

## 多导弹协同齐射攻击分段复合制导方法

刘佳昕<sup>1</sup>, 周锐<sup>1</sup>, 丁全心<sup>2</sup>

(1. 中国空间技术研究院通信卫星事业部, 北京 100094;  
2. 中国航空工业集团公司洛阳电光设备研究所, 河南 洛阳 471000)

**摘要:** 针对多导弹远距离高突防概率协同齐射攻击要求, 设计了基于虚拟目标的两阶段复合制导规律。在敌区防御系统杀伤拦截范围边界处设置多个虚拟目标点, 将导弹制导过程分为中、末制导段。中制导段采用具有终端角度和攻击时间约束的制导律, 实现多导弹以设定时间及角度到达虚拟目标点, 将导弹到达虚拟目标时的状态设定为末制导初始状态, 完成中、末制导交接。末制导段将时间可控制导律与一致性协调算法相结合, 实现导弹协同齐射攻击的分散化协调。仿真结果表明该复合制导律能够有效地多角度、高突防地协同齐射打击目标。

**关键词:** 多导弹协同攻击; 协同制导; 复合制导; 虚拟目标; 时间约束; 角度约束

**中图分类号:** V448.234; TJ765.3 **文献标志码:** A **文章编号:** 1671-637X(2016)05-0016-06

## A Novel Two-Stage Guidance Law for Multi-missile Salvo Attack

LIU Jia-xin<sup>1</sup>, ZHOU Rui<sup>1</sup>, DING Quan-xin<sup>2</sup>

(1. China Academy of Space Technology, Institution of Telecommunication Satellite, CAST, Beijing, 100094;  
2. Luoyang Institute of Electro-Optical Equipment, AVIC, Luoyang 471000, China)

**Abstract:** A novel two-stage guidance law based on the virtual target is proposed to improve the performance of multiple missiles for long-range and effective penetrations. The guidance process is divided into the midcourse guidance and terminal guidance by a set of virtual targets on the periphery of hostile defense systems. In the midcourse guidance stage, the design of guidance law with impact time and angle constraints is transformed to the optimal control problem, and the missiles are controlled to arrive at the virtual targets at given time and angle. The final states of the cooperative missiles at the virtual targets are selected as the initial parameters of the terminal guidance. In the second stage, the decentralized coordination algorithm is proposed on the basis of the impact time control and consensus theory. Numerical simulations demonstrate that the proposed two-stage guidance law is feasible and effective to achieve the salvo attack of multiple missiles satisfying impact time and angle constraints.

**Key words:** multi-missile coordinated attack; cooperative guidance; two-stage guidance; virtual targets; time constraints; angle constraints

### 0 引言

随着现代防御拦截系统的逐步形成, 单枚导弹制导愈发困难, 长时间暴露飞行的导弹极易被反导雷达拦截和捕获<sup>[1-2]</sup>, 因此, 增强导弹突防能力及制导精度成为提高作战效能的关键技术, 而协同制导通过导弹

间信息交互又能极大提高导弹突防性能<sup>[3]</sup>。另外, 复合制导具有可机动变轨、射程远、抗干扰性强的优点, 可降低导弹被拦截概率<sup>[4]</sup>。因此, 合理选择复合制导律, 使制导功能互补、突防性能提高是目前一个重要的研究方向<sup>[5-7]</sup>。

针对导弹制导律研究的内容形式多样。文献[8]将传统 PNG 制导律与导弹剩余飞行时间误差反馈结合, 提出了应用于齐射攻击的基于时间可控的制导律, 文献[9]针对导弹之间信息交互, 在文献[10]基础上推导出基于导引时间的集中式和分散式多导弹协调控

收稿日期: 2015-05-19 修回日期: 2016-04-20

基金项目: 国家自然科学基金(61273349, 61175109)

作者简介: 刘佳昕(1991—), 女, 陕西西安人, 硕士生, 研究方向为导航制导与控制。

制方法,文献[11]将此方法运用于多导弹编队攻击中。现代战争中导弹命中姿态的控制可以减少巡航导弹末端脱靶量,增加摧毁目标概率。因此,对导弹终端角度约束控制具有极大的军事应用价值<sup>[12]</sup>。文献[13]以剩余时间为指令,利用最优控制原理将终端角度控制转换为含终端约束条件的最优控制问题,得到基于静态目标的终端角度约束最优控制问题,然而上述方法仅以导弹位置及飞行角度为约束条件,而弹道性能则受限<sup>[14]</sup>。文献[15]基于滑模变结构原理,将终端入射角以视线角(LOS)参数纳入滑模姿态控制,设计了一种鲁棒性强的满足入射角度约束的变结构滑模导引方法。文献[16]提出了一种基于齐射攻击的可控终端时间及角度的制导律,可以控制导弹以设定角度及时间到达目标。

随着综合一体化防御系统的飞速发展,复合制导通过解决单一制导律的缺点成为作战效能的重点。文献[7]采用复合制导方法,将角度约束制导律与时间最优制导律相结合,有效增强了导弹突防效率。但该末制导律采用最速到达,多枚导弹并不能实现齐射攻击。

本文针对多导弹协同齐射攻击各阶段任务需要,采用复合制导策略,针对中、末制导特征合理选择不同制导律进行控制,变单一弹道为机动弹道,研究多导弹协同齐射攻击分段复合制导方法。

## 1 分段复合制导弹道方案设计

### 1.1 两阶段复合制导方案

现代战争多使用中远程导弹于防区外发射,发射距离可从数十公里到几千公里,采用多导弹从不同位置、不同方位对目标实施协同攻击,原理如图1所示。

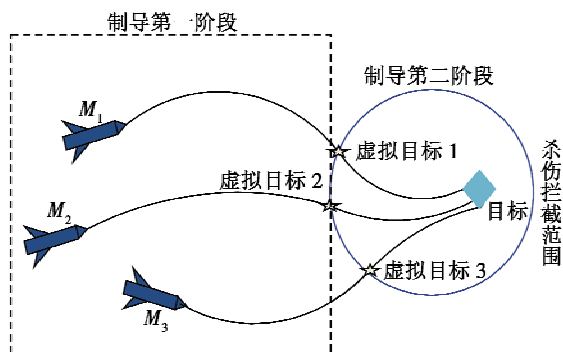


图1 导弹两阶段协同攻击示意图

Fig. 1 Two-stage guidance for multi-missile salvo attack

对于敌防空拦截系统,若使导弹机动变轨飞行,并通过设定虚拟目标,使多枚导弹从不同方位对目标实施攻击,则可极大提高导弹突防概率和打击效果。复合制导方案是对导弹实施机动变轨,并从不同方位对目标实施协同攻击的重要手段,它根据战术任务需求

将制导过程分为中、末制导段,并对两阶段飞行轨迹分别实施控制,从而提升弹道机动性,降低敌区防御系统拦截率。为此,复合制导下的飞行方案主要分为两个阶段,即以导弹真实发射点到虚拟目标的中制导段,以及以虚拟目标为发射点到真实目标点的末制导段。

### 1.2 虚拟目标点设定

为降低导弹被拦截的概率,在敌区防御系统杀伤拦截范围边界处设立虚拟目标作为复合制导中、末制导段的交接点。一方面,虚拟目标可根据作战需要任意设定,极大增加了突防效率;另一方面,导弹飞行速度快、精度高,若在同一时刻多枚弹头以不同入射角和位置高速进入敌方拦截区,则会对探测雷达产生干扰,加大敌区防御系统拦截难度,从而降低拦截概率。并且,通过多枚导弹协同攻击,即使一部分导弹被拦截,其余导弹仍可继续进行目标攻击的任务,极大地增加了导弹突防和攻击的效能。

## 2 两阶段复合制导律

### 2.1 基于终端时间及角度的协同制导律

考虑二维平面导弹导引关系如图2所示。

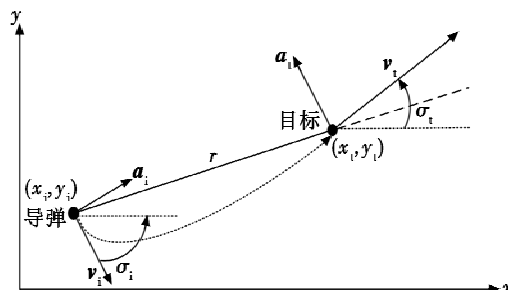


图2 导弹与目标相对运动关系图

Fig. 2 The relative motion between the missile and target

导弹以恒定速度  $v$  攻击虚拟目标  $T_i$ , 弹目距离为  $r$ ,  $(x_i, y_i)$  及  $(x_t, y_t)$  分别表示导弹初始位置及虚拟目标位置,  $\sigma_i, \sigma_t$  分别表示导弹初始攻击角度及终端攻击角度,  $v_i, v_t$  分别表示导弹的初始速度矢量和终端速度矢量,  $a_i, a_t$  表示导弹初始法向加速度矢量和终端法向加速度矢量。根据图2所示几何关系,可得导弹运动学方程为

$$\begin{cases} dx/dt = v \cos \sigma \\ dy/dt = v \sin \sigma \\ d\sigma/dt = a/v = \omega \end{cases} \quad (1)$$

边界条件为

$$\begin{cases} x(0) = x_i, & x(t_f) = x_t \\ y(0) = y_i, & y(t_f) = y_t \\ \sigma(0) = \sigma_i, & \sigma(t_f) = \sigma_t \end{cases} \quad (2)$$

式中:  $t_f$  为导弹攻击时间;  $\sigma_t$  为导弹终端攻击角度。令

$x = X \times v, y = Y \times v$ , 代入式(1)可得

$$\begin{cases} dX/dt = \cos \sigma \\ dY/dt = \sin \sigma \\ d\sigma/dt = a/v = \omega \end{cases} \quad (3)$$

目前求终端角度约束的研究大多将式(3)中  $\sigma$  视为很小, 进而得到  $\cos \sigma$  及  $\sin \sigma$  的近似估计值, 然而此方法改变了自变量  $\sigma$ , 并不能真正视为线性化处理。本文设  $\omega \neq 0$ , 分别用非线性微分方程式(3)中的前两式除以第三式, 可消除时间变量  $t$ , 得到新的非线性动态模型为

$$\begin{cases} dX/d\sigma = k(\sigma) \cos \sigma \\ dY/d\sigma = k(\sigma) \sin \sigma \\ d\sigma/dt = k(\sigma) \end{cases} \quad (4)$$

式中,  $k(\sigma) = 1/\omega$ , 变换后方程式(4)自变量由飞行时间  $t$  转换为导弹方向角  $\sigma$ 。

针对式(4)及其边界条件, 考虑最优控制问题

$$J_1 = \frac{1}{2} \int_{\sigma_0}^{\sigma_f} k^2(\sigma) d\sigma \quad (5)$$

设计控制变量  $k(\sigma)$  使代价函数  $J_1$  最小, 基于其哈密顿函数

$$H_1 = \frac{1}{2} k^2 + (\lambda_1 \cos \sigma + \lambda_2 \sin \sigma + \lambda_3) \times k \quad (6)$$

式中,  $\lambda_1, \lambda_2$  和  $\lambda_3$  是协变量并满足

$$\begin{bmatrix} \dot{\lambda}_1 \\ \dot{\lambda}_2 \\ \dot{\lambda}_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\frac{\partial H}{\partial x} \\ -\frac{\partial H}{\partial y} \\ -\frac{\partial H}{\partial t} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (7)$$

由式(7)可知协变量是常数, 根据最优条件  $\frac{\partial H_1}{\partial \sigma} = 0$ , 可得式(6)中线性二阶最优控制问题的控制量为

$$k(\sigma) = -(\lambda_1 \cos \sigma + \lambda_2 \sin \sigma + \lambda_3) \quad (8)$$

取式(4)中第三式求倒并对方程两端进行积分可得

$$\sigma = \int \frac{1}{k(\sigma)} d\sigma \quad (9)$$

将式(9)代入式(4)并对方程两边进行积分, 可得

$$\begin{bmatrix} x_f - x_i \\ y_f - y_i \\ \sigma_f - \sigma_i \end{bmatrix} = - \begin{bmatrix} \int_{\sigma_0}^{\sigma_f} \cos^2 \sigma d\sigma & \int_{\sigma_0}^{\sigma_f} \sin \sigma \cos \sigma d\sigma & \int_{\sigma_0}^{\sigma_f} \cos \sigma d\sigma \\ \int_{\sigma_0}^{\sigma_f} \sin \sigma \cos \sigma d\sigma & \int_{\sigma_0}^{\sigma_f} \sin^2 \sigma d\sigma & \int_{\sigma_0}^{\sigma_f} \sin \sigma d\sigma \\ \int_{\sigma_0}^{\sigma_f} \cos \sigma d\sigma & \int_{\sigma_0}^{\sigma_f} \sin \sigma d\sigma & \int_{\sigma_0}^{\sigma_f} d\sigma \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \lambda_1 \\ \lambda_2 \\ \lambda_3 \end{bmatrix} \quad (10)$$

解方程式(10)求得参数  $\lambda_1, \lambda_2, \lambda_3$ , 根据式(1)可知  $a/v = \omega$ , 并代入式(8)可得具有终端角度约束控制问题

的闭环解, 即

$$a = \omega \times v = \frac{1}{k(\sigma)} = \frac{-v}{\lambda_1 \cos \sigma + \lambda_2 \sin \sigma + \lambda_3} \quad (11)$$

将式(11)代入式(1)得

$$d\sigma/dt = \frac{a}{v} = \frac{-1}{\lambda_1 \cos \sigma + \lambda_2 \sin \sigma + \lambda_3} \quad (12)$$

根据式(2)边界条件值, 对式(11)方程两端积分得

$$t_f - t_i = -\lambda_1 (\sin \sigma_f - \sin \sigma_i) + \lambda_2 (\cos \sigma_f - \cos \sigma_i) - \lambda_3 (\sigma_f - \sigma_i) \quad (13)$$

同理, 针对导弹飞行任意时刻  $t_m$ , 对式(13)方程两端进行积分, 则可以得到导弹剩余飞行时间  $t_f - t_m$ 。

基于终端时间及角度制导律的核心思想即通过转变导弹运动学模型自变量时间变量为角度变量, 并利用最优控制方法得到非线性运动方程的闭环解。

## 2.2 多导弹协同齐射攻击制导律

### 2.2.1 攻击时间可控的制导律

导弹到达虚拟目标位置后, 以导弹中制导段末端位置、速度及加速度为末制导的初始参数进行中、末制导段交接。若多枚导弹能从不同方向、不同角度进行齐射攻击, 则能有效增强导弹突防能力及对目标的攻击效果, 为此设计时间可控的制导律, 使得多枚导弹能从不同位置及入射角度打击真实目标。

对于图2所示导弹二维运动状态图, 当  $\sigma$  值较小, 用式(1)后两式分别除以式(1)的第一式并对其进行线性化最优控制得到

$$\begin{cases} dy/dx = \sigma \\ d\sigma/dx = \frac{1}{v^2} \cdot a = \frac{1}{v^2} (a_B + a_F) \end{cases} \quad (14)$$

式中, 法向加速度  $a$  分为  $a_B, a_F$  两部分, 其中,  $a_B$  为反馈指令, 用来消除导弹的脱靶量,  $a_F$  是加速指令用来调整攻击时间, 被视为常数。取最优控制函数

$$J = \frac{1}{2} \int_{x_i}^{x_f} a_B^2(x) dx \quad (15)$$

进而对导弹攻击时间的最优控制可以转换为对导弹发射路径约束的控制, 即

$$\int_{x_i}^{x_f} \sqrt{1 + \sigma^2(x)} dx = x t_f \quad (16)$$

联立式(14)、式(15)并由最优控制理论可得 ITCG 制导律

$$a = a_B + a_F = a_p - \frac{60v^5}{a_p r^3} (\bar{t}_{go} - \hat{t}_{go}) \quad (17)$$

式中:  $a_p = NV\dot{\lambda}$  为由 PNG 延伸的增广比例导引控制量,  $N$  为导航比,  $\lambda$  为视线角;  $\bar{t}_{go}$  为指定的期望导引时间;  $\hat{t}_{go} = \frac{(1 + \sigma^2/10)r}{v}$  为纯比例导引的剩余时间估计。这就是 ITCG 制导律, 它由传统 PNG 导引律及导弹导引

时间误差构成,通过在 PNG 导引律的基础上增加修正项实现对导引时间的控制。

目前,对于 ITCG 导引律的研究大都需要预先人为设定导引时间,若设定值过大会导致 ITCG 制导律的失败,导弹在不同导引时间下飞行性能也存在较大差异,并且,ITCG 开环控制使导弹在飞行过程中彼此之间并无动态信息交互,不能视为真正的协同。实际中考虑到通信带宽和干扰等因素,一般采用分布式通讯,因此如何设计分布式协同制导律就显得尤为重要。

### 2.2.2 导引时间可协调的制导律

考虑多枚导弹齐射攻击目标的任务,各导弹间通过交互彼此期望剩余飞行时间  $\hat{t}_{go}$ ,所有导弹即可同时到达目标。这需要各个导弹都有一个分散协调单元,能够根据自身剩余飞行时间生成协调变量值,使得多枚导弹渐近收敛于这些导弹剩余飞行时间的加权平均数,采用图 3 所示的双层递阶结构的本地导引律进行控制。

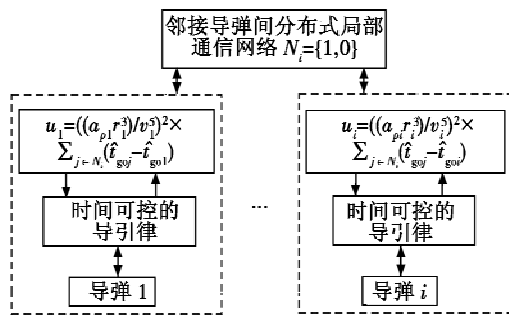


图3 双层递阶结构图

Fig. 3 Two-level hierarchical architecture

取分布式控制协调变量

$$u_i = ((a_{pi} r_i^3) / v_i^5)^2 \times \sum_{j \in N_i} (\hat{t}_{goj} - \hat{t}_{goi}) \quad (18)$$

式中:  $c_i = (a_{pi} r_i^3) / v_i^5$  为一致性协调系数;为控制各个导弹能够在同一时刻击中目标,选取剩余导引时间  $\hat{t}_{go}$  为协调变量;  $j \in N_i$  代表导弹与其邻接导弹的分布式局部通信网络。若两导弹之间有信息交互,则  $N_i = 1$ ,反之,  $N_i = 0$ 。在通信拓扑满足收敛性的条件下,各导弹通过分布式通信网络交互信息,与邻接导弹协调一致最优剩余飞行时间,从而达到多导弹齐射攻击的目的。

## 3 仿真结果及分析

根据上文所述的攻击任务需求,考虑3枚导弹分

表2 导弹攻击初始参数

Table 2 The initial engagement parameters of missiles

导弹	初始位置/m	虚拟目标位置/m	目标位置/m	发射角/(°)	进入拦截区角度/(°)	中制导时间/s	末制导时间/s
$M_1$	(-17300, 6472)	(-4702, 6472)	(0, 0)	36	-60	52	28
$M_2$	(-17200, -10350)	(-7239, -3406)	(0, 0)	95	10	52	28
$M_3$	(-11110, -10400)	(3854, -7010)	(0, 0)	-17	32	52	28

别从拦截区外远距离发射对敌区目标进行攻击的问题。目标初始位置在(0 m, 0 m)点,导弹拦截区可以视为以目标为圆心、拦截半径为 8 km 的圆。3 枚导弹从不同位置及角度发射,分别以 300 m/s, 280 m/s, 320 m/s 的速度飞行,导弹的通信拓扑图如图 4 所示,各导弹可以和其邻接导弹进行通信。

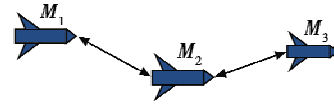


图4 导弹通信拓扑图

Fig. 4 The communication topology of missiles

导弹的初始参数见表 1。

表1 导弹初始参数

Table 1 The initial parameters of missiles

导弹	初始位置/m	目标位置/m	初始速度/(m·s <sup>-1</sup> )
$M_1$	(4000, -14500)	(0, 0)	300
$M_2$	(9000, -4000)	(0, 0)	280
$M_3$	(-4200, -18500)	(0, 0)	320

为了更好地说明协同复合制导律的有效性,给出单一制导律及复合制导律两种情况下的结果,首先对 3 枚导弹在导引时间可协调的制导律下进行引导。3 枚导弹的弹道轨迹如图 5 所示。

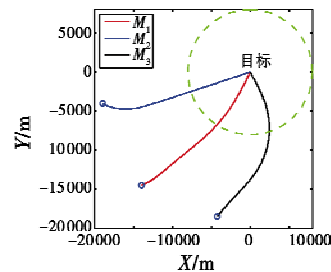


图5 ITCG 导引律下导弹飞行轨迹

Fig. 5 Trajectory for missiles by ITCG guidance law

经仿真,3 枚导弹能够齐射攻击目标,但不能任意改变其进入敌区防御系统拦截边界的位置和角度。同时,尽管 3 枚导弹能同时击中目标,但进入拦截边界的时间却存在较大差异,这增加了敌区防御拦截导弹的机率。

为保证各枚导弹能在指定时间以规定入射角到达虚拟目标位置,导弹  $M_1, M_2, M_3$  首先以 300 m/s, 280 m/s, 320 m/s 的速度按指定角度追踪虚拟目标。各枚导弹初始参数如表 2 所示。



图6所示为导弹在复合导引律下(粗虚线)以及ITCG导引律下(细虚点线)的弹道轨迹对比图。

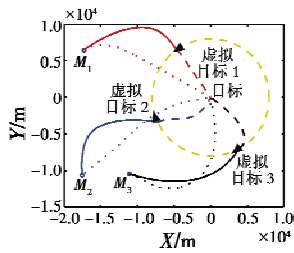


图6 导弹复合制导与ITCG制导轨迹对比图

Fig. 6 Flight trajectories for missiles by two-stage guidance and ITCG guidance law

由仿真结果可以看出,复合制导律下,3枚导弹在指定时间内以期望角度和位置同时进入敌方防御系统拦截边界,增加了被探测和拦截的难度。同时,两阶段复合制导律的导弹飞行轨迹相对ITCG导引律下的飞行轨迹机动性能高,在经过虚拟目标位置时,复合制导律下导弹进行了机动变轨,提高了弹道机动性。

图7所示为中制导段的3枚导弹角速度 $\omega$ 的变化情况。

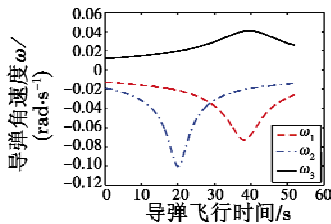


图7 中制导段导弹角速度变化曲线

Fig. 7 Angular velocity curve of midcourse guidance

图8所示为导弹一致性协调系数 $C_i = (a_{ni} r_i^3) / v_i^5$ 的曲线,可以看出,末制导段导弹协同收敛速度快,协调系数能够在短时间内趋于稳定,实现各导弹间通过分布式通信齐射攻击目标的任务,保证了攻击时间的一致性。

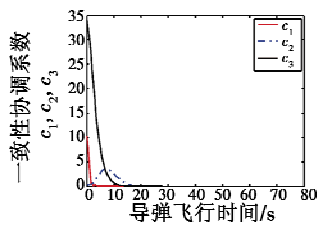


图8 导弹一致性协调系数曲线

Fig. 8 The consistency of missiles' cooperation index curve

图9所示为末制导段3枚导弹剩余导引时间变化曲线,可以看出,随时间增加,3枚导弹剩余导引时间逐渐变为一致,从而齐射攻击目标。

为了验证算法鲁棒性,图10所示为复合导引律下设定不同虚拟目标点的导弹飞行轨迹。其虚拟目标位

置可以根据任务需求任意设定,经仿真,多枚导弹可按按照设定的虚拟目标位置、攻击时间及角度实现不同方位对目标齐射攻击,降低导弹被拦截机率。

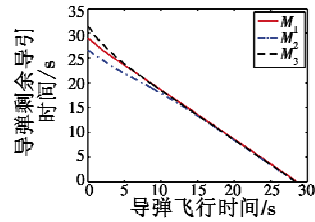


图9 末制导段剩余导引时间曲线

Fig. 9 Time-to-go curve in terminal stage

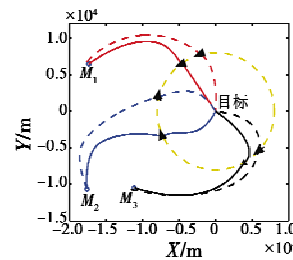


图10 不同虚拟目标下多导弹两阶段制导导弹轨迹

Fig. 10 Flight trajectory by two-stage guidance with different virtual targets

在中、末制导交接段,3枚导弹以中制导末端速度、终端航向角、加速度、坐标值为末制导段的初值,完成了中、末制导段的平滑过渡。从图6、图10可以看出,导弹采用不同制导律切换实现了机动变轨,极大增加了导弹突防效能。

### 4 结束语

采用两阶段复合制导方案可实现多导弹机动变轨和协同突防,中制导段运用最优控制思想,通过转变传统导弹运动学模型自变量时间变量为角度变量,得到非线性运动方程的闭环解,实现对导弹终端角度和飞行时间的同时约束。末制导段将ITCG制导律与分布式一致性算法结合,通过计算导弹最优剩余飞行时间的加权系数,实现多枚导弹飞行时间渐近一致收敛,从而实现齐射协同攻击的任务。本文将两种制导律结合,完成了中、末制导段平稳过渡及机动变轨,相比于单一制导律,复合制导方式极大增强了导弹突防效能,具有较好的扩展性及易实现性。

### 参考文献

[1] 王晓芳,郑艺裕,林海. 多导弹协同作战制导律研究[J]. 弹道学报,2014,26(1):61-66. (WANG X F, ZHENG Y Y, LIN H. Research on guidance law for cooperative attack for multiple missiles[J]. Journal of Ballistics, 2014, 26(1): 61-66.)

- [2] 金林. 弹道导弹防御系统综述[J]. 现代雷达, 2012, 34(12):1-7. (JIN L. Overview of ballistic missile defense system[J]. Journal of Modern Radar, 2012, 34(12):1-7.)
- [3] 肖增博, 雷虎民, 藤江川, 等. 多导弹协同制导规律研究现状及展望[J]. 航空兵器, 2011(6):18-22, 62. (XIAO Z B, LEI H M, TENG J C, et al. The present status and prospect of multi-missile cooperative guidance law [J]. Aero Weaponry, 2011(6):18-22, 62.)
- [4] XIAN Y, SI W H. Research on midcourse maneuvering penetration guidance law of ballistic missile based on genetic algorithm [C]//Proceedings of IEEE International Conference on Intelligent Computing and Intelligent Systems, Shanghai, China, IEEE, 2009:188-191.
- [5] QIN X L, HUANG X L, ZHANG P Y, et al. Research of guidance law of missile with terminal angular constraint [C]//The 7th International Conference on Computer Science & Education, Melbourne, Australia, IEEE, 2012:962-966.
- [6] VATHSAL S, SARKAR A K. Current trends in tactical missile guidance [J]. Defense Science Journal, 2005, 55(2):265-280.
- [7] 肖增博, 雷虎民. 防区外多导弹协同突防复合制导研究[J]. 现代防御技术, 2011, 39(1):63-67. (XIAO Z B, LEI H M. Composite guidance of multiple stand-off missiles cooperative penetration [J]. Modern Defence Technology, 2011, 39(1):63-67.)
- [8] JEON I S, LEE J I, TAHK M J. Homing guidance law for cooperative attack of multiple missiles [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2010, 33(1):275-280.
- [9] ZHAO S Y, ZHOU R. Cooperative guidance for multi missile salvo attack [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2008, 21(6):533-539.
- [10] JEON I S, LEE J I, TAHK M J. Impact-time-control guidance law for anti-ship missiles[J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2006, 14(2):260-266.
- [11] 邹丽, 周锐, 赵世钰, 等. 多导弹编队齐射攻击分散化协同制导方法[J]. 航空学报, 2011, 32(2):281-290. (ZOU L, ZHOU R, ZHAO S Y, et al. Decentralized cooperative guidance for multiple missile groups in salvo attack[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011, 32(2):281-290.)
- [12] ZHANG Y A, MA G X, LIU A L. Guidance law with impact time and impact angle constraints[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2013, 26(4):960-966.
- [13] RYOO C K, CHO H, TAHK M J. Time-to-go weighted optimal guidance with impact angle constraints [J]. IEEE Transactions on Control System Technology, 2006, 14(3):483-492.
- [14] WU X L, WU S T, XING Z H. A guidance law with impact angle constraint for anti-ship missiles cooperative attack [C]//Proceedings of the 33rd Chinese Control Conference, Nanjing, China, IEEE, 2014:954-959.
- [15] KUMAR S R, RAO S, GHOSE D. Non-singular terminal sliding mode guidance and control with terminal angle constraints for non-maneuvering targets [C]//The 12th IEEE Workshop on Variable Structure System, Mumbai, IEEE, 2012:291-296.
- [16] JEON I S, LEE J I, TAHK M J. Guidance law to control impact time and angle [C]//International Conference on Control and Automation, Budapest, Hungary, IEEE, 2005:852-857.

## 下 期 要 目

不规则地形对 ADS-B 地面站信号覆盖影响分析  
 机载稳定平台半实物仿真方法研究  
 火箭发动机故障检测的自适应相关算法的改进  
 某型导弹标调瞄组合智能故障检测系统设计  
 卫星量子通信系统影响因素研究  
 基于 EKF 的多机载传感器误差精确估计  
 基于 DTW 的改进 A\* 算法在航迹规划中的应用  
 基于使用阶段数据的装备测试性验证方法  
 动态火力接入下要地防空目标分配研究

头盔瞄准界面的色彩设计  
 一种针对光谱匹配的高光谱图像预处理方法  
 基于当前统计模型的消隐记忆 SCKF 算法研究  
 某机载光电设备减振设计与分析  
 航空兵对舰突击行动中反舰导弹火力分配模型  
 基于欧拉旋转的动能拦截器姿态控制方法  
 基于证据理论的无线传感器网络部署算法  
 功率角度的密集假目标压制干扰分析  
 宽带阵列雷达发射波束形成方法