

考虑自动驾驶仪延迟的多约束末制导律

赵国荣¹, 李晓宝², 刘 帅², 赵超轮²

(1. 海军航空大学参谋部, 山东 烟台 264001; 2. 海军航空大学岸防兵学院, 山东 烟台 264001)

摘要:设计了一种带有落角和视场角约束的末制导律。建立了带有导弹自动驾驶仪二阶动态特性的末制导模型;构造了一种新型的滑模面并结合动态面控制给出了制导律的设计方法;利用 Lyapunov 稳定性理论,证明了制导系统的弹目视线角和弹目视线角速率是收敛的,结合构造的障碍 Lyapunov 函数和滑模面的特性证明了视场角始终满足约束条件;仿真验证了制导律的有效性。

关键词:制导律;落角约束;视场角约束;自动驾驶仪延迟;滑模控制;动态面控制;障碍 Lyapunov 函数

本文引用格式:赵国荣, 李晓宝, 刘帅, 等. 考虑自动驾驶仪延迟的多约束末制导律[J]. 兵器装备工程学报, 2019, 40(10): 1-6.

Citation format: ZHAO Guorong, LI Xiaobao, LIU Shuai, et al. Guidance Law with Drop Angle and Field-of-View Angle Constraints Considering Autopilot Lag[J]. Journal of Ordnance Equipment Engineering, 2019, 40(10): 1-6.

中图分类号: TJ765.3

文献标识码: A

文章编号: 2096-2304(2019)10-0001-06

Guidance Law with Drop Angle and Field-of-View Angle Constraints Considering Autopilot Lag

ZHAO Guorong¹, LI Xiaobao², LIU Shuai², ZHAO Chaolun²

(1. University Staff Department, Naval Aviation University, Yantai 264001, China;

2. Coastal Defence Academy, Naval Aviation University, Yantai 264001, China)

Abstract: A terminal guidance law with drop angle and field-of-view constraints was proposed. The guidance model considering the second-order dynamic characteristics of the missile autopilot was established. A new sliding surface was constructed and the guidance command was given in combination with the dynamic surface control. By using the Lyapunov stability theory, it is proved that the line of sight angle and the line of sight angular rate of the guidance system are convergent. Combined with the characteristics of the barrier Lyapunov function and the sliding surface, it is proved that field-of-view angle satisfies the constraint condition. Simulation verifies the effectiveness of the guidance law.

Key words: guidance law; drop angle constraint; field-of-view angle constraint; autopilot lag; sliding mode control; dynamic surface control; barrier Lyapunov function

导弹末制导律能够实现导弹对目标的精确打击,同时考虑终端落角的约束,能够使得导弹取得最佳毁伤效果^[1]。拦截机动目标时,由于目标信息未知,传统的比例制导性能大大降低^[2],而滑模控制由于其对外部干扰和内部不确定性

有较强的鲁棒性,应用在制导律设计中取得了良好的效果。

末制导中导弹为满足落角要求,弹道通常较为弯曲,这可能导致目标不在导弹的导引头视场范围内,使导弹丢失目标^[3]。同时,导弹自动驾驶仪延迟也是影响制导精度的重要

收稿日期: 2019-02-16; 修回日期: 2019-03-14

基金项目: 国家自然科学基金项目(61473306)

作者简介: 赵国荣(1964—),男,博士,教授,主要从事飞行器控制与导航技术研究, E-mail: grzhao6881@163.com。

通讯作者: 李晓宝(1990—),男,博士研究生,主要从事飞行器导航制导与控制研究, E-mail: lixiaobaohjhy@163.com。

因素,因此,研究末制导律时同时考虑导弹落角和视场角约束并结合自动驾驶仪的延迟影响具有重要意义。文献[4]基于切换逻辑的思路设计了带有落角和视场角约束的终端滑模制导律,因为存在指令转换的问题,制导律不是光滑连续的;文献[5]利用积分型障碍 Lyapunov 函数设计了一种新型滑模制导律能同时约束落角和视场角,但积分项的引入使得制导律求解较为困难。文献[6]考虑了导弹的一阶自动驾驶仪延迟问题,而研究导弹的二阶动态特性更贴近实际情况。文献[7-8]进一步给出了考虑自动驾驶仪二阶动态和攻击角度约束的制导律设计方法。然而,文献[6-8]都没有考虑了视场角约束的问题。

本文结合导弹自动驾驶仪的二阶动态特性提出了一种带有落角和视场角约束的末制导律。通过构造一种新型的滑模面并结合动态面控制给出了制导律的设计方法;利用一种新的障碍 Lyapunov 函数并根据 Lyapunov 稳定性理论,证明了制导系统的弹目视线(line of sight, LOS)角跟踪误差和 LOS 角速率是收敛的,并且视场角始终满足约束条件。

1 问题描述和相关引理

1.1 问题描述

如图 1 所示,假定末制导过程中导弹和标的速度 V_M 和 V_T 大小不变, r 和 q 分别表示为弹目之间的相对距离和 LOS 角, φ_M 和 φ_T 分别表示为导弹和标的前置角, γ_M 和 γ_T 分别表示为导弹和标的航迹角, a_M 和 a_T 分别表示为导弹和标的法向加速度。导弹和标的末制导运动学关系为

$$\begin{aligned} \dot{r} &= V_T \cos \varphi_T - V_M \cos \varphi_M \\ r \dot{q} &= V_T \sin \varphi_T - V_M \sin \varphi_M \\ \varphi_M &= \gamma_M - q, \quad \varphi_T = \gamma_T - q \\ \dot{\gamma}_M &= \frac{a_M}{V_M}, \quad \dot{\gamma}_T = \frac{a_T}{V_T} \end{aligned} \quad (1)$$

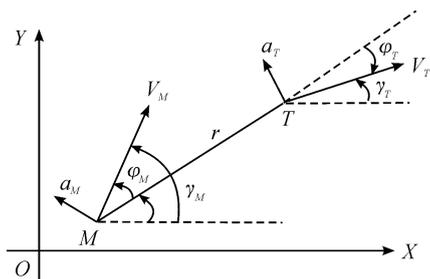


图 1 弹目关系

$V_q = r\dot{q}$ 表示为垂直于 LOS 方向的相对速度分量,对其求导:

$$\dot{V}_q = -\frac{\dot{r}}{r} V_q - a_M \cos \varphi_M + d \quad (2)$$

其中, $d = a_T \cos \varphi_T$ 。

假设 1 若存在一个有界常数 $\Delta \geq 0$ 代表目标加速度 a_T 的最大值,可知 $|d| \leq \Delta$ 。

导弹的自动驾驶仪的动态特性可以看成二阶惯性环节:

$$\ddot{a}_M = -2\zeta\omega_n \dot{a}_M - \omega_n^2 a_M + \omega_n^2 u \quad (3)$$

其中, u 为导弹自动驾驶仪的输入指令, ζ 和 ω_n 分别代表导弹自动驾驶仪的阻尼比和固有频率。

假设 q_d 是末制导终端 LOS 角,即期望的导弹落角,定义 $x_1 = q - q_d$, $x_2 = V_q$, $x_3 = a_M$, $x_4 = \dot{a}_M$ 。根据式(1)、式(2)、式(3)可得:

$$\begin{aligned} \dot{x}_1 &= \frac{x_2}{r} \\ \dot{x}_2 &= -\frac{\dot{r}}{r} x_2 - x_3 \cos \varphi_M + d \\ \dot{x}_3 &= x_4 \\ \dot{x}_4 &= -2\zeta\omega_n x_4 - \omega_n^2 x_3 + \omega_n^2 u \end{aligned} \quad (4)$$

针对捷联导引头,在攻角近似为零的情况下,可采用前置角 φ_M 来表示导弹的视场角。若导弹可接受的最大视场角为 φ_{\max} ,本文末制导律的设计要求就是通过制导指令 u 使 LOS 角误差 x_1 以及垂直于 LOS 方向的相对速度分量 x_2 最终收敛到零,确保导弹能够以给定的落角 q_d 准确命中目标,并且保证导弹视场角始终满足 $|\varphi_M| \leq \varphi_{\max}$ 。

根据式(1)可得 $|\varphi_M| \leq \varphi_{\max}$ 成立的充分条件为

$$|x_2| \leq \alpha \quad (5)$$

其中, $\alpha = V_M \sin \varphi_{\max} - V_T$ 。

假设 2 为保证导弹能够完成制导要求,需满足弹目速度比 $\frac{V_T}{V_M} < \sin \varphi_{\max}$,即 $\alpha > 0$ 。

1.2 基本引理

引理 1^[9] 对任意的 $|\xi| \leq 1$, 有不等式 $\ln \frac{1}{1-\xi^2} < \frac{\xi^2}{1-\xi^2}$ 。

引理 2^[10] 对任意的正数 α , 令 $A = \{x \in \mathbb{R}^l : |x| < \alpha\}$ 以及 $B = \mathbb{R}^l \times A \subset \mathbb{R}^{l+1}$ 均为开区间,考虑如下系统:

$$\dot{\eta} = h(t, \eta) \quad (6)$$

其中, $\eta = [\omega, x]^T \in B$, 函数 $h: \mathbb{R}_+ \times B \rightarrow \mathbb{R}^{l+1}$ 在时间 t 上分段连续,并且关于 x 满足局部一致 Lipschitz 条件。若函数 $U: \mathbb{R}^l \rightarrow \mathbb{R}_+$ 以及 $V_1: A \rightarrow \mathbb{R}_+$ 在各自的定义域内连续可微且是正定的,同时满足:当 $|x| \rightarrow \alpha$ 时, $V_1(x) \rightarrow \infty$; $\gamma_1(\|\omega\|) \leq U(\omega) \leq \gamma_2(\|\omega\|)$, γ_1 和 γ_2 为 K_∞ 类函数。那么,对于函数 $V(\eta) = V_1(x) + U(\omega)$ 以及初状态 $x(0) \in A$, 假设不等式满足如下关系

$$\dot{V} = \frac{\partial V}{\partial \eta} h \leq -aV + b \quad (7)$$

其中 $a, b > 0$, 则对任意 $t \in [0, \infty)$, 都满足 $x \in A$ 。

2 考虑自动驾驶仪延迟的带有落角和视场角约束的制导律

2.1 制导律的设计

1) 设计虚拟控制量 x_{3c}

构造如下滑模面

$$s_1 = x_2 + \alpha(1 - e^{-\beta|x_1|})\text{sign}(x_1) \quad (8)$$

对其求导可得

$$\dot{s}_1 = -\frac{\dot{r}}{r}x_2 - x_3\cos\varphi_M + d + \frac{\alpha\beta}{r}e^{-\beta|x_1|}x_2 \quad (9)$$

虚拟控制量 x_{3c} 设计如下:

$$x_{3c} = \frac{1}{\cos\varphi_M} \left[-\frac{\dot{r}}{r}x_2 + \Delta\text{sign}(s_1) + \frac{\alpha\beta e^{-\beta|x_1|}x_2}{r} \cdot \left(1 - \frac{|s_1|}{\alpha + g\text{sign}(s_1)}\right) + \varphi + k_1s_1 \right] \quad (10)$$

其中, $g = \alpha(1 - e^{-\beta|x_1|})\text{sign}(x_1)$, $\varphi = \frac{\xi}{(1 - \xi^2)(\alpha + g\text{sign}(s_1))}$, ξ 的定义见下文。

为了避免逆推设计方法的项数爆炸问题,引入一个一阶滤波器对虚拟控制量 x_{3c} 进行滤波:

$$\tau_3\dot{x}_{3d} + x_{3d} = x_{3c} \quad (11)$$

其中, $\tau_3 > 0$ 为滤波器设计参数, $x_{3d}(0) = x_{3c}(0)$ 。

定义边界层误差:

$$y_3 = x_{3d} - x_{3c} \quad (12)$$

2) 设计虚拟控制量 x_{4c}

定义跟踪误差变量

$$s_2 = x_3 - x_{3d} \quad (13)$$

对其求导可得

$$\dot{s}_2 = x_4 - \dot{x}_{3d} \quad (14)$$

虚拟控制量 x_{4c} 设计如下:

$$x_{4c} = -k_2s_2 + \dot{x}_{3d} \quad (15)$$

通过一个一阶滤波器对虚拟控制量 x_{4c} 进行滤波

$$\tau_4\dot{x}_{4d} + x_{4d} = x_{4c} \quad (16)$$

其中, $\tau_4 > 0$ 为滤波器设计参数, $x_{4d}(0) = x_{4c}(0)$ 。

定义边界层误差

$$y_4 = x_{4d} - x_{4c} \quad (17)$$

3) 设计制导指令 u

定义跟踪误差变量

$$s_3 = x_4 - x_{4d} \quad (18)$$

对其求导可得

$$\dot{s}_3 = -2\zeta\omega_n x_4 - \omega_n^2 x_3 + \omega_n^2 u - \dot{x}_{4d} \quad (19)$$

导弹制导指令 u 可设计如下

$$u = \frac{1}{\omega_n^2} (2\zeta\omega_n x_4 + \omega_n^2 x_3 + \dot{x}_{4d} - k_3 s_3) \quad (20)$$

进一步,将式(11)、式(13)、式(15)、式(16)、式(18)代入式(10)可得

$$u = \frac{1}{\omega_n^2} \left[2\zeta\omega_n x_4 + \omega_n^2 x_3 - \frac{k_2}{\tau_4} (x_3 - x_{3d}) + \frac{1}{\tau_3 \tau_4} (x_{3c} - x_{3d}) - \frac{x_{4d}}{\tau_4} - k_3 (x_4 - x_{4d}) \right] \quad (21)$$

2.2 稳定性分析

定理 1 对于制导系统式(4),如果制导指令 u 设计为式(21),并且状态变量 x_2 满足约束条件 $|x_2| < \alpha$,则导弹最终能够成功的拦截目标,并且状态变量 x_1, x_2 收敛于零。

证明:该定理证明过程如下:

构造如下障碍 Lyapunov 函数:

$$V_1 = \frac{1}{2} \ln \frac{[\alpha + g\text{sign}(s_1)]^2}{[\alpha + g\text{sign}(s_1)]^2 - s_1^2} \quad (22)$$

可知, $\alpha + g\text{sign}(s_1) > 0$, 令 $\xi = \frac{s_1}{\alpha + g\text{sign}(s_1)}$, $\Phi(s_1)$ 可转化为

$$V_1 = \frac{1}{2} \ln \frac{1}{1 - \xi^2} \quad (23)$$

因为 $|x_2| < \alpha$, 可知 $|s_1| < \alpha + g\text{sign}(s_1)$, 即 $|\xi| < 1$ 。

对 V_1 求导并代入式(9)、式(10)、式(12)、式(13)可得:

$$\dot{V}_1 = \frac{\xi}{1 - \xi^2} \dot{\xi} = \varphi \left[\dot{s}_1 - \frac{\dot{g}|s_1|}{\alpha + g\text{sign}(s_1)} \right] =$$

$$\varphi \left[-\frac{\dot{r}}{r}x_2 - (s_2 + y_3 + x_{3c})\cos\varphi_M + d +$$

$$\frac{\alpha\beta}{r}e^{-\beta|x_1|}x_2 - \frac{\dot{g}|s_1|}{\alpha + g\text{sign}(s_1)} \right] =$$

$$\varphi [d - \Delta\text{sign}(s_1) - k_1s_1 - \varphi - (s_2 + y_3)\cos\varphi_M] \quad (24)$$

根据 YOUNG 不等式可得:

$$-\varphi s_2 \cos\varphi_M \leq \frac{1}{2}s_2^2 + \frac{1}{2}(\varphi \cos\varphi_M)^2 \leq \frac{1}{2}s_2^2 + \frac{1}{2}\varphi^2 \quad (25)$$

$$-\varphi y_3 \cos\varphi_M \leq \frac{1}{2}y_3^2 + \frac{1}{2}(\varphi \cos\varphi_M)^2 \leq \frac{1}{2}y_3^2 + \frac{1}{2}\varphi^2 \quad (26)$$

根据假设 1 以及引理 1 得:

$$\dot{V}_1 = \frac{s_1 [d - \Delta\text{sign}(s_1)]}{(1 - \xi^2)(\alpha + g\text{sign}(s_1))^2} -$$

$$\varphi [k_1s_1 + \varphi + (s_2 + y_3)\cos\varphi_M] \leq$$

$$\varphi [-k_1s_1 - \varphi - (s_2 + y_3)\cos\varphi_M] \leq$$

$$-k_1 \frac{\xi^2}{1 - \xi^2} + \frac{1}{2}s_2^2 + \frac{1}{2}y_3^2 \leq$$

$$-2k_1V_1 + \frac{1}{2}s_2^2 + \frac{1}{2}y_3^2 \quad (27)$$

构造如下 Lyapunov 函数:

$$V_2 = \frac{1}{2}s_2^2 \quad (28)$$

对其求导并代入式(14)、式(17)、式(18)可得:

$$\dot{V}_2 = s_2\dot{s}_2 = s_2(s_3 + y_4 + x_{4c} - \dot{x}_{3d}) =$$

$$s_2(s_3 + y_4 - k_2s_2) \leq s_2^2 + \frac{1}{2}s_3^2 + \frac{1}{2}y_4^2 - k_2s_2^2 \quad (29)$$

构造如下 Lyapunov 函数:

$$V_3 = \frac{1}{2}s_3^2 \quad (30)$$

对其求导并代入式(19)、式(20)可得:

$$\dot{V}_3 = s_3\dot{s}_3 = s_3(-2\zeta\omega_n x_4 - \omega_n^2 x_3 +$$

$$\omega_n^2 u - \dot{x}_{4d}) = -k_3s_3^2 \quad (31)$$

构造如下 Lyapunov 函数:

$$V = V_1 + V_2 + V_3 + \frac{1}{2} \sum_{i=3}^4 y_i^2 \quad (32)$$

由文献[9]知,存在常数 $M_3 > 0$, $M_4 > 0$,使 $|\dot{x}_{3c}| \leq M_3$, $|\dot{x}_{4c}| \leq M_4$ 。根据 YOUNG 不等式可得:

$$y_3 \dot{y}_3 \leq -\frac{y_3^2}{\tau_3} + M_3 |y_3| \leq -\frac{y_3^2}{\tau_3} + \frac{M_3^2 y_3^2}{2} + \frac{1}{2} \quad (33)$$

$$y_4 \dot{y}_4 \leq -\frac{y_4^2}{\tau_4} + M_4 |y_4| \leq -\frac{y_4^2}{\tau_4} + \frac{M_4^2 y_4^2}{2} + \frac{1}{2} \quad (34)$$

对 Lyapunov 函数 V 求导可得

$$\begin{aligned} \dot{V} &= \dot{V}_1 + \dot{V}_2 + \dot{V}_3 + \frac{1}{2} \sum_{i=3}^4 y_i \dot{y}_i \leq \\ &-2k_1 V_1 + \frac{1}{2} s_2^2 + \frac{1}{2} y_3^2 + s_2^2 + \frac{1}{2} s_3^2 + \frac{1}{2} y_4^2 - \\ &k_2 s_2^2 - k_3 s_3^2 - \frac{y_3^2}{\tau_3} + \frac{M_3^2 y_3^2}{2} + \frac{1}{2} - \frac{y_4^2}{\tau_4} + \frac{M_4^2 y_4^2}{2} + \frac{1}{2} = \\ &-2k_1 V_1 + (3 - 2k_2) V_2 + (1 - 2k_3) V_3 + \\ &\left(\frac{1 + M_3^2}{2} - \frac{1}{\tau_3}\right) y_3^2 + \left(\frac{1 + M_4^2}{2} - \frac{1}{\tau_4}\right) y_4^2 + 1 \end{aligned} \quad (35)$$

选取参数: $k_1 > \frac{k}{2}$, $k_2 > \frac{3}{2} + \frac{k}{2}$, $k_3 > \frac{1}{2} + \frac{k}{2}$, $\frac{1}{\tau_3} >$

$\frac{1 + M_3^2 + k}{2}$, $\frac{1}{\tau_4} > \frac{1 + M_4^2 + k}{2}$, k 是一个正常数,则

$$\dot{V} \leq -kV + 1 \quad (36)$$

求解式(36)得:

$$0 \leq V \leq \frac{1}{k} + \left(V(0) - \frac{1}{k}\right) e^{-kt} \quad (37)$$

可知, $\lim_{t \rightarrow \infty} V \leq \frac{1}{k}$ 。通过适当地调节各项制导参数,能够使得

s_1, s_2, s_3, y_3, y_4 最终都能够收敛到一个任意小值,此时,可近似认为 $\lim_{t \rightarrow \infty} s_1 = 0$ 。

当制导系统的状态量 x_1, x_2 到达滑模面 $s_1 = 0$ 时,由式(8)可知 $x_1 x_2 \leq 0$, 并且

$$|x_2| = \alpha(1 - e^{-\beta|x_1|}) \quad (38)$$

构造如下 Lyapunov 函数

$$V_4 = \frac{1}{2} x_1^2 \quad (39)$$

对其求导可得

$$\dot{V}_4 = -\frac{\alpha}{r} |x_1| (1 - e^{-\beta|x_1|}) \quad (40)$$

可知, $\dot{V}_4 \leq 0$, 因此,制导系统的状态量 x_1, x_2 最终能够收敛到 0, 导弹最终可以有效地拦截目标。

假设制导系统到达滑模面的时刻为 t_r , 因为 $\dot{V}_4 \leq 0$, 可知在滑模面 $s_1 = 0$ 上满足 $|x_1| \leq x(t_r)$ 。此外,相对距离 r 满足 $r \leq (V_M + V_T)t_{go} = (V_M + V_T)(t_f - t)$, t_{go} , t_f 分别表示为剩余时间和终端拦截时刻。可知

$$\begin{aligned} \dot{V}_4 &\leq -\frac{\alpha}{r} \frac{\beta|x_1|^2}{1 + \beta|x_1|} \leq -\frac{2\alpha\beta}{r(1 + \beta x(t_r))} V_4 \leq \\ &-\frac{2\alpha\beta}{(V_M + V_T)(1 + \beta x(t_r))t_{go}} V_4 \end{aligned} \quad (41)$$

求解上述不等式可知

$$V_4(t) \leq V_4(t_r) \left(\frac{t_{go}}{t_f - t_r}\right)^{\frac{2\alpha\beta}{(V_M + V_T)(1 + \beta x(t_r))}} \quad (42)$$

可知 $\lim_{t \rightarrow t_f} V_4 = 0$ 。因此,在滑模面 s_1 上 $\lim_{t \rightarrow t_f} x_1 = \lim_{t \rightarrow t_f} x_2 = 0$ 。因此,当导弹成功拦截目标时,制导系统的状态量 x_1, x_2 收敛到 0。证毕。

定理 2 假设末制导初始条件满足 $|x_2(0)| < \alpha$, 那么,在制导律(21)的作用下末制导状态变量 x_2 始终满足约束 $|x_2| < \alpha$ 。

证明: 状态变量 x_1, x_2 在滑模面 s_1 到达过程中,对于障碍 Lyapunov 函数 V_1 , 可知当 $|x_2| \rightarrow \alpha$ 时, $|s| \rightarrow \alpha + g \text{sign}(s)$, $V_1 \rightarrow \infty$ 。在区间 $A = \{x_2 \in \mathbb{R} : |x_2| < \alpha\}$ 中满足关系 $|s| < \alpha + g \text{sign}(s)$, 根据定理 1 可得, $\dot{V} \leq -kV + 1$ 。并且,当 $|x_2(0)| < \alpha$ 时,有 $|s(0)| < \alpha + g(0) \text{sign}(s)$, 因此,根据引理 2 可得 $|s| < \alpha + g \text{sign}(s)$, 即在滑模面 s_1 到达过程中约束限制 $|x_2| < \alpha$ 始终不会违背。

状态变量 x_1, x_2 在到达滑模面 s_1 开始滑动时,由 $s_1 = 0$, 可知 $|x_2| = \alpha(1 - e^{-\beta|x_1|}) \leq \alpha$ 。证毕。

注 1 因为符号函数 $\text{sign}(s_1)$ 的存在,制导律(21)中 x_{3c} 是非连续的,可能会引发颤振现象。为此,用 Sigmoid 函数近似替代符号函数 $\text{sign}(s)$:

$$\text{sgmf}(s) = \begin{cases} \text{sign}(s), & |s| > \tau \\ 2\left(\frac{1}{1 + e^{-s/\tau}} - \frac{1}{2}\right), & |s| \leq \tau \end{cases} \quad (43)$$

3 仿真分析

假设导弹的初始位置为 $(-5000 \text{ m}, 0)$, 目标的初始位置为 $(0, 0)$, 初始航迹角 $\gamma_{M0} = 0^\circ$, $\gamma_{T0} = 100^\circ$, 导弹和标的速度分别取值 $V_M = 200 \text{ m/s}$, $V_T = 40 \text{ m/s}$, 目标的机动 $a_T = g \cos(\pi t/4)$ 。制导律(31)中的参数选取为 $\zeta = 0.8$, $\omega_n = 20$, $\beta = 10$, $\Delta = 10$, $k_1 = 2$, $k_2 = k_3 = 10$, $\tau_3 = \tau_4 = \tau = 0.01$, 导弹最大加速度取 $20g$, 重力加速度 $g = 9.8 \text{ m/s}^2$ 。

3.1 以不同落角和视场角约束打击目标

假设导弹最大视场角 φ_{\max} 分别为 $45^\circ, 60^\circ$, 期望的落角 q_d 分别为 $-40^\circ, -60^\circ$, 采用制导律式(21)在 3 种不同约束条件下进行仿真,结果如图 2 所示。

图 2(a)表明:当 φ_{\max} 和 q_d 变化时,导弹均能够成功拦截目标,并且 φ_{\max} 和 q_d 越大,弹道曲线越弯曲。图 2(b)给出了导弹加速度曲线图,可以看出三种不同约束情况下的加速度曲线都较为光滑平缓,不存在指令跳变。图 2(c)表明:LOS 角 q 最终都能够收敛到期望的落角 q_d , 使得导弹满足落角约束的要求。图 2(d)给出了导弹视场角 φ_M 的变化曲线,可以看出当限定最大视场角 φ_{\max} 时,在制导律式(21)作用下导弹始终能够在视场角范围内实现对目标的精确拦截。

3.2 与制导律 FISMG, ISMDSG 对比

文献[6]采用切换逻辑的思路设计的一种带有落角和视场角约束的制导律 FISMG, 但其没有考虑导弹自动驾驶仪影

响;文献[10]设计了一种带有二阶自动驾驶仪动态特性和攻击角度约束的制导律 ISMDSG。假设导弹最大视场角 ϕ_{\max} 为 45° ,期望的落角 q_d 分别为 -60° ,为了充分分析制导律式

(21)的制导性能,在相同的场景下,对3种制导律进行仿真,结果如图3所示。

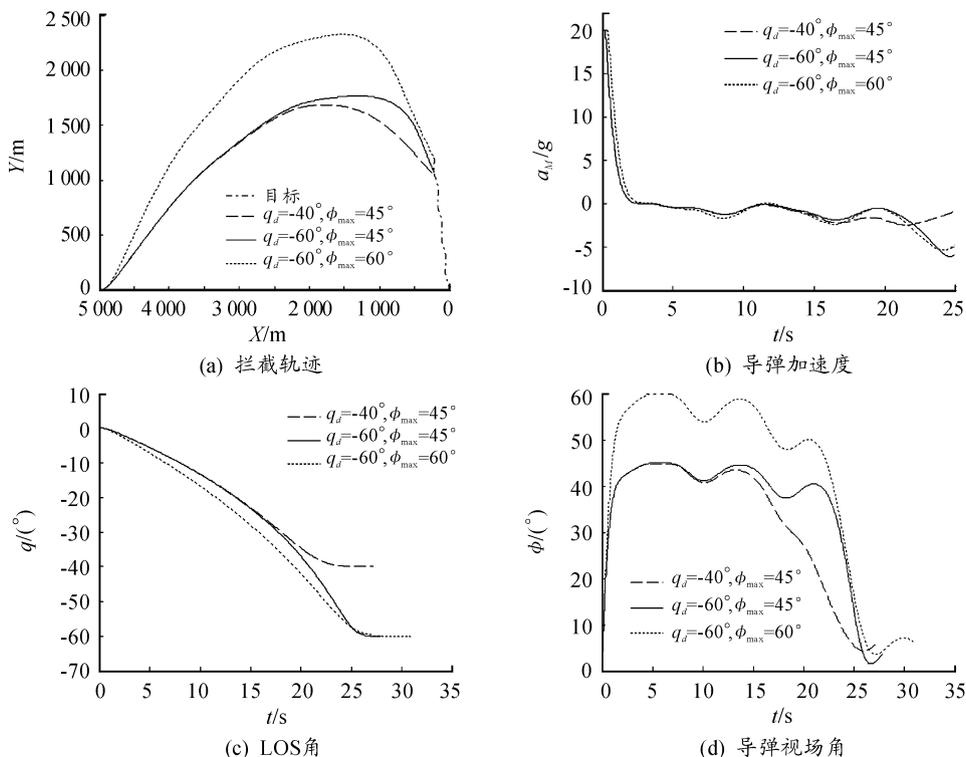


图2 不同落角和视场角约束下的末制导仿真

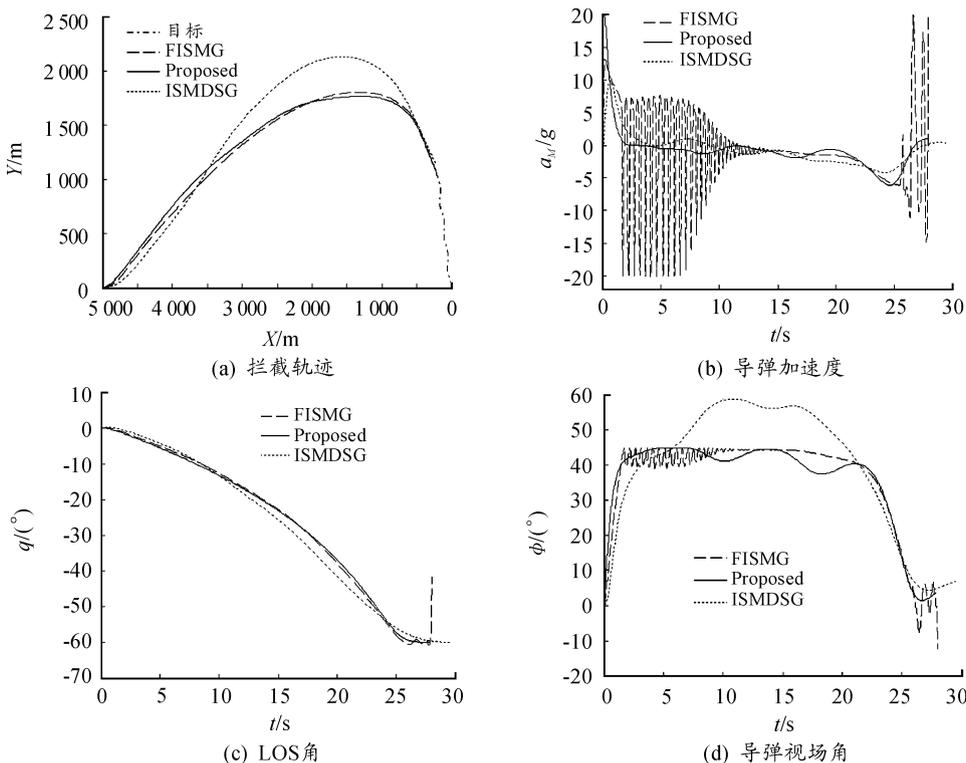


图3 不同末制导律仿真

图3(a)给出了制导律式(21)和 FISMG, ISMDSG 末制导轨迹曲线,通过仿真得出三者的末制导时间分别为 27.92 s, 28.01 s 和 29.54 s,对应的脱靶量分别为 0.012 4 m, 0.664 9 m, 0.002 4 m。通常情况下末制导终端弹目相对距离 r_f 满足 $r_f \leq 0.25$ m 时,认为末制导是成功的。因此,制导律式(21)以及 ISMDSG 能够使导弹成功拦截目标,并且制导律式(21)使导弹的末制导时间最短,而 FISMG 使导弹的末制导过程失效,这是因为 FISMG 是在导弹自动驾驶仪理想情况下设计的,当考虑导弹的自动驾驶动态特性时,FISMG 的制导性能大大降低,甚至失效。

图3(b)表明:当考虑导弹自动驾驶仪动态时,FISMG 使得导弹的加速度出现了严重的震颤现象,并且制导律在设计过程中会存在指令跳变的问题,FISMG 采用了一种特殊的方法来“软化”这一问题。而制导律式(21)和 ISMDSG 的加速度指令曲线光滑平缓。从图3(c)中可以看出制导律式(21)相比于 ISMDSG 使得 LOS 角能够在更短的时间内收敛到期望的落角 q_d ,而 FISMG 对应的 LOS 角曲线在末端出现了发散的现象,最终不能使导弹满足落角约束的要求。图3(d)表明制导律式(21)和 FISMG 使得导弹在末制导过程中始终满足视场角约束的要求,并且制导律式(21)的视场角曲线光滑,而 FISMG 因为导弹加速度的变化而使得视场角在前期和末期产生了较大的抖动。ISMDSG 因为在设计过程中没有考虑视场角约束,导致导弹在 ISMDSG 作用下超出了视场角约束范围,视场角最大值接近 60° 。

4 结论

本文在考虑导弹自动驾驶仪二阶动态特性的影响下设计了一种满足落角和视场角约束的新型制导律。所设计的制导律不存在指令跳变。结合滑模控制理论与动态面方法,从理论上严格证明了制导系统在该制导律作用下最终保持稳定,并且视场角在整个末制导过程中始终满足约束条件。仿真实验表明:在新设计的制导律作用下,导弹能够以不同的落角和不同的视场角约束准确的打击目标,与其他制导律的对比,本文所设计的制导律具有更加优越的制导性能。为了提高制导律精度,应采用更加精确的三维末制导模型,并且考虑视线俯仰运动和视线偏航面运动之间的耦合关系。如何在本文提出的制导方法基础上设计三维空间内的末制

导律,值得进一步研究。

参考文献:

- [1] 张友安,黄诒,孙阳平. 带有落角约束的一般加权最优制导律[J]. 航空学报,2014,35(3):848-856.
- [2] ZHOU D,SUN S,TEO K L. Guidance laws with finite time convergence[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics,2009,32(6):1838-1846.
- [3] 张道驰,孙静,温求道,等. 考虑导引头视场角和落角约束的制导方法[J]. 北京理工大学学报,2016,36(5):452-457.
- [4] HE S M,LIN D F. A Robust Impact Constraint Guidance Law with Seeker's Field-of-View Limit[J]. Transaction of the Institute of Measurement and Control,2015,37(3):317-328.
- [5] WANG X L,ZHANG Y A,WU H L. Sliding Mode Control Impact Angle Control Guidance Considering the Seeker's Field-of-View Constraint[J]. ISA Transaction,2016,61:49-59.
- [6] 宋俊红,宋申民. 考虑输入受限和自动驾驶仪延迟的自适应滑模制导律[J]. 中国惯性技术学报,2015,23(3):339-344.
- [7] 张凯,杨锁昌,张宽桥,等. 考虑导弹自动驾驶仪动态特性的新型制导律[J]. 北京航空航天大学学报,2017,43(8):1693-1704.
- [8] 杨靖,王旭,王中原,等. 考虑自动驾驶仪动态特性和攻击角度约束的鲁棒末型制导律[J]. 兵工学报,2017,38(5):900-909.
- [9] REN B B,GE S S,TEE K P,et al. Adaptive Neural Control for Output Feedback Nonlinear Systems Using a Barrier Lyapunov Function[J]. IEEE Transactions on Neural Network,2010,21(8):1339-1345.
- [10] TEE K P,GE S S,TAY E H. Barrier Lyapunov Functions for the Control of Output-Constrained Nonlinear Systems[J]. Automatica,2009,45:918-927.

(责任编辑 周江川)