

具有随机多跳时变时延的多航天器协同编队姿态一致性

蔡光斌^{1,2†}, 闫杰¹, 赵玉山², 胡昌华²

(1. 西北工业大学 航天学院, 陕西 西安 710072; 2. 火箭军工程大学 导弹工程学院, 陕西 西安 710025)

摘要: 针对存在随机多跳时变时延的多航天器协同编队的姿态一致性问题, 本文设计了可消除随机多跳时变时延影响并能够实现多航天器协同编队姿态角速度一致及姿态角有效跟踪的静态控制器. 首先基于有向图论推导出领航者-跟随者误差系统的动态方程, 然后通过构造合适的Lyapunov函数将误差系统调节器问题转化为了线性矩阵不等式解的存在性问题, 其次通过求解线性矩阵不等式完成了协同编队姿态控制系统的静态控制器设计. 理论分析表明, 所设计的控制器能够有效消除随机多跳时变时延影响, 实现了多航天器协同编队的姿态一致性. 数值仿真验证了所提方法的正确性和有效性.

关键词: 多航天器协同编队; 随机多跳时变时延; 姿态一致性; 线性矩阵不等式

引用格式: 蔡光斌, 闫杰, 赵玉山, 等. 具有随机多跳时变时延的多航天器协同编队姿态一致性. 控制理论与应用, 2018, 35(10): 1415 – 1421

中图分类号: V448.2 文献标识码: A

Attitude consensus of multi-spacecraft cooperative formation with stochastic multi-hop time-varying delay

CAI Guang-bin^{1,2†}, YAN Jie¹, ZHAO Yu-shan², HU Chang-hua²

(1. School of Astronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an Shannxi 710072, China;

2. College of Missile Engineering, Rocket Force University of Engineering, Xi'an Shannxi 710025, China)

Abstract: Aiming at the attitude consensus of multi-spacecraft cooperative formation with stochastic multi-hop time-varying delay, a static controller that eliminates the influence of the time-varying delay of stochastic multi-hop time-varying delay and realizes the consensus of attitude angular velocity of multi-spacecraft cooperative formation cooperative formation as well as the effective tracking of attitude angular is designed in this paper. Firstly, based on the theory of digraph theory, dynamic equations of the leader-follower error system is deduced. Secondly, by constructing a suitable Lyapunov function, the regulator problem of the error system is transformed into the existence of the solution to the linear matrix inequalities. Finally, the static controller design of cooperative formation attitude control system is completed by solving linear matrix inequality. Theoretical analysis shows that the designed controller can effectively eliminate the effect of time-varying delay of random multi-hop and realize the attitude consensus of multi-spacecraft cooperative formation. The numerical simulation verifies the correctness and effectiveness of the proposed method.

Key words: multi-spacecraft cooperative formation; stochastic multi-hop time-varying delay; attitude consensus; linear matrix inequality

Citation: CAI Guangbin, YAN Jie, ZHAO Yushan, et al. Attitude consensus of multi-spacecraft cooperative formation with stochastic multi-hop time-varying delay. *Control Theory & Applications*, 2018, 35(10): 1415 – 1421

1 引言(Introduction)

随着人类对探索宇宙深处秘密的进一步渴求, 单个航天器集中多种功能实现深空探测的方式由于代价越来越高且可靠性无法保证而变得越来越不合时宜. 而将不同的探测装置分别安装到不同的低成本航

天器上的多航天器协同编队则能够实现相同或者更多的任务, 正在成为未来深空探测的主要发展趋势^[1-5].

受航天器传感器视场、执行器非线性特性、通信带宽和范围的限制, 以及空间相互遮挡、电磁和力学

收稿日期: 2017-12-29; 录用日期: 2018-08-17.

†通信作者. E-mail: cgb0712@163.com; Tel.: +86 15829246617.

本文责任编辑: 宗群.

国家自然科学基金项目(61773387, 61573365), 中国博士后科学基金项目(2017T100770, 2016M590971)资助.

Supported by the National Natural Science Foundation of China (61773387, 61573365) and the Project Funded by China Postdoctoral Science Foundations (2017T100770, 2016M590971).

环境的影响,多航天器协同编队并不能时刻保持编队成员姿态的一致性以及编队构型不变性.这就需要多航天器进行在轨飞行的姿态调整以及队形机动.为解决上述系列问题,国内外众多学者在该领域开展了广泛的研究.

文献[1]基于多智能体一致性理论,利用代数图论的形式化数学工具,系统研究了基于变权无向图的二阶一致性算法,并将其应用于航天器编队初始化防撞协同控制和相对方位约束下的航天器编队姿态同步协同控制等问题.文献[2]在有向通信拓扑下研究了耦合协同控制以及有限时间协同控制等问题.文献[3]同样以代数图论为工具分别对多航天器协同编队的轨道和姿态的协同控制问题进行了深入研究,侧重分析信息共享受限条件下的编队稳定性和协同能力.文献[4]系统研究了无向通信拓扑以及有向通信拓扑下的姿态跟踪协同控制,同时针对多个控制目标研究了编队航天器系统的相对位置协同控制问题.文献[5]等则针对目前航天器编队轨迹规划的研究并未综合考虑目标非合作性、构型复杂性及控制协同性等现实问题,立足非合作目标多航天器编队系统,提出了一种基于行为的相对运动轨迹规划方法,仿真结果表明该方法在复杂的、多个控制目标的编队飞行轨迹规划中优势明显,具有自主性、协同性、鲁棒性强等特点,同时可应用于不同类型的编队构型相对运动规划.文献[6]则针对航天器之间通讯效率不高、成本较大的现实,采用图论的方法描述了编队中航天器间的通信并给出了相关控制算法,利用Lyapunov稳定性理论证明了编队在给定控制算法下的稳定性.文献[7]介绍了航天器编队飞行中的一致性问题的研究,建立了航天器编队飞行六自由度动力学模型并应用一致性理论设计了非线性控制律,仿真结果表明该控制律可适用于动态的航天器编队飞行通信拓扑结构.文献[8]为了提高航天器编队系统的鲁棒性、降低生产成本等,在仅有部分航天器能直接获得参考信息和变化通信拓扑结构图形的条件下,提出了一种基于一致性理论的航天器编队飞行协同控制方法,并通过仿真验证了该方法的有效性.文献[9]研究了固定拓扑和切换拓扑两种情况下同时存在通信时延和拓扑结构不确定的多导弹协同齐射攻击制导时间一致性问题.文献[10]考虑了具有状态时延和切换拓扑的领航-跟随式多导弹系统的一致性,利用反馈线性化方法获得了每枚导弹的线性导引律,基于图论方法将一致性问题转化为对应误差系统的稳定性问题,并应用Lyapunov函数方法分析了误差系统的稳定性,仿真结果从精度和有效性上显示了算法的良好性能.文献[11]考虑了分布式MASs在时延存在的情况下的基于网络的领航者-跟随者一致性,提出了有向图背景下基于网络的一致性控制协

议.其中,通过建立一个具有有向图信息的新的Lyapunov-Krasovskii泛函推导出了新式误差系统时延依赖的稳定性判据,并应用该判据以线性矩阵不等式形式给出了基于网络的一致性控制器的存在性的时延依赖充分条件,保证了跟随者与领航者状态达到一致.此外,文献[12-20]考虑的问题同样适用于多航天器编队协同,也具有一定的借鉴意义,但却并没有考虑到通信带宽以及受限的问题.

对于具有领航者-跟随者的多航天器协同编队而言,若每个航天器均能获得其他航天器的状态信息,则多航天器协同编队将能以更快的速度以及更高的精度实现姿态对准以及一致性.然而,上述假设对于多航天器协同编队的通信拓扑要求过于苛刻,且受制于单个航天器的通信器件功率而无法实现.而多跳有向通信拓扑则由于可以降低通信节点的信号发送功率,减小电磁干扰及功耗,成为了多航天器协同编队通信实现的良好选择.在这种情况下,具有相邻关系的航天器之间直接进行通信,不相邻但相互间具有有向路径的可通过多跳实现通信,实现了单个航天器获得尽量多其他航天器的状态信息,进而更好的实现一致性.

上述多跳有向通信拓扑的实现以及航天器间随机时变通信时延的存在,使得多跳有向通信拓扑包含了多跳时延,这对于多航天器协同编队的一致性实现提出了更大挑战.然而,目前这方面的相关研究成果还比较匮乏.因此本文针对多航天器协同编队,重点研究了其存在随机多跳时变时延情况下的一致性分析及设计.通过合理的假设,选定通信拓扑及时延形式,首先设计了固定通信拓扑下跟随航天器控制输入的形式,利用图论知识推导出了多航天器协同编队误差系统的无时延形式及时延形式;利用图论、矩阵论知识以及相关引理推导了跟随航天器控制器的存在性及求解问题,并对求解方法进行了理论分析.最后利用数值仿真验证了控制输入设计的有效性,结果表明所设计跟随航天器控制输入能够使跟随航天器良好跟踪领航航天器的轨迹,并实现多航天器协同编队在存在随机多跳时变时延情况下的一致性.

2 多航天器协同编队一致性分析与设计 (Consensus analysis and design of multi-spacecraft cooperative formation)

2.1 领航者-跟随者误差系统推导 (Derivation of the leader-follower error system)

在进行误差系统推导之前,首先给出如下假设.

假设 1 多航天器协同编队的拓扑结构为多跳、强连通的通信拓扑.

假设 2 在通信拓扑中,相邻航天器间的通信时

延模式是一致的, 不相邻但可达航天器间的通信时延是路径上通信时延之和.

假设 3 跟随者航天器姿态控制系统状态空间方程

$$\dot{X}_i = A_i X_i + B_i u_i, \quad (1)$$

其中: X_i 为第 i 个跟随者航天器的状态变量, A_i, B_i 分别为系统矩阵及输入矩阵, u_i 为控制输入. 后续文中将以 v_i ($i = 1, 2, \dots, N$) 指代第 i 个跟随者航天器.

假设 4 领航者航天器的空间姿态不受跟随者航天器姿态的影响, 其姿态控制系统状态空间方程为

$$\dot{X}_0 = A_0 X_0, \quad (2)$$

其中: X_0 为领航者航天器的状态变量, A_0 为系统矩阵. 后续文中将以 v_0 指代领航者航天器.

注 1 输入-状态反馈线性化变化后的领航-跟随者状态维度和意义是相同的, 仅数值上不同.

注 2 事实上, 领航者航天器可以是真实存在的航天器, 也可以是设定的参考期望信号. 此外, 领航者航天器可以有一个, 也可以有多个. 不失一般性, 本文假设领航者航天器真实存在, 且仅有一个.

下面进行误差系统的推导.

基于假设 1 和假设 2, 为实现领航者-跟随者多航天器协同编队的一致性, 设计 v_i 的控制律如下:

$$u_i = K \sum_{j \in N_i} (x_j(t - m_{ji}\tau(t)) - x_i(t) + K d_i (x_0(t - m_{0i}\tau(t)) - x_i(t))), \quad (3)$$

其中: $j = 1, 2, \dots, N$ ($j \neq i$) 为跟随者航天器的编号, 反馈阵 K 为待设计的静态控制器. d_i 定义如下: 只有领航者航天器 v_0 的信息可达跟随者航天器 v_i 时, $d_i = 1$, 否则 $d_i = 0$; 显然, 本文中 $d_i \equiv 1$. m_{0i} 为从 v_0 到 v_i 的路径的跳数, m_{ji} 为从 v_j 到 v_i 的路径的跳数, $\tau(t)$ 为单跳随机时变时延.

定义状态误差 $\eta_i = x_i - x_0$, 则无时延的 η_i 的动态方程为

$$\begin{aligned} \dot{\eta}_i &= A_i \eta_i + B_i u_i = \\ & A \eta_i + B K \sum_{j \in N_i} (\eta_j - \eta_i) - d_i B K \eta_i, \end{aligned} \quad (4)$$

其中 $i = 1, 2, \dots, N$.

通过引入 $D = \text{diag}\{d_1, d_2, \dots, d_N\}$, $\eta = [\eta_1^T \ \eta_2^T \ \dots \ \eta_N^T]^T$, 以及多航天器协同编队通信拓扑图 \mathcal{G} 的 Laplacian 矩阵 L , 可以得到

$$\begin{aligned} \dot{\eta} &= (I_N \otimes A) \eta - (I_N \otimes B)(L \otimes I_m)(I_N \otimes K) \eta - \\ & (I_N \otimes B)(D \otimes I_m)(I_N \otimes K) \eta = \\ & [I_N \otimes A - (L + D) \otimes B K] \eta = \\ & [I_N \otimes A - H \otimes B K] \eta, \end{aligned} \quad (5)$$

其中 $H = L + D$.

同理, 可得具有时延的误差系统动态方程为

$$\dot{\eta}(t) = (I_N \otimes A) \eta(t) - (H \otimes B K) \eta(t - m\tau(t)), \quad (6)$$

其中:

$$\begin{aligned} \eta(t - m\tau(t)) &= (\eta_1^T(t - m_1\tau(t)) \ \eta_2^T(t - m_2\tau(t)) \\ & \dots \ \eta_N^T(t - m_N\tau(t))), \end{aligned}$$

m_i 与 m_{0i} 和 m_{ji} 具有相关性, $i = 1, 2, \dots, N, j = 1, 2, \dots, N, i \neq j$.

2.2 控制器求解与分析 (The solution and analysis of the static controller)

下面, 将通过求解上述所得误差系统的调节器问题, 给出多航天器协同编队的一致性定理.

定理 1 考虑领航者-跟随者多航天器协同编队, 若存在 $P > 0$ 满足

$$\Pi = \begin{bmatrix} PR + R^T P + \alpha P & PS & hR^T Q \\ S^T P & 0 & hS^T Q \\ hQR & hQS & -Q \end{bmatrix} \leq 0, \quad (7)$$

其中: 矩阵 Q 为对称正定, $R = I_N \otimes A, S = H \otimes B K, \alpha$ 为实数且满足 $0 < \alpha \leq \frac{1}{h}$, 则对于具有非负权值的固定通信拓扑 \mathcal{G} , 上述领航者-跟随者多航天器协同编队在满足 $0 < \max_{i,j} (m_{ji}) \tau(t) < h$ ($i = 1, 2, \dots, N, j = 0, 1, 2, \dots, N$) 的随机时变时延 $\tau(t)$ 实现了渐近状态一致性, 且静态控制器 K 可由上述线性矩阵不等式求得.

证 定义 $w(t) = \eta(t - m\tau(t))$, 则 $\dot{\eta}(t) = (I_N \otimes A) \eta(t) + (H \otimes B K) w(t)$. 令 $R = I_N \otimes A, S = H \otimes B K$, 则 $\dot{\eta}(t) = R \eta(t) + S w(t)$.

考虑如下 Lyapunov 函数:

$$V = \eta^T(t) P \eta(t) + h \int_{t-h}^t ((s - t + h) \dot{\eta}^T(s) Q \dot{\eta}(s)) ds. \quad (8)$$

此 Lyapunov 函数沿误差系统方向对时间的导数为

$$\begin{aligned} \dot{V} &= 2\eta^T P \dot{\eta} + h^2 \dot{\eta}^T Q \dot{\eta} - h \int_{t-h}^t \dot{\eta}^T(s) Q \dot{\eta}(s) ds = \\ & 2\eta^T(t) P (R \eta(t) + S w(t)) + \\ & h^2 (R \eta(t) + S w(t))^T Q (R \eta(t) + S w(t)) - \\ & h \int_{t-h}^t \dot{\eta}^T(s) Q \dot{\eta}(s) ds = \\ & 2\eta^T(t) P R \eta(t) + 2\eta^T(t) P S w(t) + \\ & h^2 (R \eta(t) + S w(t))^T Q (R \eta(t) + S w(t)) - \\ & h \int_{t-h}^t \dot{\eta}^T(s) Q \dot{\eta}(s) ds = \\ & \eta^T(t) (PR + R^T P) \eta(t) + 2\eta^T(t) P S w(t) + \end{aligned}$$

$$h^2(R\eta(t) + Sw(t))^T Q(R\eta(t) + Sw(t)) - h \int_{t-h}^t \dot{\eta}^T(s) Q \dot{\eta}(s) ds, \tag{9}$$

则有 $\dot{V} + \alpha V = E_1 + E_2$, 其中

$$E_1 = \alpha h \int_{t-h}^t ((s-t+h) \dot{\eta}^T(t) Q \dot{\eta}(t)) ds - h \int_{t-h}^t (s-t+h) \dot{\eta}^T(t) Q \dot{\eta}(t) ds = \int_{t-h}^t ((\alpha h(s-t+h) - h) \dot{\eta}^T(t) Q \dot{\eta}(t)) ds, \tag{10}$$

$$E_2 = \eta^T(t) [PR + R^T P] \eta(t) + 2\eta^T(t) PSw(t) + h^2 [R\eta(t) + Sw(t)]^T Q [R\eta(t) + Sw(t)] + \alpha \eta^T(t) P \eta(t) = \begin{bmatrix} \eta \\ w \end{bmatrix}^T \begin{bmatrix} PR + R^T P + \alpha P PS & & \\ & S^T P & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \eta \\ w \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \eta \\ w \end{bmatrix}^T \begin{bmatrix} hR^T Q \\ hS^T Q \end{bmatrix} Q^{-1} \begin{bmatrix} hQR & hQS \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \eta \\ w \end{bmatrix}. \tag{11}$$

如果 α 满足 $0 < \alpha \leq \frac{1}{h}$, 则可得 $E_1 \leq 0$.

$$\text{令 } \bar{P} = \begin{bmatrix} PR + R^T P + \alpha P PS & & \\ & S^T P & 0 \end{bmatrix}, \bar{R} = \begin{bmatrix} hR^T Q \\ hS^T Q \end{bmatrix},$$

$\bar{Q} = Q$. 则若存在正定对称矩阵 P 使得

$$\begin{bmatrix} PR + R^T P + \alpha P PS & PS & hR^T Q \\ S^T P & 0 & hS^T Q \\ hQR & hQS & -Q \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{P} & \bar{R} \\ \bar{R}^T & -\bar{Q} \end{bmatrix} \leq 0, \tag{12}$$

则由舒尔补引理可得, 上述不等式等价于

$$\bar{P} + \bar{R} \bar{Q}^{-1} \bar{R}^T = \begin{bmatrix} PR + R^T P + \alpha P PS & & \\ & S^T P & 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} hR^T Q \\ hS^T Q \end{bmatrix} Q^{-1} \begin{bmatrix} hQR & hQS \end{bmatrix} \leq 0, \tag{13}$$

可得 $E_2 \leq 0$.

由于 $E_1 \leq 0, E_2 \leq 0$, 故 $\dot{V} + \alpha V \leq 0$.

定义函数 $\dot{V} + \alpha V = E(t)$, 则 $E(t) \leq 0$. 则上述一阶非齐次常系数微分方程的解为

$$V(t) = V(0)e^{-\alpha t} + \int_0^t (e^{-\alpha(t-r)} E(r)) dr. \tag{14}$$

由于上式中第2项非正, 故

$$V(t) \leq V(0)e^{-\alpha t}. \tag{15}$$

上式显示 $V(t)$ 能指数收敛至零, 因此误差系统的每个状态都趋于零. 因此本文所提的随机多跳时变时

延的领航者-跟随者多航天器协同编队的一致性便得到了实现. 证毕.

注3 上述求解过程中, 将误差系统调节器问题转化为了定理1中线性矩阵不等式解的存在性问题. 注意到此处实数 α 的可调节作用, 即通过调节 α 的值使之满足定理1中提出的两个条件并能获得协同编队的渐近一致性. 进一步, 通过式(14)和(15)可知, 系统协同编队一致性的收敛速度是呈指数收敛, 通过增加 α 可加快收敛速度, 但由于参数 α 满足 $0 < \alpha \leq \frac{1}{h}$, 其中, h 为延迟上界, 因此可调参数 α 具有一定的可调节范围限制. 此外, 证明中定义的Lyapunov函数包含 $\eta(t)$ 的导数, 这就无法轻易保证Lyapunov函数存在上界. 通过证明 $\dot{V} + \alpha V \leq 0$, 即可获得指数收敛性.

3 数值仿真(The numerical simulation)

本节通过数值仿真对所设计控制器进行验证. 首先给出仿真初始化条件.

考虑如图1所示的通信拓扑 \mathcal{G} , 图中两个跟随者航天器 v_1 和 v_2 跟随领航者航天器 v_0 , 显然 m_{ji} 的最大值为2. v_0 可直接获得 v_2 的信息, 且可通过多跳的方式获得 v_1 的信息; v_1 能直接获得 v_0 的信息, 并可通过多跳的方式获得 v_2 的信息; v_2 可直接获得 v_1 的信息, 并可通过多跳的方式获得 v_0 的信息.

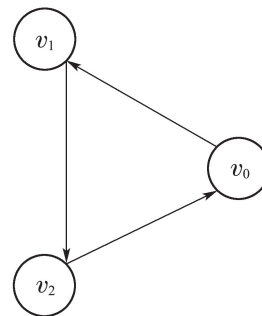


图1 通讯拓扑 \mathcal{G}

Fig. 1 The communication topology \mathcal{G}

假设相邻航天器之间的单跳随机时变时延变化规律如图2所示.

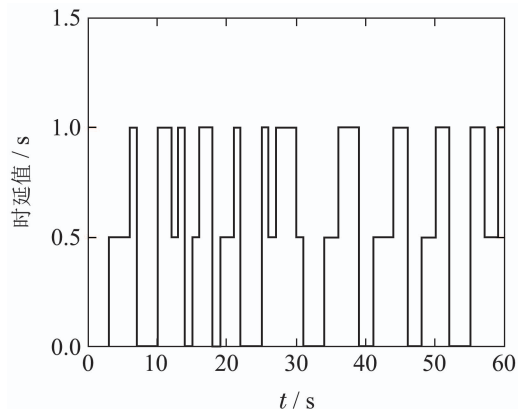


图2 单跳随机时变时延变化规律

Fig. 2 One-hop random variation of time-varying delay

假设所有航天器姿态控制系统的系统矩阵和输入矩阵分别为

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}, B = \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix}.$$

考虑各个航天器沿航天器共同本体坐标系各轴的初始状态如表1-2所示.

表 1 航天器初始角速度

Table 1 The initial angular velocity of the spacecraft

航天器编号	航天器角速度/(rad·s ⁻¹)		
	x轴向	y轴向	z轴向
0	0.030	0.020	0.040
1	-0.010	0.030	0.035
2	0.022	0.050	0.030

表 2 航天器初始角度

Table 2 The initial angle of the spacecraft

航天器编号	航天器角度/rad		
	x轴向	y轴向	z轴向
0	1.55	0.15	0
1	1.60	0.10	0
2	1.48	0.08	0

经过上述初始化, 利用本文所提出的方法进行数值仿真, 获得了如下的仿真结果, 如图3-5所示.

图3为考虑协同条件下多航天器协同编队在无通信时延情形下沿各轴的姿态角速度及角度变化图, 此处采用了经典的一致性协议. 从图3中可以看出, 两个跟随者航天器良好的跟踪了领航者航天器的角速度及相应的角度. 经典一致性协议显然能够良好实现多航天器协同编队的角速度一致及角度的跟踪, 但无通信时延条件在实际工程中不现实.

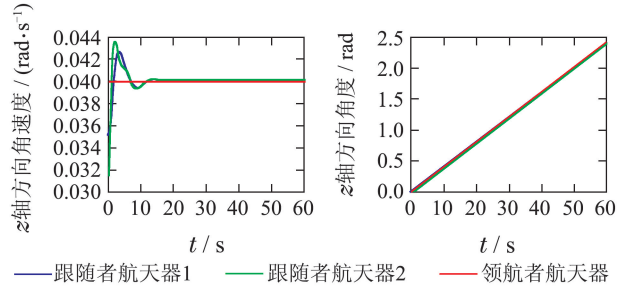
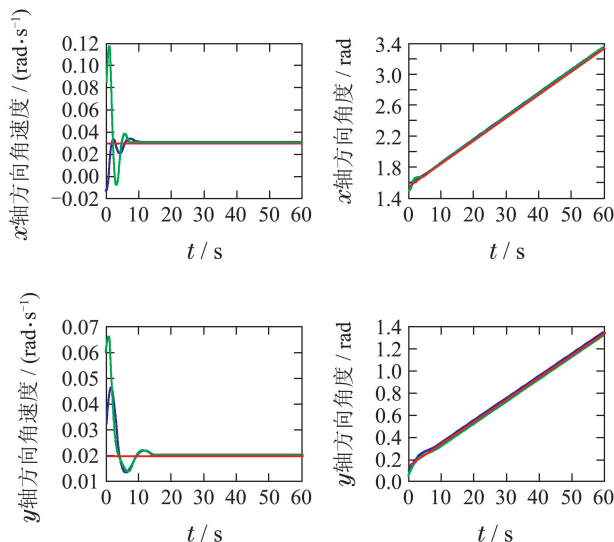


图 3 无时延条件下多航天器协同编队角速度及角度关系(经典一致性协议)

Fig. 3 Relationships between angular velocity and angle of multi-spacecraft cooperative formation without delay (classical consensus protocol)

图4为在随机多跳时变时延情况下, 多航天器协同编队沿各轴的姿态角速度及角度变化图, 此处仍采用了经典的一致性协议. 从图4中可以看出, 受到时延的影响, v_1 和 v_2 的角速度无法收敛到 v_0 的角速度, 且呈现出较大的周期性振荡. 仿真结果分析可知, 跟随者航天器的角度也并未跟踪上领航者航天器的角度变化, 无法实现多航天器协同编队的姿态一致性.

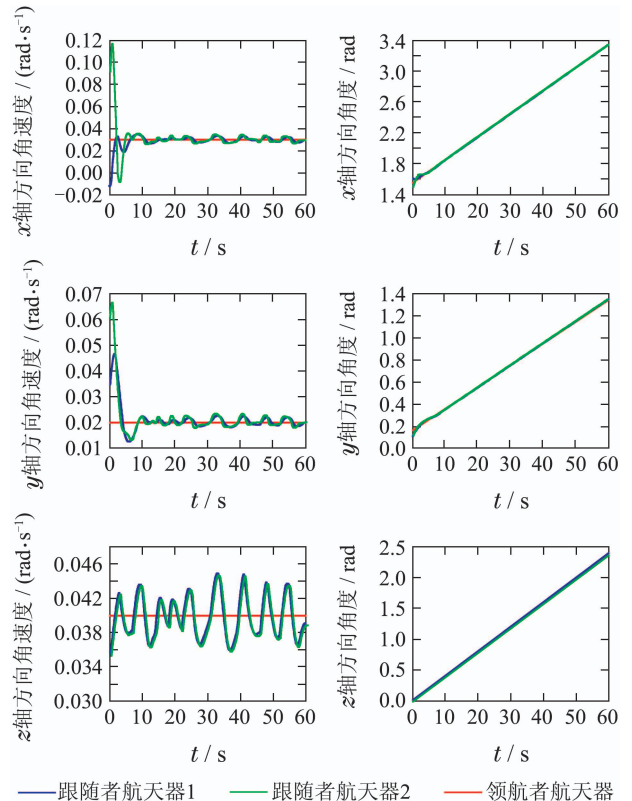


图 4 随机多跳时变时延条件下多航天器协同编队角速度及角度关系(经典一致性协议)

Fig. 4 Relationships between angular velocity and angle of multi-spacecraft cooperative formation with stochastic multi-hop time-varying delay (classical consensus protocol)

图5为采用本文所设计的考虑随机多跳时变时延

影响的控制律后多航天器协同编队沿各轴的姿态角速度及角度变化图。从图5中可以看出,跟随者航天器的角速度最终趋于领航者航天器的角速度,各轴向的角度也良好跟踪了领航者的角度变化。但相较于无时延情况下的仿真结果,此种情况多花费了一定的时间达到角速度的一致性并完成角度跟踪,这是因为静态控制器的求解是解的存在性问题求解,所得到的解并不一定是最优解,因此本文的结果其还具有进一步的改进空间。

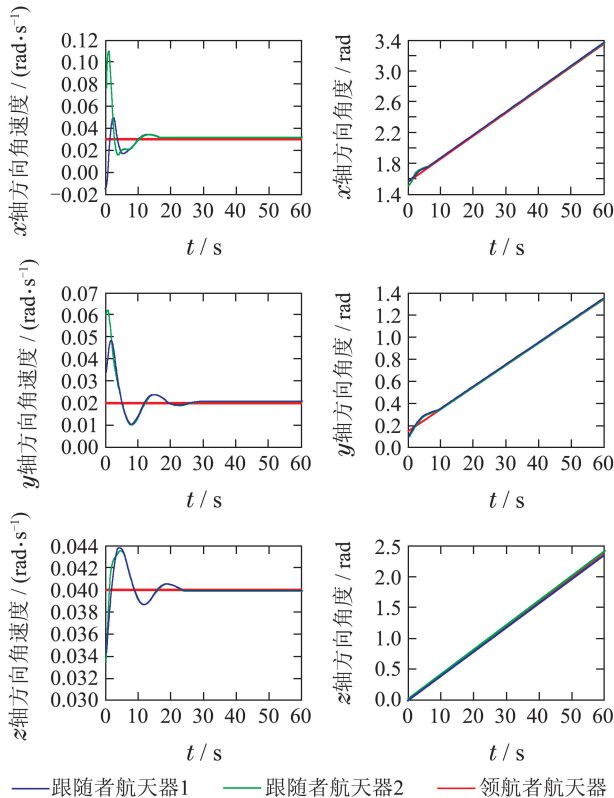


图5 随机多跳时变时延下多航天器协同编队角速度及角度关系(本文的方法)

Fig. 5 Relationships between angular velocity and angle of multi-spacecraft cooperative formation with stochastic multi-hop time-varying delay (the method proposed in this paper)

4 结论(Conclusions)

针对存在随机多跳时变时延情况下的多航天器协同编队的姿态角速度一致及姿态跟踪问题,本文基于图论以及矩阵论相关知识,推导了领航者-跟随者误差系统的动态方程,通过构造合适的Lyapunov函数,将误差系统调节器问题转化为了线性矩阵不等式解的存在性问题,并基于此得到了可消除随机多跳时变时延影响的静态控制器。数值仿真结果表明,本文所设计的控制器能够有效消除随机多跳时变时延影响,实现了多航天器协同编队的姿态角速度一致及姿态的良好跟踪。本文所研究内容为多航天器协同编队的姿态跟踪及对准提供了借鉴意义。

参考文献(References):

- [1] ZHANG Fan. *Research on consensus-based cooperative control of spacecraft formation* [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2010.
(张凡. 基于一致性理论的多航天器编队协同控制方法研究 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2010.)
- [2] ZHANG Haibo. *Distributed coordinated control for multiple Spacecraft systems under directed communication topology* [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2013.
(张海博. 有向通讯拓扑下多航天器系统分布式协同控制 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2013.)
- [3] GUO Haibo. *Research on coordinated control of multi-spacecraft formation flying based on algebraic graph theory* [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2014.
(郭海波. 基于代数图论的多航天器编队协同控制方法研究 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2014.)
- [4] ZHENG Zhong. *Distributed coordinated control for multiple Spacecraft formation flying* [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2014.
(郑重. 多航天器编队飞行分布式协同控制 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2014.)
- [5] WANG Tao, XU Yongsheng, ZHANG Yingchun, et al. Trajectory planning for non-cooperative target multi-spacecraft formation based on behavior strategy [J]. *Chinese Space Science and Technology*, 2017, 37(1): 19–25.
(王涛, 许永生, 张迎春, 等. 基于行为的非合作目标多航天器编队轨迹规划 [J]. 中国空间科学技术, 2017, 37(1): 19–25.)
- [6] MU Kun, YU Haipeng. Formation and attitude consensus control for spacecraft in deep space [J]. *Computer Simulation*, 2014, 31(4): 60–64.
(慕昆, 于海鹏. 深空航天器编队队形及姿态协同控制 [J]. 计算机仿真, 2014, 31(4): 60–64.)
- [7] BI Peng, LUO Jianjun, ZHANG Bo. Cooperate control algorithm for spacecraft formation flying based on consensus theory [J]. *Journal of Astronautics*, 2010, 31(1): 70–74.
(毕鹏, 罗建军, 张博. 一种基于一致性理论的多航天器编队飞行协同控制方法 [J]. 宇航学报, 2010, 31(1): 70–74.)
- [8] TIAN Jing, CHENG Yuehua, JIANG Bin, et al. Research on cooperative control of spacecraft formation under limited information-exchange [J]. *Aerospace Control*, 2010, 32(4): 75–81.
(田静, 程月华, 姜斌, 等. 有限通信情况下的航天器编队协同控制研究 [J]. 航天控制, 2010, 32(4): 75–81.)
- [9] WANG Q, HOU D, LI J, et al. Consensus analysis of multi-missile decentralized cooperative guidance time with time-delays and topologies uncertainty [J]. *Acta Armamentarii*, 2014, 35(7): 982–989.
- [10] SUN X, ZHOU R, HOU D, et al. Consensus of leader-followers system of multi-missile with time-delays and switching topologies [J]. *Optik*, 2014, 125(3): 1202–1208.
- [11] DING L, HAN Q, GUO G. Network-based leader-following consensus for distributed multi-agent systems [J]. *Automatica*, 2013, 49(7): 2281–2286.
- [12] XUE R, SONG J, ZHANG M. Research on distributed multi-vehicle coordinated formation flight control with coupling time-delay and jointly-connected topologies [J]. *Acta Armamentarii*, 2015, 36(3): 492–502.
- [13] JI L, LIAO X. Consensus problems of first-order dynamic multi-agent systems with multiple time delays [J]. *Chinese Physical Society*, 2013, 22(4): 040203.
- [14] WANG X, SABERI A, STOORVOGEL A, et al. Consensus in the network with uniform constant communication delay [J]. *Automatica*, 2013, 49(8): 2461–2467.

- [15] QIAN Y, WU X, LÜ J. Consensus of second-order multi-agent systems with nonlinear dynamics and time dela [J]. *Nonlinear Dynamics*, 2014, 78(1): 495 – 503.
- [16] YANG H, YOU X, HUA C. Attitude tracking control for spacecraft formation with time-varying delays and switching topology [J]. *Acta Astronautica*, 2016, 126(1): 98 – 108.
- [17] LIU X, DOU L, SUN J. Consensus for networked multi-agent systems with unknown communication delays [J]. *Journal of the Franklin Institute*, 2016, 353(16): 4176 – 4190.
- [18] XIA H, HUANG T, SHAO J, et al. Group consensus of multi-agent systems with communication delays [J]. *Neurocomputing*, 2016, 171(C): 1666 – 1673.
- [19] ZONG Q, SHAO S. Decentralized finite-time attitude synchronization for multiple rigid spacecraft via a novel disturbance observer [J]. *ISA Transactions*, 2016, 65(1): 150 – 163.
- [20] WANG D, ZONG Q, TIAN B, et al. Neural network disturbance observer-based distributed finite-time formation tracking control for multiple unmanned helicopters [J]. *ISA Transactions*, 2018, 73(1): 208 – 226.

作者简介:

蔡光斌 (1982–), 男, 讲师, 目前在西北工业大学控制科学与工程学科做博士后研究工作, 目前研究方向为飞行器制导与控制, E-mail: cgb0712@163.com;

闫杰 (1958–), 男, 教授, 目前研究方向为飞行器制导与控制, E-mail: jyan@nwpu.edu.cn;

赵玉山 (1992–), 男, 硕士研究生, 目前研究方向为飞行器协同制导, E-mail: 1364800381@qq.com;

胡昌华 (1966–), 男, 教授, 目前研究方向为飞行器导航、制导与控制, E-mail: hch66603@163.com.