

# 固定时间收敛的预设性能攻击时间控制制导方法

钟绮霖<sup>1</sup>, 李国飞<sup>1†</sup>, 吴云洁<sup>2</sup>, 左宗玉<sup>2</sup>, 吕金虎<sup>2</sup>

(1. 西北工业大学 航天学院, 陕西 西安 710072; 2. 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:** 针对飞行器指定攻击时间命中机动目标问题, 提出一种自适应预设性能攻击时间控制制导方法. 考虑到误差收敛时间对攻击时间控制制导命中时间精度的影响, 给出一种具备固定时间收敛特性的性能包络函数, 提出可固定时间收敛的预设性能制导律, 并分析性能函数参数选取与初始加速度变化之间的关系. 通过对性能函数参数的设置, 可结合飞行器自身机动能力实现对攻击时间误差瞬态性能和稳态性能的调节, 并使得攻击时间误差在攻击时间指令前收敛至性能函数包络范围内. 仿真结果验证了所提出制导方法的有效性和正确性.

**关键词:** 制导; 机动目标; 攻击时间控制; 预设性能; 固定时间收敛

**引用格式:** 钟绮霖, 李国飞, 吴云洁, 等. 固定时间收敛的预设性能攻击时间控制制导方法. 控制理论与应用, 2026, 43(3): 623–631

DOI: 10.7641/CTA.2024.40028

## Performance prescribed impact-time-control guidance law with fixed time convergence

ZHONG Qi-lin<sup>1</sup>, LI Guo-fei<sup>1†</sup>, WU Yun-jie<sup>2</sup>, ZUO Zong-yu<sup>2</sup>, LÜ Jin-hu<sup>2</sup>

(1. School of Astronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an Shaanxi 710072, China;  
2. School of Automation Science and Electrical Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China)

**Abstract:** This paper investigates the problem of impact time control guidance of flight vehicle intercepting maneuvering target, an adaptive impact time control guidance law is proposed with prescribed performance. Considering the influence of the convergence time on the hitting time accuracy of the impact time control guidance law, the paper presents a performance envelope function with fixed time convergence. A prescribed performance guidance law is proposed with fixed-time convergence. The relationship between the selection of the performance function parameters and the variation of initial acceleration is analyzed. By setting the parameters of the performance function, the transient and steady-state performance of the impact time error can be adjusted in combination with the maneuvering capability of the flight vehicle, and the impact time error can converge into the performance function envelope prior to the impact time command. The simulation results are presented to validate the effectiveness and correctness of the proposed guidance method.

**Key words:** guidance; maneuvering target; impact time control; prescribed performance; fixed-time convergence

**Citation:** ZHONG Qilin, LI Guofei, WU Yunjie, et al. Performance prescribed impact-time-control guidance law with fixed time convergence. *Control Theory & Applications*, 2026, 43(3): 623–631

## 1 引言

在一些特殊作战任务下, 要求飞行器在指定时间到达目标, 此时需要可保证攻击时间可控的制导方法. 考虑攻击时间约束, 已有研究工作给出了攻击时间控制制导 (impact time control guidance, ITCG) 策略, 其

基本原理为利用设定的期望攻击时间指令定义攻击时间误差, 进一步给出可使攻击时间误差稳定收敛的制导律<sup>[1]</sup>. 若对多个飞行器设定相同的攻击时间指令, ITCG方法也可应用于多飞行器对目标的同时命中饱和攻击.

收稿日期: 2024–01–13; 录用日期: 2024–11–12.

†通信作者. E-mail: liguofei1@126.com; Tel.: +86 18813009262.

本文责任编辑: 段志生.

国家自然科学基金项目(62373304, 62003021), 中国高校产学研创新基金项目(2021ZYA02009), 陕西省秦创原高层次创新创业人才引用项目(QCYRCXM–2022–136), 陕西省科协青年人才托举计划项目(XXJS202218), 中央高校基本科研业务项目(D5000210830), 广东省科技计划项目(2021B1212020001, 2021B1212020002)资助.

Supported by the National Natural Science Foundation of China (62373304, 62003021), the Industry-University-Research Innovation Fund for Chinese Universities (2021ZYA02009), the Shaanxi Qinchuangyuan High-level Innovation and Entrepreneurship Talent Project (QCYRCXM–2022–136), the Shaanxi Association for Science and Technology Youth Talent Support Program (XXJS202218), the Fundamental Research Funds for the Central Universities (D5000210830) and the Science and Technology Plan Project of Guangdong Province (2021B1212020001, 2021B1212020002).

针对攻击时间控制制导问题,目前国内外研究者已取得了一定研究进展,为开展研究工作提供了依据和借鉴.文献[2]首次结合时间误差反馈修正和比例导引法,基于次优反馈控制原理提出了带有攻击时间约束的制导律.文献[3]基于李雅普诺夫稳定性理论推导了二维和三维攻击时间控制制导律.文献[4]根据几何原理使得飞行器跟踪设定的轨迹,实现在视场约束下对目标的指定时间命中.文献[5]在攻击时间控制制导律设计时,考虑自动驾驶仪影响分析了期望攻击时间选取的上下界.文献[6]分别给出了单个飞行器和多飞行器两种情形下,打击匀速运动目标时期望攻击时间可行域的确定方法.以上攻击时间控制制导律均打击非机动目标,当协同打击机动目标时,由于目标机动特性的影响对飞行器剩余飞行时间的估计精度提出了更高的要求.针对目标加速度已知,加速度上界已知和加速度完全未知3种情况,文献[7]提出3种不同的制导律,以实现攻击时间误差的收敛,在面对加速度完全未知的情况下,采用观测器实现对目标加速度的估计.文献[8]考虑攻击时间和视场角约束,提出一种基于新型滑模面的拦截机动目标的制导律.文献[9]利用惯性延迟控制方法估计目标加速度,并结合滑模控制方法,通过跟踪期望视线剖面实现定时打击.

为保证攻击时间控制精度,ITCG算法的收敛时间应提前于攻击时间指令,然而渐近收敛的指数收敛特性始终伴随着误差.鉴于此,已有部分学者将有限时间控制理论应用于攻击时间控制制导问题.针对拦截非机动目标的攻击时间控制制导问题,文献[10]提出一种使得攻击时间估计值误差有限时间收敛的制导律,并验证估计的攻击时间等于结束阶段的实际攻击时间.文献[11]通过对所选协调变量的一致性协同控制使从飞行器状态同步于主飞行器状态,提出一种有限时间收敛分布式协同制导律,使得协调变量的一致性误差在有限时间内收敛.有限时间收敛方法的收敛时间上界依赖系统状态初始量,依然难以保证攻击时间误差在时间指令前收敛.固定时间收敛相比有限时间收敛能够摆脱收敛时间上界对系统初始状态的依赖,文献[12]基于固定时间收敛方法,以弹目距离与径向相对速度为协调变量,给出了可应用于三维空间针对机动目标的攻击时间控制制导律.

传统的固定时间收敛方法往往伴随着较大的初始指令冲击,而实际飞行器受限的控制能力有时难以满足此要求.因此,应在飞行器控制能力约束下研究攻击时间控制制导方法的固定时间收敛特性.预设性能控制方法通过引入性能包络函数,可实现同时对暂态性能和稳态性能的预设调控规划<sup>[13]</sup>.文献[14]提出一种基于攻击角度约束的非奇异终端滑模制导律,并利用预设性能控制方法保证跟踪误差的瞬态性能.文献[15]提出一种基于改进性能函数的预设性能滑模制

导方法,实现对终端视线角的约束.文献[16]针对强不确定性下的高超声速飞行器控制问题,提出一种新型时变的障碍李雅普诺夫函数,实现无需误差转换的预设性能控制,兼顾了高度和速度子系统的稳态跟踪性能和瞬态响应.

然而,以上方法在规划预设性能函数时,未考虑飞行器的控制能力受限约束,缺乏性能函数参数与飞行器控制能力之间的对应关系,且性能函数自身不具备固定时间收敛特性.因此,本文将研究可固定时间收敛的预设性能攻击时间控制制导方法,保证飞行器在指定时间命中机动目标.相比已有研究工作,本文的主要创新点包括:

1) 提出了一种新的自适应预设性能制导方法,实现对机动目标的定时打击.与传统的固定时间收敛方法相比,所提出方法可使攻击时间误差在指定时间范围内收敛至预设的性能函数包络,确保在期望的攻击时刻前误差稳定收敛;

2) 提出了一种新型可固定时间收敛且具备光滑特性的性能包络函数,实现预定攻击时间误差的瞬态特性和稳态特性;

3) 给出了预设性能函数参数与初始加速度之间的对应关系,通过设置性能函数参数实现对初始制导指令的调节.

## 2 数学模型与预备知识

### 2.1 飞行器相对运动数学模型

飞行器与目标在二维平面内的相对运动关系如图1所示.其中, $OXY$ 为惯性坐标系, $M$ 代表飞行器, $T$ 代表目标. $V_M$ , $a_M$ , $\gamma_M$ 和 $\sigma_M$ 分别为飞行器的速度、加速度、航迹角和前置角. $V_T$ , $a_T$ 和 $\gamma_T$ 分别表示目标的速度、加速度和航迹角.飞行器和目标的法向加速度方向均与速度方向垂直,加速度只改变速度的方向,不改变速度的大小. $R$ 和 $\lambda$ 为飞行器和目标之间的相对距离和视线角.

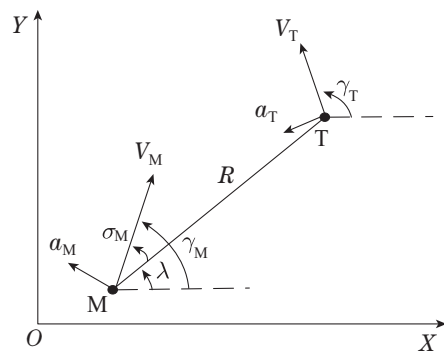


图1 飞行器与目标的相对运动示意图

Fig. 1 Schematic diagram with respect to the relative motion between the vehicle and the target

飞行器的动力学方程如下<sup>[17]</sup>:

$$\begin{cases} \dot{V}_M = \frac{T \cos \alpha - D}{m} - g \sin \gamma_M, \\ \dot{\gamma}_M = \frac{T \sin \alpha + L}{mV_M} - \frac{g \cos \gamma_M}{V_M}, \\ \dot{x} = V_M \cos \gamma_M, \\ \dot{y} = V_M \sin \gamma_M, \end{cases} \quad (1)$$

其中:  $m$ ,  $g$ 和 $\alpha$ 分别为飞行器的质量、重力加速度和攻角;  $D$ ,  $L$ 和 $T$ 分别表示飞行器受到的阻力、升力和推力, 可描述为<sup>[16]</sup>

$$\begin{cases} D \approx QS(C_D^{\alpha^2} \alpha^2 + C_D^\alpha \alpha + C_D^0), \\ L = L_0 + L_\alpha \alpha, \\ T = T_\psi(\alpha)\psi + T_0(\alpha), \end{cases} \quad (2)$$

其中:  $C_D^{\alpha^2}$ ,  $C_D^\alpha$ ,  $C_D^0$ ,  $L_0$ ,  $L_\alpha$ ,  $T_\psi(\alpha)$ 和 $T_0(\alpha)$ 分别为阻力、升力和推力相关气动参数;  $Q$ ,  $S$ 和 $\psi$ 分别为飞行器动压、气动参考面积和燃料当量比.

借鉴文献[18], 假设飞行器速度慢变, 定义飞行器法向加速度为

$$a_M = \frac{T \sin \alpha + L}{m} - g \cos \gamma_M, \quad (3)$$

此时, 飞行器动力学方程可简化为

$$\begin{cases} \dot{R} = V_T \cos \sigma_T - V_M \cos \sigma_M = V_R, \\ R\dot{\lambda} = V_T \sin \sigma_T - V_M \sin \sigma_M = V_\lambda, \\ \dot{\gamma}_M = \frac{a_M}{V_M}, \quad \dot{\gamma}_T = \frac{a_T}{V_T}, \\ \dot{\sigma}_M = \dot{\gamma}_M - \dot{\lambda}, \quad \dot{\sigma}_T = \dot{\gamma}_T - \dot{\lambda}, \end{cases} \quad (4)$$

其中:  $\sigma_T$ 为目标的前置角,  $V_R$ 代表飞行器与目标间的相对运动速度在视线上的分量,  $V_\lambda$ 为相对运动速度垂直于视线的分量.

### 2.2 预备知识

**引理1**<sup>[19]</sup> 对于 $\varpi \in \mathbb{R}$ 和 $\tau > 0$ , 下式成立:

$$0 \leq |\varpi| - \varpi \tanh \frac{\varpi}{\tau} \leq 0.278 5\tau.$$

**引理2**<sup>[20]</sup> 对于 $m, n \in \mathbb{R}$ , 下式成立:

$$|m|^{l_1} |n|^{l_2} \leq \frac{l_1}{l_1 + l_2} |m|^{l_1 + l_2} + \frac{l_2}{l_1 + l_2} |n|^{l_1 + l_2},$$

其中 $l_1, l_2 > 0$ .

**引理3**<sup>[21]</sup> 对于 $\alpha, \beta \in \mathbb{R}^+$ ,  $0 < l_1 < 1$ 和 $l_2 > 1$ , 下式成立:

$$\begin{aligned} (\alpha + \beta)^{l_1} &\leq \alpha^{l_1} + \beta^{l_1} \leq 2^{1-l_1} (\alpha + \beta)^{l_1}, \\ (\alpha + \beta)^{l_2} &\leq 2^{l_2-1} (\alpha^{l_2} + \beta^{l_2}). \end{aligned}$$

**引理4**<sup>[22]</sup> 对于正定连续函数 $V(x)$ , 若存在正实数 $l_1, l_2 > 0$ ,  $0 < \alpha < 1$ ,  $\beta > 1$ 和时变有界参量 $\delta < \bar{\delta}$ 使得以下关系成立:

$$\dot{V}(x) \leq -l_1 V^\alpha(x) - l_2 V^\beta(x) + \delta,$$

则 $V(x)$ 将在固定时间 $T_1$ 内收敛至原点附近的残差集内. 残差集可估计为

$$V(x) < \left(\frac{\bar{\delta}}{\delta_1 l_1}\right)^{\frac{1}{\alpha}}.$$

收敛时间上界 $T_1$ 满足

$$T_1 \leq \frac{2\left(\frac{\bar{\delta}}{\delta_2 l_2}\right)^{\frac{1-\alpha}{\beta}}}{\psi(1-\delta_1)} + t_0,$$

其中:  $\psi = \min[l_1(1-\alpha), l_2(\beta-1)]$ ,  $0 < \delta_2 < \delta_1 < 1$ ,  $t_0$ 表示初始时刻.

### 3 固定时间收敛的自适应预设性能攻击时间控制制导方法及稳定性分析

本文飞行器剩余命中时间 $\hat{t}_{go}$ 可采用下式预测<sup>[23]</sup>:

$$\hat{t}_{go} = \frac{R(V_R + 2V_M \cos \sigma_M - V_\lambda \tan \sigma_M)}{\nu^2}, \quad (5)$$

其中 $\nu^2 = V_M^2 - V_T^2 > 0$ , 对 $\hat{t}_{go}$ 求导可得

$$\dot{\hat{t}}_{go} = F + Ba_M + d, \quad (6)$$

其中

$$\begin{cases} F = \frac{V_\lambda^2}{\nu^2 \cos^2 \sigma_M} - 1, \\ B = -\frac{RV_\lambda}{V_M \nu^2 \cos^2 \sigma_M}, \\ d = -a_T \frac{R \sin(\sigma_T + \sigma_M)}{\nu^2 \cos \sigma_M}. \end{cases} \quad (7)$$

由式(7)可知,  $\hat{t}_{go}$ 的导数中包含目标的机动信息 $a_T$ . 可将目标机动项视作外部干扰 $d$ , 假设干扰有界, 即满足 $|d| \leq \bar{d}$ . 定义飞行器攻击时间误差为

$$\xi = t + \hat{t}_{go} - t_d, \quad (8)$$

其中 $t_d$ 表示飞行器期望的命中时间. 若攻击时间误差在期望命中时刻前稳定收敛, 则可实现对机动目标的定时打击.

为实现对攻击时间误差瞬态性能的定量调节, 设置预设性能函数对攻击时间误差进行约束, 即

$$-\omega(t) < \xi(t) < \omega(t), \quad (9)$$

其中预设性能函数 $\omega(t)$ 为严格正的单调递减函数. 式(9)要求攻击时间误差函数 $\xi(t)$ 约束于 $\omega(t)$ 与 $-\omega(t)$ 之间, 由于 $\omega(t)$ 单调递减,  $\xi(t)$ 的最大值满足 $\xi_{\max} < \omega_0$ , 其中 $\omega_0$ 为性能函数的初值. 误差函数 $\xi(t)$ 的收敛速度快于性能函数 $\omega(t)$ , 当 $\omega(t)$ 收敛于终值时,  $\xi(t)$ 也收敛至性能函数包络的稳态范围内. 通过设置性能函数参数可定量调节攻击时间误差的瞬态性能和稳态性能.

预设性能函数通常选取如下<sup>[24]</sup>:

$$\omega = (\omega_0 - \omega_\infty)e^{-k_1 t} + \omega_\infty, \quad (10)$$

其中:  $\omega_0$  由攻击时间误差函数的初值  $\xi_0$  决定, 当  $\xi_0 \neq 0$  时, 定义为  $|\xi_0|$  的  $k$  倍, 即满足  $\omega_0 = k|\xi_0| > \omega_\infty$ ; 当  $\xi_0 = 0$  时, 选取  $\omega_0$  为任一大于  $\omega_\infty$  的参量;  $\omega_\infty$  为性能函数的终值, 反映可接受的稳态误差范围,  $\omega_\infty$  的取值将影响攻击时间误差的稳态精度;  $k_1$  决定性能函数衰减的速率, 也间接影响攻击时间误差收敛速率. 当参数设置为  $\omega_0 = 2$ ,  $\omega_\infty = 0.05$ ,  $k_1 = 0.5$  时, 性能函数(10)的曲线如图2所示.

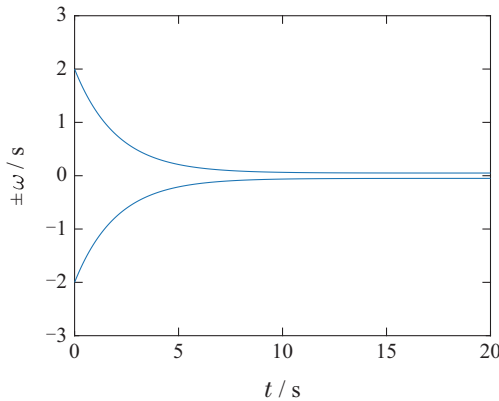


图2 性能函数(10)的曲线

Fig. 2 Curve of performance function (10)

性能函数(10)中的  $\omega_0$ ,  $k_1$  和  $\omega_\infty$  可调节攻击时间误差的超调量、收敛速率和稳态精度. 然而, 式(10)为渐进收敛, 无法直接设定收敛时间. 针对此问题, 本文提出一种可固定时间收敛的光滑预设性能函数

$$\omega = \begin{cases} (\omega_0 - \omega_\infty)e^{\frac{t^\eta}{t_s^\eta - t^\eta}} + \omega_\infty, & t < t_s, \\ \omega_\infty, & t \geq t_s, \end{cases} \quad (11)$$

其中:  $\omega_0$  和  $\omega_\infty$  的定义与式(10)中的一致,  $t_s > 0$  为性能函数的收敛时间,  $\eta$  则是一个调节性能函数曲线形状的参数.  $\omega$  的一阶导数如下

$$\dot{\omega} = \begin{cases} -\frac{\eta t_s^\eta t^{\eta-1} (\omega_0 - \omega_\infty) e^{\frac{t^\eta}{t_s^\eta - t^\eta}}}{(t^\eta - t_s^\eta)^2}, & t < t_s, \\ 0, & t \geq t_s. \end{cases} \quad (12)$$

为避免性能函数导数的初值趋于无穷大, 定义  $\eta \in (1, \infty)$ , 此时函数导数初值恒为零. 当  $t < t_s$  时, 性能函数(11)单调递减, 收敛速率取决于参数  $\eta$ ; 当  $t = t_s$  时, 性能函数收敛于  $\omega_\infty$ ; 当  $t > t_s$  时, 函数保持在终值, 导数为零. 选取  $\omega_0 = 5$ ,  $\omega_\infty = 0.1$  时, 不同  $t_s$  ( $\eta = 1.5$ ) 和  $\eta$  ( $t_s = 10$ ) 下的性能函数曲线如图3-4所示.

对比性能函数曲线图2和固定时间收敛性能函数曲线图3-4. 新设性能函数(11)也呈正的单调递减, 但不再是指数收敛. 性能函数(11)可实现在预定时刻误差收敛于  $\omega_\infty$ . 由图4可见, 参数  $\eta$  影响函数的收敛速率,  $\eta$  越小, 其在初始段收敛速率越快, 在接近指定收敛时间段的变化越缓; 反之,  $\eta$  越大, 其在接近指定收

敛时间段的变化越急促, 在初始段收敛速率越慢.

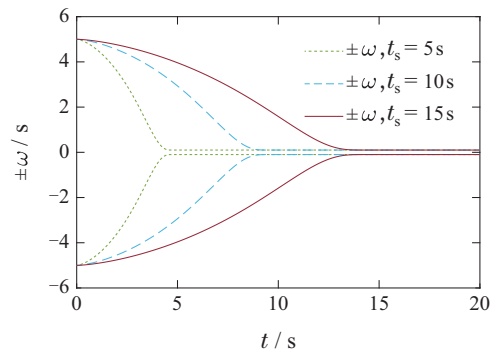


图3 不同  $t_s$  下的固定时间收敛性能函数曲线图

Fig. 3 Performance function curves with fixed-time convergence under different  $t_s$

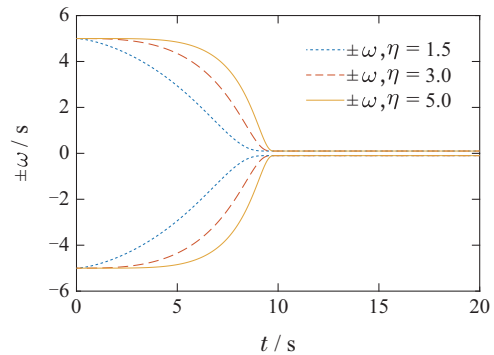


图4 不同  $\eta$  下的固定时间收敛性能函数曲线图

Fig. 4 Performance function curves with fixed-time convergence under different  $\eta$

$\omega_0$ ,  $\omega_\infty$ ,  $\eta$  和  $t_s$  分别对攻击时间误差的超调量、稳态精度、收敛速率和收敛时间起调节作用. 合理选择性能函数中的参数可调节控制性能. 参数  $\omega_\infty$  在选取时可根据稳态精度需要选择, 如果过小, 在实际飞行过程中会由于扰动造成法向加速度的抖振.  $t_s$  应小于期望命中时间, 然而  $t_s$  选择过小会增大对控制能力的要求, 甚至导致控制量超出包络, 进而出现奇异问题<sup>[25]</sup>. 参数  $\omega_0$  不仅取决于攻击时间误差的初始值  $\xi_0$ , 还取决于参数  $k$ ,  $k$  增大会放宽对控制误差超调量的约束要求, 过小则易产生奇异.

对攻击时间误差进行如下变换:

$$\xi(t) = \omega(t)\Gamma(\varepsilon), \quad (13)$$

其中:  $\varepsilon$  为转换误差, 转换函数  $\Gamma(\varepsilon) : (-\infty, +\infty) \rightarrow (-1, 1)$  满足以下特性:

- 1)  $\Gamma(\varepsilon)$  光滑, 可逆且严格递增;
- 2)  $-1 < \Gamma(\varepsilon) < 1$ ;
- 3)  $\lim_{\varepsilon \rightarrow -\infty} \Gamma(\varepsilon) = -1$ ,  $\lim_{\varepsilon \rightarrow +\infty} \Gamma(\varepsilon) = +1$ .

根据转换函数的特性, 只需保证  $\varepsilon$  有界, 性能约束条件(9)即可满足. 误差转换函数设定如下:

$$\Gamma(\varepsilon) = \frac{\exp(\varepsilon) - \exp(-\varepsilon)}{\exp(\varepsilon) + \exp(-\varepsilon)}. \quad (14)$$

相应地,  $\Gamma(\varepsilon)$ 的反函数为

$$\varepsilon = \frac{1}{2} \ln \frac{1 + \frac{\xi}{\omega}}{1 - \frac{\xi}{\omega}}. \quad (15)$$

对 $\varepsilon$ 求导得到

$$\begin{cases} \dot{\varepsilon} = \phi(\dot{\xi} + \alpha\xi), \\ \phi = \frac{\omega}{\omega^2 - \xi^2}, \\ \alpha = -\frac{\dot{\omega}}{\omega}. \end{cases} \quad (16)$$

本文提出的攻击时间控制制导律为

$$a_M = \frac{1}{B}(-l_1\varepsilon^p - l_2\varepsilon^q - \alpha\xi - F - 1 - \hat{d} \tanh \frac{\varepsilon\phi}{\tau}), \quad (17)$$

其中 $l_1$ 和 $l_2$ 为制导增益;  $0 < p = p_1/p_2 < 1, q = q_1/q_2 > 1$ , 其中 $p_1, p_2, q_1$ 和 $q_2$ 均为正奇数;  $\hat{d}$ 为对目标机动项上界 $\bar{d}$ 的估计变量, 其自适应律为

$$\dot{\hat{d}} = -\kappa_1\beta\hat{d}^p - \kappa_2\beta\hat{d}^q + \beta\varepsilon\phi \tanh \frac{\varepsilon\phi}{\tau}, \quad (18)$$

其中 $\kappa_1, \kappa_2, \beta, \tau > 0$ . 为证明所给出自适应预设性能制导律的固定时间收敛特性, 选择Lyapunov函数 $W$ 为

$$W = W_1 + W_2 = \frac{\varepsilon^2}{2} + \frac{\tilde{d}^2}{2\beta}, \quad (19)$$

其中 $\tilde{d} = \bar{d} - \hat{d}$ ,  $\tilde{d}$ 为对 $\bar{d}$ 的估计误差. 对 $W_1$ 求导, 并代入式(6)(8)(16)和制导律(17)可得

$$\begin{aligned} \dot{W}_1 &= \varepsilon\phi(d - l_1\varepsilon^p - l_2\varepsilon^q - \hat{d} \tanh \frac{\varepsilon\phi}{\tau}) \leq \\ &-l_1\phi\varepsilon^{p+1} - l_2\phi\varepsilon^{q+1} - \varepsilon\phi\hat{d} \tanh \frac{\varepsilon\phi}{\tau} + |\varepsilon\phi|\tilde{d}. \end{aligned} \quad (20)$$

根据引理1, 可以得到

$$\begin{aligned} \dot{W}_1 &\leq -l_1\phi\varepsilon^{p+1} - l_2\phi\varepsilon^{q+1} - \\ &\varepsilon\phi\tilde{d} \tanh \frac{\varepsilon\phi}{\tau} + 0.2785\tilde{d}\tau. \end{aligned} \quad (21)$$

对 $W_2$ 求导, 代入自适应律(18)可得

$$\dot{W}_2 = \kappa_1\hat{d}^p\tilde{d} + \kappa_2\hat{d}^q\tilde{d} - \varepsilon\phi\tilde{d} \tanh \frac{\varepsilon\phi}{\tau}. \quad (22)$$

结合式(21)–(22), 得到

$$\begin{aligned} \dot{W} &\leq -l_1\phi\varepsilon^{p+1} - l_2\phi\varepsilon^{q+1} + \\ &0.2785\tilde{d}\tau + \kappa_1\hat{d}^p\tilde{d} + \kappa_2\hat{d}^q\tilde{d}. \end{aligned} \quad (23)$$

对于 $\tilde{d} = \bar{d} - \hat{d}$ 和 $0 < p < 1$ , 下式成立<sup>[26]</sup>:

$$\begin{aligned} \hat{d}^p\tilde{d} &\leq \frac{(2^{(p-1)(1+p)} - 2^{p-1})\tilde{d}^{1+p}}{1+p} + \\ &\frac{(1 - 2^{p-1} + \frac{p + 2^{-(p-1)^2(1+p)}}{1+p})\tilde{d}^{1+p}}{1+p}, \end{aligned} \quad (24)$$

对于 $\tilde{d} = \bar{d} - \hat{d}$ 和 $q > 1$ , 根据引理2, 下式成立:

$$\begin{aligned} \hat{d}^q\tilde{d} &= \hat{d}^q(\bar{d} - \hat{d}) \leq \\ &-|\tilde{d} - \bar{d}|^{1+q}(1+q)^{-1} + \bar{d}^{1+q}(1+q)^{-1}. \end{aligned} \quad (25)$$

根据引理3, 下式成立:

$$\begin{aligned} |\tilde{d} - \bar{d}|^{1+q} &= |\tilde{d} - \bar{d}|^{1+q} + \bar{d}^{1+q} - \bar{d}^{1+q} \geq \\ 2^{-q}|\tilde{d} - \bar{d}| + \bar{d}^{1+q} - \bar{d}^{1+q} &\geq 2^{-q}\tilde{d}^{1+q} - \bar{d}^{1+q}. \end{aligned} \quad (26)$$

结合式(25)–(26), 可以得到

$$\hat{d}^q\tilde{d} \leq -\frac{2^{-q}}{1+q}\tilde{d}^{1+q} + \frac{2}{1+q}\bar{d}^{1+q}. \quad (27)$$

将式(24)(27)代入式(23), 得到

$$\begin{aligned} \dot{W} &\leq -2^{\frac{p+1}{2}}[l_1\phi(\frac{\varepsilon^2}{2})^{\frac{p+1}{2}} + \\ &\mu_1\beta^{\frac{p+1}{2}}(\frac{\tilde{d}^2}{2\beta})^{\frac{p+1}{2}}] - 2^{\frac{q+1}{2}}[l_2\phi(\frac{\varepsilon^2}{2})^{\frac{q+1}{2}} + \\ &\mu_2\beta^{\frac{q+1}{2}}(\frac{\tilde{d}^2}{2\beta})^{\frac{q+1}{2}}] + \mu_3, \end{aligned} \quad (28)$$

其中

$$\begin{cases} \mu_1 = -\frac{\kappa_1}{1+p}(2^{(p-1)(1+p)} - 2^{p-1}), \\ \mu_2 = \frac{2^{-q}\kappa_2}{1+q}, \\ \mu_3 = 0.2785\tilde{d}\tau + \frac{2\kappa_2}{1+q}\bar{d}^{1+q} + \\ \frac{\kappa_1\bar{d}^{1+p}}{1+p}(1 - 2^{p-1} + \frac{p + 2^{-(p-1)^2(1+p)}}{1+p}), \end{cases} \quad (29)$$

其中 $\mu_1, \mu_2 > 0$ . 由于 $\bar{d}$ 和制导律参数都有界, 且 $p, q \neq -1$ , 因此 $\mu_3$ 也有界. 根据引理3, 可以进一步得到

$$\begin{aligned} \dot{W} &\leq -\psi_1(\frac{\varepsilon^2}{2} + \frac{\tilde{d}^2}{2\beta})^{\frac{p+1}{2}} - \\ &2^{\frac{1-q}{2}}\psi_2(\frac{\varepsilon^2}{2} + \frac{\tilde{d}^2}{2\beta})^{\frac{q+1}{2}} + \mu_3, \end{aligned} \quad (30)$$

其中

$$\begin{cases} \psi_1 = \min[2^{\frac{p+1}{2}}l_1\phi, (2\beta)^{\frac{p+1}{2}}\mu_1], \\ \psi_2 = \min[2^{\frac{q+1}{2}}l_2\phi, (2\beta)^{\frac{q+1}{2}}\mu_2], \end{cases} \quad (31)$$

其中:  $\psi_1, \psi_2 > 0, \phi = \min[\phi(t)]$ . 代入式(19)得到

$$\dot{W} \leq -\psi_1 W^{\frac{p+1}{2}} - 2^{\frac{1-q}{2}}\psi_2 W^{\frac{q+1}{2}} + \mu_3. \quad (32)$$

根据引理4,  $W$ 可在固定时间收敛至原点附近的残差集内, 因此转换误差 $\varepsilon$ 和自适应估计误差 $\tilde{d}$ 均固定时间收敛. 由于 $\varepsilon$ 一致最终有界, 攻击时间误差 $\xi$ 始终约束于预设包络内. 残差集和收敛时间上界可采用引理4中的公式估计, 但传统的估计方法过于保守<sup>[27]</sup>. 本文制导律结合了预设性能控制方法, 同步误差 $\xi$ 的收敛时间和稳态精度可以更准确地估计为

1) 收敛时间:  $T_1 \leq t_s$ ;

2) 稳态精度:  $\xi(t) < \omega_\infty, t \geq t_s$ .

在存在外部干扰时, 传统渐进收敛和有限时间收敛算法的收敛时间和稳态精度的估计依赖于系统初始状态和外部干扰上界信息, 当这些信息无法获取时, 难以实现在给定时间内收敛至期望的残差集合内. 与之相比, 本文所提出的预设性能固定时间收敛制导律的收敛时间和残差集合均更便于提前预设, 仅需调节性能函数参数  $t_s$  和  $\omega_\infty$ .

以下将分析预设性能函数的参数设置对初始时刻加速度的调节作用. 由于  $\xi(0) = 0$  时, 控制指令较小, 因此只分析  $\xi(0) \neq 0$  的情况. 在初始时刻下式成立:

$$\omega(0) = k\xi(0)(\text{sgn}[\xi(0)]). \quad (33)$$

将式(33)代入式(15)–(16)可以得到

$$\begin{cases} \varepsilon(0) = \text{sgn}[\xi(0)] \frac{\ln \frac{(k+1)}{(k-1)}}{2}, \\ \phi(0) = \frac{k(\text{sgn}[\xi(0)])}{(k^2-1)\xi(0)}, \\ \alpha(0) = 0. \end{cases} \quad (34)$$

将式(7)(34)代入式(17), 得到初始制导指令  $a_{M,0}$  为

$$\begin{cases} a_{M,0} = (N_s + 1) V_M \dot{\lambda}_0, \\ N_s = \frac{\nu^2 \cos^2 \sigma_{M,0}}{V_{\lambda,0}^2} [h \text{sgn}[\xi(0)] + \\ \hat{d}(0) \tanh \frac{h_3}{\xi(0)\tau}], \end{cases} \quad (35)$$

其中

$$\begin{cases} h = l_1 h_1 + l_2 h_2, \quad h_1 = \left[ \frac{\ln \frac{(k+1)}{(k-1)}}{2} \right]^p, \\ h_2 = \left[ \frac{\ln \frac{(k+1)}{(k-1)}}{2} \right]^q, \quad h_3 = \frac{k}{2(k^2-1)} \ln \frac{k+1}{k-1}, \end{cases} \quad (36)$$

其中  $h, h_1, h_2, h_3 > 0$ . 自适应参数的初值通常会被设置为一个足够小的值, 以防止初始时刻控制指令饱和. 由于初始时刻自适应项较小, 式(35)可化简如下:

$$\begin{cases} a_{M,0} = (N_s + 1) V_M \dot{\lambda}_0, \\ N_s = h \text{sgn}[\xi(0)] \frac{\nu^2 \cos^2 \sigma_{M,0}}{V_{\lambda,0}^2}. \end{cases} \quad (37)$$

当  $N_s \in [-1, 1]$  时, 加速度指令较小, 无需调节制导律参数也能满足加速度饱和约束. 因此主要分析  $|N_s| > 1$  的情况, 此时初始加速度的大小与  $|N_s|$  成正比.

从式(37)可见, 初始制导指令的大小主要通过两部分决定, 分别是飞行器初始状态和  $h$ , 其中  $h$  取决于制导律设置的参数. 在图5中给出了  $h_1$  和  $h_2$  的响应曲线. 图5表明,  $k$  的取值越大,  $h_1$  和  $h_2$  越小. 由于初始制

导指令与  $h_1$  和  $h_2$  呈正相关, 因此增大  $k$  值可以削弱初始时刻加速度. 从降低初始制导指令的角度出发,  $k$  合适的取值范围为  $[1.5, +\infty)$ . 而当  $k > 1.5$  后,  $h_1$  和  $h_2$  的递减速率降低, 继续减小  $k$  对降低初始指令的作用不再显著.

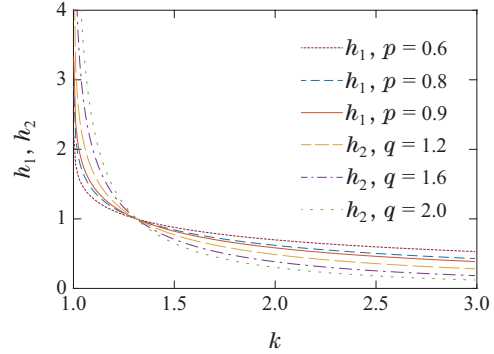


图5  $h_1$  与  $h_2$  随变量  $k$  变化的曲线图

Fig. 5 Curves of  $h_1$  and  $h_2$  as a function of the variable  $k$

鉴于  $k$  的取值不仅能调节初始制导指令, 还影响对超调量的约束作用, 以下讨论将综合考虑饱和约束和对超调量的要求, 给出制导律参数选取原则. 定义加速度约束范围为  $[-a_{M,\max}, a_{M,\max}]$ , 式中  $a_{M,\max}$  表示最大可用加速度, 结合式(36)–(37)得到

$$\begin{aligned} \left| \frac{a_{M,\max}}{V_M \dot{\lambda}_0} \right| &\geq \\ \left| \frac{\nu^2 \cos^2 \sigma_{M,0} (l_1 h_1 + l_2 h_2) \text{sgn}[\xi(0)]}{V_{\lambda,0}^2} + 1 \right|. \end{aligned} \quad (38)$$

对于  $k \in [1.5, +\infty)$ , 满足  $h_1 > h_2$ , 进而得到

$$\left| \frac{\nu^2 \cos^2 \sigma_{M,0}}{V_{\lambda,0}^2} (l_1 + l_2) h_2 \right| \leq \left| \frac{a_{M,\max}}{V_M \dot{\lambda}_0} \right| + 1, \quad (39)$$

代入式(36), 最终得到考虑初始加速度饱和的参数选取范围为

$$k \geq \frac{2}{\exp(\mu) - 1} + 1, \quad (40)$$

其中

$$\mu = 2 \left| \frac{V_{\lambda,0}^2 (| \frac{a_{M,\max}}{V_M \dot{\lambda}_0} | + 1)}{\nu^2 (l_1 + l_2) \cos^2 \sigma_{M,0}} \right|^{\frac{1}{q}}. \quad (41)$$

同理, 定义最大(小)允许超调量为  $\pm \xi'_{\max}$ , 考虑超调约束并代入式(5)(8), 可以得到在最大允许超调量约束下  $k$  的取值范围为

$$k \leq \frac{\nu^2 \xi'_{\max}}{\left| R_0 (V_{R,0} - V_{\lambda,0} \tan \sigma_{M,0} + 2V_M \cos \sigma_{M,0}) - \nu^2 t_d \right|}. \quad (42)$$

结合式(40)(42)选取参数, 可以在避免初始加速度饱和的同时保证对瞬态超调量的要求. 若不考虑预设性能特性, 固定时间收敛的攻击时间控制制导律和自

适应律为

$$\begin{cases} \dot{a}'_M = \frac{1}{B}(-l_3\xi^m - l_4\xi^n - F - 1 - \hat{d}' \tanh \frac{\xi}{\tau'}), \\ \dot{\hat{d}}' = -\kappa_3\beta'\hat{d}'^m - \kappa_4\beta'\hat{d}'^n + \beta'\xi \tanh \frac{\xi}{\tau'}, \end{cases} \quad (43)$$

其中:  $l_3, l_4, \tau', \beta', \kappa_3, \kappa_4 > 0, 0 < m < 1, n > 1$ .

在式(43)下, 攻击时间误差与自适应估计误差都可固定时间收敛至原点附近的一个残差集内. 相比性能不可预设的制导律(43), 本文所给出的制导律(17)可通过性能函数参数调节误差的包络, 根据飞行器自身机动能力限制和收敛时间要求选择参数 $\eta, k$ 和 $t_s$ , 由可接受的稳态精度选取 $\omega_\infty$ , 从而在满足稳态性能的同时, 兼顾飞行器自身机动能力限制和收敛时间要求.

### 4 仿真校验

为验证所提出攻击时间控制制导律的有效性, 考虑二维平面内飞行器攻击机动目标. 在欧式坐标系  $OXY$  下描述飞行器和目标的相对运动, 其中  $OX$  和  $OY$  分别表示水平和垂直方向. 飞行器和目标的初始位置分别设置为  $(0\text{ m}, 10\ 000\text{ m})$  和  $(8000\text{ m}, 10\ 000\text{ m})$ , 速度分别为  $500\text{ m/s}$  和  $400\text{ m/s}$ , 初始航迹角分别为  $20^\circ$  和  $120^\circ$ . 目标加速度设置为  $3g$ , 飞行器最大可用加速度为  $25g$ , 考虑自动驾驶仪对制导系统的影响, 借鉴文献[28], 其动态模型可等效为  $\dot{a}_{Me} = (a_M - a_{Me})/T$ , 式中  $a_M, a_{Me}$  和  $T$  分别为自动驾驶仪的输入、输出和时间常数, 选取  $T = 0.5\text{ s}$ . 期望命中时间设为  $70\text{ s}$ . 仿真验证分为两部分, 各部分的脱靶量在表1给出.

#### 4.1 不同攻击时间控制制导律的对比仿真验证

在同一制导场景下对3种不同的制导律性能作对比, 将所提出的预设性能固定时间制导律(17)简记为GL1, 固定时间收敛制导律(43)简记为GL2, 在文献[7]中给出的攻击时间控制制导律(11)简记为GL3. GL1的参数选取为:  $k = 3, \eta = 1.5, t_s = 8, \omega_\infty = 1, l_1 = 3, l_2 = 2, p = 0.8, q = 1.3, \kappa_1 = 0.2, \kappa_2 = 0.1,$

$\beta = 0.5, \tau = 0.03$ . GL2的参数设为:  $l_3 = 0.2, l_4 = 0.2, m = 0.8, n = 1.5, \kappa_3 = 0.5, \kappa_4 = 1, \beta' = 1, \tau' = 0.07$ . GL3的制导指令如下:

$$a''_M = -\frac{F + 1 + Da_T + k_1\xi + k_2\xi^\iota}{B}, \quad (44)$$

其中  $k_1, k_2 > 0, 0 < \iota < 1, D = dl/a_T$ . 该制导律为有限时间收敛. 在仿真中设置  $k_1 = 0.4, k_2 = 0.5, \iota = 0.8$ .

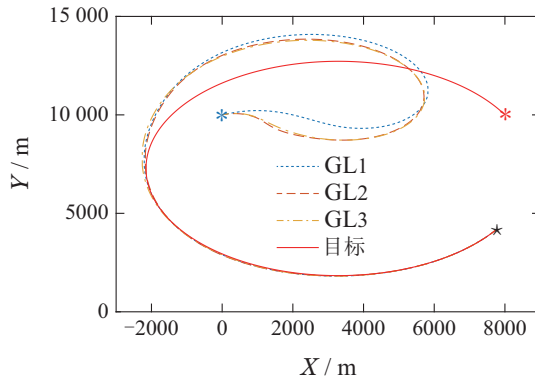
表1 不同制导律和不同性能函数参数下的脱靶量  
Table 1 Miss distances under different guidance laws and different performance function parameters

| 制导律 | 第4.1节  |           | 第4.2节  |        |
|-----|--------|-----------|--------|--------|
|     | 脱靶量/m  | 性能函数参数    | 脱靶量/m  | 性能函数参数 |
| GL1 | 0.1226 | $k = 1.5$ | 0.1222 |        |
| GL2 | 1.0530 | $k = 4.0$ | 0.1220 |        |
| GL3 | 0.0507 | $k = 7.0$ | 0.1219 |        |

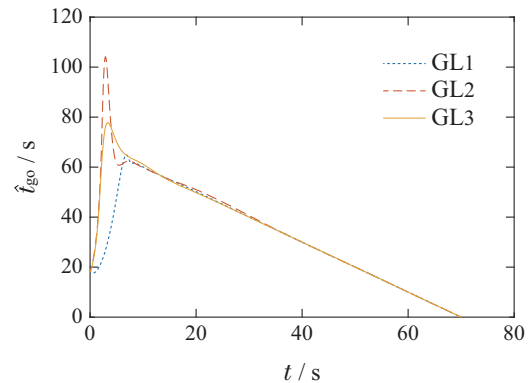
仿真结果如图6所示, 图中\*为飞行器和目标的初始位置, \*为拦截位置. 图6(a)表明3种制导律都能使飞行器命中机动目标. 图6(b)说明飞行器命中目标的时间为期望命中时刻70 s. 从图6(c)可见, 在3种不同制导律的作用下, 攻击时间误差都在8 s前进入  $(-1, 1)$  残差集内, 之后保持稳定状态. 由图6(d)可知, GL2和GL3产生的初始加速度都达到  $25g$  的饱和约束上限, 而GL1产生的加速度大小为  $12.6g$ , 低于加速度饱和约束上限. 可见, 在相同收敛速率下, 所提出的制导律(17)能够有效降低初始加速度冲击. 表1表明, 在GL2下的脱靶量最大, GL1和GL3都能取得较小的脱靶量. 不同于要求目标机动信息完全已知的GL3, 本文提出的制导律GL1在不依赖于目标机动信息的情况下, 仍可取得与GL3相近的脱靶量.

#### 4.2 不同制导律参数下的对比仿真验证

为进一步验证所提出方法的初始加速度调节优势, 对比GL1在  $k = 1.5, 4$  和  $7$  下的制导效果. 性能函数收敛时间选取为  $15\text{ s}$ , 其他参数设置与第4.1节相同. 仿真结果如图7所示.



(a) 飞行轨迹



(b) 剩余命中时间估计值

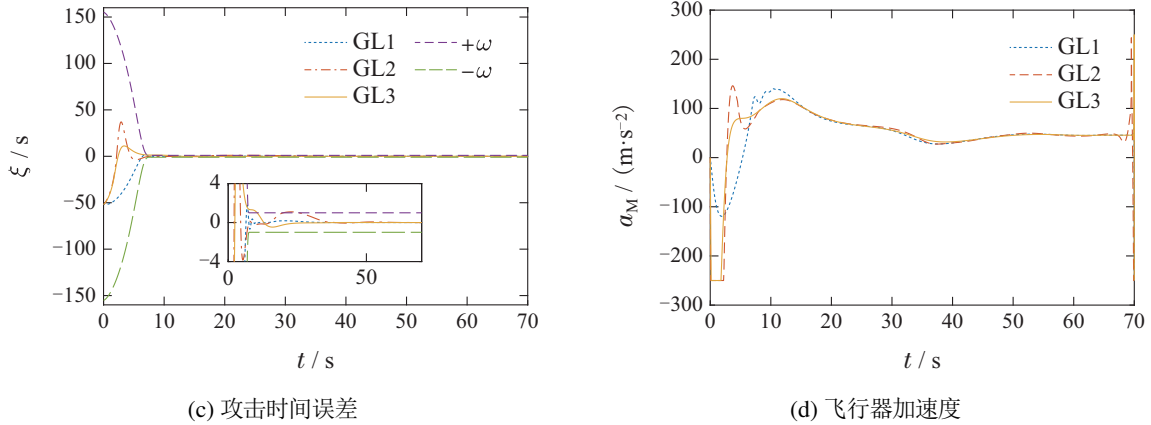


图6 不同制导律下的仿真结果

Fig. 6 Simulation results under different guidance laws

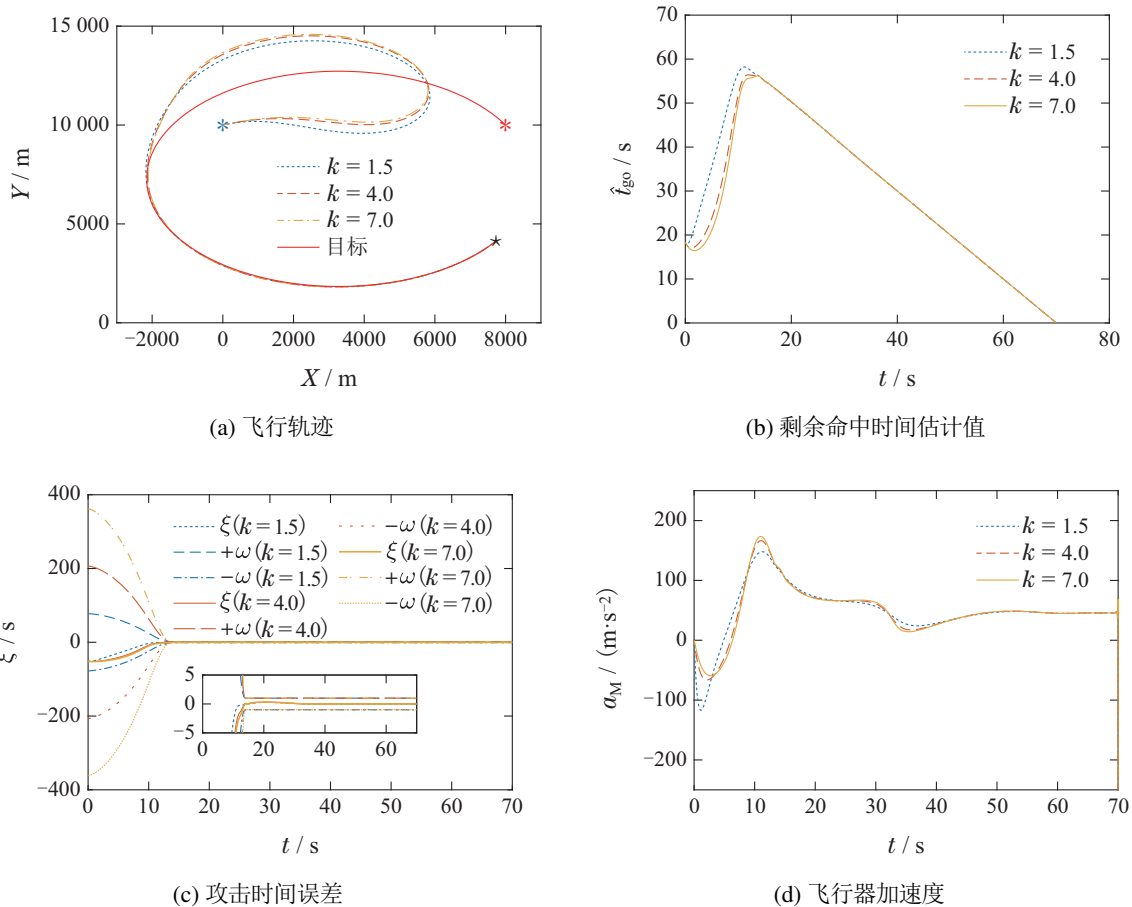


图7 在制导律(17)下选取不同k值时的仿真结果

Fig. 7 Simulation results under guidance law (17) with different  $k$

由图7(a)–(b)可见, 飞行器在指定时刻命中机动目标. 图7(c)表明, 攻击时间误差始终约束在预设性能函数的包络范围内, 且在 $t_s$ 前收敛至稳态范围, 稳态误差小于性能函数终值 $\omega_\infty$ . 从表1可见, 不同 $k$ 下的脱靶量都较小. 仿真结果显示 $k = 1.5, 4$ 和 $7$ 时, 制导律(17)下的加速度初值分别为 $11.7g, 6.6g$ 和 $5.9g$ . 图7(d)也进一步说明 $k$ 越大, 初始加速度越小, 与理论分析一致.

### 5 结论

本文针对飞行器指定时间命中机动目标问题, 提出了一种可固定时间收敛的自适应预设性能攻击时间控制制导方法. 通过对预设性能函数中参数的设置, 实现对攻击时间误差瞬态性能和稳态精度的调节. 考虑到攻击时间误差收敛时间对制导精度的影响, 本文将性能函数改进为光滑的固定时间收敛形式. 仿真结

果表明, 所提出方法能够实现飞行器在期望的攻击时间拦截目标, 且攻击时间误差的瞬态性能和稳态性能符合设定的性能函数要求。

### 参考文献:

- [1] DONG Xiwang, YU Jianglong, HUA Yongzhao. Review and prospect of cooperative guidance with attack time consensus for multiple aerial vehicles. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2022, 48(9): 1836 – 1844.  
(董希旺, 于江龙, 化永朝. 多飞行器攻击时间一致性协同制导进展综述与展望. 北京航空航天大学学报, 2022, 48(9): 1836 – 1844.)
- [2] JEON I S, LEE J I, TAHK M J. Impact-time-control guidance law for anti-ship missiles. *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, 2006, 14(2): 260 – 266.
- [3] KIM M, JUNG B, HAN B, et al. Lyapunov-based impact time control guidance laws against stationary targets. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2015, 51(2): 1111 – 1122.
- [4] TSALIK R, SHIMA T. Circular impact-time guidance. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2019, 42(8): 1836 – 1847.
- [5] SALEEM A, RATNOO A. Lyapunov-based guidance law for impact time control and simultaneous arrival. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2016, 39(1): 164 – 172.
- [6] GUTMAN S. Impact-time vector guidance. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2017, 40(8): 2110 – 2114.
- [7] KUMAR S R, MUKHERJEE D. Terminal time-constrained nonlinear interception strategies against maneuvering targets. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2021, 44(1): 200 – 209.
- [8] CHEN Y, WU S F, WANG X L, et al. Time and FOV constraint guidance applicable to maneuvering target via sliding mode control. *Aerospace Science and Technology*, 2023, 133: 1 – 16.
- [9] HU Q L, HAN T, XIN M. Sliding-mode impact time guidance law design for various target motions. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2019, 42(1): 136 – 148.
- [10] ZHOU J L, YANG J Y. Guidance law design for impact time attack against moving targets. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2018, 54(5): 2580 – 2589.
- [11] LI Guofei, ZHU Guoliang, LÜ Jinhu, et al. Three-dimensional distributed cooperative guidance law for multiple leader-follower flight vehicles. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2021, 42(11): 236 – 245.  
(李国飞, 朱国梁, 吕金虎, 等. 主-从多飞行器三维分布式协同制导方法. 航空学报, 2021, 42(11): 236 – 245.)
- [12] CHEN Z, CHEN W, LIU X, et al. Three-dimensional fixed-time robust cooperative guidance law for simultaneous attack with impact angle constraint. *Aerospace Science and Technology*, 2021, 110: 1 – 16.
- [13] LI G F, ZHONG Q L, ZUO Z Y, et al. Distributed observer-based resilient consensus tracking control under DoS attacks: Theory and experiment. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 2025, DOI: 10.1109/TIE.2025.3582693.
- [14] MING C, WANG X. Nonsingular terminal sliding mode control-based prescribed performance guidance law with impact angle constraints. *International Journal of Control Automation and Systems*, 2022, 20(3): 715 – 726.
- [15] LYU S, YAN X, TANG S. Prescribed performance interceptor guidance with terminal line of sight angle constraint accounting for missile autopilot lag. *Aerospace Science and Technology*, 2017, 69: 171 – 180.
- [16] FENG Zhenxin, GUO Jianguo, ZHOU Jun. Novel prescribed performance controller design for a hypersonic vehicle. *Journal of Astronautics*, 2018, 39(6): 656 – 663.  
(冯振欣, 郭建国, 周军. 高超声速飞行器新型预设性能控制器设计. 宇航学报, 2018, 39(6): 656 – 663.)
- [17] XIONG Shaofeng, WEI Mingying, ZHAO Mingyuan, et al. Impact angle constrained optimal midcourse guidance law for missiles of time-varying speed. *Control Theory & Applications*, 2018, 35(2): 248 – 257.  
(熊少锋, 魏明英, 赵明元, 等. 考虑导弹速度时变的角度约束最优中制导律. 控制理论与应用, 2018, 35(2): 248 – 257.)
- [18] LI H Y, HE S M, WANG J, et al. Near-optimal midcourse guidance for velocity maximization with constrained arrival angle. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2021, 44(1): 172 – 180.
- [19] LI G F, WANG X Z, ZUO Z Y, et al. Fault-tolerant formation control for leader-follower flight vehicles under malicious attacks. *IEEE Transactions on Intelligent Vehicles*, 2024, DOI: 10.1109/TIV.2024.3391933.
- [20] ZHAO Z J, ZHANG J, CHEN S Y, et al. Neural-network-based adaptive finite-time control for a two-degree-of-freedom helicopter system with an event-triggering mechanism. *IEEE-CAA Journal of Automatic Sinica*, 2023, 10(8): 1754 – 1765.
- [21] QIAN C J, LIN W. A continuous feedback approach to global strong stabilization of nonlinear systems. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 2001, 46(7): 1061 – 1079.
- [22] LI G F, ZHONG Q L, ZUO Z Y, et al. Performance prescribed cooperative guidance against maneuvering target under malicious attacks. *IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics: Systems*, 2024, 54(12): 7770 – 7782.
- [23] KUMAR S R, MUKHERJEE D. Deviated pursuit based interception at a priori fixed time. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2019, 42(9): 2124 – 2131.
- [24] WEI Caisheng, LUO Jianjun, YIN Zeyang. A review of prescribed performance control for spacecraft attitude. *Journal of Astronautics*, 2019, 40(10): 1167 – 1176.  
(魏才盛, 罗建军, 殷泽阳. 航天器姿态预设性能控制方法综述. 宇航学报, 2019, 40(10): 1167 – 1176.)
- [25] BU Xiangwei, JIANG Baoxu. Research on the fragility problem of prescribed performance control. *Journal of Air Force Engineering University*, 2022, 23(4): 5 – 13.  
(卜祥伟, 姜宝续. 预设性能控制的脆弱性问题探究. 空军工程大学学报, 2022, 23(4): 5 – 13.)
- [26] WANG Y J, SONG Y D, KRSTIC M. Fault-tolerant finite time consensus for multiple uncertain nonlinear mechanical systems under single-way directed communication interactions and actuation failures. *Automatica*, 2015, 63: 374 – 383.
- [27] NING B D, HAN Q L, ZUO Z Y, et al. Fixed-time and prescribed-time consensus control of multiagent systems and its applications: A survey of recent trends and methodologies. *IEEE Transactions on Industrial Informatics*, 2023, 19(2): 1121 – 1135.
- [28] JANG K, BANG H, KIM Y. Mitigating time-delay in nonlinear dynamics inversion for Multirotor unmanned aerial vehicles. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2024, 47(3): 573 – 588.

### 作者简介:

**钟绮霖** 硕士研究生, 目前研究方向为飞行器制导控制, E-mail: zhongqilin0606@163.com;

**李国飞** 副教授, 硕士生导师, 目前研究方向为飞行器制导控制, E-mail: liguofei1@126.com;

**吴云洁** 教授, 博士生导师, 目前研究方向为非线性控制和伺服系统控制, E-mail: wyjmip@buaa.edu.cn;

**左宗玉** 教授, 博士生导师, 目前研究方向为无人机非线性系统控制和多智能体协同控制, E-mail: zzybobby@buaa.edu.cn;

**吕金虎** 教授, 博士生导师, 目前研究方向为多智能体系统和复杂网络, E-mail: jhlu@iss.ac.cn.