

攻击时间约束下的三维制导律

王 健, 刘远帆, 史 震

(哈尔滨工程大学 自动化学院, 哈尔滨 150001)

摘 要: 基于三维空间内导弹-目标的相对运动方程, 针对固定目标, 提出了一种攻击时间约束下的多导弹协同攻击的三维制导律。俯仰通道设计了滑模变结构制导律, 偏航通道基于动态逆控制理论, 采用机动控制, 调整导弹的攻击时间, 使其趋于指定值, 并与在俯仰通道采用推导的增广比例制导律作了比较。最后, 仿真结果表明, 该制导律最终能使攻击的剩余时间误差趋于零, 能够满足对制导精度和攻击时间的要求, 证明了算法的正确性和优越性。

关键词: 攻击时间约束; 动态逆控制; 滑模变结构; 增广比例; 制导律

中图分类号: TJ765.3 **文献标志码:** A **文章编号:** 2095-8110(2015)06-0012-07

Three-dimensional Guidance Law with Impact Time Constraint

WANG Jian, LIU Yuan-fan, SHI Zhen

(College of Automation, Harbin Engineering University, Harbin 150001, China)

Abstract: Based on the missile-target relative motion equations in the three-dimensional space, a impact time constrained three-dimensional guidance law was deduced for multiple missiles in attacking a stationary target simultaneously at the desired impact time. A sliding mode variable structure guidance law was adopted in the pitch channel and the yaw channel was controlled by a maneuver control system using the dynamic inversion control, the maneuver control instruction was able to adjust the impact time to a designated value, and the pitch control command was revised as the instruction of the derived augmented proportional guidance law for comparison. Finally, numerical simulation results demonstrate that the proposed guidance law can make time-to-go error be ultimately reduced to zero and satisfies the requirements of the impact time as well as the guidance precision, the validity and superiority of the algorithm is confirmed.

Key words: Impact time constrained; Dynamic inversion control; Sliding mode variable structure; Augmented proportional; Guidance law

0 引言

当多导弹协同攻击同一目标时, 为了提高导弹的突防能力, 通常采用饱和攻击战术, 需要对导弹的攻击时间进行精确的控制。文献 [1] 基于线性化的弹目相对运动方程, 采用最优控制的方法来调节反馈的攻击时间误差 (即比例导引律预测的攻击时间与指定的攻击时间之差), 实现了对攻击时间的控制。文献 [2] 在制导指令中引进了

一个含有 3 个未知系数的扩充多项式, 来分别决定导弹的攻击时间、攻击角度和脱靶量, 同时实现了导弹对攻击时间和角度的要求。文献 [3] 提出了一种两阶段控制的方法, 来同时控制撞击时间和撞击角度, 第一阶段对时间精控和角度粗控; 第二阶段实现对角度的精确控制。

本文提出了攻击时间约束下打击固定目标的三维制导律。通过对弹目运动方程的分析, 在俯仰通道采用滑模变结构控制, 在偏航通道采用动

收稿日期: 2015 - 06 - 10; 修订日期: 2015 - 07 - 10。

作者简介: 王健 (1988 -), 男, 硕士, 主要研究方向是导弹的制导与控制。

E-mail: wangjian411@hrbeu.edu.cn

态逆控制, 保证在击中目标的同时, 调节导弹的攻击时间, 使其趋于指定值, 实现多导弹的协同攻击, 并与将俯仰通道的控制量修改为推导的增广比例制导律作比较, 证明了算法的优越性。

1 三维导引问题描述

导弹和目标都看作质点, 目标静止且导弹恒速运动, 导弹和目标的相对运动关系如图 1 所示。

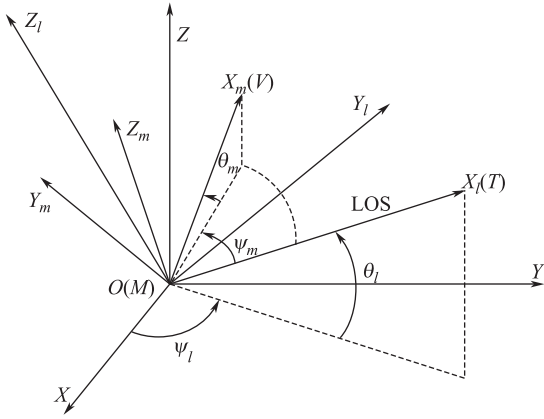


图 1 导弹和目标的相对运动关系

Fig. 1 Engagement geometry of missile and target

在图 1 中, XYZ 表示参考坐标系, $X_l Y_l Z_l$ 表示视线坐标系, $X_m Y_m Z_m$ 表示弹体坐标系, R 表示弹目距离, V 表示导弹的速度并且是常值; θ_m 和 ψ_m 分别是导弹速度矢量相对视线坐标系的高低角和方位角, θ_l 和 ψ_l 分别是弹目视线角 (LOS) 相对参考坐标系的高低角和方位角。 A_{ym} 和 A_{zm} 分别为导弹的偏航和俯仰的加速度指令。导弹相对目标的动力学运动方程^[4]:

$$\dot{R} = -V \cos \theta_m \cos \psi_m \quad (1)$$

$$\dot{\theta}_l = \frac{-V \sin \theta_m}{R} \quad (2)$$

$$\dot{\psi}_l = \frac{-V \cos \theta_m \sin \psi_m}{R \cos \theta_l} \quad (3)$$

$$\dot{\theta}_m = \frac{A_{zm}}{V} - \dot{\psi}_l \sin \theta_l \sin \psi_m - \dot{\theta}_l \cos \theta_m \quad (4)$$

$$\dot{\psi}_m = \frac{-A_{ym}}{V \cos \theta_m} + \dot{\psi}_l \sin \theta_l \tan \theta_m \cos \psi_m - \dot{\theta}_l \tan \theta_m \sin \psi_m - \dot{\psi}_l \cos \theta_l \quad (5)$$

导弹实际的剩余攻击时间 \hat{t}_{go} 可以估算为

$$\hat{t}_{go} = \frac{R}{V} \quad (6)$$

用 T_d 表示指定的攻击时间, t 为时间变量, 则期望的剩余攻击时间 t_{go} 可以表示为

$$t_{go} = T_d - t \quad (7)$$

则攻击时间误差 e_t 可以表示为

$$e_t = t_{go} - \hat{t}_{go} \quad (8)$$

2 攻击时间约束的制导律设计

在本节, 对导弹俯仰和偏航通道的控制指令分别进行设计, 使其在指定的时间命中目标。在偏航通道, 依据动态逆控制理论, 设计相应的制导律使导弹的剩余时间误差 e_t 趋于零; 在俯仰通道, 分别依据变结构和李雅普诺夫稳定理论, 设计了相应的变结构制导律和增广的比例制导律。

2.1 动态逆制导律的设计^[5]

为了通过对偏航通道的控制来调节攻击时间, 在本节, 偏航通道采用了动态逆控制。

对式 (8) 求导, 并结合式 (1)、式 (6) ~ 式 (8), 可得

$$\dot{e}_t = -1 + \cos \theta_m \cos \psi_m \quad (9)$$

从式 (5) 可获得, 导弹的偏航加速度指令 A_{ym} 控制 ψ_m , 而从式 (9) 可知, ψ_m 可以控制导弹的攻击时间误差 e_t ; 式 (5) 可以看作一个非线性的快子系统, 式 (9) 可以看作是一个非线性的慢子系统。根据平行接近原理, 为了满足零脱靶量的要求, 希望视线角速度 $\dot{\theta}_l$ 和 $\dot{\psi}_l$ 收敛到零。从式 (6) ~ 式 (8) 可以看出, 当 $e_t \rightarrow 0$ 时, $\frac{R}{V} \rightarrow T_d - t$; 当 $\dot{\theta}_l \rightarrow 0$ 和 $\dot{\psi}_l \rightarrow 0$ 时, $R \rightarrow 0$, 从而可以使导弹在指定的攻击时间命中目标, 则所设计的制导律可以简化为满足下面的表达式

$$e_t \rightarrow 0; \dot{\theta}_l \rightarrow 0; \dot{\psi}_l \rightarrow 0 \quad (10)$$

期望的慢子系统可以定义为

$$\dot{e}_{td} = -d_1 e_t \quad (11)$$

其中 d_1 为期望的慢系统的带宽, 其取值有一定的限制。从式 (9) 和式 (11) 可以看出, 当 $\dot{e}_t \rightarrow 0$ 时, $e_t \rightarrow 0$ 。假设 ψ_m 的指令值为 ψ_m^c , 当 $\psi_m = \psi_m^c$ 时, 令 $\dot{e}_t = \dot{e}_{td}$, 则可以得到

$$\cos\psi_m^c = \frac{1 - d_1 e_t}{\cos\theta_m} \quad (12)$$

$$\text{其中, } \theta_m, \psi_m \in \left(-\frac{\pi}{2}, \frac{\pi}{2}\right), \psi_m^c \in \left(-\frac{\pi}{2}, \frac{\pi}{2}\right),$$

$e_t > 0$, 则 d_1 的取值范围为

$$\frac{1 - \cos\theta_m}{e_t} \leq d_1 \leq \frac{1}{e_t} \quad (13)$$

d_1 可以用式 (14) 表示

$$d_1 = \frac{1 - \cos\theta_m + c_1 \frac{e_t}{e_t + c_2} \cos\theta_m}{e_t} \quad (14)$$

根据式 (12), 可以得到 ψ_m 的指令值 ψ_m^c 为

$$\psi_m^c = \begin{cases} \arccos \frac{1 - d_1 e_t}{\cos\theta_m}, & \psi_m \in \left[0, \frac{\pi}{2}\right) \\ -\arccos \frac{1 - d_1 e_t}{\cos\theta_m}, & \psi_m \in \left(-\frac{\pi}{2}, 0\right) \end{cases} \quad (15)$$

对式 (15) 两边求导, 结合式 (9), 可得

$$\dot{\psi}_m^c = \begin{cases} -\frac{\frac{(1 - d_1 e_t) \sin\theta_m \dot{\theta}_m + \frac{d_1}{\cos\theta_m} - d_1 \cos\psi_m}{\cos^2\theta_m}}{\sqrt{1 - \left(\frac{1 - d_1 e_t}{\cos\theta_m}\right)^2}}, & \psi_m \in \left[0, \frac{\pi}{2}\right) \\ \frac{\frac{(1 - d_1 e_t) \sin\theta_m \dot{\theta}_m + \frac{d_1}{\cos\theta_m} - d_1 \cos\psi_m}{\cos^2\theta_m}}{\sqrt{1 - \left(\frac{1 - d_1 e_t}{\cos\theta_m}\right)^2}}, & \psi_m \in \left(-\frac{\pi}{2}, 0\right) \end{cases} \quad (16)$$

同时, 为了使 ψ_m 快速趋于 ψ_m^c , 则期望的快系统可以设计为

$$\dot{\psi}_{md} - \dot{\psi}_m^c = -d_2(\psi_m - \psi_m^c) \quad (17)$$

其中, d_2 为快系统的带宽, 对其取值有一定的限制。令 $\dot{\psi}_{md} = \dot{\psi}_m$, 结合式 (5) 和式 (15) ~ 式 (17), 可以得到导弹偏航的机动控制量 A_{ym} 为

$$A_{ym} = \frac{V^2}{R} \sin\psi_m (1 - \cos\theta_m \sin\theta_m \cos\psi_m \tan\theta_l) - V \cos\theta_m \dot{\psi}_m^c + d_2 V \cos\theta_m (\psi_m - \psi_m^c) \quad (18)$$

综上所述, 导弹偏航的控制指令 A_{ym} 保证快子系统获得期望的动力学式 (17), 而式 (17) 可使 $\psi_m \rightarrow \psi_m^c$; 而 ψ_m^c 保证慢子系统获得期望的动力学式 (11), 最终使得 $e_t \rightarrow 0$, $t \rightarrow T_d$, 从而实现攻击时间的约束。根据式 (14) 和式 (15), 还可

以得知, 当 $e_t \rightarrow 0$ 时, $\psi_m \rightarrow 0$, 再将结果代入式 (9) 可知, $\theta_m \rightarrow 0$, 则制导结束时, $\psi_m \rightarrow 0$, $\theta_m \rightarrow 0$, 这个结果在后面的仿真中也可以得到验证。

2.2 滑模变结构制导律的设计^[6-7]

对式 (2) 的两边求导, 并将式 (4) 代入可得:

$$\ddot{\theta}_l = a(x) + b(x)A_{zm} \quad (19)$$

$$a(x) = \frac{1}{R} [-\dot{\theta}_l \dot{R} + V \cos\theta_m (\dot{\psi}_l \sin\theta_l \sin\psi_m + \dot{\theta}_l \cos\psi_m)] \quad (20)$$

$$b(x) = \frac{-\cos\theta_m}{R} \quad (21)$$

同理对式 (3) 的两边求导, 并将式 (5) 代入可得:

$$\ddot{\psi}_l = \bar{a}(x) + \bar{b}(x)A_{ym} \quad (22)$$

$$\bar{a}(x) = \frac{1}{R \cos\theta_l} [-\dot{\psi}_l (\dot{R} \cos\theta_l - R \dot{\theta}_l \sin\theta_l) + V \dot{\theta}_m \sin\theta_m \sin\psi_m - V (\dot{\psi}_l \tan\theta_m \sin\theta_l \cos\psi_m - \dot{\theta}_l \tan\theta_m \sin\psi_m - \dot{\psi}_l \cos\theta_l) \cos\theta_m \cos\psi_m] \quad (23)$$

$$\bar{b}(x) = \frac{\cos\psi_m}{R \cos\theta_l} \quad (24)$$

在俯仰通道上, 选取滑模面为

$$S_1 = R \dot{\theta}_l \quad (25)$$

对式 (25) 求导可得

$$\dot{S}_1 = \dot{R} \dot{\theta}_l + R \ddot{\theta}_l \quad (26)$$

为了保证系统的状态能够到达滑模面, 并且具有良好的动态特性, 在俯仰通道采用自适应滑模趋近律

$$\dot{S}_1 = -K_1 \frac{|\dot{R}|}{R} S_1 - \frac{\varepsilon_1}{R} \cdot \frac{S_1}{|S_1| + \delta} \quad (27)$$

综合上面各式可以得到俯仰通道的加速度指令 A_{zm1}

$$A_{zm1} = \frac{-1}{R b(x)} \left[\ddot{R} \dot{\theta}_l + R a(x) + K_1 \frac{|\dot{R}|}{R} S_1 + \frac{\varepsilon_1}{R} \cdot \frac{S_1}{|S_1| + \delta} \right] = V \dot{\psi}_l \sin\theta_l \sin\psi_m - \frac{V^2 \sin\theta_m}{R} \cos\psi_m + \frac{1}{\cos\theta_m} \left(K_1 \frac{|\dot{R}|}{R} S_1 + \frac{\varepsilon_1}{R} \cdot \frac{S_1}{|S_1| + \delta} \right) \quad (28)$$

同理, 对于偏航通道, 选取滑模面和趋近律分别为:

$$S_2 = R\dot{\psi}_l \quad (29)$$

$$\dot{S}_2 = -K_2 \frac{|R|}{R} S_2 - \frac{\varepsilon_2}{R} \cdot \frac{S_2}{|S_2| + \delta} \quad (30)$$

其中, K_2 、 $\varepsilon_2 > 0$ 且为常数。代入可以得到偏航的加速度指令 A_{ym1}

$$A_{ym1} = \frac{-1}{Rb(x)} \left[\dot{R}\dot{\psi}_l + Ra(x) + K_2 \frac{|R|}{R} S_2 + \frac{\varepsilon_2}{R} \cdot \frac{S_2}{|S_2| + \delta} \right] \quad (31)$$

2.3 增广比例制导律的设计

设 $\dot{\lambda}_x$ 、 $\dot{\lambda}_y$ 、 $\dot{\lambda}_z$ 分别为 LOS 角速度矢量沿 LOS 坐标系各轴的分量, 其表达式为^[4]:

$$\dot{\lambda}_x = \dot{\psi}_l \sin\theta_l \quad (32)$$

$$\dot{\lambda}_y = -\dot{\theta}_l \quad (33)$$

$$\dot{\lambda}_z = \dot{\psi}_l \cos\theta_l \quad (34)$$

根据李雅普诺夫稳定性理论, 选取李雅普诺夫函数为:

$$V = \frac{1}{2} (R\dot{\lambda}_y)^2 + \frac{1}{2} (R\dot{\lambda}_z)^2 \quad (35)$$

$$\frac{d}{dt}(R\dot{\lambda}_y) = A_{zm2} \cos\theta_m - \dot{R}\dot{\lambda}_y + R\dot{\lambda}_z \dot{\lambda}_x \quad (36)$$

$$\frac{d}{dt}(R\dot{\lambda}_z) = A_{zm2} \sin\theta_m \sin\psi_m + A_{ym2} \cos\psi_m - \dot{R}\dot{\lambda}_z - R\dot{\lambda}_y \dot{\lambda}_x \quad (37)$$

对式 (35) 的两边求导并将式 (36) 和式 (37) 代入可得

$$\begin{aligned} \dot{V} = & R\dot{\lambda}_y (A_{zm2} \cos\theta_m - \dot{R}\dot{\lambda}_y) + \\ & R\dot{\lambda}_z (A_{zm2} \sin\theta_m \sin\psi_m + A_{ym2} \cos\psi_m - \dot{R}\dot{\lambda}_z) \end{aligned} \quad (38)$$

根据式 (38), 选取增广比例制导律中俯仰通道的控制量 A_{zm2} 和偏航通道的控制量 A_{ym2} 分别为:

$$A_{zm2} = -\frac{N_1 |R| \dot{\lambda}_y}{\cos\theta_m} = \frac{N_1 |R| \dot{\theta}_l}{\cos\theta_m} \quad (39)$$

$$A_{ym2} = -\frac{A_{zm2} \sin\theta_m \sin\psi_m}{\cos\psi_m} - \frac{N_2 |R| \dot{\lambda}_z}{\cos\psi_m}$$

$$= -\frac{N_1 |R| \dot{\lambda}_y}{\cos\theta_m} - \frac{N_2 |R| \dot{\psi}_l \cos\theta_l}{\cos\psi_m} \quad (40)$$

其中, $N_1 > 1$, $N_2 > 1$, 将式 (39) 和式 (40) 代入式 (38), 可以得到

$$\begin{aligned} \dot{V} = & -R|\dot{R}|((N_1 - 1)(\dot{\lambda}_y)^2 + \\ & (N_2 - 1)(\dot{\lambda}_z)^2) \leq 0 \end{aligned} \quad (41)$$

则根据李雅普诺夫稳定性理论, $\dot{\lambda}_y$ 、 $\dot{\lambda}_z$ 将均趋近于零, 从而保证导弹命中目标。

3 仿真实例和分析

3.1 攻击时间约束下的制导律的仿真和分析

在本节, 俯仰通道采用 2.2 节的滑模变结构控制, 得到俯仰通道的控制量 A_{zm1} , 而在偏航通道则采用 2.1 节的动态逆控制, 得到偏航通道的制导指令 A_{ym} 。假设四枚导弹同时攻击同一个固定的目标, 仿真的初始参数见表 1。指定的攻击时间设置为 40s, 控制器的其他的仿真参数 $d_2 = k_1 = 10$, $c_1 = c_2 = 0.9$, $\delta = 0.01$, $\varepsilon_1 = 0.02$, 仿真步长设置为 $\Delta t = 0.001s$, 导弹最大的法向过载设置为 $8g$ 。仿真结果如图 2 和图 3 所示。

表 1 仿真的初始参数

Tab. 1 Initial conditions of the missiles engagement

	(x, y, z)/km	V/(m/s)	$\theta_{m0}/(^{\circ})$	$\psi_{m0}/(^{\circ})$
Missile. 1	(-6, 5, 6)	300	20	10
Missile. 2	(-5, 2, 8)	280	45	35
Missile. 3	(4, 5, 6)	240	-40	10
Missile. 4	(7, 2, 8.6)	300	-34	12
Target	(0, 0, 0)	-	-	-

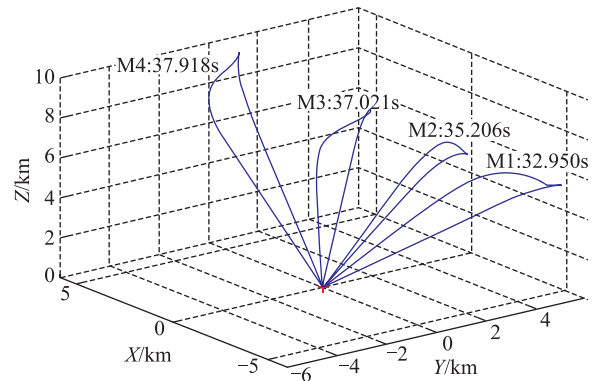


图 2 三维的弹道轨迹和导引时间

Fig. 2 3-D Trajectories and guidance time by impact time constrained control

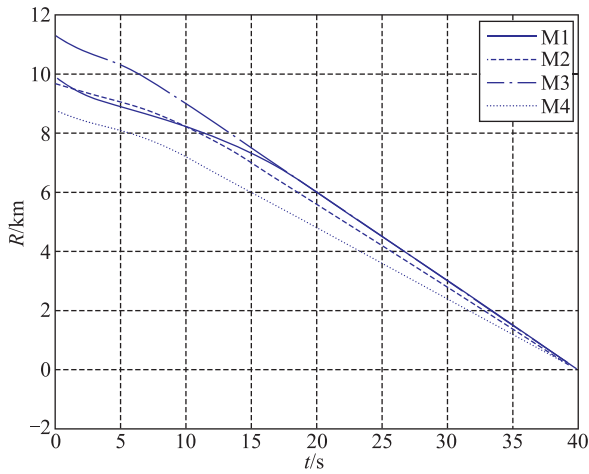


图3 四发导弹协同攻击下的弹目距离
Fig. 3 Relative distances between the target and missile in four missiles cooperative attack

在图2中, 比较陡直的曲线是导弹的俯仰和偏航通道采用2.2节推导的滑模变结构制导律下生成的, 可以看出, 各个导弹击中目标的时间不同, 而弹道比较弯曲的曲线是采用本节的制导律下生成的, 结合图3表明, 虽然仿真的初始条件不同, 但是四枚导弹在所设计制导律的引导下都能在设计指定的攻击时间40s时命中同一目标, 相应的Missile1~Missile4各个导弹的脱靶量分别为0.3000m、0.2800m、0.2400m和0.3000m, 脱靶量的误差在1m以内, 因此导弹在攻击时间约束的同时实现了对目标的精确打击, 证明了算法的正确性和有效性。

3.2 攻击时间约束下的制导律的比较

在3.1节中, 俯仰通道采用滑模控制, 偏航通道采用的是动态逆控制, 称为方法1; 而将俯仰通道控制量更换为2.3节推导的增广比例制导律中相应的控制量 A_{zm2} , 而偏航通道仍采用的是2.1节所推导的偏航通道的控制量 A_{ym} , 称为方法2, 将两种方法通过仿真进行比较。

以某空对地导弹为例, 攻击的目标为固定的, 导弹的初始位置坐标为(-6, 5, 6) km, 目标的位置坐标为(0, 0, 0) km, 导弹的速度为 $V=300\text{m/s}$, 初始的高低角 $\theta_{m0}=20^\circ$, 方位角 $\psi_{m0}=15^\circ$, 指定的攻击时间设置为42s, $k_1=15$, $N_1=15$, $d_2=10$, $c_1=c_2=0.9$, 仿真步长设置为 $\Delta t=0.001\text{s}$, $\delta=0.01$, $\varepsilon_1=0.02$, 导弹最大的

法向过载设置为 $8g$, 仿真结果如图4~图9所示。

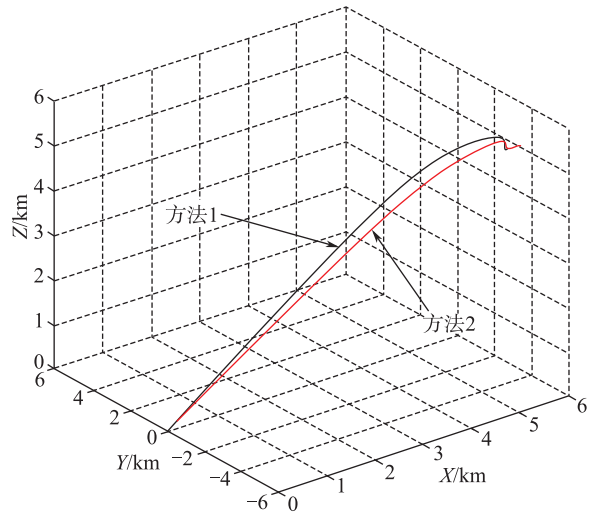


图4 三维的弹道轨迹
Fig. 4 3-D trajectories

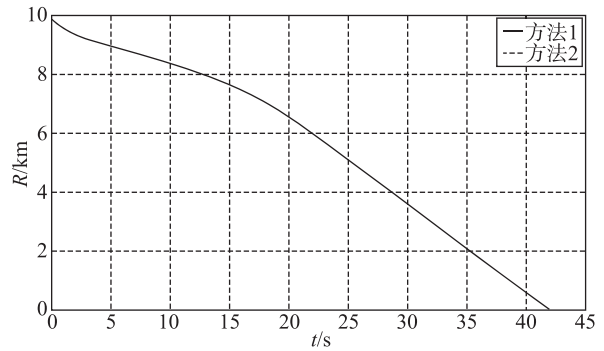


图5 弹目之间的相对距离
Fig. 5 Relative distances between the target and missile

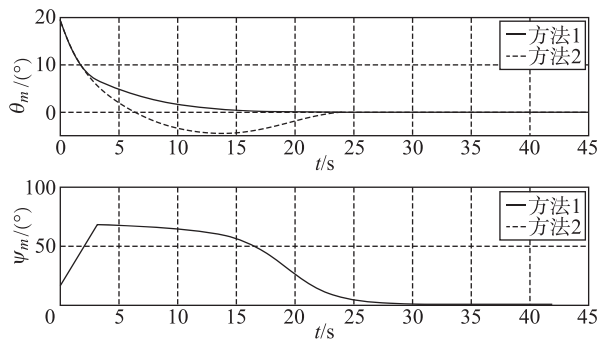


图6 前置角的变化曲线
Fig. 6 Curves of heading angles

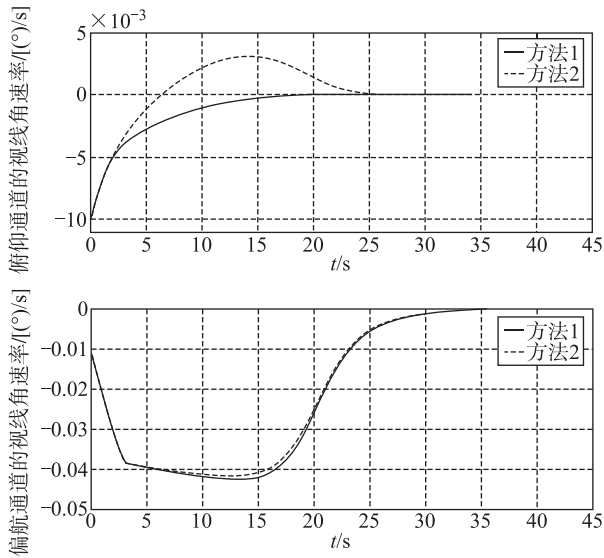


图7 视线角速率的变化曲线

Fig. 7 Curves of line-of-sight angle rate

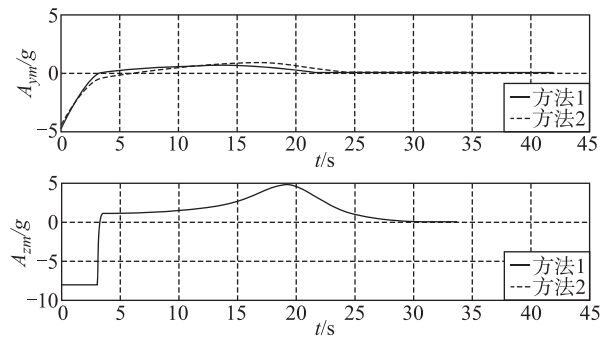


图8 加速度的变化曲线

Fig. 8 Curves of missiles' acceleration

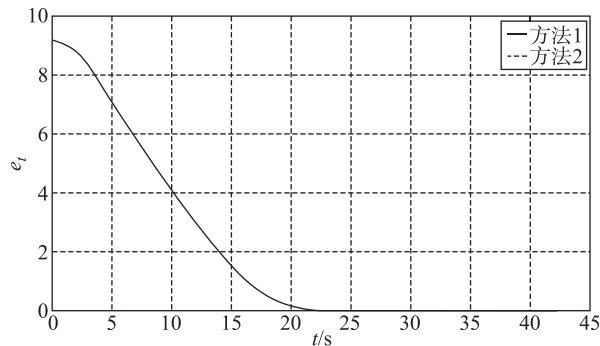


图9 攻击时间误差的变化曲线

Fig. 9 Curves of time-to-go error

由图9可知,导弹的攻击时间误差最终收敛到零,结合图4和图5表明,导弹在这两种制导律的导引下都能在指定的攻击时间42s时命中目标,方法1的脱靶量为0.2166m,方法2的脱靶量为

0.8152m,则说明方法1在俯仰通道采用滑模的控制方法有更高的制导精度。图5和图9还可以看出,两种导引方法下的弹目距离和导弹的攻击时间误差曲线几乎重合,这是因为它们的曲线主要取决于偏航通道的机动控制指令,而这两种导引方法下偏航通道的制导指令是一样的。

在图4中,由于偏航通道都采用的是动态逆控制,则在两种方法的导引下,导弹在导引前期由于要通过较大的机动来调节飞行时间,所以弹道比较弯曲,而在导引后期,机动较小,弹道比较平直。如图8所示,由于在偏航通道机动较大,因此偏航的加速度指令 A_{ym} 与俯仰的加速度指令 A_{zm1} 或 A_{zm2} 相比,曲线的波动较大。在图6中,导弹的前置角 θ_m 和 ψ_m 也都逐渐收敛到零,同样与 θ_m 相比, ψ_m 在整个制导的过程中曲线的波动较大。图7则表明导弹俯仰和偏航通道的视线角速率都最终收敛到零,以实现目标的精确打击。

虽然这两种导引方法在误差允许的范围内,都能实现攻击时间约束下的打击,但是相对于方法2,方法1又表现出其一定的优越性。图4可以看出,方法2下的弹道轨迹曲线比较陡直,变化较快。在图6~图8中,偏航通道由于采用相同的制导律,曲线几乎重合,而在俯仰通道上,控制器的一些参数如前置角 θ_m ,视线角速率 $\dot{\theta}_l$,加速度的控制指令 A_{zm} ,与方法2相比,在方法1的导引下,曲线的变化都比较平缓,不存在上下的波动或波动较小,便于导弹的稳定飞行和控制,同时,采用方法1中滑模和动态逆控制相结合的制导律,由于变结构自身的特点,具有更高的制导精度和较好的鲁棒性,而且实现简单,便于工程应用。

4 结论

运用滑模变结构和动态逆控制理论,设计了攻击时间约束下打击固定目标的三维制导律,并与将俯仰通道的控制量修改为推导的增广比例制导律作了比较,仿真的结果验证了本文所设计的制导律的有效性和优越性。

参考文献

- [1] Jeon I S, Lee J I, Tahk M J. Impact-time-control guidance law for anti-ship missiles[J]. IEEE Trans. on Control System Tech-

- nology, 2006, 14 (2): 260-266.
- [2] Kim T H, Lee C H, Jeon I S, Tahk M J. Augmented polynomial guidance with impact time and angle constraints [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic System, 2012, 49 (4): 2806-2817.
- [3] 张友根, 张友安. 控制撞击时间与角度的三维导引律: 一种两阶段控制方法[J]. 控制理论与应用, 2010, 27 (10): 1429-1434.
- [4] Song S H, Ha I J. A lyapunov-like approach to performance analysis of three-dimensional pure PNG laws[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic System, 1994, 30 (1): 239-247.
- [5] 张友安, 马国欣. 攻击时间控制的动态逆三维制导律[J]. 哈尔滨工程大学学报, 2010, 31 (2): 215-219.
- [6] Shashi Ranjan Kumar, Debasish Ghose. Three dimensional impact angle constrained guidance law using sliding mode control [C]. 2014 American Control Conference, Portland, Oregon, USA, June 4-6, 2014: 2474-2479.
- [7] 周荻. 寻的导弹新型导引规律[M]. 北京: 国防工业出版社, 2002: 8-26.