

<http://htkz.cn>

引用格式:张欧,肖沿海,陆海英. 拦截不同机动目标的最优制导律设计与仿真[J]. 航天控制, 2025, 43(1): 54–61. (ZHANG Ou, XIAO Yanhai, LU Haiying. Design and simulation of optimal guidance law for intercepting different maneuvering targets [J]. Aerospace Control, 2025, 43(1): 54–61.)

拦截不同机动目标的最优制导律设计与仿真

张 欧,肖沿海,陆海英

江南机电设计研究所,贵阳 550009

摘 要 针对防空导弹迎击拦截不同方式的机动目标,基于最优控制方法提出了一种控制量权重可变的制导律。建立了纵向平面弹目相对运动的状态方程,设计了控制量权重可变和带视线角速度约束的指标函数,利用极小值原理数值推导了带有权重系数的最优制导律。针对不同方式的机动目标开展了仿真试验,结果表明本文所提出的最优导引方法的性能优于传统比例导引,视线角速度收敛较快,能够较好地形成逆轨态势;此外,针对机动方式不同的目标,可以通过调整最优导引律的权重,匹配到各机动目标的最优控制参数。

关键词 防空导弹;机动目标;极小值原理;最优导引律;可变权重

中图分类号:TJ765.2

文献标识码:A

文章编号:1006-3242(2025)01-0054-08

Design and simulation of optimal guidance law for intercepting different maneuvering targets

ZHANG Ou, XIAO Yanhai, LU Haiying

Jiangnan Design & Research Institute of Machinery & Electricity, Guiyang 550009, China

Abstract A guidance law with variable control weight is proposed, which is based on the optimal control method for intercept different types of maneuvering targets by using air-defense missile. A state equation of relative motion between missile and target in the longitudinal plane is set up, and an indicator function based on variable control weight and line of sight angular velocity constraint is designed, furthermore, the optimal guidance law related to weight coefficients is derived by using the minimum numerical principle. Simulation experiments are implemented for different types of maneuvering targets, and the results indicate that the performance of the optimal guidance approach proposed in this paper is superior to traditional proportional guidance method. The line-of-sight angular velocity convergence is fairly quick, which can form preferable reverse orbit situation. Furthermore, regarding targets under different maneuvering modes, the weight of the optimal guidance law can be adjusted to match the optimal control parameters of each maneuvering target.

Key words Air-defense missile; Maneuvering target; Minimum principle; Optimal guidance law; Variable weight

收稿日期:2024-10-23

作者简介:张 欧(1993–),男,博士,高级工程师,主要研究方向为制导控制。

0 引言

防空导弹在拦截机动目标时,由工作原理可知,常规比例导引方法会使得导弹目标遭遇时的视线角速度较大,若导弹在飞行后半段的可用过载较小将造成较大的脱靶量。目前,空袭目标典型的机动方式包含S形机动或蛇形机动、半滚倒转或垂直圆周机动、螺旋机动、垂直平面内的俯冲及向上拉升等^[1-3],防空导弹常采用的制导方法有基于滑模控制、最优控制、微分对策、有限时间预设性能和带角度约束制导律等先进控制方法^[4]。

针对单枚导弹无法有效拦截大机动目标的问题,文献[5]提出了一种协同中末一体化制导方法。该方法根据导弹和目标的最高机动能力解算出末制导的初始阵位约束以及最少拦截弹数量,仿真结果表明该方法能够满足末段拦截精度,有效拦截机动目标。文献[6]针对多导弹协同拦截机动目标的问题,构建了多导弹协同拦截机动目标的运动学模型,设计了基于微分对策的协同制导律,仿真结果验证了协同导引律的有效性。文献[7]利用扩张状态观测器估计目标加速度,基于带攻击角度约束的滑模控制方法提出了一种新型制导律。通过对目标圆弧机动和蛇形机动方式仿真,说明所提制导律较好实现了视线角速率和攻击角度的有限时间收敛。文献[8]针对带终端攻击角约束的三维制导律设计问题,基于级联扩张状态观测器提出了一种自适应有限时间预设性能的制导律,在两种目标机动模式下,通过仿真验证了该制导律的有效性和鲁棒性。针对目标常值指令机动,文献[9]基于导弹制导系统动力学和目标机动动力学,提出了一种适用于工程应用的改进最优制导方法,仿真结果表明了该制导律的加速度指令需求和制导脱靶量较小,具有较好的性能优势。

本文基于最优控制方法,针对防空导弹迎击式拦截不同方式的机动目标,建立满足弹道倾角、视线角变化率约束等的控制量权重可变的指标函数,利用极小值原理数值解算控制量解析形式设计一种最优导引律,并通过仿真验证了该制导律的有效性。

1 导弹运动模型

为了便于研究导弹的中制导律,假设导弹在飞

行过程中不发生滚转,将导弹在三维空间中的运动解耦成纵向平面和侧向平面。由于侧向平面的运动与纵向平面的运动类似,本文仅针对纵向平面拦截情况进行分析,纵向平面内的弹目相对运动关系如图1所示^[10]。

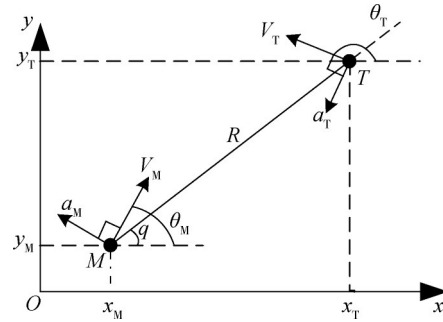


图1 纵平面弹目相对运动关系

图1中, V_M 和 V_T 分别为导弹和目标的速,假设均为恒值, a_M 和 a_T 分别为导弹和目标的法向加速度,它们分别垂直于各自的速度矢量,只改变速度的方向,不改变速度的大小, θ_M 和 θ_T 分别为导弹和目标的弹道倾角, R 为弹目相对距离, q 为弹目视线角。弹目相对运动学模型为

$$\begin{cases} \dot{R} = V_T \cos(\theta_T - q) - V_M \cos(\theta_M - q) \\ \dot{q} = \frac{1}{R} [-V_T \sin(\theta_T - q) + V_M \sin(\theta_M - q)] \end{cases} \quad (1)$$

$$\begin{cases} \dot{\theta}_M = a_M / V_M \\ \dot{\theta}_T = a_T / V_T \end{cases} \quad (2)$$

对式(1)的第二个等式进行求导,可得

$$\ddot{q} = \frac{1}{R} [-2\dot{R}\dot{q} + \dot{V}_M \sin(\theta_M - q) - \dot{V}_T \sin(\theta_T - q)] + \frac{1}{R} [-a_M \cos(\theta_M - q) + a_T \cos(\theta_T - q)] \quad (3)$$

对于防空导弹迎击式拦截目标时,一般 $\theta_M - q$ 趋于 0° ,则 $\sin(\theta_M - q) \approx \theta_M - q$, $\cos(\theta_M - q) \approx 1$; $\theta_T - q$ 趋于 180° ,则 $\sin(\theta_T - q) \approx \theta_T - q$, $\cos(\theta_T - q) \approx -1$ 。因此式(3)可变为

$$\ddot{q} = -\frac{2\dot{R}\dot{q}}{R} + \frac{\dot{V}_M(\theta_M - q)}{R} - \frac{a_M}{R} - \frac{\dot{V}_T(\theta_T - q)}{R} - \frac{a_T}{R} \quad (4)$$

式(4)中:取控制量 $u(t) = -a_M$ 。一般而言,在中制导结束时的理想中末交班条件为

$$\begin{cases} q - \theta_{Mf} = 0 \\ \dot{q} = 0 \end{cases} \quad (5)$$

式中: θ_{Mf} 为末端导弹倾角。

根据式(5)选取状态量为

$$\begin{cases} x_1 = q - \theta_M \\ x_2 = \dot{q} \end{cases} \quad (6)$$

对式(6)求导有

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = \dot{q} \\ \dot{x}_2 = \ddot{q} = -\frac{2\dot{R}\dot{q}}{R} + \bar{u}_1(t) \end{cases} \quad (7)$$

$$\text{式中: } \bar{u}_1(t) = \frac{u(t)}{R} + \frac{\dot{V}_M(\theta_M - q)}{R} - \frac{\dot{V}_T(\theta_T - q)}{R} - \frac{a_T}{R}。$$

因此可得状态空间方程为

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_1 \\ \dot{x}_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & -\frac{2\dot{R}}{R} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix} \bar{u}_1(t) \quad (8)$$

式(8)为变系数线性微分方程,若想直接求解是十分困难的,因此,为了更容易得到解析解,引入一个伪控制量:

$$\bar{u}(t) = -\frac{2\dot{R}\dot{q}}{R} + \frac{u(t)}{R} + \frac{\dot{V}_M(\theta_M - q)}{R} - \frac{\dot{V}_T(\theta_T - q)}{R} - \frac{a_T}{R} \quad (9)$$

则新的状态空间方程为

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_1 \\ \dot{x}_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix} \bar{u}(t) = \mathbf{A}x + \mathbf{B}\bar{u}(t) \quad (10)$$

2 最优制导律设计

考虑控制量和交班时刻的角度约束等因素,选取以下的性能指标函数:

$$J = \frac{1}{2} \mathbf{X}^T(t_f) \mathbf{F} \mathbf{X}(t_f) + \frac{1}{2} \int_{t_0}^{t_f} \bar{u}^T(t) \mathbf{R} \bar{u}(t) dt \quad (11)$$

式中: t_f 为遭遇时刻, t_0 为初始时刻, $\mathbf{F} = \begin{bmatrix} f_1 & 0 \\ 0 & f_2 \end{bmatrix}$, \mathbf{R} 为

控制能量的矩阵,若取为固定值,则整个过程中控制量在指标函数中所占比重是一样的,为了使控制量在整个过程中所占比重可以调节,取 $R = t_g^{-n}$,其

$$\begin{aligned} \int_{t_0}^{t_f} \dot{x}_2(t) dt &= \int_{t_0}^{t_f} \bar{u}(t) dt = \int_{t_0}^{t_f} [-f_2 t_g^{-n} x_2(t_f) - f_1 t_g^{-n+1} x_1(t_f)] dt \\ \Rightarrow x_2(t) &= x_2(t_f) + f_2 x_2(t_f) \frac{1}{-n+1} t_g^{-n+1} + f_1 x_1(t_f) \frac{1}{-n+2} t_g^{-n+2} \quad (n \neq 1, 2) \end{aligned} \quad (22)$$

$$\begin{aligned} \int_{t_0}^{t_f} \dot{x}_1(t) dt &= \int_{t_0}^{t_f} x_2(t) dt = \int_{t_0}^{t_f} \left[x_2(t_f) + f_2 x_2(t_f) \frac{1}{-n+1} t_g^{-n+1} + f_1 x_1(t_f) \frac{1}{-n+2} t_g^{-n+2} \right] dt \\ \Rightarrow x_1(t) &= x_1(t_f) - x_2(t_f) t_g - f_2 x_2(t_f) \frac{1}{(-n+1)(-n+2)} t_g^{-n+2} - f_1 x_1(t_f) \frac{1}{(-n+2)(-n+3)} t_g^{-n+3} \quad (n \neq 1, 2, 3) \end{aligned} \quad (23)$$

由式(21)可知,欲求控制量 $\bar{u}(t)$,则需先求出 $x_1(t_f)$ 和 $x_2(t_f)$ 。根据式(22)和(23),可将 $x_1(t)$ 和

中, n 为权重, $t_g = t_f - t$ 表示导弹飞行剩余时间。这样二次型指标函数变成如下形式:

$$J = \frac{1}{2} \mathbf{X}^T(t_f) \mathbf{F} \mathbf{X}(t_f) + \frac{1}{2} \int_{t_0}^{t_f} \bar{u}^2(t) t_g^{-n} dt \quad (12)$$

给定初始条件,应用最优控制理论,可以求出使 J 为最小的控制量 $\bar{u}(t)$ 。下面讲述利用极小值原理对系统的解算过程^[11]。

根据系统方程和指标函数,构造如下所示的哈密顿函数:

$$\mathbf{H} = \frac{1}{2} \bar{u}^2(t) t_g^{-n} + \boldsymbol{\lambda}^T [\mathbf{A}x + \mathbf{B}\bar{u}(t)] \quad (13)$$

控制方程或极值条件为

$$\frac{\partial \mathbf{H}}{\partial \bar{u}(t)} = \bar{u}(t) t_g^{-n} + \boldsymbol{\lambda}^T \mathbf{B} \quad (14)$$

伴随方程或协态方程为

$$\dot{\boldsymbol{\lambda}} = -\frac{\partial \mathbf{H}}{\partial x} = -\boldsymbol{\lambda}^T \mathbf{A} \quad (15)$$

横截条件为

$$\begin{bmatrix} \lambda_1(t_f) \\ \lambda_2(t_f) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} f_1 \times x_1(t_f) \\ f_2 \times x_2(t_f) \end{bmatrix} \quad (16)$$

由式(14)和(15)可得

$$\bar{u}(t) = -\frac{\lambda_2(t)}{t_g^{-n}} \quad (17)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\lambda}_1(t) \\ \dot{\lambda}_2(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ -\lambda_1(t) \end{bmatrix} \quad (18)$$

结合式(16)和(18)可解算出

$$\int_{t_0}^{t_f} \dot{\lambda}_1(t) dt = 0 \Rightarrow \lambda_1(t) = f_1 \times x_1(t_f) \quad (19)$$

$$\begin{aligned} \int_{t_0}^{t_f} \dot{\lambda}_2(t) dt &= -\int_{t_0}^{t_f} \lambda_1(t) dt \\ \Rightarrow \lambda_2(t) &= f_2 x_2(t_f) + f_1 t_g x_1(t_f) \end{aligned} \quad (20)$$

将式(20)代入式(17)可得:

$$\bar{u}(t) = -f_2 t_g^{-n} x_2(t_f) - f_1 t_g^{-n+1} x_1(t_f) \quad (21)$$

由式(10)的状态空间方程可推导:

$x_2(t)$ 的表达式变换为

$$\begin{cases} x_1(t) = x_1(t_f) - x_2(t_f)t_g - f_2x_2(t_f)\frac{1}{(-n+1)(-n+2)}t_g^{-n+2} - f_1x_1(t_f)\frac{1}{(-n+2)(-n+3)}t_g^{-n+3} \\ x_2(t) = x_2(t_f) + f_2x_2(t_f)\frac{1}{-n+1}t_g^{-n+1} + f_1x_1(t_f)\frac{1}{-n+2}t_g^{-n+2} \end{cases}$$

$$\Rightarrow \begin{cases} x_1(t) = Kx_1(t_f) + Lx_2(t_f) \\ x_2(t) = Mx_1(t_f) + Nx_2(t_f) \end{cases} \quad (24)$$

式中:

$$K = 1 - \frac{f_1}{(-n+2)(-n+3)}t_g^{-n+3}, L = -t_g - \frac{f_2}{(-n+1)(-n+2)}t_g^{-n+2}, M = \frac{f_1}{-n+2}t_g^{-n+2}, N = 1 + \frac{f_2}{-n+1}t_g^{-n+1} \quad (25)$$

可求得

$$\begin{cases} x_1(t_f) = \frac{-Nx_1(t) + Lx_2(t)}{LM - KN} \\ x_2(t_f) = \frac{Mx_1(t) - Kx_2(t)}{LM - KN} \end{cases} \Rightarrow$$

$$\begin{cases} x_1(t_f) = \frac{-\left[1 + \frac{f_2}{-n+1}t_g^{-n+1}\right]x_1(t) + \left[-t_g - \frac{f_2}{(-n+1)(-n+2)}t_g^{-n+2}\right]x_2(t)}{\left[-t_g - \frac{f_2}{(-n+1)(-n+2)}t_g^{-n+2}\right]\left[\frac{f_1}{-n+2}t_g^{-n+2}\right] - \left[1 - \frac{f_1}{(-n+2)(-n+3)}t_g^{-n+3}\right]\left[1 + \frac{f_2}{-n+1}t_g^{-n+1}\right]} \\ x_2(t_f) = \frac{\left(\frac{f_1}{-n+2}t_g^{-n+2}\right)x_1(t) - \left[1 - \frac{f_1}{(-n+2)(-n+3)}t_g^{-n+3}\right]x_2(t)}{\left[-t_g - \frac{f_2}{(-n+1)(-n+2)}t_g^{-n+2}\right]\left[\frac{f_1}{-n+2}t_g^{-n+2}\right] - \left[1 - \frac{f_1}{(-n+2)(-n+3)}t_g^{-n+3}\right]\left[1 + \frac{f_2}{-n+1}t_g^{-n+1}\right]} \end{cases} \quad (26)$$

由此可得控制量为

$$\bar{u}(t) = -f_2t_g^{-n}x_2(t_f) - f_1t_g^{-n+1}x_1(t_f) = \bar{u}(t)|_{\text{左边}} + \bar{u}(t)|_{\text{右边}} \quad (27)$$

$$\bar{u}(t)|_{\text{左边}} = \frac{\left[f_1t_g^{-n+1} + \frac{f_1f_2}{-n+1}t_g^{-2n+2}\right]x_1(t) + \left[f_1t_g^{-n+2} + \frac{f_1f_2}{(-n+1)(-n+2)}t_g^{-2n+3}\right]x_2(t)}{-\frac{f_1f_2}{(-n+1)(-n+2)(-n+2)}t_g^{-2n+4} + \frac{f_1f_2}{(-n+1)(-n+2)(-n+3)}t_g^{-2n+4} + \Delta_{\text{非}f_1 \times f_2 \text{项}}} \quad (28)$$

$$\bar{u}(t)|_{\text{右边}} = \frac{\left[-\frac{f_1f_2}{-n+2}t_g^{-2n+2}\right]x_1(t) - \left[-f_2t_g^{-n} + \frac{f_1f_2}{(-n+2)(-n+3)}t_g^{-2n+3}\right]x_2(t)}{-\frac{f_1f_2}{(-n+1)(-n+2)(-n+2)}t_g^{-2n+4} + \frac{f_1f_2}{(-n+1)(-n+2)(-n+3)}t_g^{-2n+4} + \Delta_{\text{非}f_1 \times f_2 \text{项}}} \quad (29)$$

对于中制导律而言,在中末制导交班时刻,假设此时导弹在导引头达到捕获目标的最佳几何位

置,根据状态变量的约束要求,所以取 $f_1 \rightarrow \infty$ 和 $f_2 \rightarrow \infty$,可求出最优控制量为

$$\begin{aligned}
\bar{u}^*(t) &= \left[\bar{u}^*(t) \Big|_{\text{左边}} + \bar{u}^*(t) \Big|_{\text{右边}} \right] \Big|_{f_1 \rightarrow \infty, f_2 \rightarrow \infty} = \\
&= \frac{\frac{1}{-n+1} t_g^{-2n+2} x_1(t) + \frac{1}{(-n+1)(-n+2)} t_g^{-2n+3} x_2(t)}{\frac{1}{(-n+1)(-n+2)(-n+2)} t_g^{-2n+4} + \frac{1}{(-n+1)(-n+2)(-n+3)} t_g^{-2n+4}} \\
&\quad + \frac{-\frac{1}{-n+2} t_g^{-2n+2} x_1(t) - \frac{1}{(-n+2)(-n+3)} t_g^{-2n+3} x_2(t)}{-\frac{1}{(-n+1)(-n+2)(-n+2)} t_g^{-2n+4} + \frac{1}{(-n+1)(-n+2)(-n+3)} t_g^{-2n+4}} \\
&= -\frac{(-n+2)(-n+3)x_1(t) + 2(-n+2)t_g x_2(t)}{t_g^2}
\end{aligned} \quad (30)$$

由式(9)可得

$$\begin{aligned}
\bar{u}^*(t) &= -\frac{2\dot{R}\dot{q}}{R} - \frac{\dot{\theta}_M V_M}{R} + \frac{\dot{V}_M(\theta_M - q)}{R} - \\
&\quad \frac{\dot{V}_T(\theta_T - q)}{R} - \frac{a_T}{R}
\end{aligned} \quad (31)$$

因此可得出本文设计的导引律为

$$\begin{aligned}
\dot{\theta}_M &= \frac{R}{V_M} \left(-\bar{u}^*(t) - \frac{2\dot{R}\dot{q}}{R} + \frac{\dot{V}_M(\theta_M - q)}{R} \right. \\
&\quad \left. - \frac{\dot{V}_T(\theta_T - q)}{R} - \frac{a_T}{R} \right)
\end{aligned} \quad (32)$$

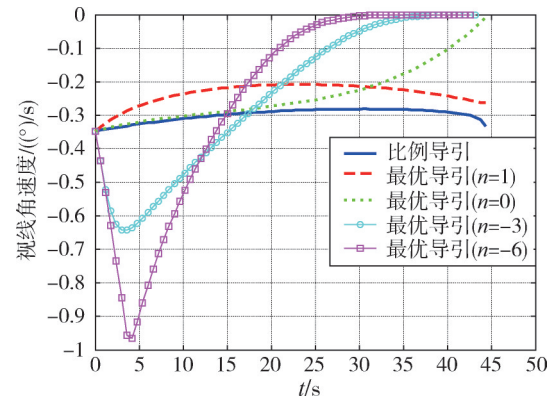


图2 视线角速度比较

3 仿真校验

为了验证本文设计的权重可变的最优导引律,针对不同机动目标开展仿真研究。仿真校验中设仿真的初始参数为: $V_M = 1200$ m/s, $V_T = 1000$ m/s, $\theta_T = \pi$, $\theta = \pi/4$; 导弹初始位置(0,0), 导弹最大加速度 $a_{Mmax} = 10g$ 。分别针对不同的目标机动类型,采用传统比例导律和本文设计的最优制导律进行仿真验证。为了验证不同权重 n 对制导律的影响,仿真中 n 分别取-6、-3、0和1。仿真中主要关心的数据有弹目视线角变化率的归零快慢、导弹 y 向过载大小、导弹倾角与目标倾角的差及脱靶量大小等,仿真分以下几种情形。

3.1 目标水平直飞

在目标水平直飞仿真中,目标初始位置设为(15 km, 80 km), 视线角速度和法向过载的仿真结果如图2和3所示。

从上述仿真结果可以看出,针对水平直飞目标,本文所设计最优导引律在不同权重 n 下的制导结果不一致。当 $n=0$ 时,性能与比例导引比较接近,但比例导引末端不收敛;当 n 越小于0,视线角速度、过载等收敛速度越快,同时可知导弹飞行前段付出

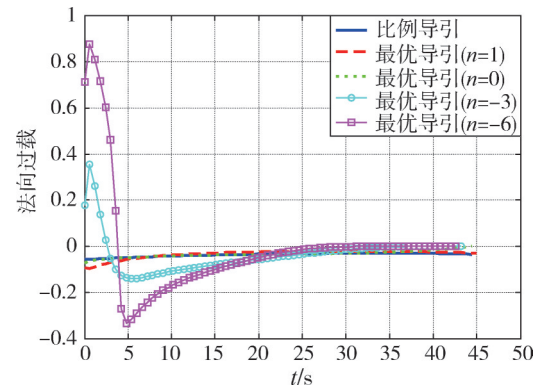


图3 法向过载比较

的过载越大;当 $n=1$ 时,该权重下的导引律也不收敛,但是所付出的过载较小。

3.2 目标S形机动

在目标S形机动仿真中,目标初始位置设为(15 km, 80 km),目标在15 s以后进行8 g的S形机动。视线角速度和法向过载的仿真结果如图4和5所示:

从仿真结果可以看出,针对15 s后开始机动的S形目标,比例导引方法产生的视线角速度、过载等

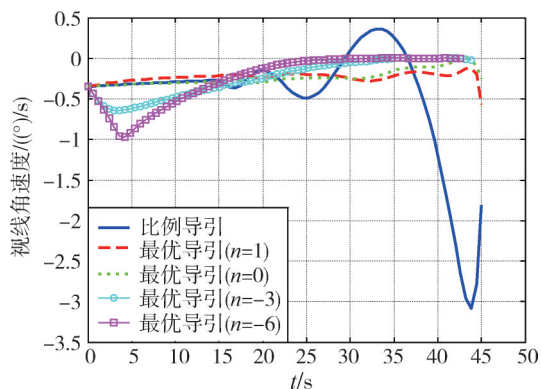


图4 视线角速度比较

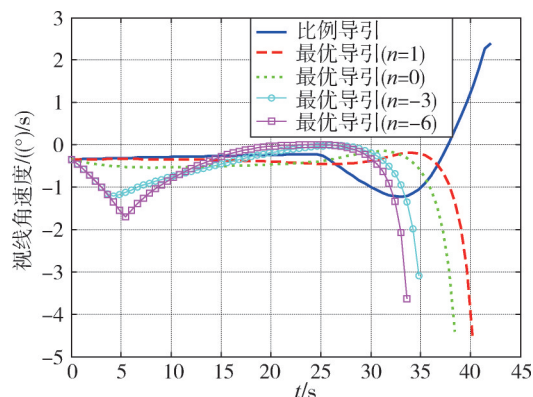


图6 视线角速度比较

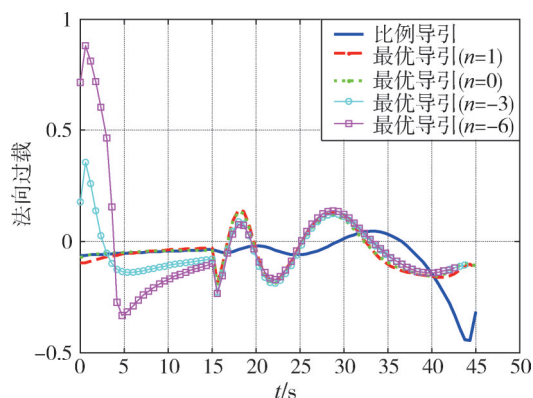


图5 法向过载比较

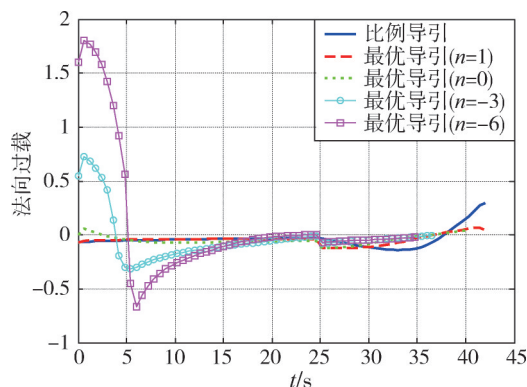


图7 法向过载比较

是发散的;不同权重 n 下,最优导引律在目标机动后产生的过载相当;当 n 越小于0时,视线角速度是收敛的,其余取值时,视线角速度较比例导引方法发散较慢。

3.3 目标半滚倒转机动

在目标半滚机动仿真中,目标初始位置设为(15 km, 60 km),目标在25 s以后进行4 g的半滚倒转机动,仿真结果如图6和7所示。从结果可知,针对25 s后开始的半滚倒转目标,仿真中所有制导方法产生的视线角速度均发散;比例导引方法产生的过载最大,最优控制方法中权重 n 越大,过载就越大。

3.4 目标向上拉升

在目标向上拉升仿真中,目标初始位置设为(15 km, 60 km)、初始 $\theta_T = 20\pi/21$ 。仿真结果如下所示:

从图8和9中结果可知,针对向上拉升的机动目标,当权重 n 的取值越小,导弹弹道的逆轨趋势越明显;比例导引方法产生的过载和视线角速度较小,当权重 n 的取值越小,视线角速度、过载等收敛速度越快,同时可知导弹飞行前段付出的过载越

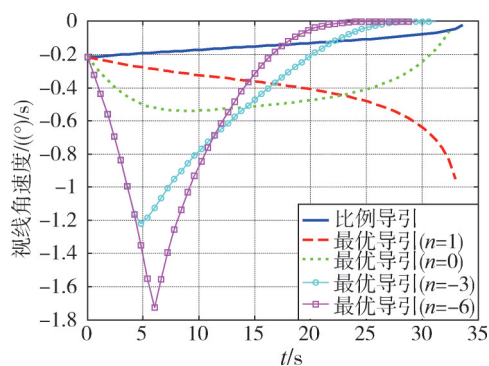


图8 视线角速度比较

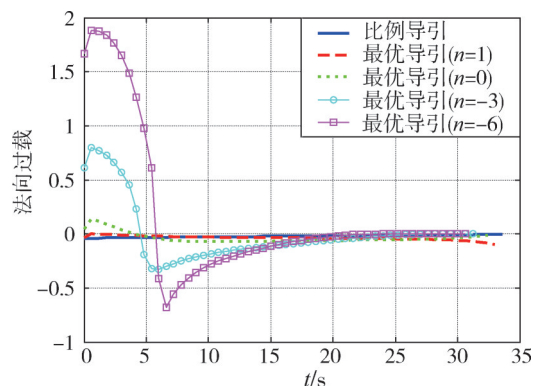


图9 法向过载比较

大;当 $n=1$ 时,该权重下的导引律也不收敛,但是所付出的过载较小。

3.5 目标向下俯冲

在目标向下俯冲仿真中,目标初始位置设为(25 km, 60 km)、初始 $\theta_T = 12\pi/11$ 。仿真结果如图10和11所示:

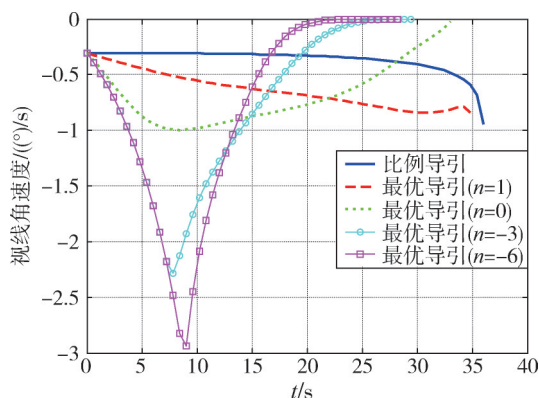


图10 视线角速度比较

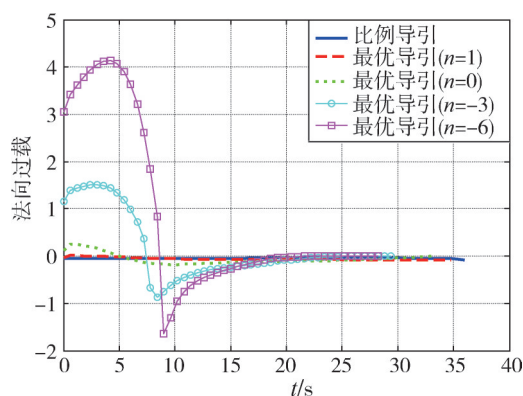


图11 法向过载比较

从仿真结果可以看出,针对向下俯冲的机动目标,仿真结果与向上拉升机动目标相同。

提取上述不同仿真情形下各种导引方法的脱靶量,如表1所示。

由表1结果可知,本文所提出的权重可变的最优导引律脱靶性能优于比例导引。此外,针对目标水平直飞和向下俯冲情形,权重 $n=-3$ 时最优制导方法的脱靶量最小, $n=1$ 时的脱靶量最大;针对目标S形机动时,权重 $n=-6$ 的最优制导方法的脱靶量最小, $n=1$ 时的脱靶量最大;针对目标半滚倒转机动时,权重 $n=0$ 的最优制导方法的脱靶量最小;针对目标向上拉升机动时,权重 $n=1$ 的最优制导方法的脱靶量最小, $n=-6$ 时的脱靶量最大。

表1 脱靶量比较

机动方式/导引方法	比例导引/m	最优导引律/m			
		$n=1$	$n=0$	$n=-3$	$n=-6$
水平直飞	0.973	0.6915	0.516	0.3556	0.4156
S形机动	1.389	1.1	0.3289	0.7672	0.2184
半滚倒转机动	1.516	0.6802	0.5172	0.5423	0.956
向上拉升	2.101	0.1449	1.22	1.189	1.506
向下俯冲	0.6085	0.6292	0.371	0.306	0.5085

4 结 论

针对防空导弹迎击拦截不同目标机动方式,建立弹目运动状态方程,基于最优方法设计并理论推导了一种控制量权重可变的导引律。开展了不同目标机动情形下的仿真试验,结果表明本文设计的最优导引律优于传统的比例导引,当权重 n 的取值越小,视线角速度、过载等收敛速度越快,导弹弹道形成了逆轨趋势,末制导段的性能更优,并且可以通过调整最优导引律的权重 n 针对性地拦截不同目标机动方式,具有较强的工程应用价值。

参 考 文 献

- [1] 张凯. 目标机动对防空导弹脱靶量影响研究[J]. 战术导弹技术, 2022(3): 29-34. (ZHANG Kai. Research on influence of target maneuver on air defense missile miss distance [J]. Tactical Missile Technology, 2022(3): 29-34.)
- [2] 刘晓慧, 聂万胜. 反临近空间高速机动目标策略研究[J]. 兵器装备工程学报, 2017(1): 75-78. (LIU Xiaohui, NIE Wansheng. Strategy for interception of near space high-speed maneuvering target [J]. Journal of Ordnance Equipment Engineering, 2017(1): 75-78.)
- [3] 陈宝文, 孙经广. 拦截高速机动目标的自适应积分滑模饱和制导律[J]. 航天控制, 2022, 40(5): 8-14. (CHEN Baowen, SUN Jingguang. Adaptive integral sliding mode saturation guidance law for intercepting high velocity maneuvering target [J]. Aerospace Control, 2022, 40(5): 8-14.)
- [4] 杜雪松, 张东俊, 诸葛浩. 拦截高超声速飞行器的微分对策制导律[J]. 航天控制, 2024, 42(3): 29-34. (DU Xuesong, ZHANG Dongjun, ZHUGE Hao. Differential game guidance law for intercepting hypersonic vehicle [J]. Aerospace Control, 2024, 42(3): 29-34.)
- [5] 陈宏旭, 于江龙, 陈扬, 等. 拦截机动目标的三维协

- 同中末一体化制导律[J]. 飞控与探测, 2023, 6(3): 86-94. (CHEN Hongxu, YU Jianglong, CHEN Yang, et al. Three-dimensional cooperative mid-terminal guidance law for intercepting maneuvering target [J]. Flight Control & Detection, 2023, 6(3): 86-94.)
- [6] 于江龙,董希旺,李清东,等. 基于微分对策的拦截机动目标协同制导方法[J]. 指挥与控制学报, 2020, 6(3): 217-222. (YU Jianglong, DONG Xiwang, LI Qingdong, et al. Cooperative differential game guidance method for intercepting maneuvering target [J]. Journal of Command and Control, 2020, 6(3): 217-222.)
- [7] 张宽桥,杨锁昌,刘畅. 基于ESO的拦截机动目标带攻击角度约束制导律[J]. 弹道学报, 2019, 31(4): 8-14. (ZHANG Kuanqiao, YANG Suochang, LIU Chang. ESO-based guidance law with impact angle constraint for maneuvering targets [J]. Journal of Ballistics, 2019, 31(4): 8-14.)
- [8] 许炜平,廖宇新,王忠森,等. 拦截机动目标的自适应有限时间预设性能制导律[J]. 宇航学报, 2023, 44(10): 1593-1603. (XU Weiping, LIAO Yuxin, WANG Zhongsen, et al. Adaptive finite time prescribed performance guidance law for intercepting maneuvering target [J]. Journal of Astronautics, 2023, 44(10): 1593-1603.)
- [9] 张文渊,郭涛,夏群利,等. 考虑目标机动及修正动力学的最优制导律研究[J]. 航天控制, 2016, 34(3): 8-13. (ZHANG Wenyuan, GUO Tao, XIA Qunli, et al. The study of optimal guidance law based on target maneuver and modificatory dynamics [J]. Aerospace Control, 2016, 34(3): 8-13.)
- [10] 贾杰,李永强,陈晨,等. 基于零脱靶量设计的前向追踪拦截滑模制导律[J]. 航天控制, 2013, 31(1): 27-31. (JIA Jie, LI Yongqiang, CHEN Chen, et al. Head pursuit interception sliding mode guidance law based on zero miss-distance [J]. Aerospace Control, 2013, 31(1): 27-31.)
- [11] 马自茹,魏明英,李运迁. 控制量权重可变的主动段最优中制导[J]. 现代防御技术, 2018, 46(6): 44-50. (MA Zirui, WEI Mingying, LI Yunqian. Active section optimal midcourse guidance law with controlled amount variable weights [J]. Modern Defence Technology, 2018, 46(6): 44-50.)