

基于预测控制方法的 UAV 视觉编队飞行控制律设计

周绍磊, 周超, 陈洁

(海军航空工程学院控制工程系, 山东烟台 264001)

摘要: 传统的无人飞行器(UAV)视觉编队控制律考虑约束的能力不足, 制约了其工程实际应用。针对不足, 基于预测控制方法设计了一种能够显式考虑约束的视觉编队控制律, 该控制律通过滚动求解有限时域优化问题得到跟随飞行器(follower)的控制输入。利用相对距离变化率和视线方位角变化率预测值与实测值的偏差信息, 提出了领航飞行器(leader)加速度的在线估计算法。仿真结果表明, 所设计的编队控制律能够控制 follower 飞行器快速跟随 leader 飞行器形成期望的编队, 所提出的 leader 飞行器加速度估计方法可行, 具有较小的估计误差。

关键词: 无人机; 视觉编队; 飞行控制; 预测控制; 加速度估计

中图分类号: V249.122⁺.9 文献标志码: A 文章编号: 1671-637X(2013)01-0009-05

Vision-Based UAV Formation Control Law Design Based on Model Predictive Control Method

ZHOU Shaolei, ZHOU Chao, CHEN Jie

(Department of Control Engineering, Naval Aeronautical Engineering Academy, Yantai 264001, China)

Abstract: Traditional vision-based UAV formation control law have less capability of considering constraints. A new formation control law, which can explicitly consider constraints on states and control inputs, was designed for vision-based formation flight based on Model Predictive Control (MPC). Control inputs of the follower UAV at each sampling instant were obtained by solving a finite horizon optimization control problem. To estimate the acceleration of the leader UAV, an estimation algorithm was proposed based on the difference between predicted states and measured states in the framework of MPC. Simulation results show that the designed formation control law can drive UAVs to achieve the prescribed formation quickly and maintain the configuration in the presence of leader maneuvers. The proposed acceleration estimation algorithm is effective and has low estimation error.

Key words: unmanned aerial vehicle; vision-based formation; flight control; model predictive control; acceleration estimation

0 引言

近年来,多 UAV 编队飞行问题得到了广泛研究,然而,大部分编队飞行控制律是在飞行器之间存在通信链接的前提下设计的,一旦出现通信故障甚至失效,编队飞行任务将无法完成。随着视觉传感器技术以及视频流处理软硬件的迅猛发展,基于视觉的飞行器编队飞行开始得到关注。由于不需要相互通信,仅依赖

被动测量信息形成控制律,从而具有较强的鲁棒性^[1-2]。针对 UAV 视觉编队飞行问题, Sattigeri 所在的研究小组开展了相关研究^[3-5], 基于自适应输出反馈控制方法设计了多种编队控制律, 产生速度和航向指令。文献[6]将视觉编队飞行分成两个阶段分别基于 PD 方法设计了控制律、生成速度和航向指令。文献[7]研究了 UAV 视觉编队飞行的关键技术和相关估计算法, 并且构建仿真平台验证了设计的视觉编队飞行方法, 但这些编队控制律存在不能显式考虑各种约束(如避碰约束、执行器饱和和约束), 从而制约了其直接应用到工程实际中。

预测控制(MPC)又称为滚动时域控制^[8], 最初由 Richalet 和 Rault 等人提出, 通过滚动求解有限时域优

收稿日期:2011-12-03

修回日期:2012-01-19

基金项目:航空科学基金项目(20110184001)

作者简介:周绍磊(1963—),男,山东泰安人,博士,教授,研究方向为多飞行器协同控制、飞行器先进控制方法。

化问题获得控制输入,具有较强的非线性和约束处理能力,在工业控制中得到了广泛的应用。随着计算机速度的提高,该方法逐渐被应用到快变系统中,并已开始应用于基于通信的 UAV 编队飞行^[9-11]。

针对传统视觉编队控制律的不足,设定领航飞行器(leader)和跟随飞行器(follower),本文基于 MPC 方法设计,能够显式地考虑状态约束和控制输入约束的 leader-follower 视觉编队飞行控制律,并在 MPC 框架下提出一种 leader 飞行器加速度估计算法。假设每个飞行器上均载有视觉传感器系统(包括光学摄像头、视频图像采集板以及视频处理软件),leader 飞行器始终在 follower 飞行器视觉传感器作用范围之内飞行,follower 飞行器可以解算得到 leader 飞行器的相对距离、视线方位角以及二者的变化率。

1 问题描述

1.1 飞行器相对运动方程

leader-follower 飞行器编队几何关系如图 1 所示。

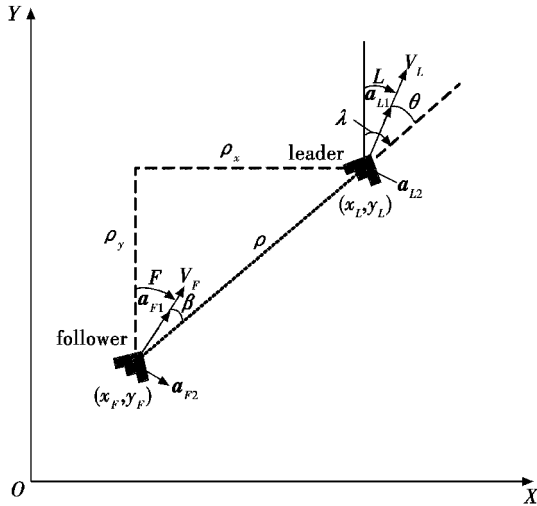


图 1 leader-follower 飞行器编队几何关系

Fig. 1 Geometry of leader-follower UAV formation

图 1 中: XOY 为坐标系, X 轴正向指向东, Y 轴正向指向北; ρ 为 follower 飞行器与 leader 飞行器之间的相对距离; λ 为 follower 飞行器到 leader 飞行器的视线方位角(定义从 Y 轴正向顺时针方向旋转为正)。 V_L 、 ψ_L 、 (x_L, y_L) 、 a_{L1} 、 a_{L2} 分别为 leader 飞行器的速度、航向角、坐标位置、切向加速度和法向加速度; V_F 、 ψ_F 、 (x_F, y_F) 、 a_{F1} 、 a_{F2} 分别为 follower 飞行器的速度、航向角、坐标位置、切向加速度和法向加速度; θ 为 follower-leader 视线与 leader 飞行器航向之间的夹角。

leader 飞行器的运动方程为

$$\begin{cases} \dot{x}_L = V_L \sin \psi_L \\ \dot{y}_L = V_L \cos \psi_L \\ \dot{V}_L = a_{L1} \\ \dot{\psi}_L = a_{L2}/V_L \end{cases} \quad (1)$$

follower 飞行器的运动方程为

$$\begin{cases} \dot{x}_F = V_F \sin \psi_F \\ \dot{y}_F = V_F \cos \psi_F \\ \dot{V}_F = a_{F1} \\ \dot{\psi}_F = a_{F2}/V_F \end{cases} \quad (2)$$

由图 1 可知,follower 飞行器与 leader 飞行器之间的相对距离 ρ 和视线方位角 λ 满足

$$\begin{cases} \rho = \sqrt{\rho_x^2 + \rho_y^2} \\ \lambda = \arctan \frac{\rho_x}{\rho_y} \end{cases} \quad (3)$$

对式(3)分别求一阶和二阶导数,得

$$\dot{\rho} = \frac{\rho_x \dot{\rho}_x + \rho_y \dot{\rho}_y}{\rho} = V_L \cos(\lambda - \psi_L) - V_F \cos(\lambda - \psi_F) \quad (4)$$

$$\dot{\lambda} = \frac{\rho_y \dot{\rho}_x - \rho_x \dot{\rho}_y}{\rho^2} = \frac{V_F \sin(\lambda - \psi_F) - V_L \sin(\lambda - \psi_L)}{\rho} \quad (5)$$

$$\ddot{\rho} = \rho \dot{\lambda}^2 + a_{L1} \cos(\lambda - \psi_L) + a_{L2} \sin(\lambda - \psi_L) - a_{F1} \cos(\lambda - \psi_F) - a_{F2} \sin(\lambda - \psi_F) \quad (6)$$

$$\ddot{\lambda} = \frac{1}{\rho} (-2 \dot{\rho} \dot{\lambda} - a_{L1} \sin(\lambda - \psi_L) + a_{L2} \cos(\lambda - \psi_L) + a_{F1} \sin(\lambda - \psi_F) - a_{F2} \cos(\lambda - \psi_F)) \quad (7)$$

联立式(4)~式(7),可得

$$\psi_L = \lambda - \arctan \left(\frac{V_F \sin(\lambda - \psi_F) - \rho \dot{\lambda}}{V_F \cos(\lambda - \psi_F) + \dot{\rho}} \right) \quad (8)$$

分别定义状态向量为 $\mathbf{x} = [x_1, x_2, x_3, x_4]^T = [\rho, \lambda,$

$\dot{\rho}, \dot{\lambda}]^T$,控制输入向量为 $\mathbf{u} = [u_1, u_2]^T = [a_{F1}, a_{F2}]^T$,则 follower 飞行器和 leader 飞行器之间的相对运动关系可以描述为

$$\dot{\mathbf{x}} = f_c(\mathbf{x}, \mathbf{u}) = \begin{bmatrix} x_3 \\ x_4 \\ x_1 x_4^2 + a_{L1} \cos \theta_1 + a_{L2} \sin \theta_1 - u_1 \cos \theta_2 - u_2 \sin \theta_2 \\ \frac{1}{x_1} (-2x_3 x_4 - a_{L1} \sin \theta_1 + a_{L2} \cos \theta_1 + u_1 \sin \theta_2 - u_2 \cos \theta_2) \end{bmatrix} \quad (9)$$

式中: $\theta_1 = x_2 - \psi_L$; $\theta_2 = x_2 - \psi_F$ 。

取采样时间为 T_s , 则相对运动方程的离散化形式为

$$\mathbf{x}(k+1) = \mathbf{x}(k) + f_c(\mathbf{x}(k), \mathbf{u}(k))T_s \quad (10)$$

简记为

$$\mathbf{x}(k+1) = f(\mathbf{x}(k), \mathbf{u}(k)) \quad (11)$$

1.2 控制目标

视觉编队飞行的主要目标是控制 follower 飞行器以一定的距离和角度跟随 leader 飞行器飞行。

定义系统输出为

$$\mathbf{y} = [\rho, \theta]^T \quad (12)$$

式中, 视线夹角 $\theta = \lambda - \psi_L$ 。

通过期望的飞行器编队队形可以唯一确定期望输出 $\mathbf{y}_d = [\rho_d, \theta_d]^T$ 。当系统输出始终跟踪期望输出时, 说明 leader 飞行器和 follower 飞行器能够保持期望的编队队形飞行。

2 编队控制律设计

MPC 方法的主要思想是通过滚动求解有限时域优化问题来得到控制输入。对于基于 MPC 方法的视觉编队飞行来说, 编队控制律设计实质上就是为 follower 飞行器构造滚动求解的有限时域优化问题。

假设每个采样时刻 follower 飞行器均能通过视觉传感器系统得到相对于 leader 飞行器的相对距离、方位角和二者的变化率, 且不考虑测量误差和时间延迟的影响。

根据系统控制目标, 定义目标函数为

$$J(\mathbf{x}, \mathbf{u}, k) = \sum_{s=0}^{N-1} (\mathbf{y}_e^T(k+s|k) \mathbf{Q} \mathbf{y}_e(k+s|k) + \mathbf{u}^T(k+s|k) \mathbf{P} \mathbf{u}(k+s|k)) + \mathbf{y}_e^T(k+N|k) \cdot \mathbf{Q}_N \mathbf{y}_e(k+N|k) \quad (13)$$

式中: N 为预测时域; $\mathbf{y}_e = \mathbf{y}_d - \mathbf{y}$; $\mathbf{y}(k+s|k)$ 表示在 k 时刻对 $k+s$ 时刻系统输出的预测值, 满足 $\mathbf{y}(k|k) = \mathbf{y}(k)$; $\mathbf{u}(k+s|k)$ 表示在 k 时刻对 $k+s$ 时刻系统控制输入的预测值, 满足 $\mathbf{u}(k|k) = \mathbf{u}(k)$; \mathbf{Q} 、 \mathbf{P} 和 \mathbf{Q}_N 均为正定对称矩阵。

由于自身物理限制和使用要求, 无人飞行器的运动受到各种约束, 例如飞行速度约束 $[V_{\min}, V_{\max}]$ 、飞行器之间最小允许距离约束 ρ_{\min} 等。另外, 由于执行器(油门、舵机)存在固有的物理限制, 飞行器还有切向加速度约束 $[\mathbf{a}_{\min}^T, \mathbf{a}_{\max}^T]$ 、法向加速度约束 $[\mathbf{a}_{\min}^N, \mathbf{a}_{\max}^N]$ 和加速度增量速率约束 $[\Delta \mathbf{a}_{\max}^T, \Delta \mathbf{a}_{\max}^N]^T$ 等。

在每个采样时刻, follower 飞行器需要寻找满足各种约束并且使得目标函数最小化的控制输入。这样, 在 k 时刻, follower 飞行器需要求解的有限时域优化问题可以描述为

$$\mathbf{u}^* = \arg \min_{\mathbf{u}} J(\mathbf{x}, \mathbf{u}, k) \quad (14)$$

$$\text{s. t. } \mathbf{x}(k+s+1|k) = f(\mathbf{x}(k+s|k), \mathbf{u}(k+s|k))$$

$$\mathbf{x}(k+s|k) \in X, \mathbf{u}(k+s|k) \in U$$

$$s = 0, 1, \dots, N-1$$

式中: $\mathbf{x}(k+s|k)$ 为飞行器在 k 时刻对 $k+s$ 时刻系统状态向量 \mathbf{x} 的预测值, 满足 $\mathbf{x}(k|k) = \mathbf{x}(k)$; X 和 U 分别表示系统状态约束和控制输入约束。

优化问题式(14)的最优解为

$$\mathbf{u}^* = \{\mathbf{u}(k), \mathbf{u}(k+1|k), \dots, \mathbf{u}(k+N-1|k)\} \quad (15)$$

在 k 时刻, follower 飞行器只实施 \mathbf{u}^* 的第一个分量 $\mathbf{u}(k)$, 到 $k+1$ 时刻, 基于新的状态在新的预测时域上重复求解有限时域优化问题, 得到 $k+1$ 时刻的控制输入。以此类推, 可得到整个时域内的控制输入。

3 加速度估计算法

由飞行器的相对运动方程和式(14)可以看出, 求解有限时域优化问题必须先得到 leader 飞行器的航向角和加速度。由于 follower 飞行器无法通过视觉传感器测量出 leader 飞行器的航向角和加速度, 因此只能进行在线估计。 k 时刻, leader 飞行器的航向角可通过式(8)直接计算得到。下面在 MPC 框架下提出一种 leader 飞行器加速度在线估计方法。

如果 $k-1$ 时刻到 k 时刻 leader 飞行器的加速度保持不变, 则 $k-1$ 时刻对 k 时刻相对距离变化率和视线方位角变化率的最优预测值与 k 时刻的实际测量值相同, 即 $x_3(k) = x_3(k|k-1)$ 和 $x_4(k) = x_4(k|k-1)$ 。若两个等式不满足, 则说明 k 时刻 leader 飞行器的加速度发生了变化。基于这种特性, 下面给出具体估计方法。

采用 $\Delta \hat{\mathbf{a}}(k)$ 表示从 $k-1$ 时刻到 k 时刻因 leader 飞行器加速度改变引起的 $\ddot{\rho}$ 和 $\ddot{\lambda}$ 的增量变化。由前面假设可得, k 时刻 follower 飞行器可以获得 $x_3(k)$ 和 $x_4(k)$, 并且 $k-1$ 时刻 follower 飞行器通过求解有限时域优化问题可以得到最优预测值 $x_3(k|k-1)$ 和 $x_4(k|k-1)$ 。因此, $\Delta \hat{\mathbf{a}}(k)$ 可以近似为

$$\Delta \hat{\mathbf{a}}(k) = \begin{bmatrix} \frac{(x_3(k) - x_3(k|k-1))}{T_s} \\ \frac{(x_4(k) - x_4(k|k-1))}{T_s} \end{bmatrix} \quad (16)$$

将 $\Delta \hat{\mathbf{a}}(k)$ 分别向 leader 飞行器切向和法向方向投影, 可以得到 k 时刻 leader 飞行器加速度的近似估计值

$$\hat{\mathbf{a}}_L(k) = \begin{bmatrix} \hat{\mathbf{a}}_{L1}(k) \\ \hat{\mathbf{a}}_{L2}(k) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \hat{\mathbf{a}}_{L1}(k-1) \\ \hat{\mathbf{a}}_{L2}(k-1) \end{bmatrix} + \mathbf{W} \Delta \hat{\mathbf{a}}(k) \quad (17)$$

式中: $k = 1, 2, \dots$; $\mathbf{W} =$

$$\begin{bmatrix} \cos(x_2(k-1) - \psi_L(k-1)) & -\sin(x_2(k-1) - \psi_L(k-1)) \\ \sin(x_2(k-1) - \psi_L(k-1)) & \cos(x_2(k-1) - \psi_L(k-1)) \end{bmatrix}^0$$

4 仿真分析

以2个 follower 飞行器视觉跟随1个 leader 飞行器进行编队飞行为例进行仿真。

总仿真时间 $T=300$ s, 采样时间 $T_s=0.5$ s, 预测时域 $N=5$ 步, $V_{\min}=50$ m/s, $V_{\max}=150$ m/s, $\rho_{\min}=100$ m。 $\mathbf{a}_{\min}^1 = -10$ m/s², $\mathbf{a}_{\max}^1 = 20$ m/s², $\Delta\mathbf{a}_{\max}^1 = 10$ m/s², $\mathbf{a}_{\min}^2 = -10$ m/s², $\mathbf{a}_{\max}^2 = 10$ m/s², $\Delta\mathbf{a}_{\max}^2 = 5$ m/s², $\mathbf{Q} = \text{diag}[1, 2]$, $\mathbf{P} = \text{diag}[1, 1]$, $\mathbf{Q}_N = \text{diag}[100, 200]$ 。各飞行器初始状态、期望编队队形参数以及 leader 飞行器的加速度变化规律如表1~表4所示。

表1 各飞行器初始状态

Table 1 Initial states of each UAV

	$(x_0, y_0)/\text{km}$	$\psi/(\circ)$	$V/(\text{m} \cdot \text{s}^{-1})$	$\mathbf{a}/(\text{m} \cdot \text{s}^{-2})$
leader	[3, 13.5]	90	100	[0, 0] ^T
follower1	[1.5, 14]	90	100	[0, 0] ^T
follower2	[2, 12.5]	90	100	[0, 0] ^T

表2 飞行器编队期望输出

Table 2 Desired outputs of UAV formation

	ρ_d/m	$\theta_d/(\circ)$
leader-follower1	800	30
leader-follower2	800	-30

表3 leader 飞行器切向加速度变化规律

Table 3 Tangential acceleration of leader UAV

采样时间/s	$a_{t1}(t)/(\text{m} \cdot \text{s}^{-2})$
[0, 250)	0
[250, 260)	$100e^{-(t-250)} \sin\left(\frac{t-250}{10}\pi\right)$
[260, 300]	0

表4 leader 飞行器法向加速度变化规律

Table 4 Normal acceleration of leader UAV

采样时间/s	$a_{n2}(t)/(\text{m} \cdot \text{s}^{-2})$
[0, 60)	0
[60, 63)	$2.5 \sin\left(\frac{(t-60)\pi}{6}\right)$
[63, 130)	2.5
[130, 133)	$2.5 \sin\left(\frac{(133-t)\pi}{6}\right)$
[133, 160)	0
[160, 163)	$2.5 \sin\left(\frac{(t-160)\pi}{6}\right)$
[163, 235)	2.5
[235, 238)	$2.5 \sin\left(\frac{(238-t)\pi}{6}\right)$
[238, 300]	0

3个飞行器视觉编队飞行仿真结果如图2所示。

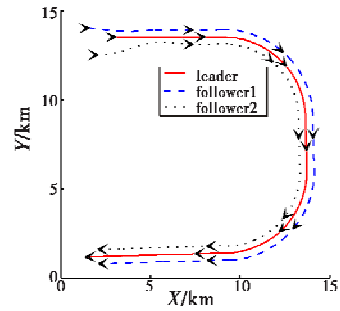


图2 各飞行器飞行轨迹仿真图

Fig. 2 Flight path simulation of each UAV

图2中,每隔50s显示一个箭头符号,用来标识各飞行器的即时位置和航向。由此可以看出,3个飞行器在50s左右就形成了期望编队队形,并且在 leader 飞行器转向、加速过程中能够保持好预定队形。图3和图4分别表示2个 follower 飞行器与1个 leader 飞行器的系统输出与期望值的偏差。其中,相对距离与期望值的偏差很快收敛到零;视线夹角与期望值的偏差在50s左右收敛到零,并在两次转向过程中偏差控制在2°左右。

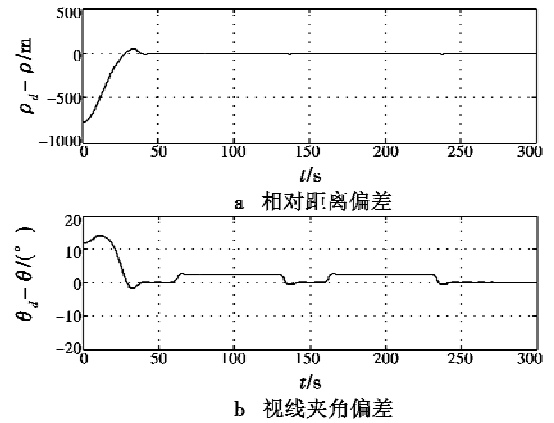


图3 follower1 与 leader 系统输出与期望值的偏差

Fig. 3 Difference between follower1-leader

system output and desired value

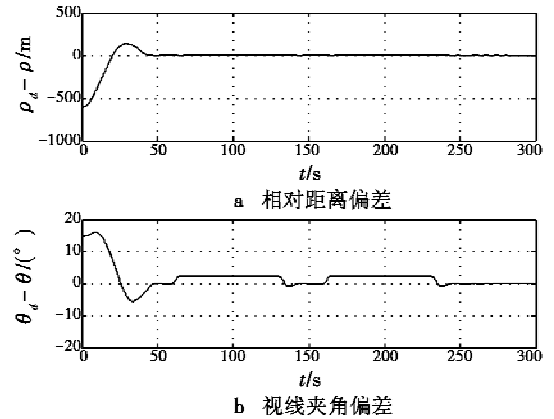
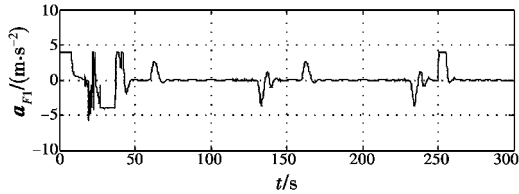


图4 follower2 与 leader 系统输出与期望值的偏差

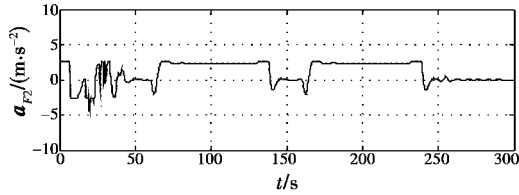
Fig. 4 Difference between follower2-leader

system output and desired value

图 5、图 6 所示分别为 follower1 飞行器 and follower2 飞行器的控制输入。可以看出,切向加速度指令和法向加速度指令均满足约束条件,保证了执行器不出现饱和。

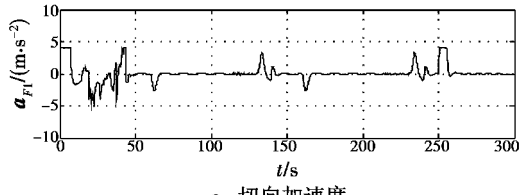


a 切向加速度

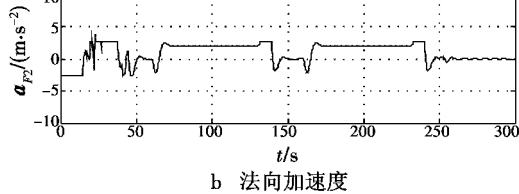


b 法向加速度

图 5 follower1 飞行器控制输入
Fig.5 Control inputs of follower1 UAV



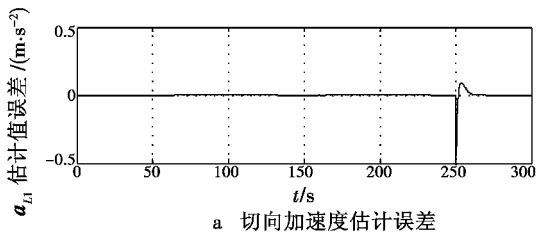
a 切向加速度



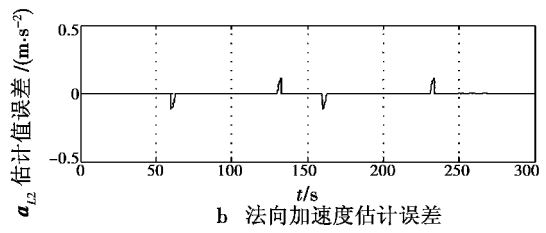
b 法向加速度

图 6 follower2 飞行器控制输入
Fig.6 Control inputs of follower2 UAV

图 7、图 8 所示分别为 follower1 飞行器和 follower2 飞行器对 leader 飞行器加速度的估计误差图,切向加速度的估计误差在 $\pm 0.5 \text{ m/s}^2$ 范围内,在 250 s 附近出现较大的估计误差,主要是由于 leader 飞行器切向加速度在该时刻突然增大造成的。法向加速度的估计误差很小,只在转向开始和结束阶段有大约 0.1 m/s^2 的误差,仿真结果表明,所提出的 leader 飞行器加速度估计算法是可行的。

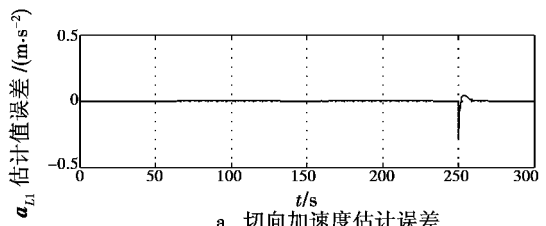


a 切向加速度估计误差

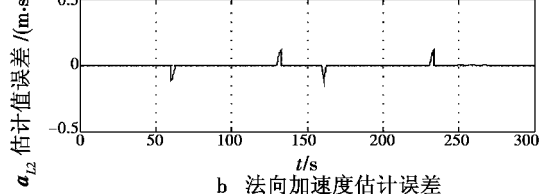


b 法向加速度估计误差

图 7 follower1 对 leader 飞行器加速度估计误差
Fig.7 Follower1's estimation error about leader's acceleration



a 切向加速度估计误差



b 法向加速度估计误差

图 8 follower2 对 leader 飞行器加速度估计误差
Fig.8 Follower2's estimation error about leader's acceleration

5 结论

针对传统无人飞行器视觉编队控制律考虑约束能力的不足,基于预测控制方法设计了一种能显式考虑各种约束的编队控制律,并在该框架下提出了 leader 飞行器加速度估计算法。仿真结果表明,编队控制律能够快速控制 follower 飞行器跟随 leader 飞行器形成期望编队队形飞行,并且在机动情况下仍能保持队形。所提出的 leader 飞行器加速度估计方法可行,并且具有较小的估计误差。

参考文献

[1] YANG Zhong, FANG Ting, FAN Qiongjian, et al. UAV formation flight based on vision sensor [C]//Proceedings of the 27th Chinese Control Conference, 2008; 592- 597.

[2] JOHNSON E N, CALISE A J, SATTIGERI R, et al. Approaches to vision-based formation control [C]//Proceedings of the 43rd IEEE Conference on Decision and Control, 2004; 1643-1648.

[3] SATTIGERI R, CALISE A J, EVERS J H. An adaptive approach to vision-based formation control [C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, 2003; 1-13.

5 小结

针对基于性能导航 PBN 对完好性的要求,本文以附加式紧耦合卡尔曼滤波结构和 AIME 完好性算法为基础,构造了速率检测型滤波器,并进一步拓展为复合式平行滤波完好性算法。仿真分析表明,该算法成功引入了对惯导系统的故障检测,提高了对慢变故障的检测效率,并且对多重故障情况依然有效。

参考文献

- [1] ICAO Doc 9613. Performance Based Navigation (PBN) manual[S]. 3rd ed. 2008.
 - [2] Federal Aviation Administration. Roadmap for performance-based navigation [Z]. Federal Aviation Administration, Washington, DC, July 2006.
 - [3] NIKIFOROV I. Integrity monitoring for multi-sensor integrated navigation systems [C]//Proceedings of the 15th International Technical Meeting of the Satellite Division of Navigation (ION GPS 2002), 2002:579-590.
 - [4] 秦永元,张洪钺,王叔华. 卡尔曼滤波与组合导航原理 [M]. 西安:西北工业大学出版社,1998.
 - [5] BRENNER M. Integrated GPS/Inertial fault detection availability [C]//Proceedings of ION GPS-95, Palm Springs, Virginia, USA, 1995:1949-1958.
 - [6] DIESEL J, KING J. Integration of navigation systems for fault detection, exclusion, and integrity determination, with-out WAAS [C]//Proceedings of the 1995 Technical Meeting of Navigation, 1995:683-692.
 - [7] LEE Y C, O'LAUGHLIN D G. A performance analysis of atightly coupled GPS/Inertial system for two integrity monitoring methods [J]. Journal of Navigation, ION GPS 1999:1187-1200.
 - [8] 刘海颖,冯成涛,王惠南. 一种惯性辅助卫星导航系统及其完好性检测方法[J]. 宇航学报,2011,32(4):775-780.
 - [9] 谢刚. GPS 原理与接收机设计[M]. 北京:电子工业出版社,2009.
 - [10] 黄国荣,彭兴钊,郭创,等. 基于 GPS/SINS 紧耦合系统的新息外推法[J]. 计算机应用,2011,31(8):2289-2292.
 - [11] 赵树杰,赵建勋. 信号检测与估计理论[M]. 北京:清华大学出版社,2005.
 - [12] DIESEL J, LUU S. GPS/IRS AIME; Calculation of thresholds and protection radius using chi-square methods [C]//Proceedings of the 8th International Technical Meeting of the Satellite Division of Navigation (ION GPS 1995), 1995:1959-1964.
 - [13] LIU H, ZHENG G, WANG H, et al. Research on integrity monitoring for integrated GNSS/SINS system [C]//The 2010 IEEE International Conference on Information and Automation, Harbin, China, 2010:1990-1995.
 - [14] YOUNG R S Y, MCCRAW G A. Fault detection and exclusion using normalized solution separation and residual monitoring methods [J]. Navigation, 2003, 50(3):151-170.
-
- (上接第 13 页)
- [4] MOON J, SATTIGERI R J, PRASAD J V R, et al. Adaptive guidance and control for autonomous formation flight [C]//American Helicopter Society 63rd Annual Forum, Virginia Beach, VA, 2007.
 - [5] SATTIGERI R J, CALISE A J, EVERS J H. An adaptive vision-based approach to decentralized formation control [C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, Providence, RI, 2004:1-24.
 - [6] 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.
 - [7] 方挺. 无人机协同编队飞行中的视觉感知关键技术研究 [D]. 南京:南京航空航天大学,2008.
 - [8] MAYNE D Q, RAWLINGS J B, RAO C V, et al. Constrained model predictive control: Stability and optimality [J]. Automatica, 2000, 36(6):789-814.
 - [9] RICHARDS A, HOW J. Decentralized model predictive control of cooperating UAVs [C]//Proceeding of the 43rd IEEE Conference on Decision and Control, 2004, 4:4286-4291.
 - [10] BORRELLI F, KEVICZKY T, BALAS G J. Collision-free UAV formation flight using decentralized optimization and Invariant sets [C]//Proceeding of the 43rd IEEE Conference and Control, 2004, 1:1099-1104.
 - [11] ZHANG X Y, DUAN H B, YU Y X. Receding horizon control for multi-UAVs close formation control based on differential evolution [J]. Sci China Inf Sci, 2010, 53(2):223-235.