

文章编号:1000-6893(2010)08-1660-07

多导弹三维编队控制

马培蓓, 纪军

(海军航空工程学院 指挥系, 山东 烟台 264001)

Three-dimensional Multi-missile Formation Control

Ma Peibei, Ji Jun

(Department of Command, Naval Aeronautical and Astronautical University, Yantai 264001, China)

摘要: 多导弹编队控制可极大提高多枚导弹协同作战的效能。重点研究了多导弹编队控制涉及的2个主要问题:编队结构问题和三维编队保持控制器设计问题。提出了改进的领弹-跟随弹编队模式,结合多级分布式控制策略,解决了领弹失效时队形无法保持的问题;设计了基于相对误差的三维非线性跟随弹编队控制器,得到相应的跟踪控制律。不管领弹如何机动,跟随弹与领弹的相对距离始终为指定的期望值,同时跟随弹的速度、航向角和滚转角也能与领弹保持一致,通过仿真验证了所设计的编队控制器具有鲁棒性和稳定性。

关键词: 导弹; 编队控制; 三维; 领弹-跟随弹; 编队飞行; 编队结构

中图分类号: V279 **文献标识码:** A

Abstract: Multi-missile formation control can greatly improve the combat efficiency of multi-missiles in co-ordination. This article studies two main issues involved in formation control; the formation structure and the design of three-dimensional formation hold controller. An improved leader-follower mode is presented by employing the multi-level distributed control strategy, which solves the problem of formation-hold in case the leader experienced a failure. Furthermore, a three-dimensional nonlinear formation controller based on relative error is designed and the tracking control law is obtained. The objective is to ensure that the relative distances between the leader and the follower are close to the desired values no matter how the leader is maneuvering. The velocity, heading angle and rolling angle of the followers should also be consistent with those of the leader. Simulation results prove the proposed formation controller is robust and stable.

Key words: missiles; formation control; three-dimensional; leader-follower; formation flight; formation structure

多导弹编队控制可实现对航母编队等重要战略目标的有效打击,极大地提高整体作战效能,这使得该技术的研究具有一定的战略意义。近年来,人工智能技术、网络技术、通信技术以及信息技术的发展为多导弹编队控制研究提供了技术支持^[1-2]。

多导弹的编队控制指多枚导弹组成编队向特定目标或者方向运动过程中,相互之间保持预定的几何形态,同时又要适应战场环境约束的控制技术。编队控制要解决的方法主要可分为3类:分别为领弹-跟随弹(Leader-Follower)法、基于行为(Behavioral)法以及虚拟结构(Virtual Structure)法。

在已有编队结构研究中,领弹-跟随弹法的

缺点是领弹与跟随弹相对独立,领弹不容易得到跟随弹的跟踪误差反馈,如果领弹飞行得太快,跟随弹不可能及时跟踪,或者如果领弹失效,整个编队就无法保持^[3-4];行为法的缺点是难以对系统进行数学分析和相应的稳定性分析^[5];虚拟结构法的缺点是难以进行容错处理,且需要进行大量通讯,是一种集中控制的方法,可靠性较差^[6-7]。

已研究的编队保持算法主要集中在卫星、机器人以及无人机编队方面,文献[8]提出了距离-角度(D-A)和距离-距离(D-D)两种跟踪控制算法,实现了多个机器人的编队控制,能保证编队的平滑转换,避免产生较大波动;文献[9]采用两种控制算法,提出了全局稳定的无人机自主编队飞行控制,但仅限于二维情况;文献[10]以编队卫星激光通信为背景,设计了一种相对姿态变结构分布式协同控制律,并利用Lyapunov稳定性原理证明了编队的全局渐进稳定性。

收稿日期:2009-08-27; 修订日期:2009-11-13

基金项目:航空科学基金和航空电子系统综合技术国防科技重点实验室联合资助(20095584006)

通讯作者:马培蓓 E-mail: hymbok@yeah.net

以具有实时航迹规划和航迹局部修改能力、强大通讯能力和智能突防能力的多导弹为研究对象^[11],研究了编队结构问题,对面向编队飞行的基于跟随弹的编队控制律和实现算法进行了重点研究,设计了基于相对误差的三维非线性跟随编队控制器。

1 编队结构问题研究

以无人机为代表的常见编队队形主要包括:三角形编队、V形编队、平行编队、纵列编队、蛇形编队、菱形编队等。本文以V形编队为研究对象,采用改进的领弹-跟随弹编队模式实现对导弹编队结构的控制。

1.1 改进的领弹-跟随弹编队模式

领弹的行为包括跟踪预先给定的航迹飞行以及躲避障碍和转换队形等,负责编队的协调管理。跟随弹的行为包括跟随领弹航迹、保持与领弹的相对运动、转换队形等。但由于系统中无明确误差反馈,如果领弹前进得太快,跟随弹有可能无法及时跟踪,或者一旦领弹在运动过程中发生故障,整个系统就会出现混乱,队形无法保持。

为解决此问题,设计了改进的领弹-跟随弹编队模式,选出一个跟随弹作为候补领弹,令其时刻尾随领弹,如图1所示。

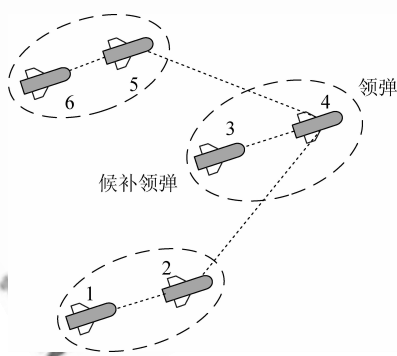


图1 改进的领弹-跟随弹V形编队示意图

Fig.1 Schematic diagram of improved leader-follower with V-formation

领弹在高空飞行,侦察目标,并把目标信息通过弹间数据链传输给在低空飞行的跟随弹,一旦领弹出现故障,候补领弹迅速升高弹道,继任领弹,各跟随弹转而跟随候补领弹飞行以保证任务能够继续执行。其中领弹与候补领弹处于编队的中心位置,跟随弹位于中心线两侧。

导弹进入末制导后,弹群散开,各自开启主动式雷达搜索、选择、锁定攻击目标,从而有利于保持攻击的隐蔽性,提高突防能力。使用领弹-跟随弹的编队形式,可实现超视距攻击,在攻击中也可以使用领弹传回的目标信息组织后续波次的攻击。

在导弹编队中,编队中的每枚导弹都有唯一的身份编号,用于区分导弹和相应的数据,定义该编号为导弹编号,用阿拉伯数字表示。如图1中导弹4为领弹,导弹3为候补领弹,导弹1、导弹2、导弹5和导弹6分别为编队中的跟随弹。编队队形中各导弹所对应的位置都有唯一的编号,以区分队形中的不同位置,定义该编号为位置编号,分别用A、B、C、D、E、F等表示,而且位置编号必须要在特定的编队队形中才有意义。对每枚导弹来说,在确定当前编队队形后,就要根据自身及其他导弹的情况,确定一个从导弹编号以及当前编队队形到适当位置编号的映射 f ,位置编号= f (编队队形,导弹编号)。

1.2 多级分布式控制体系结构

考虑在领弹-跟随弹编队模式基础上,采用将集中式控制与分布式控制结合起来的多级分布式控制策略:利用集中式控制思想,将系统中每枚导弹看做是一个节点,领弹作为中心控制节点控制整个系统,一旦领弹失效,中心控制节点发生转移,通过节点控制器完成在节点间的切换,候补领弹作为新的领弹实现对编队的协调管理;利用分布式控制的思想,一旦领弹和候补领弹都失效,系统就采用基于传感器的跟随模式,基于传感器信息提取系统中各导弹在前进方向距离自己最近的导弹的编号和坐标,以此为跟踪节点,再根据该节点的当前位置来推算自己在系统中的位置,从而继续保持系统中各导弹间的协调与协作,避免了“群龙无首”的混乱形势。编队内各跟随弹根据分配的作战任务,对目标进行攻击,并保持与领弹、其他跟随弹之间的通信。任务控制站是导弹的指挥中枢,控制完成导弹的飞行控制、飞行任务及航迹规划等,以及接收和处理来自导弹的有效载荷数据。任务控制站始终监督、跟踪编队系统执行任务的情况,并且在必要的时间向领弹发送任务级命令,再由领弹传递给跟随弹。

在实际作战中,编队战术通常以基本的两弹编队为单元,按照层次的概念建立起大规模的导

弹编队,具有良好的扩充性^[12]。导弹编队的多级分布式控制体系结构如图2所示。

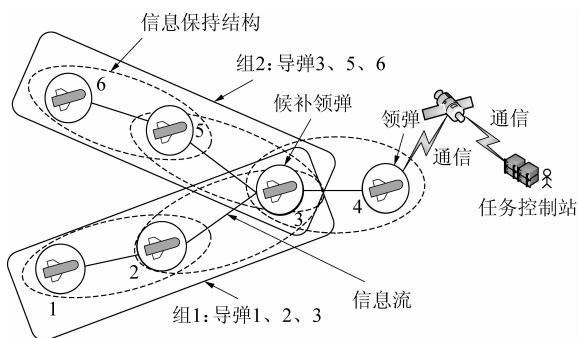


图2 改进的领弹-跟随弹的多级分布式控制结构

Fig.2 Multi-level distributed control structure of improved leader-follower

导弹2和导弹5跟随作为领弹的导弹4,并保持与领弹的相对位置,从而确定其在编队中的位置。若领弹发生故障,则作为候补领弹的导弹3成为新的领弹,此时导弹2和导弹5跟随导弹3。导弹6只要知道导弹5的信息、导弹1只要知道导弹2的信息并与其保持相对位置就可以保持其在整个编队中的位置。若此时导弹3也发生故障,则采用基于传感信息的跟随模式。若用 $M(i)$ 表示与第 i 枚导弹发生通讯,则导弹1与相邻的导弹2、导弹6发生信息交互,即 $1 \in M(2) \cap M(6)$ 、导弹2与相邻的导弹1、导弹5发生信息交互,即 $2 \in M(1) \cap M(5)$ 、导弹5与导弹2、导弹6发生信息交互,即 $5 \in M(2) \cap M(6)$ 、导弹6与导弹1、导弹5发生信息交互,即 $6 \in M(1) \cap M(5)$,从而使各枚导弹仍能保持在编队中的相对位置并计算自己下一步的运动状态量,最后各导弹在自己控制器的控制下向目标点运动,从而完成编队任务。

2 三维编队控制器设计

重点研究三维条件下面向跟随弹的非线性编队保持控制器设计,该控制器的作用是不管领弹如何机动,保持领弹与跟随弹的相对距离为一定值,将跟随弹航向角、滚转角、速度等参数的变化都限制在很小的误差范围内。

2.1 基本编队飞行控制模型的建立

以具有一个领弹和一个跟随弹的两弹编队为基本的编队模型进行研究^[13],建立以跟随弹为参考的坐标系(也可建立以领弹为参考的坐标系),

具体如图3所示。图3中: $OXYZ$ 为惯性坐标系; X_l, Y_l 和 Z_l 为惯性坐标系中领弹的坐标; X_f, Y_f 和 Z_f 为惯性坐标系中跟随弹的坐标; x_f, y_f 和 z_f 为以跟随弹为参考的坐标系中领弹与跟随弹的相对距离; V_l 和 V_f 分别为惯性坐标系中领弹和跟随弹的速度; σ_l 和 σ_f 分别为惯性坐标系中领弹和跟随弹航向角; γ_l 和 γ_f 分别为惯性坐标系中领弹和跟随弹滚转角。

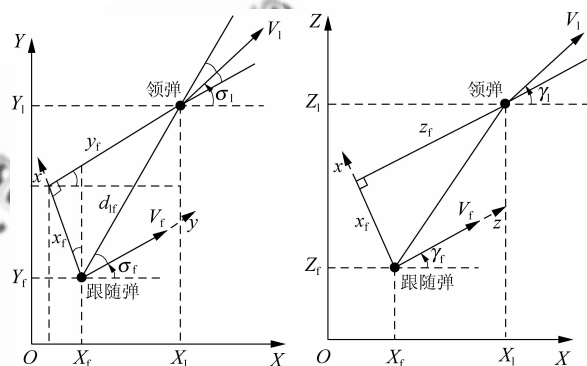


图3 惯性坐标系和基于跟随弹的参考坐标系

Fig.3 The inertial frame and the follower reference frame

假定领弹的速度、航向角、滚转角等控制指令都可测量。在编队控制问题中,采用下面的简化导弹模型。假设编队中每枚导弹有标准的闭环自动驾驶仪,允许建立简化的一阶运动学方程,即考虑领弹和跟随弹是一阶系统,分别存在互解耦的自动驾驶仪^[9,14]。

$$\dot{V}_l = \frac{1}{\tau_{V_l}}(V_{lc} - V_l) \quad (1a)$$

$$\dot{V}_f = \frac{1}{\tau_{V_f}}(V_{fc} - V_f) \quad (1b)$$

$$\dot{\sigma}_l = \frac{1}{\tau_{\sigma_l}}(\sigma_{lc} - \sigma_l) \quad (2a)$$

$$\dot{\sigma}_f = \frac{1}{\tau_{\sigma_f}}(\sigma_{fc} - \sigma_f) \quad (2b)$$

$$\dot{\gamma}_l = \frac{1}{\tau_{\gamma_l}}(\gamma_{lc} - \gamma_l) \quad (3a)$$

$$\dot{\gamma}_f = \frac{1}{\tau_{\gamma_f}}(\gamma_{fc} - \gamma_f) \quad (3b)$$

式中: τ_{V_l} 和 τ_{V_f} 分别为领弹与跟随弹马赫数自动驾驶仪的时间常数; τ_{σ_l} 和 τ_{σ_f} 分别为领弹与跟随弹航向角自动驾驶仪的时间常数; τ_{γ_l} 和 τ_{γ_f} 分别为领弹与跟随弹滚转角自动驾驶仪的时间常数。时间常数的取值均大于零。 V_{lc} 和 V_{fc} 分别为领弹和跟随弹的速度指令; σ_{lc} 和 σ_{fc} 分别为领弹和跟随弹的航向角指令; γ_{lc} 和 γ_{fc} 分别为领弹和跟随弹的滚转角指令。编队保持控制器的目标是设计跟随弹的控

制指令 V_{fc} 、 σ_{fc} 和 γ_{fc} , 使跟随弹与领弹的相对距离维持在要求的期望值。

惯性坐标系下领弹和跟随弹的运动学方程为

$$\left. \begin{aligned} \dot{X}_l &= V_l \cos \sigma_l \cos \gamma_l \\ \dot{Y}_l &= V_l \sin \sigma_l \cos \gamma_l \\ \dot{Z}_l &= V_l \sin \gamma_l \end{aligned} \right\} \quad (4)$$

$$\left. \begin{aligned} \dot{X}_f &= V_f \cos \sigma_f \cos \gamma_f \\ \dot{Y}_f &= V_f \sin \sigma_f \cos \gamma_f \\ \dot{Z}_f &= V_f \sin \gamma_f \end{aligned} \right\} \quad (5)$$

惯性坐标系下领弹的坐标可用跟随弹的坐标和以跟随弹为参考坐标系的相对坐标表示为

$$\left. \begin{aligned} X_l &= X_f + x_f \cos \sigma_f \cos \gamma_f - \\ &\quad y_f \sin \sigma_f + z_f \cos \sigma_f \sin \gamma_f \\ Y_l &= Y_f + x_f \sin \sigma_f \cos \gamma_f + \\ &\quad y_f \cos \sigma_f + z_f \sin \sigma_f \sin \gamma_f \\ Z_l &= Z_f - x_f \sin \gamma_f + z_f \cos \gamma_f \end{aligned} \right\} \quad (6)$$

2.2 基于相对误差的三维编队控制器设计

利用惯性坐标系下跟随弹与领弹的坐标得到相对坐标差值, 并进一步求得相对位置误差, 利用误差的动力学特性设计稳定的编队控制器, 实现对跟随弹的速度控制 V_{fc} 、航向角控制 σ_{fc} 和滚转角控制 γ_{fc} 。

由式(6)可得

$$\begin{bmatrix} X_l - X_f \\ Y_l - Y_f \\ Z_l - Z_f \end{bmatrix} = \mathbf{R}(\sigma_f, \gamma_f) \begin{bmatrix} x_f \\ y_f \\ z_f \end{bmatrix} \quad (7)$$

则

$$\begin{bmatrix} X_l^* - X_f^* \\ Y_l^* - Y_f^* \\ Z_l^* - Z_f^* \end{bmatrix} = \mathbf{R}(\sigma_f, \gamma_f) \begin{bmatrix} x_f^* \\ y_f^* \\ z_f^* \end{bmatrix} \quad (8)$$

式中: X_l^* 、 Y_l^* 和 Z_l^* 为指定的领弹坐标; X_f^* 、 Y_f^* 和 Z_f^* 为指定的跟随弹坐标; x_f^* 、 y_f^* 和 z_f^* 为指定的领弹与跟随弹的相对距离, 均为常值; $\mathbf{R}(\sigma_f, \gamma_f)$ 的表达式为

$$\mathbf{R}(\sigma_f, \gamma_f) = \begin{bmatrix} \cos \sigma_f \cos \gamma_f & -\sin \sigma_f & \cos \sigma_f \sin \gamma_f \\ \sin \sigma_f \cos \gamma_f & \cos \sigma_f & \sin \sigma_f \sin \gamma_f \\ -\sin \gamma_f & 0 & \cos \gamma_f \end{bmatrix}$$

由式(7)和式(8)求得相对位置误差为

$$\mathbf{e} = \begin{bmatrix} e_1 \\ e_2 \\ e_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_l - X_f \\ Y_l - Y_f \\ Z_l - Z_f \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} X_l^* - X_f^* \\ Y_l^* - Y_f^* \\ Z_l^* - Z_f^* \end{bmatrix} =$$

$$\mathbf{R}(\sigma_f, \gamma_f) \begin{bmatrix} x_f - x_f^* \\ y_f - y_f^* \\ z_f - z_f^* \end{bmatrix} \quad (9)$$

由式(9)可知, 如果 $\mathbf{e} = \mathbf{0}$, 则 $\lim_{t \rightarrow \infty} (x_f(t) - x_f^*(t)) = 0$, $\lim_{t \rightarrow \infty} (y_f(t) - y_f^*(t)) = 0$, $\lim_{t \rightarrow \infty} (z_f(t) - z_f^*(t)) = 0$, 而 $\mathbf{R}(\sigma_f, \gamma_f)$ 对于所有的 σ_f 和 γ_f 是非奇异的。因此, 为使领弹与跟随弹的相对距离维持在指定的期望值, 应设计控制律使相对误差 \mathbf{e} 稳定。

进一步研究相对误差的动力学特性, 将式(9)两边微分, 得到

$$\dot{\mathbf{e}} = \begin{bmatrix} \dot{e}_1 \\ \dot{e}_2 \\ \dot{e}_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{X}_l - \dot{X}_f \\ \dot{Y}_l - \dot{Y}_f \\ \dot{Z}_l - \dot{Z}_f \end{bmatrix} - \frac{d\mathbf{R}(\sigma_f, \gamma_f)}{d\sigma_f} \begin{bmatrix} x_f^* \\ y_f^* \\ z_f^* \end{bmatrix} \dot{\sigma}_f - \frac{d\mathbf{R}(\sigma_f, \gamma_f)}{d\gamma_f} \begin{bmatrix} x_f^* \\ y_f^* \\ z_f^* \end{bmatrix} \dot{\gamma}_f \quad (10)$$

对式(10)进一步微分并展开得到

$$\ddot{\mathbf{e}} = \begin{bmatrix} \ddot{e}_1 \\ \ddot{e}_2 \\ \ddot{e}_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \ddot{X}_l - \ddot{X}_f \\ \ddot{Y}_l - \ddot{Y}_f \\ \ddot{Z}_l - \ddot{Z}_f \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \sin \sigma_f \cos \gamma_f & -\cos \sigma_f & -\sin \sigma_f \sin \gamma_f \\ \cos \sigma_f \cos \gamma_f & -\sin \sigma_f & \cos \sigma_f \sin \gamma_f \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_f^* \\ y_f^* \\ z_f^* \end{bmatrix} \ddot{\sigma}_f - \begin{bmatrix} -\cos \sigma_f \cos \gamma_f & \sin \sigma_f & -\cos \sigma_f \sin \gamma_f \\ -\sin \sigma_f \cos \gamma_f & -\cos \sigma_f & -\sin \sigma_f \sin \gamma_f \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_f^* \\ y_f^* \\ z_f^* \end{bmatrix} \ddot{\sigma}_f^2 - \begin{bmatrix} -\cos \sigma_f \sin \gamma_f & 0 & \cos \sigma_f \cos \gamma_f \\ -\sin \sigma_f \sin \gamma_f & 0 & \sin \sigma_f \cos \gamma_f \\ -\cos \gamma_f & 0 & -\sin \gamma_f \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_f^* \\ y_f^* \\ z_f^* \end{bmatrix} \ddot{\gamma}_f - \begin{bmatrix} -\cos \sigma_f \cos \gamma_f & 0 & -\cos \sigma_f \sin \gamma_f \\ -\sin \sigma_f \cos \gamma_f & 0 & -\sin \sigma_f \sin \gamma_f \\ \sin \gamma_f & 0 & -\cos \gamma_f \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_f^* \\ y_f^* \\ z_f^* \end{bmatrix} \dot{\gamma}_f^2 - \begin{bmatrix} 2\sin \sigma_f \sin \gamma_f & 0 & -2\sin \sigma_f \cos \gamma_f \\ -2\cos \sigma_f \sin \gamma_f & 0 & 2\cos \sigma_f \cos \gamma_f \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_f^* \\ y_f^* \\ z_f^* \end{bmatrix} \dot{\sigma}_f \dot{\gamma}_f \quad (11)$$

对式(5)两边微分, 得到

$$\left. \begin{aligned} \ddot{X}_f &= \dot{V}_f \cos \sigma_f \cos \gamma_f - V_f \dot{\sigma}_f \sin \sigma_f \cos \gamma_f - \\ &V_f \dot{\gamma}_f \cos \sigma_f \sin \gamma_f \\ \ddot{Y}_f &= \dot{V}_f \sin \sigma_f \cos \gamma_f + V_f \dot{\sigma}_f \cos \sigma_f \cos \gamma_f - \\ &V_f \dot{\gamma}_f \sin \sigma_f \sin \gamma_f \\ \ddot{Z}_f &= \dot{V}_f \sin \gamma_f + V_f \dot{\gamma}_f \cos \gamma_f \end{aligned} \right\} (12)$$

将式(1b)、式(2b)、式(3b)和式(12)代入式(11),进一步整理可得到

$$\ddot{e} = \begin{bmatrix} \ddot{e}_1 \\ \ddot{e}_2 \\ \ddot{e}_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \ddot{X}_1 \\ \ddot{Y}_1 \\ \ddot{Z}_1 \end{bmatrix} -$$

$$\begin{bmatrix} -x_f^* \sin \sigma_f \cos \gamma_f - y_f^* \cos \sigma_f - z_f^* \sin \sigma_f \sin \gamma_f \\ x_f^* \cos \sigma_f \cos \gamma_f - y_f^* \sin \sigma_f + z_f^* \cos \sigma_f \sin \gamma_f \\ 0 \\ x_f^* \cos \sigma_f \cos \gamma_f - y_f^* \sin \sigma_f + z_f^* \cos \sigma_f \sin \gamma_f \\ x_f^* \sin \sigma_f \cos \gamma_f + y_f^* \cos \sigma_f + z_f^* \sin \sigma_f \sin \gamma_f \\ 0 \\ x_f^* \cos \sigma_f \sin \gamma_f - z_f^* \cos \sigma_f \cos \gamma_f \\ x_f^* \sin \sigma_f \sin \gamma_f - z_f^* \sin \sigma_f \cos \gamma_f \\ x_f^* \cos \gamma_f + z_f^* \sin \gamma_f \\ x_f^* \cos \sigma_f \cos \gamma_f + z_f^* \cos \sigma_f \sin \gamma_f \\ x_f^* \sin \sigma_f \cos \gamma_f + z_f^* \sin \sigma_f \sin \gamma_f \\ -x_f^* \sin \gamma_f + z_f^* \cos \gamma_f \\ 2x_f^* \sin \sigma_f \sin \gamma_f - 2z_f^* \sin \sigma_f \cos \gamma_f \\ -2x_f^* \cos \sigma_f \sin \gamma_f + 2z_f^* \cos \sigma_f \cos \gamma_f \\ 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\sigma}_f + \\ \dot{\sigma}_f^2 + \\ \dot{\gamma}_f + \\ \dot{\gamma}_f^2 - \\ \dot{\sigma}_f \dot{\gamma}_f - \\ \end{bmatrix}$$

$$H + G \begin{bmatrix} V_{fc} \\ \sigma_{fc} \\ \gamma_{fc} \end{bmatrix} (13)$$

H 和 G 的表达式分别为

$$H = \begin{bmatrix} \frac{-V_f \lambda_1}{\tau_{\sigma_f}} + \frac{V_f \lambda_1 \sigma_f}{\tau_{\sigma_f}} + \frac{V_f \lambda_3 \gamma_f}{\tau_{\gamma_f}} \\ \frac{-V_f \lambda_4}{\tau_{\sigma_f}} - \frac{V_f \lambda_1}{\tau_{\sigma_f}} + \frac{V_f \lambda_2 \gamma_f}{\tau_{\gamma_f}} \\ \frac{(V_{fc} - V_f) \sin \gamma_f}{\tau_{\sigma_f}} - \frac{V_f \gamma_f \cos \gamma_f}{\tau_{\gamma_f}} \end{bmatrix} (14)$$

$$G = \begin{bmatrix} \frac{\lambda_1}{\tau_{V_f}} & -\frac{V_f \lambda_4}{\tau_{\sigma_f}} & -\frac{V_f \lambda_3}{\tau_{\gamma_f}} \\ \frac{\lambda_4}{\tau_{V_f}} & \frac{V_f \lambda_1}{\tau_{\sigma_f}} & -\frac{V_f \lambda_2}{\tau_{\gamma_f}} \\ \frac{\sin \gamma_f}{\tau_{V_f}} & 0 & \frac{V_f \cos \gamma_f}{\tau_{\gamma_f}} \end{bmatrix} (15)$$

式中: $\lambda_1 = \cos \sigma_f \cos \gamma_f$; $\lambda_2 = \sin \sigma_f \sin \gamma_f$; $\lambda_3 =$

$\cos \sigma_f \sin \gamma_f$; $\lambda_4 = \sin \sigma_f \cos \gamma_f$ 。

由此得到 \ddot{e} 的一般形式为

$$\ddot{e} = F + Gu (16)$$

式中:

$$u = [V_{fc} \quad \sigma_{fc} \quad \gamma_{fc}]^T$$

进一步求得

$$|G| = \frac{V_f^2 \cos \gamma_f}{\tau_{\sigma_f} \tau_{V_f} \tau_{\gamma_f}} (17)$$

当 $-\frac{\pi}{2} < \gamma_f < \frac{\pi}{2}$ 且 $V_f \neq 0$ 时, $|G| > 0$, 此时

G^{-1} 存在。由式(16)得到跟踪控制律为

$$u = G^{-1}(-F + \ddot{e}) (18)$$

关于相对位置误差 e 的闭环动力学方程为

$$\ddot{e} + k_{e_1} \dot{e} + k_{e_2} e = 0 (19)$$

式中: $k_{e_1} = \text{diag}(k_{e_{11}}, k_{e_{12}}, k_{e_{13}})$; $k_{e_2} = \text{diag}(k_{e_{21}}, k_{e_{22}}, k_{e_{23}})$ 。

则跟随弹跟随领弹的跟踪控制律为

$$u = [V_{fc} \quad \sigma_{fc} \quad \gamma_{fc}]^T = G^{-1}(-F - k_{e_1} \dot{e} - k_{e_2} e) (20)$$

且其满足渐近稳定的性质, 即 $\lim_{t \rightarrow \infty} e(t) = 0$ 。

2.3 仿真结果分析

通过仿真验证三维编队保持控制算法的有效性。为了更好地进行比较, 文中假定仿真中领弹机动飞行, 仿真时间设定为 60 s, 领弹的航向角指令设为

$$\sigma_{fc} = \begin{cases} 0 & 0 < t \leq 3 \\ 5(t-3) & 15 \geq t > 3 \\ 60 & 60 \geq t > 15 \end{cases} (21)$$

仿真要验证领弹的航向角指令在 3 s 之后由 0° 突然增加, 再到航向角稳定在 60° 时队形的保持能力。设领弹的速度指令 $V_{lc} = 275$ m/s, 滚转角指令 $\gamma_{lc} = 0^\circ$, 领弹的初始滚转角 $\gamma_{l0} = 0^\circ$, 初始航向角 $\sigma_{l0} = 0^\circ$, 初始速度 $V_{l0} = 275$ m/s。跟随弹具有和领弹同样的初始滚转角、航向角和速度。假定领弹和跟随弹的初始相对坐标为 $[-20 \quad 50 \quad -30]^T$ m, 为使跟随弹与领弹在 3 个方向上的相对距离始终保持在 $[75 \quad 150 \quad 0]^T$ m, 领弹与跟随弹的时间常数分别设为 $\tau_{V_1} = 4, \tau_{V_f} = 4, \tau_{\sigma_1} = 1, \tau_{\sigma_f} = 1, \tau_{\gamma_1} = 1, \tau_{\gamma_f} = 1$, 参数 $k_{e_1} = \text{diag}(1.2, 1.2, 1.2), k_{e_2} = \text{diag}(0.95, 0.95, 0.95)$, 仿真步长取为 0.01 s。

采用基于跟随弹为参考坐标系的编队控制器设计方法, 跟随弹自动驾驶仪相应的指令信号

V_{fc} 、 σ_{fc} 和 γ_{fc} 与其对应的响应 V_f 、 σ_f 和 γ_f 仿真结果比较如图 4~图 9 所示。

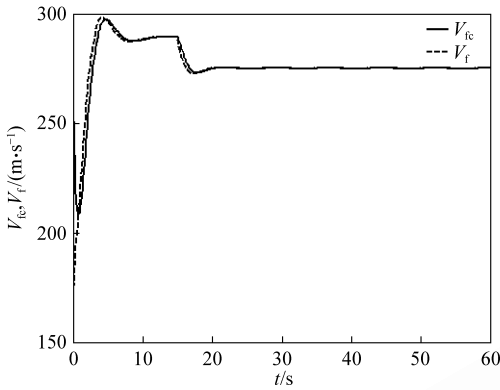


图 4 V_{fc} 和 V_f 仿真结果比较

Fig. 4 Comparison of simulation result of V_{fc} and V_f

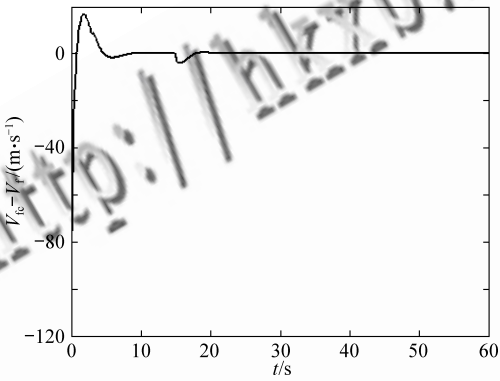


图 5 V_{fc} 与 V_f 的差值

Fig. 5 Simulation result of $V_{fc} - V_f$

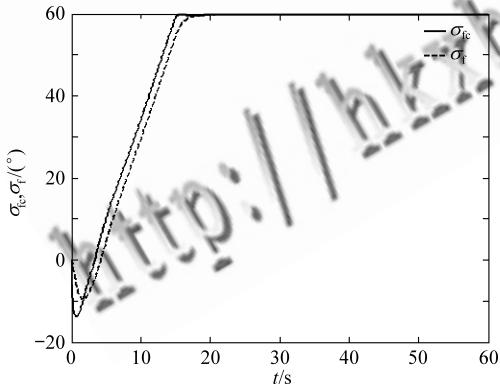


图 6 σ_{fc} 和 σ_f 仿真结果比较

Fig. 6 Comparison of simulation result of σ_{fc} and σ_f

图 4 表明,随着时间的推移, V_{fc} 与 V_f 的数值由最初相差较大到逐渐趋于相同;图 5 为 $V_{fc} - V_f$ 的仿真结果,由图 5 可见 V_{fc} 与 V_f 的差值渐趋近于 0 m/s;图 6 为跟随弹航向角指令 σ_{fc} 与相应的

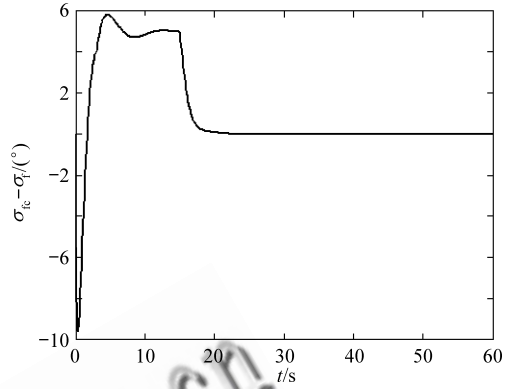


图 7 σ_{fc} 与 σ_f 的差值

Fig. 7 Simulation result of $\sigma_{fc} - \sigma_f$

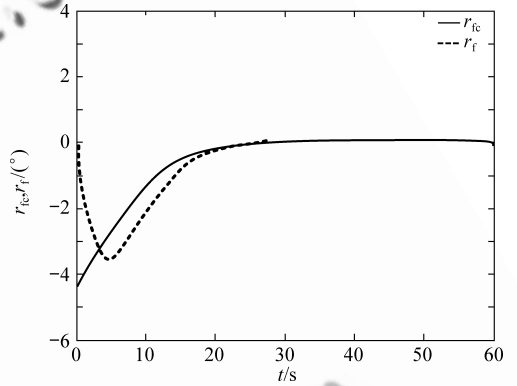


图 8 γ_{fc} 和 γ_f 仿真结果比较

Fig. 8 Comparison of simulation results of γ_{fc} and γ_f

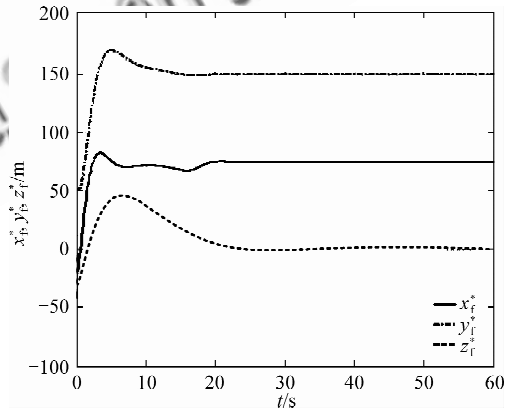


图 9 跟随弹与领弹的相对距离 x_f^* 、 y_f^* 和 z_f^*

Fig. 9 Relative distances x_f^* , y_f^* and z_f^* between leader and follower

响应 σ_f 的结果比较,当领弹转弯 60° 时,跟随弹很快跟随领弹做相同的转弯;图 7 为 $\sigma_{fc} - \sigma_f$ 的仿真结果,从图 7 可见 σ_{fc} 与 σ_f 的差值渐趋近于 0° ;图 8 为跟随弹滚转角指令 γ_{fc} 与相应的响应 γ_f 的结果比较,两者最后均趋近于 0° ;从图 9 可以看出领弹与跟随弹飞行过程中,其相对距离始终保持在指定期望值,分别为 75, 150, 0 m。
© 航空学报杂志社 <http://hkxb.buaa.edu.cn>

从上述仿真结果可知,跟随弹与领弹的相对距离能快速保持在指定的期望值上,同时跟随弹的速度、航向角与滚转角也能与领弹保持一致,即使在速度、航向角与滚转角发生变化时,领弹与跟随弹仍能很快稳定在指定队形上,说明该编队控制器具有较强的鲁棒性和稳定性。

3 结论

以具有实时航迹规划和航迹局部修改能力、强大通讯能力(通讯无延迟)和智能突防能力的导弹为对象,研究了改进领弹-跟随弹的编队结构问题,提出一种适合于多导弹编队的多级分布式控制体系结构,既具有集中式控制结构的可控性,又具有分布式控制的可靠性;针对面向编队飞行的跟随弹控制律和实现算法进行重点研究,利用惯性坐标系下跟随弹与领弹的坐标得到相对坐标差值,进一步求得相对位置误差,根据误差的动力学特性设计了三维条件下基于跟随弹的非线性编队保持控制器,得到相应的跟踪控制律,实现了对跟随弹的速度控制、航向角控制和滚转角控制,不管领弹如何机动,跟随弹与领弹的相对距离始终为指定的期望值,并通过仿真验证了设计的编队控制器具有较强的鲁棒性和稳定性。

今后需要进一步研究的问题是编队导弹之间存在通讯延迟或通讯中断情况下如何有效实现编队控制,以及导弹编队在飞行过程中如何根据动态复杂战场环境的具体情况自主处理,通过队形的适当拆分、重建、保持、切换等操作,实现编队的自主有效避障。

参 考 文 献

- [1] Eren T, Belhumeur P N. Closing ranks in vehicle formations based on rigidity[C]//Proceedings of the IEEE Conference on Decision and Control. 2002: 2959-2964.
- [2] Giulietti F, Pollini L, Innocenti M. Autonomous formation flight[J]. IEEE Control Systems Magazine, 2000, 20(6): 34-44.
- [3] Wang P K C. Navigation strategies for multiple autonomous mobile robots moving in formation[J]. Journal of Robotic Systems, 1991, 8(2): 177-195.
- [4] Wang P K C, Hadaegh F Y. Coordination and control of multiple microspacecraft moving in formation[J]. Journal of the Astronautical Sciences, 1996, 44(3): 315-355.
- [5] Kostelnik P, Samulka M, Janosik M. Scalable multi-robot formations using local sensing and communication[C]//Proceedings of the 3rd International Workshop on Robot Motion and Control. 2002: 319-324.
- [6] Ren W, Beard R W. Formation feedback control for multiple spacecraft via virtual structures[J]. IEE Proceedings- Control Theory and Applications, 2004, 15(3): 357-368.
- [7] Ren W. Consensus seeking formation keeping, and trajectory tracking in multiple vehicle cooperative control[D]. Provo: Brigham Young University, 2004.
- [8] 柳林. 多机器人系统任务分配及编队控制研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2006.
Liu Lin. Research on multi-robot system task allocation and formation control[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2006. (in Chinese)
- [9] Li S M, Boskovic J D, Mehra R K. Globally stable automatic formation flight control in two dimensions [R]. AIAA-2001-4046, 2001.
- [10] 吴云华, 曹喜滨, 曾战魁, 等. 编队飞行卫星相对姿态变结构分布式协同控制[J]. 吉林大学学报: 工学版, 2007, 37(6): 1466-1470.
Wu Yunhua, Cao Xibin, Zeng Zhankui, et al. Relative attitude decentralized variable structure coordinated control of formation flying satellites[J]. Journal of Jilin University: Engineering and Technology Edition, 2007, 37(6): 1466-1470. (in Chinese)
- [11] 林涛, 刘永才, 关成启. 飞航导弹协同作战使用方法探讨[J]. 战术导弹技术, 2005(2): 8-12.
Lin Tao, Liu Yongcai, Guan Chengqi. An investigation into the methods of cooperative engagement for aerodynamic missile[J]. Tactical Missile Technology, 2005(2): 8-12. (in Chinese)
- [12] Weitz L A, Hurtado J E. Decentralized cooperative control design for multivehicle formation[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2008, 31(4): 970-979.
- [13] 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]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(5): 1326-1333. (in Chinese)
- [14] Pachter M, D'Azzo J J, Dargan J L. Automatic formation flight control[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1994, 17(6): 1380-1384.

作者简介:

马培蓓(1976—) 女,博士,讲师。主要研究方向:飞行器控制系统仿真技术、制导律设计以及多导弹协同控制。

Tel: 13105242929

E-mail: hymbok@yeah.net

纪军(1974—) 男,博士,讲师。主要研究方向:协同作战理论、海军作战指挥、兵种战术。

Tel: 13105242926

E-mail: hjjok@163.com

(编辑:孔琪颖)