飞航导弹编队队形变换控制器设计

杜 阳 吴森堂

(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: 为满足飞航导弹编队协同作战中队形变换的需求,针对密集编队在队形变换时的碰撞冲突问题,考虑其低空突防背景与机动能力的限制条件,设计了基于局部模型预测控制的主动防碰撞队形保持控制器,并应用于编队队形的变换控制,提出了队形的状态转移变换方法,通过与直接变换方法的对比仿真,验证了其可行性和有效性.

关 键 词: 飞航导弹编队; 编队控制; 队形变换; 模型预测控制

中图分类号: V 249.1

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2014)02-0240-06

Transformation control for the formation of multiple cruise missiles

Du Yang Wu Sentang

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

Abstract: For the satisfaction and requirement of the cooperative engagement capability for multiple cruise missiles, a formation transformation control scheme was proposed to solve the intermediate collision within the whole flight formation system during the formation change. The limitation of missiles maneuver was considered and the avoidance of the intermediate collision was achieved by two works: one was the designing of the model predictive control law based on local kinetic model which evolved all the neighboring individuals; the other was the approach that deconstructed the formation transformation into a series of sub-formations with easier implementations. A contrastive simulation where a team of seven missiles changed their formation from a regular hexagon into a straight line shows that the proposed scheme can make the transformation smooth and reliable.

Key words: missiles formation; formation control; formation transformation; model predictive control

飞航导弹自主编队的特点之一是在编队飞行过程中根据战术、任务、地形环境要求变换不同的队形[1]. 比如在中/末制导交接班时编队需要接近一字横队的初始队形以利于实施协同打击,又如在编队遇到的突发威胁区通过宽度小于编队的横向跨度时,往往需要队形变换. 编队队形变换的相关研究不多,概念并不十分明确,至少包括队形的保持、重构、拆分和变换,它们之间既有联系又有着细微的差别. 一般而言,队形保持,是指在编队运动过程中维持编队的几何形状基本不变,或者说使编队在发生一定限度内的队形形变或组织结构异常后能够复原;队形重构,是指编队中某一节点受损或故障离队后对编队进行的几何构型和组织结构的重新调整过程,往往涉及的调整范围和节点数量较少;队形拆分,是指根据具体需求把几何构型和组织结构上作为一个整体的大编队划分为若干个规模较小的子编队,进而分别执行各小编队具体上层任务的过程. 在拆分中,小编队基本保留了其在原来大编队中的几何构型;队形变换,是指编队出于某种需要主动地从一种队形切换到另一种队形的过程,往往涉及的节点数量较多,队形变换前后差别较大.

收稿日期: 2013-04-22; **网络出版时间**: 2013-11-20 10:28

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20131120.1028.011.html

作者简介: 杜 阳(1982 -),男,吉林省吉林市人,博士生,do_young@126.com.

对于飞航导弹密集编队队形变换,节点间距接近安全距离,且出于利用地面杂波和战术等的需要,不能通过拉升高度的方法防碰撞,如果编队控制器没有横侧向的防碰撞能力,那么由于节点的机动性有限,在同时向目标队形转换的过程中,将无法避免部分节点的位置散布区相交,即发生碰撞,因此本文首先设计具有防碰撞能力的编队控制器,然后以此为基础提出一种进一步降低编队碰撞概率的队形变换方法.

1　编队防碰撞局部模型预测控制器

编队飞行过程中,飞行器动态呈现出双时间尺度特性,编队控制系统可以按内环和外环分别设计:内环是传统的飞行控制系统,用于姿态角等的控制;外环进行航迹、速度的控制以保持期望的编队距离[2].因此本文采用拟合的速度与航迹偏角一阶惯性环节进行编队控制器设计,时间常数为 τ.

1.1　基于长机-僚机跟随模式的运动模型

在长机-僚机跟随模式中,两节点水平面内相对运动关系如图 1 所示,相对运动方程为

$$\left.\begin{aligned}\frac{\mathrm{d}x}{\mathrm{d}t} &= V_{\mathrm{L}}\cos(\varphi_{\mathrm{L}}-\varphi_{\mathrm{W}})-V_{\mathrm{W}}+\frac{\mathrm{d}\varphi_{\mathrm{W}}}{\mathrm{d}t}\cdot y\\ \frac{\mathrm{d}y}{\mathrm{d}t} &= V_{\mathrm{L}}\sin(\varphi_{\mathrm{L}}-\varphi_{\mathrm{W}})-\frac{\mathrm{d}\varphi_{\mathrm{W}}}{\mathrm{d}t}\cdot x\end{aligned}\right\}\quad(1)$$

其中,下标 W, L 分别对应于节点 ϵ_{W} 和 ϵ_{L};d 为节点 ϵ_{W} 到 ϵ_{L} 的距离;x, y 分别为 d 在 ϵ_{W} 弹道坐标系的正交分量;V 为导弹的速度;φ 为航迹偏角.

应用小角度和小扰动假设线性化式(1),并联立导弹飞行控制系统的一阶拟合模型有[3]

$$\left.\begin{aligned}\frac{\mathrm{d}x}{\mathrm{d}t} &= V_{\mathrm{L}}-V_{\mathrm{W}}-\frac{y_0}{\tau_{\varphi_{\mathrm{W}}}}\cdot\varphi_{\mathrm{W}}+\frac{y_0}{\tau_{\varphi_{\mathrm{W}}}}\cdot\varphi_{\mathrm{Wc}}\\ \frac{\mathrm{d}y}{\mathrm{d}t} &= V_{\mathrm{L0}}\varphi_{\mathrm{L}}+\left(-V_{\mathrm{L0}}+\frac{x_0}{\tau_{\varphi_{\mathrm{W}}}}\right)\cdot\varphi_{\mathrm{W}}-\frac{x_0}{\tau_{\varphi_{\mathrm{W}}}}\cdot\varphi_{\mathrm{Wc}}\\ \frac{\mathrm{d}\varphi_{\mathrm{L}}}{\mathrm{d}t} &= \frac{1}{\tau_{\varphi_{\mathrm{L}}}}(\varphi_{\mathrm{Lc}}-\varphi_{\mathrm{L}})\\ \frac{\mathrm{d}V_{\mathrm{L}}}{\mathrm{d}t} &= \frac{1}{\tau_{V_{\mathrm{L}}}}(V_{\mathrm{Lc}}-V_{\mathrm{L}})\\ \frac{\mathrm{d}\varphi_{\mathrm{W}}}{\mathrm{d}t} &= \frac{1}{\tau_{\varphi_{\mathrm{W}}}}(\varphi_{\mathrm{Wc}}-\varphi_{\mathrm{W}})\\ \frac{\mathrm{d}V_{\mathrm{W}}}{\mathrm{d}t} &= \frac{1}{\tau_{V_{\mathrm{W}}}}(V_{\mathrm{Wc}}-V_{\mathrm{W}})\end{aligned}\right\}\quad(2)$$

其中,含下标 0 的变量表示平衡点;含下标 c 的变量表示控制量.

常见的编队控制器多是基于式(2)设计 PI 控制器,整个编队队形的保持是长机-僚机跟随模式的叠加(如图 2a).

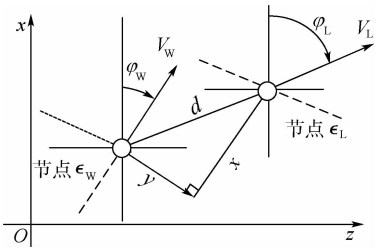


图 1　两节点编队飞行的相对运动关系

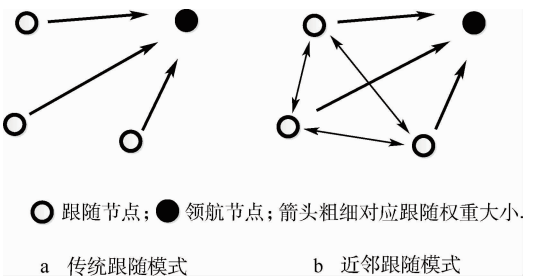


图 2　传统跟随模式与近邻跟随模式的区别

1.2　基于近邻跟随模式的局部运动模型

显然在没有附加设计的情况下长机-僚机跟随模式不具备弹间主动防碰撞功能.本文以编队的局部运动模型作为预测模型,利用模型预测控制[4]设计局部模型预测控制器(LMPC,Local Model Predictive Controller),令跟随节点不仅和领航节点而且和其他近邻跟随节点保持距离,并在代价函数中对领航点与近邻点加以不同的距离保持权重,从而使编队具有防碰撞能力,如图 2b 所示,称这种跟随模式为近邻跟随模式.

近邻跟随模式下的运动模型是对局部运动的描述,对于节点 ϵ_i 的 LMPC,选取状态 $\boldsymbol{X}_i=(x_1,x_2,\cdots,x_j,\cdots,x_n,y_1,y_2,\cdots,y_j,\cdots,y_n,\varphi_i,V_i)^{\mathrm{T}}$,其中 x_j, y_j 为 ϵ_i 与近邻节点 ϵ_j 的相对距离在 ϵ_j 弹道坐标系中的投影;φ_i 为 ϵ_i 的航迹偏角;V_i 为节点 ϵ_i 的速度;n 为 ϵ_i 的近邻节点数.可控输入为 $\boldsymbol{u}_i=(\varphi_{ci},V_{ci})^{\mathrm{T}}$,其中 φ_{ci}, V_{ci} 分别为 ϵ_i 的航迹偏角指令和速度指令.可测量干扰为 $\boldsymbol{d}_i=(\varphi_1,\varphi_2,\cdots,\varphi_j,\cdots,\varphi_n,V_1,V_2,\cdots,V_j,\cdots,V_n)^{\mathrm{T}}$,其中 φ_j, V_j 分别为近邻节点 ϵ_j 的航迹偏角和速度,由 ϵ_i 通过编队通信网络获得.输出 $\boldsymbol{Y}_i=(x_1,x_2,\cdots,x_j,\cdots,x_n,y_1,y_2,\cdots,y_j,\cdots,y_n,\Delta\varphi_i,\Delta V_i)^{\mathrm{T}}$,其中 $\Delta\varphi_i=\varphi_{\mathrm{L}}-\varphi_i$, $\Delta V_i=V_{\mathrm{L}}-V_i$,输出 $\boldsymbol{Y}_i$ 反映了节点 ϵ_i 与所有近邻节点或领航节点的相对位置关系,与领航节点的航迹偏角与速度偏差.相对运动学关系和飞行控制系统模型同理 1.1 节,可得 ϵ_i 近邻数为 n 的局部运动离散预测模型为

$$\left.\begin{aligned}\boldsymbol{X}_i(k+1)&=\boldsymbol{A}_i\boldsymbol{X}_i(k)+\boldsymbol{B}_{u_i}\boldsymbol{u}_i(k)+\boldsymbol{B}_{d_i}\boldsymbol{d}_i(k)\\ \boldsymbol{Y}_i(k)&=\boldsymbol{C}_i(k)\boldsymbol{X}_i(k)+\boldsymbol{D}_i\boldsymbol{d}_i(k)\end{aligned}\right\}\tag{3}$$

系统阵为

$$\boldsymbol{A}_i=\left(\begin{array}{c|c}\boldsymbol{O}_{(2n+2)\times 2n} & \begin{matrix}\boldsymbol{A}_1\\ \boldsymbol{A}_2\\ \boldsymbol{A}_3\end{matrix}\end{array}\right)_{(2n+2)\times(2n+2)}$$

$$\boldsymbol{A}_1=\begin{pmatrix}-\dfrac{y_{r1}}{\tau_{\varphi_i}} & -1\\ \vdots & \vdots\\ -\dfrac{y_{rj}}{\tau_{\varphi_i}} & -1\\ \vdots & \vdots\\ -\dfrac{y_{rn}}{\tau_{\varphi_i}} & -1\end{pmatrix}_{n\times 2}$$

$$\boldsymbol{A}_2=\begin{pmatrix}\dfrac{x_{r1}}{\tau_{\varphi_i}}-V_{r1} & 0\\ \vdots & \vdots\\ \dfrac{x_{rj}}{\tau_{\varphi_i}}-V_{rj} & 0\\ \vdots & \vdots\\ \dfrac{x_{rn}}{\tau_{\varphi_i}}-V_{rn} & 0\end{pmatrix}_{n\times 2}$$

$$\boldsymbol{A}_3=\begin{pmatrix}-\dfrac{1}{\tau_{\varphi_i}} & 0\\ 0 & -\dfrac{1}{\tau_{V_i}}\end{pmatrix}_{2\times 2}\qquad \boldsymbol{B}_{u_i}=\begin{pmatrix}B_{u_1}\\ B_{u_2}\\ B_{u_3}\end{pmatrix}_{(2n+2)\times 2}$$

$$\boldsymbol{B}_{u_1}=\begin{pmatrix}\dfrac{y_{r1}}{\tau_{\varphi_i}} & 0\\ \vdots & \vdots\\ \dfrac{y_{rj}}{\tau_{\varphi_i}} & 0\\ \vdots & \vdots\\ \dfrac{y_{rn}}{\tau_{\varphi_i}} & 0\end{pmatrix}_{n\times 2}\qquad \boldsymbol{B}_{u_2}=\begin{pmatrix}-\dfrac{x_{r1}}{\tau_{\varphi_i}} & 0\\ \vdots & \vdots\\ -\dfrac{x_{rj}}{\tau_{\varphi_i}} & 0\\ \vdots & \vdots\\ -\dfrac{x_{rn}}{\tau_{\varphi_i}} & 0\end{pmatrix}_{n\times 2}$$

$$\boldsymbol{B}_{u_3}=\begin{pmatrix}\dfrac{1}{\tau_{\varphi_i}} & 0\\ 0 & \dfrac{1}{\tau_{V_i}}\end{pmatrix}_{2\times 2}\qquad \boldsymbol{B}_{d_i}=\begin{pmatrix}\boldsymbol{O}_{n\times n} & \boldsymbol{I}_{n\times n}\\ \boldsymbol{B}_{d_1} & \boldsymbol{O}_{n\times n}\\ \hline \multicolumn{2}{c}{\boldsymbol{O}_{2\times 2n}}\end{pmatrix}_{(2n+2)\times 2n}$$

$$\boldsymbol{B}_{d_1}=\begin{pmatrix}V_{r1} & & & \\ & \ddots & & \boldsymbol{O}\\ & & V_{rj} & \\ & \boldsymbol{O} & & \ddots\\ & & & V_{rn}\end{pmatrix}_{n\times n}$$

$$\boldsymbol{C}_i=\begin{pmatrix}0 & & & \\ & \ddots & & \boldsymbol{O}\\ & & 0 & \\ & \boldsymbol{O} & & -1\\ & & & -1\end{pmatrix}_{(2n+2)\times(2n+2)}$$

$$\boldsymbol{D}_i=\left(\begin{array}{cccccccccc}\multicolumn{10}{c}{\boldsymbol{O}_{2n\times 2n}}\\ \hline 0 & \cdots & 0 & 1 & 0 & & \cdots & & 0 & \\ 0 & & \cdots & & & 0 & 1 & 0 & \cdots & 0\\ & & \downarrow & & & & \downarrow & & & \\ & & \text{第}(2+L)\text{列} & & & & \text{第}(2+n+L)\text{列} & & & \end{array}\right)_{(2n+2)\times 2n}$$

其中含下标 r 的变量表示线性化时的平衡点,可取为间距指令值.

1.3 局部模型预测控制器

以式(3)为预测模型,在线优化的代价函数 J_i 取为

$$\begin{aligned}J_i=\sum_{l=1}^{P_i}\Bigg(&\sum_{m=1}^{N_i}\left\|\boldsymbol{\omega}_{y_i}(l,m)\cdot(Y_{im}(k+l\mid k)-f_{im}(k+l))\right\|^2+\\ &\sum_{m=1}^{N_i}\left\|\boldsymbol{\omega}_{u_i}(l,m)\cdot u_{im}(k+l\mid k)\right\|^2+\\ &\sum_{m=1}^{N_i}\left\|\boldsymbol{\omega}_{\Delta u_i}(l,m)\cdot\Delta u_{im}(k+l\mid k)\right\|^2\Bigg)\end{aligned}\tag{4}$$

其中,P_i 为预测时域;N_i 为控制时域;$(k+l|k)$为在第 k 时刻计算的 $k+l$ 时刻的预测值;f 为间距保持指令;$\boldsymbol{\omega}_i$ 为代价权重,分为 3 组:$\boldsymbol{\omega}_{y_i}$为输出惩罚权重矩阵;$\boldsymbol{\omega}_{u_i}$为输入惩罚权重矩阵;$\boldsymbol{\omega}_{\Delta u_i}$为输入导数惩罚权重矩阵[5]. 节点 ϵ_i 通过在线求解一个有线性不等式约束条件的二次规划(QP,Quadratic Programming)问题,得到 LMPC 的控制量 $\boldsymbol{u}_i$,作为 k 时刻的指令,作用于内环飞行控制系统:

$$\left.\begin{aligned}&\Delta u_{i\text{opt}}=\arg\min J_i\\ &\boldsymbol{u}_i(k)=\boldsymbol{u}_i(k-1)+\\ &(\boldsymbol{I}_{2\times 2},\boldsymbol{O}_{(N_i-1)\times(N_i-1)})\cdot\Delta u_{i\text{opt}}\\ &\text{s.t.}\quad \varphi_{\min}\leqslant u_{i1}\leqslant\varphi_{\max}\\ &\qquad V_{\min}\leqslant u_{i2}\leqslant V_{\max}\end{aligned}\right\}\tag{5}$$

其中,$[\varphi_{\min},\varphi_{\max}]$和$[V_{\min},V_{\max}]$分别为航迹偏角和速度指令限制;$\Delta u_{i\text{opt}}$为最优序列的第 1 个控制量;$u_{i1},u_{i2}$分别为 φ_{ci}和 V_{ci}.

2 队形的状态转移变换方法

编队队形可以用各节点相对领航点的距离矩阵 $\boldsymbol{F}$ 来描述,从初始队形 $\boldsymbol{F}_1$ 到目标队形 $\boldsymbol{F}_R$ 的变换过程中,若能找到尽可能少的一系列子队形 $\boldsymbol{F}_i$,使得从 $\boldsymbol{F}_{i-1}$到 $\boldsymbol{F}_i$ 的直接变换过程中各节点产生碰撞的概率小于特定阈值,则称 $\mathcal{F}=\{\boldsymbol{F}_1,\boldsymbol{F}_2,$

…,$\boldsymbol{F}_R$}是从 $\boldsymbol{F}_1$ 到 $\boldsymbol{F}_R$ 的一个队形状态转移变换,从而离线形成队形数据库. 当编队处于某一队形状态时,若编队指标(平均间距标准差 σ)小于预设阈值则触发下一状态子变换,变换流程见图 3.

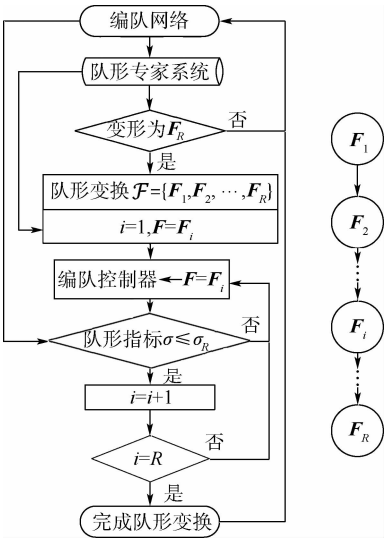


图 3　队形的状态转移变换方法流程图

3　仿真及结果分析

情景设定为水平面内一正六边形编队变换为直线编队,整个过程定高飞行,主要参数见表 1,初始队形和目标队形如图 4,节点 6 为领航节点.

表 1　节点参数($\alpha\ll r$)

参数	节点间距	安全距离	初始速度/(m/s)	速度限制/(m/s)
数值	$r+\alpha$	r	100	[50,200]

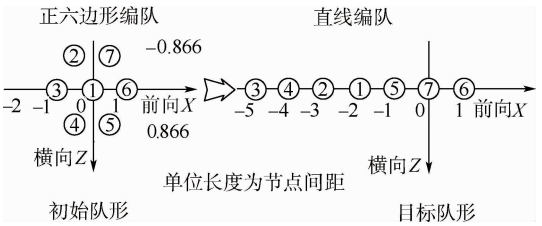
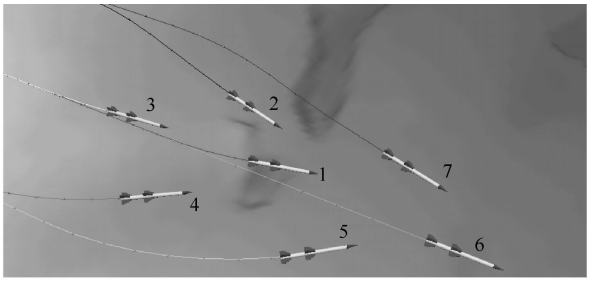


图 4　编队的初始队形与目标队形

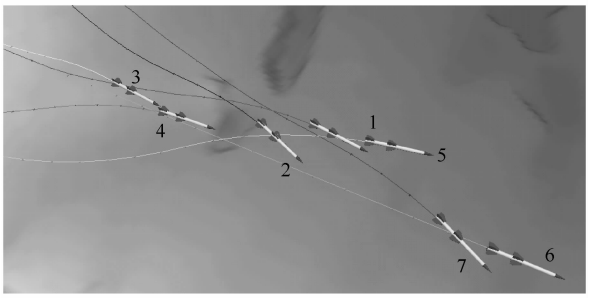
3.1　队形的直接变换方法仿真

初始队形为正六边形,在 $t=6$ s 时编队进行队形切换. 图 5 是采用 LMPC 的队形直接变换方法仿真结果.

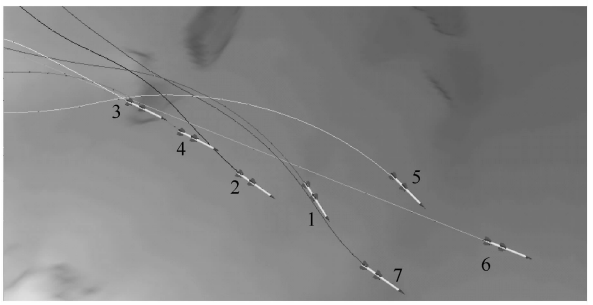
仿真结果表明,当 $t=10.2$ s 时,节点 1,3,6 由于机动性的限制未能拉开足够的距离供其余节点进入,LMPC 能在节点间距小于安全距离的时候起到主动防碰撞作用. 过程中节点 1 与其他节点相对距离最近,如图 6,在 10 ~ 15 s 间其与节点 2 和 5 接近 $r/3$,虽然大于位置散布区直径,没有发生碰撞,但从图 5 可以看出整个过程变化剧烈,隐含着不稳定因素.



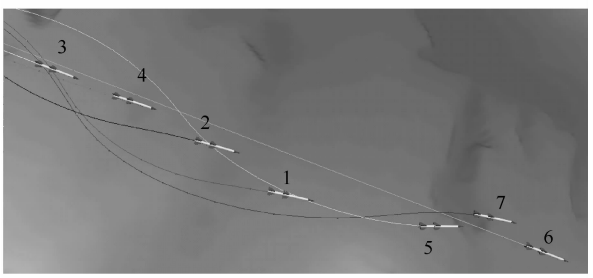
$t=10.2$ s



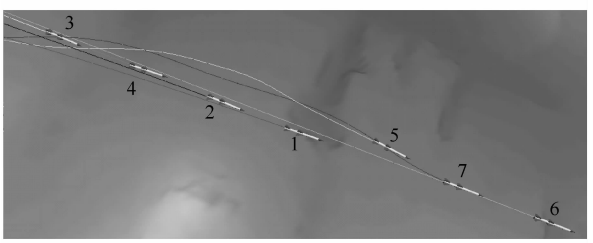
$t=14$ s



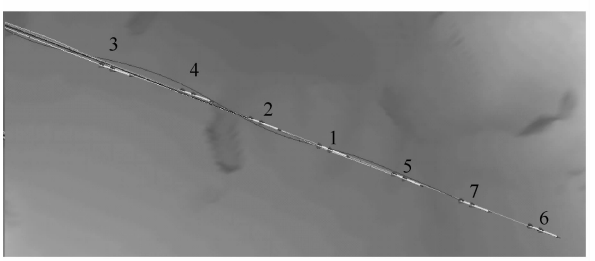
$t=18$ s



$t=25.3$ s



$t=35.2$ s



$t=53.5$ s

图 5　采用 LMPC 的队形直接变换方法仿真

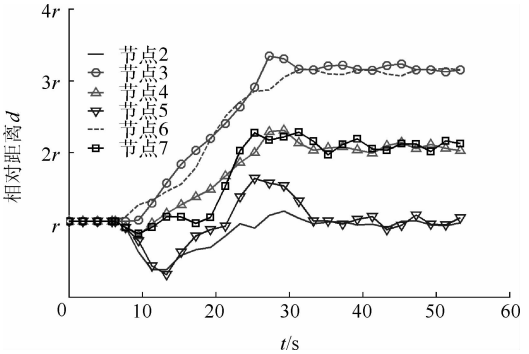


图6 直接变换中节点1与其他节点的相对距离

3.2 队形的状态转移变换方法仿真

将队形变换分为4个状态,如图7所示.

$\boldsymbol{F}_2$ 保证了节点1,3,6之间有适当的空间让其余节点进入,$\boldsymbol{F}_3$,$\boldsymbol{F}_4$ 使距离较近的节点分别进入,比同时进入更加稳定.采用LMPC的状态转移队形变换方法仿真结果如图8所示.

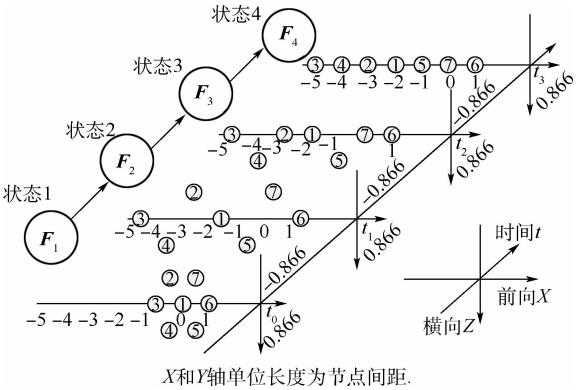
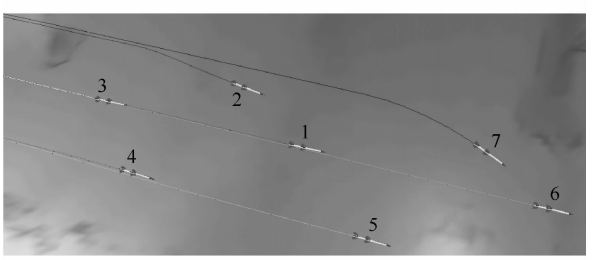


图7 正六边形编队到直线编队的队形状态转移

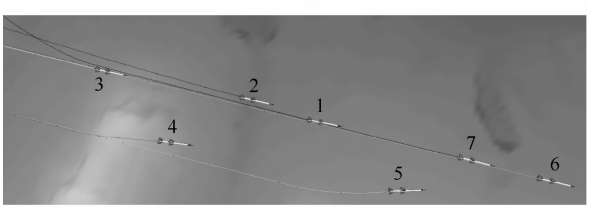
节点1,4,7与近邻节点的相对距离(其余节点与近邻节点的相对距离蕴含其中)如图9所示.



$t=22$ s



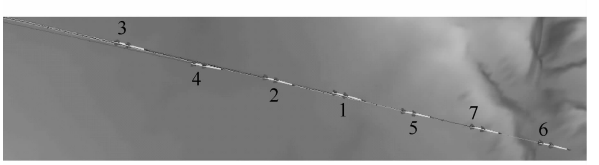
$t=26$ s



$t=41$ s



$t=52$ s



$t=65$ s

图8 采用LMPC的队形状态转移变换方法仿真

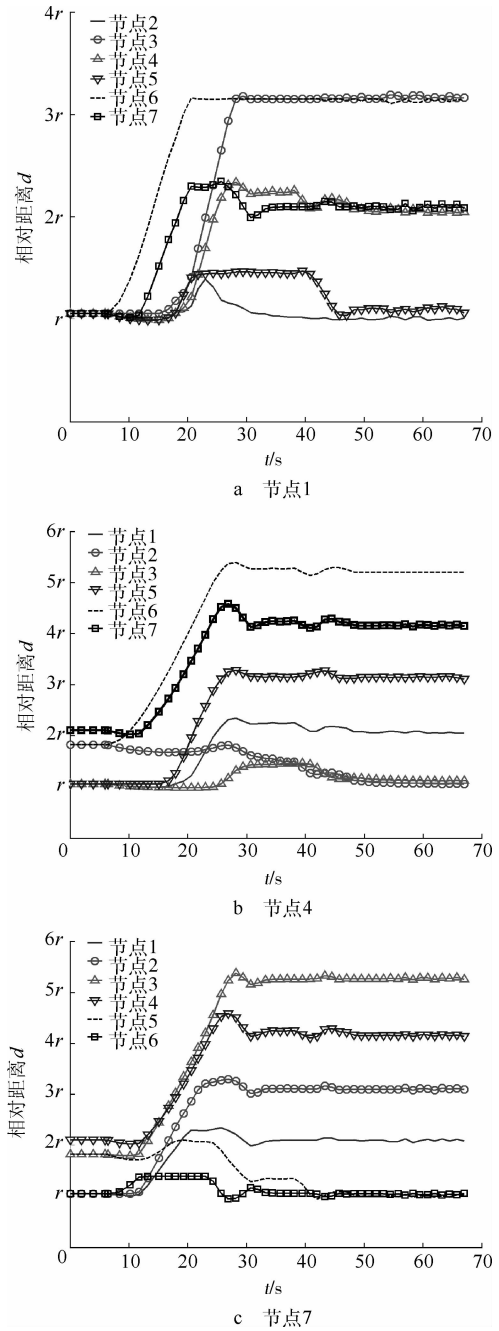


图 9　状态转移变换中节点 1,4,7 与其他节点相对距离

仿真结果表明在整个过程中,节点间的相对距离都没有小于安全距离,整个变换过程比直接变换方法平稳许多,验证了队形的状态转移变换方法的有效性. 但从中也可以发现,该方法在队形变换的耗时上多于直接方法,这也是快速性和稳定性权衡的体现.

4　结 束 语

本文针对低空飞行的飞航导弹密集编队的队形变换问题设计了基于局部预测模型的编队控制器,具有良好的防碰撞能力,并结合队形的状态转移变换方法,有效地降低了编队队形变换过程中的相互间碰撞概率.

参考文献（References）

[1] 穆晓敏,吴森堂. 飞航导弹高动态自主编队协同控制系统的建立与仿真[J]. 飞行力学,2010,28(4):59 - 63
Mu Xiaomin, Wu Sentang. Cooperative control system for multi-missiles high-dynamic autonomous formation[J]. Flight Dynamics,2010,28(4):59 - 63(in Chinese)

[2] Wan S, Campa G, Napolitano M R, et al. Design of formation control laws for research aircraft models[R]. AIAA-2003-5730, 2003

[3] Pachter 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

[4] Maciejowski J M. Predictive control with constraints[M]. London: Prentice Hall PTR,2002

[5] 杜阳,吴森堂. 飞航导弹密集编队防碰撞控制器设计[J]. 控制工程期刊,2013,3(3):155 - 161
Du Yang, Wu Sentang. A collision free control for tight formation of multi-missiles[J]. Scientific Journal of Control Engineering, 2013,3(3):155 - 161(in Chinese)