

7-20-2022

Design And Simulation of TS Fuzzy Based Cooperative Control of Missile Formation

Yexin Zhang

Shanghai Electro-Mechanical Engineering Institute, Shanghai 201109, China; 1024918042@qq.com

Yu Cheng

Shanghai Electro-Mechanical Engineering Institute, Shanghai 201109, China;

Hongyan Yan

Shanghai Electro-Mechanical Engineering Institute, Shanghai 201109, China;

Xuwei Fan

Shanghai Electro-Mechanical Engineering Institute, Shanghai 201109, China;

See next page for additional authors

Follow this and additional works at: <https://dc-china-simulation.researchcommons.org/journal>



Part of the Artificial Intelligence and Robotics Commons, Computer Engineering Commons, Numerical Analysis and Scientific Computing Commons, Operations Research, Systems Engineering and Industrial Engineering Commons, and the Systems Science Commons

This Paper is brought to you for free and open access by Journal of System Simulation. It has been accepted for inclusion in Journal of System Simulation by an authorized editor of Journal of System Simulation.

Design And Simulation of TS Fuzzy Based Cooperative Control of Missile Formation

Abstract

Abstract: Aiming at the requirement of cooperative operation of multi-missile formation, a cooperative control algorithm of multi-missile formation based on Takagi-Sugeno(TS) fuzzy control theory is proposed. The flight speed, trajectory angle and trajectory deflection angle of the missile are taken as parameters in the leader-follower mode missile formation flying system. The local asymptotically stable controller is designed by using the system local linearization of multiple groups of equilibrium points during the whole flight process. Through the expert experience method, the membership function and fuzzy rules for the system are designed with TS fuzzy theory, and the whole multi-missile cooperative control system is completed and the stability of the system is proved by relevant simulation verification. Simulation result shows that TS fuzzy control improves the robustness of the system.

Keywords

multi-missile cooperation, piecewise linearization, TS fuzzy control, anti-interference

Authors

Yexin Zhang, Yu Cheng, Hongyan Yan, Xuwei Fan, Xu Zhang, and Yi Tian

Recommended Citation

Yexin Zhang, Yu Cheng, Hongyan Yan, Xuwei Fan, Xu Zhang, Yi Tian. Design And Simulation of TS Fuzzy Based Cooperative Control of Missile Formation[J]. Journal of System Simulation, 2022, 34(7): 1559-1567.

基于 TS 模糊的导弹编队协同控制设计与仿真

张业鑫, 程禹, 闫宏雁, 范旭伟, 张旭, 田义

(上海机电工程研究所 上海 201109)

摘要: 针对多导弹编队协同作战的需求, 提出了一种基于 TS (*takagi-sugeno*) 模糊控制理论的多导弹编队协同控制算法。采用了领弹-从弹模式的导弹编队飞行系统, 以导弹飞行速度、弹道倾角以及弹道偏角为参考量, 在整个飞行过程中通过多组平衡点对系统局部线性化的方法完成局部的渐近稳定控制器的设计。随后通过专家经验法, 设计符合该系统的隶属度函数和模糊规则, 结合 TS 模糊理论, 完成整个多导弹协同控制系统的设计以及其稳定性的证明, 并完成相关的仿真实验验证, 验证结果表明: TS 模糊控制提高了系统的鲁棒性。

关键词: 多弹协同; 分段线性化; TS 模糊控制; 抗干扰

中图分类号: TP271+; TP391 文献标志码: A 文章编号: 1004-731X(2022)07-1559-09

DOI: 10.16182/j.issn1004731x.joss.21-0146

Design And Simulation of TS Fuzzy Based Cooperative Control of Missile Formation

Zhang Yexin, Cheng Yu, Yan Hongyan, Fan Xuwei, Zhang Xu, Tian Yi

(Shanghai Electro-Mechanical Engineering Institute, Shanghai 201109, China)

Abstract: Aiming at the requirement of cooperative operation of multi-missile formation, a cooperative control algorithm of multi-missile formation based on Takagi-Sugeno(TS) fuzzy control theory is proposed. The flight speed, trajectory angle and trajectory deflection angle of the missile are taken as parameters in the leader-follower mode missile formation flying system. The local asymptotically stable controller is designed by using the systemlocal linearization of multiple groups of equilibrium pointsduring the whole flight process. Through the expert experience method, the membership function and fuzzy rules for the system are designedwith TS fuzzy theory, and the whole multi-missile cooperative control system is completed and the stability of the system is proofedby relevant simulation verification. Simulation result shows that TS fuzzy control improves the robustness of the system.

Keywords: multi-missile cooperation; piecewise linearization; TS fuzzy control; anti-interference

引言

随着信息战争和高科技立体战争进程的不断加快, 武器系统电子对抗等热点问题的升温发酵, 导弹面临的目标特性和背景环境将越来越复杂^[1]。面对复杂的目标环境, 单枚导弹将很难从中识别出打击目标, 随着作战需求的不断提高, 导弹编队协同作战的模式也成为了武器系统领域研究的热点项目。导弹协同作战可以实现信息共享和功

能互补, 能够实现多目标协同搜索、多方位协同攻击等, 极大地提高了武器系统的抗干扰能力。

多导弹实现协同作战的前提是导弹编队保持稳定可控的相对运动关系, 稳定的导弹编队队形是实现弹间信息交互的保障。近年来, 通信网络、人工智能以及信息技术的发展, 为导弹编队队形协同控制的研究提供了技术支持。现阶段国内外对编队控制技术的研究主要集中在卫星编队、舰艇编队以及

飞机编队等。卫星编队的运行轨道有其周期特性而且相对稳定，舰艇编队和飞机编队则主要由驾驶员起主导作用，与之相比，导弹编队协同控制需要具备更高的自主性和动态特性^[2-4]。

以往的导弹编队协同控制研究中，文献[5]通过微积分对非线性的导弹相对运动系统进行精确线性化，并完成了导弹编队队形控制最优控制器设计；文献[6]结合理想视线制导率实现了多导弹对固定目标的协同攻击；文献[7]采用了双领弹的领弹-从弹协同架构，设计了一套协同定位与制导策略，解决了无导引头导弹对静止目标的精准协同攻击；文献[8]针对基于分布式通信数据链的领弹-从弹协同作战问题，建立了水平面内运动的制导控制一体化模型，基于滑模动态面控制理论，设计了能够稳定跟踪速度前置角指令的协同控制器；文献[9]改进了领弹-从弹的编队模式，设计了多级分布式协同控制策略，解决了领弹失效时的编队队形保持问题。在领弹-从弹模式中，传统的最优控制方法对领弹运动状态的精确度要求较高，若领弹的运动信息存在干扰项，则整个系统无法近似为线性系统，会出现控制不稳定的情况。本文针对该情形，在考虑领弹状态存在一定误差的情况下，将非线性系统分割成多个子系统，对每个子系统进行局部最优控制器的设计，随后结合模糊控制算法，完成整个控制系统的设计，并通过数值仿真与传统的最优控制方法比较，验证了在有干扰的情况下该算法能够提高多导弹编队协同控制系统的鲁棒性。

1 多导弹编队系统相对运动模型建立

1.1 多导弹编队系统相对运动模型建立

如图1所示，为领弹和从弹的相对运动示意图，主要包括领弹和从弹1、从弹2， O_{xyz} 为惯性系， O_{xyr} 为相对坐标系，在相对运动坐标系中，领弹和从弹的运动关系为

$$\mathbf{v}_{fr} - \mathbf{v}_{lr} = \mathbf{v}_r + \boldsymbol{\omega} \cdot \mathbf{R} \quad (1)$$

式中： \mathbf{v}_{lr} 和 \mathbf{v}_{fr} 分别为相对运动坐标系下领弹和从

弹的绝对速度； \mathbf{v}_r 为相对运动坐标系下从弹相对于领弹的速度； $\boldsymbol{\omega}$ 为相对运动坐标系相对于惯性系的旋转角速度； \mathbf{R} 为相对运动坐标系下从弹到领弹的相对位置矢量。

令 $\mathbf{v}_{lr} = [v_{lr} \ 0 \ 0]^T$ 为领弹坐标系下的领弹速度， $\mathbf{v}_{fr} = [v_{fr} \ 0 \ 0]^T$ 为从弹坐标系下的从弹速度，不同坐标系下的导弹速度之间的关系可以表示为

$$\begin{cases} \mathbf{v}_{fr} = \boldsymbol{\Phi}_1^r \boldsymbol{\Phi}_l^1 \mathbf{v}_{lr} \\ \mathbf{v}_{lr} = \mathbf{v}_l \end{cases} \quad (2)$$

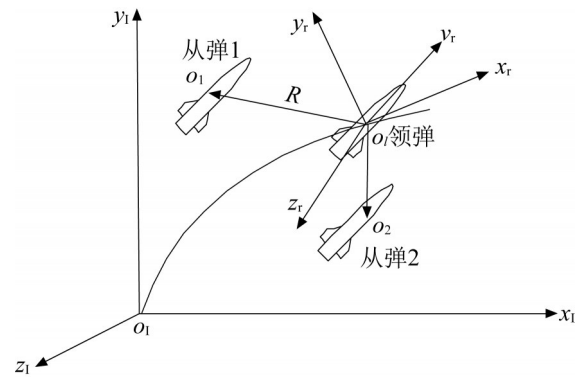


图1 多导弹编队系统相对运动示意图

Fig. 1 Relative motion diagram of multi-missile system

其中 $\boldsymbol{\Phi}_1^r$ 为惯性系到相对运动系的转换矩阵， $\boldsymbol{\Phi}_l^1$ 为弹道系到惯性系的转换矩阵，根据相关文献^[6]可得到 $\boldsymbol{\Phi}_1^r$ 、 $\boldsymbol{\Phi}_l^1$ 以及 $\boldsymbol{\omega}$ 之间的数学关系，同时令 $\mathbf{v}_r = [\dot{x} \ \dot{y} \ \dot{z}]^T$ ，将其代入方程(1)和(2)，可得到导弹编队在空间中的相对运动方程(3)，其中 θ_l 和 θ_f 分别为领弹和从弹的弹道倾角， Ψ_{vl} 和 Ψ_{vf} 为领弹和从弹的弹道偏角^[10]。

$$\begin{cases} \dot{x} = v_f \cos \theta_f \cos \theta_l \cos \Psi_e - v_l + \\ v_f \sin \theta_f \sin \theta_l - z \dot{\Psi}_{v_l} \cos \theta_l + y \dot{\theta}_l \\ \dot{y} = -v_f \cos \theta_f \sin \theta_l \cos \Psi_e + \\ v_f \sin \theta_f \cos \theta_l - x \dot{\theta}_l + z \dot{\Psi}_{v_l} \theta_l \\ \dot{z} = v_f \cos \theta_f \sin \Psi_e - y \dot{\Psi}_{v_l} \sin \theta_l + \\ x \dot{\Psi}_{v_l} \cos \theta_l \\ \Psi_e = \Psi_{vl} - \Psi_{vf} \end{cases} \quad (3)$$

1.2 导弹编队相对运动关系线性化

线性化的前提条件为

(1) 领弹运动状态能够精确获取。目前的组合导航技术能够对导弹位置实现实时精确定位, 该项可以看作已知项, 但领弹的精确度直接影响相对运动模型线性化的效果;

(2) θ_1 和 θ_f 以及 $\Psi_{v_1} - \Psi_{v_f}$ 均为小量。考虑到导弹编队飞行过程中, 短时间内 θ_1 和 θ_f 以及 $\Psi_{v_1} - \Psi_{v_f}$ 的变化非常小, 因此针对某个小时时间段的导弹飞行, 可以将相对运动关系线性化。

在满足上述两个条件的前提下, 可将方程(3)转化为

$$\begin{cases} \dot{x} = v_f + v_f\theta_f\theta_1 - v_1 - z\dot{\Psi}_{v_1} + y\dot{\theta}_1 \\ \dot{y} = -v_f\theta_1 + v_f\theta_f - x\dot{\theta}_1 + z\dot{\Psi}_{v_1}\theta_1 \\ \dot{z} = v_f(\Psi_{v_1} - \Psi_{v_f}) - y\dot{\Psi}_{v_1}\theta_1 + x\dot{\Psi}_{v_1} \end{cases} \quad (4)$$

取状态平衡点 v_{f_0} , θ_{f_0} 和 $\Psi_{v_{f_0}}$, 则 $v_f\theta_f$ 和 $v_f\Psi_{v_f}$ 可以线性化地表示为 $\theta_{f_0}v_f + v_{f_0}\theta_f$ 以及 $v_{f_0}\Psi_{v_f} + \Psi_{v_{f_0}}v_f$, 将其代入方程(4), 可得到导弹编队相对运动线性化方程为

$$\begin{cases} \dot{x} = \dot{\theta}_1 y - \dot{\Psi}_{v_1} z + (1 + \theta_{f_0}\theta_1)v_f + v_{f_0}\theta_1\theta_f - v_{f_0}\theta_1\theta_{f_0} - v_1 \\ \dot{y} = -\dot{\theta}_1 x + \dot{\Psi}_{v_1}\theta_1 z + v_{f_0}\theta_f + (\theta_{f_0} - \theta_1)v_f - v_{f_0}\theta_{f_0} \\ \dot{z} = \dot{\Psi}_{v_1}x + (\Psi_{v_1} - \Psi_{v_{f_0}})v_f + \dot{\Psi}_{v_1}\theta_1 y - v_{f_0}\Psi_{v_f} + v_{f_0}\Psi_{v_{f_0}} \end{cases} \quad (5)$$

其线性系统表达式为

$$\begin{cases} \dot{X} = AX + BU + W \\ Y = CX \end{cases} \quad (6)$$

式中: 状态量 $X = [x, y, z]^T$; 控制量 $U = [v_{f_0}, \theta_{f_0}, \Psi_{v_{f_0}}]^T$; 系统矩阵 A 和控制矩阵 B 分别为

$$A = \begin{bmatrix} 0 & \dot{\theta}_1 & -\dot{\Psi}_{v_1} \\ -\dot{\theta}_1 & 0 & \dot{\theta}_1\dot{\Psi}_{v_1} \\ \dot{\Psi}_{v_1} & -\dot{\Psi}_{v_1}\theta_1 & 0 \end{bmatrix},$$

$$B = \begin{bmatrix} 1 + \theta_{f_0}\theta_1 & v_{f_0}\theta_1 & 0 \\ \theta_{f_0} - \theta_1 & v_{f_0} & 0 \\ \dot{\Psi}_{v_1} - \Psi_{v_{f_0}} & 0 & -v_{f_0} \end{bmatrix};$$

$$\text{输出矩阵 } C = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix};$$

$$\text{扰动矩阵 } W = \begin{bmatrix} -v_{f_0}\theta_1\theta_{f_0} - v_1 \\ -v_{f_0}\theta_{f_0} \\ v_{f_0}\Psi_{v_{f_0}} \end{bmatrix}$$

2 多导弹协同飞行队形保持局部最优控制器设计

如图2所示为TS(takagi sugeno)模糊模型的基本思想示意图, $f(x)$ 为需要拟合的函数, X_1, X_2, X_3, X_n 为局部线性点, 取该点的切向函数 $y = a_i x + b_i$, ($i = 1, 2, \dots, n$)作为近似, 若将整个非线性的系统分割成多个子系统, 则每个子系统都可以视作线性系统, 分割越细, 精度越高, 通过多个线性子系统的叠加, 最终可以较为精确地描述非线性系统^[11]。

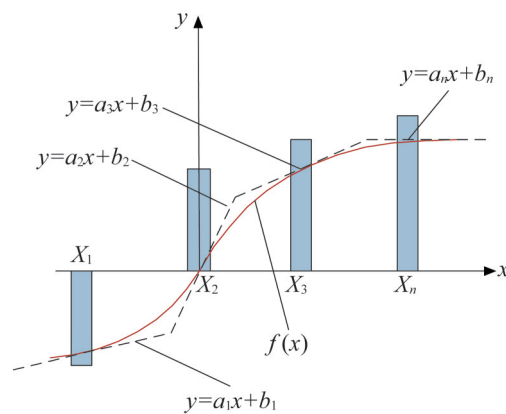


图2 TS模糊模型的基本思想示意图
Fig. 2 Diagram of basic concept for TS fuzzy model

导弹编队协同飞行过程中, 其相对运动模型也是一个非线性的, 本文将结合TS模糊思想, 将整个非线性的过程划分为多个局部小量, 则其局部可以近似为一个线性系统, 可以利用方程(6)进行其局部最优控制器的设计^[12]。

由于从弹与领弹的相对距离为非零值, 导弹协同飞行队形保持控制问题可以理解为有常值或慢变扰动的非零给定点输出调节问题, 针对该问题最优控制器的设计可分为两步, 首先完成克服缓慢变化扰动的零给定点最优输出调节控制器的设计, 随后在

此基础上, 进一步完成最优控制器的设计, 使得导弹协同飞行保持在非零期望状态上。

$$\begin{aligned} \text{令 } \tilde{W} &= B^{-1}BW, X_1 = [X^T, (U + \tilde{W})^T]^T, \\ A_1 &= \begin{bmatrix} A & B \\ 0 & 0 \end{bmatrix}, B_1 = [0, I]^T, U_1 = \dot{U} + \dot{\tilde{W}} \end{aligned} \quad (7)$$

对于增广系统(7)给定二次型性能指标

$$J = \int_{t_0}^{t_f} [X_1^T Q_1 X_1 + U_1^T R_1 U_1] dt \quad (8)$$

当系统(7)可控时, 可实现零给定点指标的最优控制量

$$U_1^* = -R_1^{-1} B_1^T P X_1 \quad (9)$$

式中: P 为最优控制黎卡提方程的解。

$$\text{令 } C_1 = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

则增广输出方程为

$$Y = C_1 X_1$$

若 $Y_{10} = [x_d \ y_d \ z_d]^T$ 为期望位置, 为使输出量 Y_{10} 保持在非零给定点上, 那么稳态时控制输入和系统的状态也是非零的, 此时可将最优控制输入在式(9)基础改进为

$$U_1'^* = -R_1^{-1} B_1^T P X_1 + U_0' = -K X_1 + U_0' \quad (10)$$

式中: U_0' 为稳定非零给定点的附加控制量。将式(10)代入方程(7), 有

$$\begin{aligned} \dot{X}_1 &= A_1 X_1 + B_1 (-K X_1 + U_0') = \\ & (A_1 - B_1 K) X_1 + B_1 U_0' \end{aligned} \quad (11)$$

对于渐近稳定系统, 稳定时有

$$\lim_{t \rightarrow \infty} \dot{X}_1(t) = 0$$

$$\text{因此令 } \mathbf{0} = (A_1 - B_1 K) X_{10} + B_1 U_0'$$

其中 X_{10} 为状态 X_1 的稳态值, 结合 $Y = C_1 X_1$ 得到 $Y_{10} = C_1 X_{10}$, 即 $X_{10} = C_1^{-1} Y_{10}$,

进一步可以解出非零给定点的附加控制量

$$U_0' = [C_1 (-B_1 R_1^{-1} B_1^T P - A_1)^{-1} B_1]^{-1} Y_{10}$$

结合式(10)最终可得到实现方程(6)的最优控制解, 即导弹编队协同飞行队形保持的局部最优解为

$$\begin{aligned} U_1'^* &= -R_1^{-1} B_1^T P X_1 + \\ & [C_1 (-B_1 R_1^{-1} B_1^T P - A_1)^{-1} B_1]^{-1} Y_{10} \end{aligned} \quad (12)$$

3 TS模糊控制器设计

3.1 论域、工作点以及隶属度函数设置

$$\text{令 } \Delta X = [\Delta X_1 \ \Delta X_2 \ \Delta X_3] = [v_f/v_{fmax} \ \theta_f/\theta_{fmax} \ \Psi_f/\Psi_{fmax}]$$

作为归一化到区间[-1,1]的控制器输入前件, 将其离散化为七档, 其工作点区域如表1所示。

表1 被控对象工作点
Table 1 Working point of controlled object.

模糊子集	NB	NM	NS	Z	PS	PM	PB
ΔX_1	-1	-0.4	-0.1	0	0.1	0.4	1
ΔX_2	-0.8	-0.5	-0.4	0	0.4	0.5	0.8
ΔX_3	-1	-0.6	-0.3	0	0.3	0.6	1

通过专家经验法, 设计对应的隶属度函数, 分别如图3~5所示^[13]。

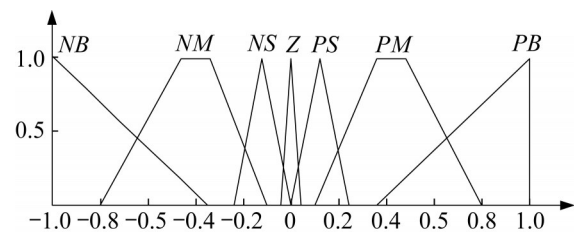


图3 ΔX_1 的隶属函数图

Fig. 3 Diagram of membership function of ΔX_1 .

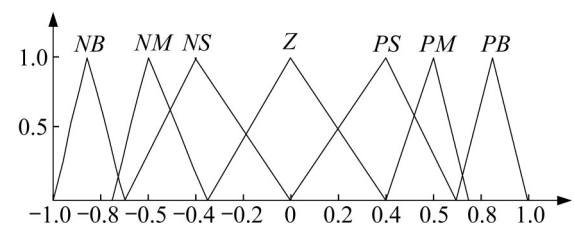


图4 ΔX_2 的隶属函数图

Fig. 4 Diagram of membership function of ΔX_2 .

3.2 模糊规则的确定及控制器设计

利用TS模糊模型对多导弹编队系统相对运动模型进行描述, 对于第*i*个从弹模型, 其中领弹的

状态信息 ΔX 作为前件, 局部线性动态模型作为后件, 第 l 条规则为

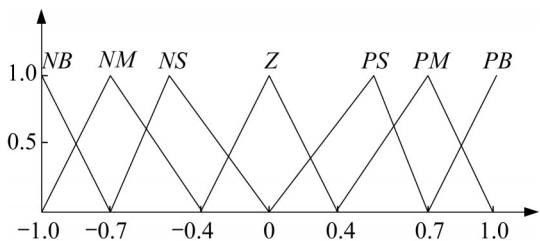


图 5 ΔX_3 的隶属函数图

Fig. 5 Diagram of membership function of ΔX_3 .

R_l : If ΔX_{i1} is M_{l1} , and ΔX_{i2} is M_{l2} and ΔX_{i3} is M_{l3} , Then $\dot{\xi}_i = A_{il}^* (e_{dil}(\Delta X_{il})) \xi_i + B_{il} (e_{dil}(\Delta X_{il})) u_{il}$

$$u_{il} = k_{il} \xi_i$$

式中: $l = 1, 2, \dots, r$, r 为模糊规则数^[14]。

则该系统的整体模型为

$$\dot{\xi}_i = \sum_{l=1}^r \phi_{il}(\Delta X_{il}) (A_{il}^* (e_{dil}(\Delta X_{il})) \xi_i + B_{il} (e_{dil}(\Delta X_{il})) u_{il})$$

式中:

$$\phi_{il}(\Delta X_{il}) = \frac{\mu_{il}(\Delta X_{il})}{\sum_{l=1}^r \mu_{il}(\Delta X_{il})}, \mu_{il}(\Delta X_{il}) = \prod_{p=1}^3 W_{ip}(\Delta X_{ip});$$

全局控制器的输出为

$$u_i = \sum_{l=1}^r \phi_{il}(\Delta X_{il}) u_{il}$$

式中: u_{il} 为局部子系统的控制量, 即

$$u_{il} = (U_1^*)_{il} = -R_{il}^{-1} B_{il}^T P_{il} X_{il} + [C_{il} (-B_{il} R_{il}^{-1} B_{il}^T P_{il} - A_{il})^{-1} B_{il}]^{-1} Y_{i0}$$

3.3 全局稳定性证明

根据模糊李雅普诺夫稳定性理论, 存在以下条件, 对于整个 TS 模糊控制系统

条件:

$$\dot{V}_i(\xi_i, \Delta X_i) = \sum_{l=1}^r \phi_{il}(\Delta X_{il}) \xi_i^{*T} (A_i^{**T} P(\Delta X_i) + P^T(\Delta X_i) A_i^{**} + E \dot{P}(\Delta X_i)) \xi_i^*(t) =$$

$$\sum_{l=1}^r \phi_{il}(\Delta X_{il}) \xi_i^{*T} (t) (A_i^{**T} P(\Delta X_i) + P^T(\Delta X_i) A_i^{**} + E \sum_{k=1}^r \dot{\phi}_{ik}(\Delta X_{ik}) P_k^*) \xi_i^*(t) =$$

$$\sum_{l=1}^r \phi_{il}(\Delta X_{il}) \xi_i^{*T} (t) \begin{bmatrix} A_i^{*T} P_2 + P_2^T A_i^* + \sum_k \dot{\phi}_{ik}(\Delta X_{ik}) P_{1k} & P_{1l} - P_2^T + A_i^{*T} P_3 \\ P_{1l} - P_2 + P_3^T A_i^* & -P_3 - P_3^T \end{bmatrix} \xi_i^*(t) \leq \quad (13)$$

$$\sum_{l=1}^r \phi_{il}(\Delta X_{il}) \xi_i^{*T} (t) \begin{bmatrix} A_i^{*T} P_2 + P_2^T A_i^* + \sum_k \phi_k P_{1k} & P_{1l} - P_2^T + A_i^{*T} P_3 \\ P_{1l} - P_2 + P_3^T A_i^* & -P_3 - P_3^T \end{bmatrix} \xi_i^*(t)$$

若存在常数 $\phi_k (k = 1, 2, \dots, r)$ 使得 $\dot{\phi}_k(\Delta X) \leq \phi_k$, 且存在正定矩阵 $P_{1i} (i = 1, 2, \dots, r), P_2, P_3$ 使得线性矩阵不等式(LMIs):

$$\begin{bmatrix} A_i^{*T} P_2 + P_2^T A_i^* + \sum_{k=1}^r \phi_k P_{1k} & P_{1l} - P_2^T + A_i^{*T} P_3 \\ P_{1l} - P_2 + P_3^T A_i^* & -P_3 - P_3^T \end{bmatrix} < 0$$

成立, 那么该模糊系统稳定^[15]。

结合该条件证明本文所设计模糊系统的稳定性: 定义广义模糊系统

$$E \dot{\xi}_i^*(t) = \sum_{l=1}^r \phi_{il}(\Delta X_{il}) (A_{il}^{**} \xi_i^*(t) + B_{il}^* u_{il}(t))$$

式中:

$$E = \begin{bmatrix} I & O \\ O & O \end{bmatrix}; \quad A_{il}^{**} = \begin{bmatrix} O & I \\ A_{il}^* & -I \end{bmatrix}; \quad B_{il}^* = \begin{bmatrix} O \\ B_{il} \end{bmatrix};$$

$$\xi_i^*(t) = [\xi_i(t)^T \quad y(t)^T]^T, \quad y(t) = \xi_i(t).$$

进而自治系统可改写为

$$E \dot{\xi}_i^*(t) = \sum_{l=1}^r \phi_{il}(\Delta X_{il}) A_{il}^{**} \xi_i^*(t)$$

考虑广义模糊李雅普诺夫函数

$$V_i(\xi_i, \Delta X_i) = \xi_i^{*T}(t) E P(\Delta X_i) \xi_i^*(t)$$

式中:

$$P(\Delta X_i) = \begin{bmatrix} \sum_{k=1}^r \phi_k(\Delta X_i) P_{1k} & O \\ P_2 & P_3 \end{bmatrix}, \quad P_{1k} > 0.$$

$$\text{设 } P_k^* = \begin{bmatrix} P_{1k} & O \\ P_2 & P_3 \end{bmatrix}, \text{ 则有}$$

$$V_i(\xi_i, \Delta X_i) = \xi_i^{*T}(t) E \sum_{k=1}^r \phi_k(\xi) P_k^* \xi_i^*(t) = \sum_{k=1}^r \phi_k(\xi_i) \xi_i^{*T}(t) P_{1k} \xi_i^*(t)$$

对李雅普诺夫函数沿系统的轨迹求导, 并利用假设条件, 可得方程(13)。

要使得 $V_i(\xi_i, \Delta X_i) > 0$ 且 $\dot{V}_i(\xi_i, \Delta X_i) < 0$, 即所设计的系统稳定, 则选取满足条件的参数和矩阵即可。

4 数值仿真分析

对给定飞行状态的领弹，考虑两个从弹跟随编队飞行，领弹的理论飞行状态为 $V_l = 165 + 30\sin(0.26t)\text{m/s}$ $\theta_l = 0.3\sin(0.14t + 1.01)\text{rad}$ $\Psi_l = 0.2\sin(0.23t + 1.67)\text{rad}$

惯性系下的初始位置为 $X_{10} = 300\text{m}$ ， $Y_{10} = 450\text{m}$ ， $Z_{10} = 500\text{m}$ ，从弹的状态见表 2。

在模拟编队飞行过程中，给领弹的状态加入干扰量，干扰量采用服从标准正态分布的随机噪声，仿真结果如图 6~8 所示，在有干扰的情况下，TS 模糊控制的相对位置 x, y, z 向波动标准差分别为 0.35, 0.26, 0.29，最优控制的相对位置 x, y, z 向波动方差分别为 0.39, 0.28, 0.31，两种控制方法能将噪声的标准差幅值从 1.0 降到了 0.26~0.39 之间，但经比较可以看出，TS 模糊控制将编

队相对位置 x, y, z 向控制精度分别提高 10.25%, 7.14% 和 6.45%。领弹、从弹的相对位置关系如图 9 所示，经过比较可以看出，在有噪声干扰的情况下，TS 模糊控制的控制精度更高，抗干扰能力更强。

表 2 从弹初始状态及期望位置
Table 2 Initial state and expected position of follow missile

状态	从弹 1	从弹 2
相对坐标系下初始位置/m	$x=400$	$x=460$
	$y=-480$	$y=-520$
	$z=300$	$z=-250$
相对坐标系下期望位置/m	$x=600$	$x=600$
	$y=-350$	$y=-350$
	$z=400$	$z=-400$
初始速度/($\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$)	150	165
初始弹道倾角($^\circ$)	3.5	-5.6
初始弹道偏角($^\circ$)	4	6.2

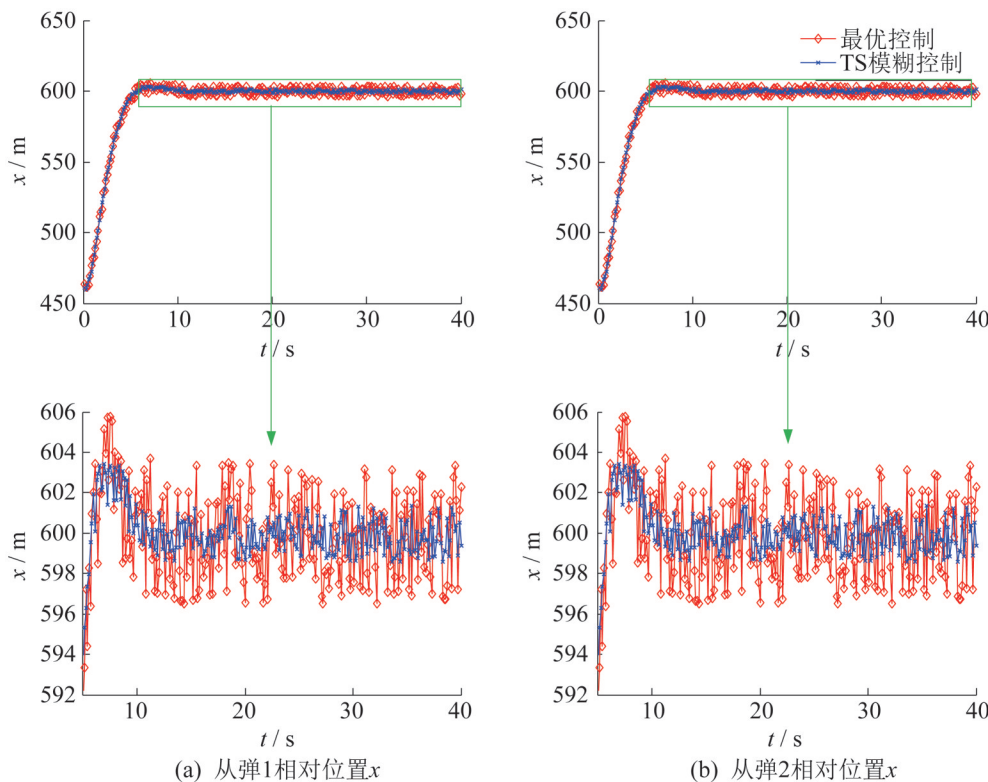


图 6 从弹 1、2 的相对位置 x 控制效果
Fig. 6 Control effect of relative position x for follow missile 1,2

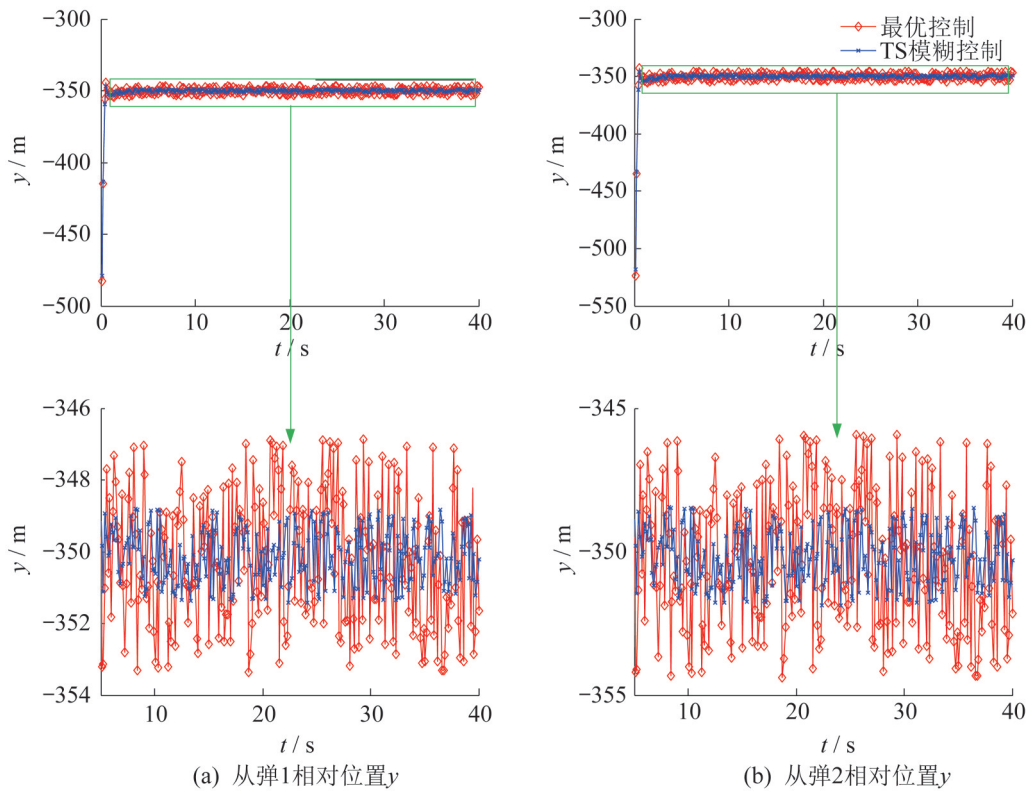


图7 从弹1, 2的相对位置 y 控制效果

Fig. 7 Control effect of relative position y for follow missile 1,2

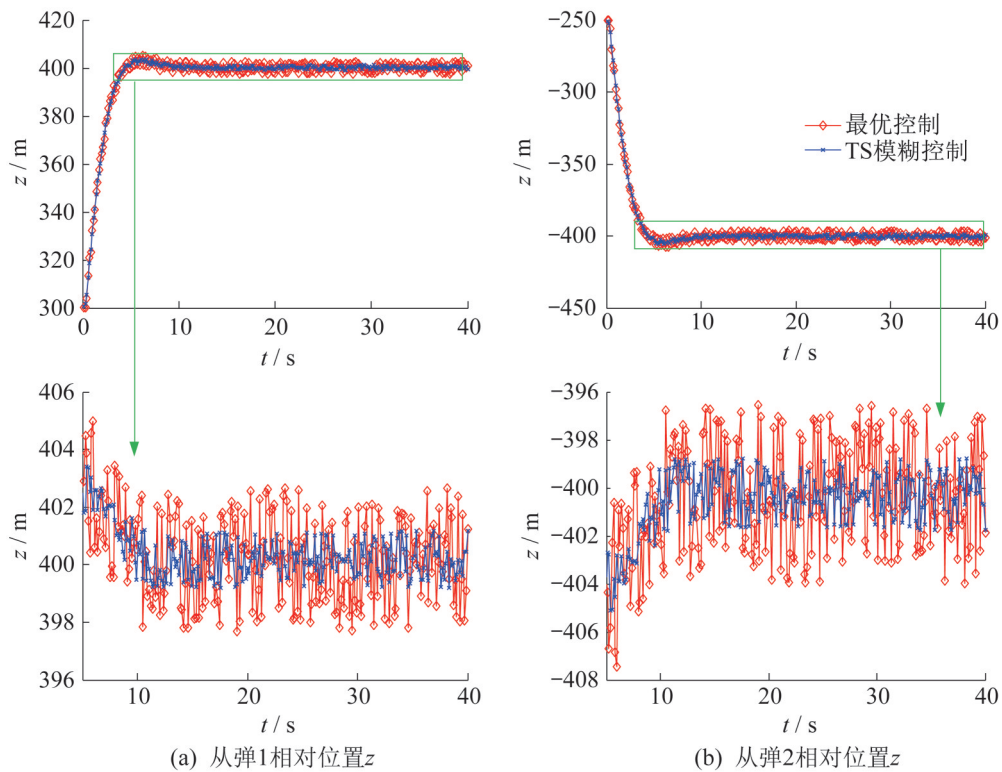


图8 从弹1, 2的相对位置 z 控制效果

Fig. 8 Control effect of relative position z for follow missile 1,2

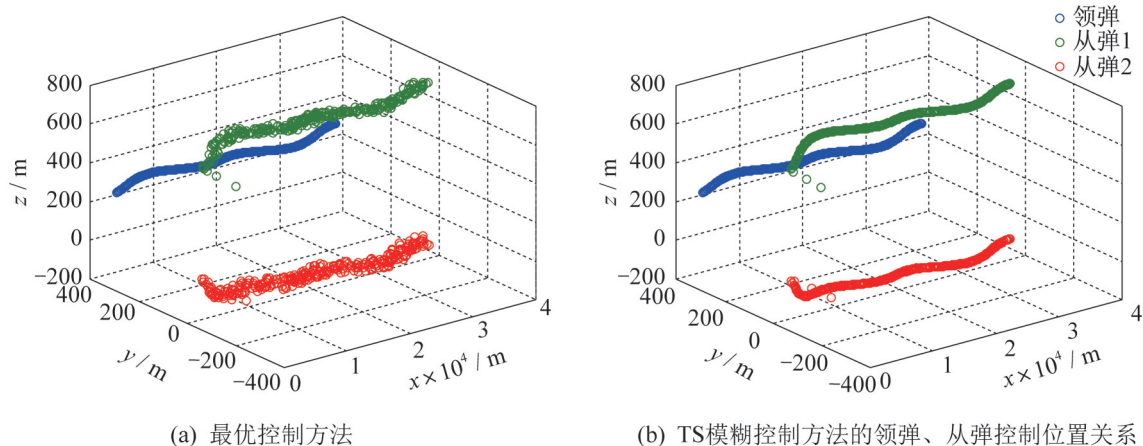


图9 两种控制方法实现的领弹、从弹空间位置关系示意图

Fig. 9 Diagrammatic of spatial relationship for lead-missile and follow-missile through two control method

5 结论

本文结合线性化的导弹编队相对运动方程，研究了导弹编队飞行队形保持协同控制的问题，传统的最优控制方法需要建立在领弹状态精确已知的条件下，然而实际情形中领弹的状态存在着一定的干扰。本文采用的智能控制中TS模糊控制算法，将不确定的非线性系统模型进行分段线性化，减小了对领弹状态精确度的依赖性，仿真结果表明，在有外界随机干扰的条件下，通过TS模糊控制，可以将编队相对位置 x ， y ， z 方向控制精度分别提高10.25%，7.14%和6.45%。本文采用的TS模糊控制能够提高编队控制系统的鲁棒性，但TS模糊算法采用了大量的数值计算，响应速度相对较慢，该方法更适用于对响应速度要求相对较低的卫星编队上，但随着计算机技术的发展，其计算能力越来越强，该问题也能逐步改善。

参考文献:

- [1] 陈宝文, 孙经广. 考虑通讯延迟的多导弹协同分布饱和控制器[J]. 控制工程, 2019, 11(1): 1-6.
Chen Baowen, Sun Jingguang. Anti-Saturation Multi-Missile Cooperative Controller with Communication Delay[J]. Control Engineering of China, 2019, 11(1): 1-6.
- [2] Park S, Hwang I, Park C. Collision Avoidance Algorithm

- for Satellite Formation Reconfiguration under the Linearized Central Gravitational Fields[J]. International Journal of Aeronautical & Space Sciences (S2093-1409), 2013, 30(1): 11-15.
- [3] Breger L S, How J P. Model Predictive Control for Formation Flying Spacecraft[M]. Boston: Master thesis of MIT, 2004.
- [4] Mishne D. Formation Control of Satellites Subject to Drag Variations and J2 Perturbations[J]. Journal of Guidance Control & Dynamics (S0731-5090), 2012, 27(4): 685-692.
- [5] 张磊, 方洋旺, 刁兴华, 等. 多导弹协同攻击编队非线性最优控制器设计[J]. 北京航空航天大学学报, 2014(3): 120-125.
Zhang Lei, Fang Yangwang, Diao Xinghua, et al. Design of Nonlinear Optimal Controller for Multi-missile Formation. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics[J]. 2014(3): 120-125.
- [6] 李浩, 毛昱天, 吴丹, 等. 基于理想视线制导的多导弹协同攻击策略[J]. 导航定位与授时, 2015(4): 5-10.
Li Hao, Mao Yutian, Wu Dan, et al. Cooperative Attack of Multiple Missiles with Ideal-Line-of-Sight-Guidance. Navigation Positioning & Timing[J]. 2015(4): 5-10.
- [7] 赵建博, 杨树兴, 熊芬芬. 基于领弹-从弹架构的无导引头导弹协同定位与制导方法[J]. 兵器学报, 2019(4): 673-679.
Zhao Jianbo, Yang Shuxing, Xiong Fenfen. Cooperative Localization and Guidance for Seeker-less Missile Based on Leader-follower Framework[J]. Journal of China Ordnance. 2019(4): 673-679.
- [8] 王晓芳, 张艺伟, 田震. 分布式通信模式下的多导弹协同制导与控制率[J]. 北京理工大学学报, 2018(6): 593-599.

- Wang Xiaofang, Zhang Yiwei, Tian Zhen. Cooperative Guidance and Control Law Based on Decentralized Communication Topology[J]. Transactions of Beijing Institute of Technology, 2018(6): 593-599.
- [9] 马培蓓, 纪军. 多导弹三维编队控制[J]. 航空学报, 2010(8):166-172.
Ma Peibei, Ji Jun. Three-Dimentional Multi-Missile Formation Control[J]. ActaAeronautics ET Astronautics Sinica, 2010(8): 166-172.
- [10] 殷玮, 祁文治. 基于IMM_UKF的自抗扰控制导引律研究[J]. 空天防御, 2018, 1(1): 56-62.
Yin Wei, Qi Wenzhi. Research on the ADRC Guidance Law Based on IMM_UKF[J]. AIR & SPACE DEFENSE, 2018, 1(1): 56-62.
- [11] Yin J, Han C. Optimal Impulsive Maneuvers for Formation Reconfiguration Using Relative Orbit Elements[C]// Control Science and Systems Engineering (CCSSE). Yantai: IEEE, 2014: 70-75.
- [12] Morgan D, Chung S J, Hadaegh F Y. Model Predictive Control of Swarms of Spacecraft Using Sequential Convex Programming[J]. Journal of Guidance Control & Dynamics (S0731-5090), 2014, 37: 1-16.
- [13] Liu Y, Li Y, Xi J. Design And Simulation Of Satellite Formation Flying Position-Keeping Control Method[C]// 3rd International workshop on Advanced Computational, Intelligence. Suzhou: IEEE, 2010: 502-505.
- [14] IvanaTodic, Vladimir Kuzmanavic. Hardware in the Loop Simulation for Homing Missiles[J]. Materials Today (S1369-7031), 2019(12): 514-520.
- [15] B.Mihoubi, B.Bouzouia, K.Tebani, et al. Hardware in the Loop Simulation for Product Driven Control of a Cyber-physical Manufacturing System[J]. Production Engineering (S1863-7353), 2020(14): 1-15.