techniques research of cooperative formation biomimetic flight control for multi-UAV[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Aerospace, 2008.
- [7] 宗令蓓, 谢凡, 秦世引. 基于 MAS 的无人机编队飞行智能优化控制[J]. 航空学报, 2008, 29(5): 1326-1333.
ZONG Lingbei, XIE Fan, QIN Shiyin. Intelligent optimizing control of formation flight for UAVs based on MAS[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2008, 29(5): 1326-1333.
- [8] 方振平, 陈万春, 张曙光. 航空飞行器飞行动力学[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2005: 15-28.
- [9] MARKDOOM I H, QIN Shiyin. Matlab-based flight control design scheme for UAVs[C]//Proceedings of the Intelligent Control and Automation. Ji'nan, China, 2010: 1107-1112.
- [10] TYREUS B D, LUYBEN W L. Tuning PI controllers for integrator/dead time process[J]. Industrial and Engineering Chemistry Research, 1992, 31(11): 2625-2628.
- [11] 张明廉. 飞行控制系统[M]. 北京: 航空工业出版社, 1994: 55-72.
- [12] RAUW M O. FDC1.4—A Simulink toolbox for flight dynamics and control analysis[EB/OL]. (2005-5-25) [2010-7-24]. <http://home.wanadoo.nl/dutchroll/manual.html>.

作者简介:



朱杰斌, 男, 1987 年生, 硕士研究生, 主要研究方向为无人机编队飞行过程建模与智能优化控制.



秦世引, 男, 1955 年生, 教授, 博士生导师, 主要研究方向为复杂系统的智能控制、图像处理与模式识别等. 作为负责人主持完成(或在研) 国家攀登计划项目的子项目、国家“973”项目的子课题、国家“863”项目、国家自然科学基金项目、国防科技预研基金项目、武器装备预研基金项目等 18 项. 1999 年获全国优秀科技图书奖暨科技进步奖(科技著作) 一等奖, 1999 年获国家第五届工程设计优秀软件金奖. 发表学术论文 130 余篇, 出版学术著作 1 部, 研究生教材 1 部, 译著 2 部.