

基于变结构控制的固定前置角制导律设计

马清华, 成高, 苗昊春, 闫智强, 马骏

(西安现代控制技术研究, 西安 710065)

摘要: 弹载合成孔径雷达(SAR)的方位成像能力受飞行导弹的观测角影响,其末制导段采用前侧视工作方式;因此,必需合理设计制导律使前侧视条件成立;为了保证末制导段弹目间具有合适的夹角,采用变结构控制方法设计了一种固定前置角制导律,该制导律能够解决合成孔径雷达导引头对于前置角约束的问题;在制导律设计过程中,首先建立了弹目相对运动关系模型和具有终端角度约束时的视线角变化模型;在此基础上采用变结构控制的方法设计了固定前置角制导律;进而,对该固定前置角制导律进行了性能分析,得出了一般攻击特性;最后,通过弹道仿真论证了其正确性与有效性。

关键词: 弹载合成孔径雷达;变结构控制;终端角度约束;固定前置角制导律

Design of Heading Angle Guidance Law Based on Variable Structure Control Theory

Ma Qinghua, Cheng Gao, Miao Haochun, Yan Zhiqiang, Ma Jun

(No. 203 Research Institute of China Ordnance Industries, Xi'an 710065, China)

Abstract: For synthetic aperture radar seeker, the trajectory and the viewing angle have an effect on the azimuth resolution of imaging. As the terminal guidance phase using squint mode, guidance law must be designed rationally to satisfy squint condition. Based on variable structure theory, pre-fixed angle guidance law is designed. The guidance law proposed could solve the constraint problem of synthetic aperture radar seeker effectively. In designing the guidance law, missile-target relative motion model and sight angle variation model with terminal angle constraint are built at first. On this basis, pre-fixed angle guidance law is designed by variable structure control method. Then, the performance analysis on pre-fixed angle guidance law is carried on, and the general attack characteristic is obtained. At last, correctness and effectiveness of the method are verified through the simulation.

Keywords: synthetic aperture radar seeker; variable structure control; terminal angle constraint; pre-fixed angle guidance law.

0 引言

合成孔径雷达(SAR)是一种主动式现代高分辨力微波遥感成像雷达^[1]。近年来,得益于数字信号压缩处理技术、微波成像技术、微电子技术、天线技术及数字计算机领域的迅猛发展,合成孔径技术得到了进一步的发展与完善^[2-3]。军事上,为了获取高分辨率的景象匹配图象以及目标区域地貌特征等,合成孔径雷达的研究也越来越受到重视^[4-8]。另一方面,精确制导武器作为现代战争中举足轻重的角色,其精确打击的关键在于导引头对目标的识别、分辨和捕获的能力。相较于红外成像导引头、可见光成像导引头、激光雷达导引头等,合成孔径雷达导引头具有明显的优势^[9]。其通过对导弹飞行过程中不同弹目关系下回波阵列信号的接收和处理,提高方位分辨能力。具有全天时、全天候的工作能力,不会受限于地形、地貌、恶劣的天气条件以及战场上的火光、烟雾干扰等影响,并且具有一定

的穿透能力,可以识别伪装、遮蔽物后方的目标^[10-16]。

合成孔径雷达(SAR)具有的种种优势为现代战争中精确制导武器的发展方向提供了一种新的思路。然而,弹载合成孔径雷达(合成孔径雷达导引头)在应用时仍受到一些限制,其末制导段采用的前侧视工作模态与弹目相对运动关系、弹体姿态等密切相关^[17-18],因而,为了确保SARS采用前侧视工作模态下,其具有良好的成像效果和和工作性能,必需保证前侧视条件成立,因而必需设计固定前置角制导律,规划合理弹道方案。

1 系统模型的建立

弹目相对关系如图1所示,由图可得弹目相对运动方程^[4]如下:

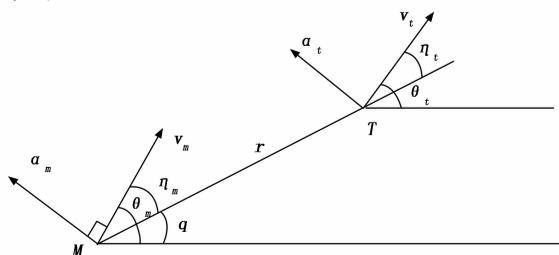


图1 弹目相对运动关系

收稿日期:2019-11-25; 修回日期:2020-01-06。

作者简介: 马清华(1977-),男,安徽濉溪人,博士,研究员,主要从事导弹总体设计与导弹制导控制技术方向的研究。

通讯作者: 成高(1989-),男,陕西西安人,硕士,工程师,主要从事导弹制导控制技术与测试方向的研究。

$$\begin{cases} \dot{\theta}_m = a_m/v_m \\ \dot{\theta}_t = a_t/v_t \\ \dot{r} = v_t \cos(\theta_t - q) - v_m \cos(\theta_m - q) \\ \dot{r}q = v_t \sin(\theta_t - q) - v_m \sin(\theta_m - q) \end{cases} \quad (1)$$

所谓速度前置角,是指导弹在飞行过程中某一时刻,导弹速度方向超前弹目连线(视线)方向的夹角。式中, r 为弹目之间的距离; v_m, v_t 分别表示导弹运动速度和目标运动速度; a_m, a_t 分别表示导弹法向加速度和目标法向加速度; q 为基准线下的视线角; θ_m, θ_t 分别为导弹和目标的运动方向角(速度矢量和基准线之间的夹角); η_m, η_t 分别为导弹和目标的速度矢量和视线之间的夹角,即速度矢量前置角。

弹目相对运动关系建立后,需要建立系统的误差模型。

设 q_d 为期望的视线角且 $x_1 = q - q_d, x_2 = \dot{q}$, 定义剩余时间 $t_{go} = -r/\dot{r}$, 则结合式(1)可得:

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = \dot{q} \\ \dot{x}_2 = \ddot{q} = -\frac{2\dot{r}}{r}x_2 - \frac{a_m}{r}\cos(\theta_m - q) + d_1 \end{cases} \quad (2)$$

式中,

$$d_1 = \frac{\dot{v}_t}{r}\sin(\theta_t - q) - \frac{\dot{v}_m}{r}\sin(\theta_m - q) + \frac{a_t}{r}\cos(\theta_t - q)$$

视为系统的模型误差,主要包括目标速度相关项、导弹速度相关项及与目标加速度相关的项。由于目标速度和导弹速度变化很小, $\frac{\dot{v}_t}{r}\sin(\theta_t - q) - \frac{\dot{v}_m}{r}\sin(\theta_m - q) \approx 0$, 因此,

$$d_1 \approx \frac{a_t}{r}\cos(\theta_t - q) \quad (3)$$

2 变结构固定前置角制导律设计

基于式(2)设计变结构制导律^[5]。

选取滑模面为:

$$s = \dot{q} + \frac{k_1}{t_{go}}(q - q_d) \quad (4)$$

式中, $q_d = \theta_m + \Delta q$ 为期望的视线角参考值,且 Δq 为视线角与弹道倾角期望的交角。选取滑模切换函数需要保证滑动运动渐进稳定性及动态品质良好。显然当 $s = 0$ 时,系统处于滑模运动状态,此时 $\dot{q} = \dot{q}_d, q = q_d$, 导弹弹道倾角与视线角会具有一定的交角。为保证系统在有限的时间内到达滑模面,即有限时间内收敛,需要构造 s 的变化律,使其满足 $\dot{s} < 0$, 故选择趋近律如下:

$$\dot{s} = -\frac{k_2}{t_{go}}s - \frac{k_3}{r}\text{sgn}(s) \quad (5)$$

式中, k_2 为趋近律系数, k_3 为切换相增益,且满足 $k_2 > 0, k_3 > 0$ 。采用以上趋近律的目的是,根据弹目距离适当加快或放缓趋近速率,已保证系统从任意初始点进入滑动模态时,能够稳定的保持在滑动模态上,同时增强系统的鲁棒性。当 r 相对较大时, t_{go} 较大而 $\frac{k_3}{r}$ 较小,需要适当放缓趋近滑模的速度以保证起控时刻指令不至于过大、避免指令跳变;当 r 较小时, t_{go} 较小而 $\frac{k_3}{r}$ 较大,从而使趋近滑模速度迅速

增加,以确保 \dot{q} 不至于发散,同时增加命中精度。

下面基于选取的滑模切换函数和趋近律,推导固定前置角制导律。

对式(4)两边求导得:

$$\dot{s} = \ddot{q} + \frac{k_1\dot{r}^2 - k_1\ddot{r}r}{r^2}(q - q_d) - \frac{k_1\dot{r}}{r}(\dot{q} - \dot{q}_d) \quad (6)$$

注意到期望视线角存在以下关系式:

$$\begin{cases} q_d = \theta_m + \Delta q \\ \dot{q}_d = \dot{\theta}_m = \frac{a_m}{v_m} \end{cases} \quad (7)$$

然后将式(1)、(5)和(7)代入式(6),可得:

$$\begin{aligned} & -\frac{2\dot{r}}{r}\ddot{q} - \frac{a_m}{r}\cos(\theta_m - q) + \frac{a_t}{r}\cos(\theta_t - q) + \\ & \frac{k_1\dot{r}^2 - k_1\ddot{r}r}{r^2}(q - q_d) - \frac{k_1\dot{r}}{r}\dot{q} + \frac{k_1\dot{r}}{r}\frac{a_m}{v_m} = \\ & -\frac{k_2}{t_{go}}\ddot{q} + \frac{k_2}{t_{go}}\frac{a_m}{v_m} + \frac{k_2}{t_{go}}\frac{k_1\dot{r}}{r}(q - q_d) - \frac{k_3}{r}\text{sgn}(s) \end{aligned} \quad (8)$$

合并同类项后得:

$$\begin{aligned} & -\left[\frac{k_1 + k_2}{t_{go}v_m} + \frac{\cos(\theta_m - q)}{r}\right]a_m = \\ & -\frac{(2 + k_1 + k_2)\dot{r}}{t_{go}}\ddot{q} - \left(\frac{k_1k_2}{t_{go}^2} + \frac{k_1\dot{r}^2 - k_1\ddot{r}r}{r^2}\right)(q - q_d) - \\ & \frac{k_3}{r}\text{sgn}(s) - \frac{a_t}{r}\cos(\theta_t - q) \end{aligned} \quad (9)$$

进而可得指令加速度为:

$$\begin{aligned} & -\frac{(2 + k_1 + k_2)\dot{r}}{t_{go}}\ddot{q} - \left(\frac{k_1k_2}{t_{go}^2} + \frac{k_1\dot{r}^2 - k_1\ddot{r}r}{r^2}\right) \\ & (q - q_d) - \frac{k_3}{r}\text{sgn}(s) - \frac{a_t}{r}\cos(\theta_t - q) \\ a_m = & \frac{k_1 + k_2 + \frac{\cos(\theta_m - q)}{r}}{t_{go}v_m} \end{aligned} \quad (10)$$

由于

$$\frac{\ddot{r}}{r} \approx 0 \quad (11)$$

将式(3)和式(11)代入式(10)后,制导律式(10)可以改写成如下形式:

$$\begin{aligned} & -\frac{(2 + k_1 + k_2)\dot{r}}{t_{go}}\ddot{q} - \frac{k_1k_2 + k_1}{t_{go}^2}(q - q_d) - \\ & \frac{a_t}{r}\cos(\theta_t - q) - \frac{k_3}{r}\text{sgn}(s) \\ a_m = & \frac{k_1 + k_2 + \frac{\cos(\theta_m - q)}{r}}{t_{go}v_m} \end{aligned} \quad (12)$$

观察制导律式(12)可知,该制导律主要包括三部分:视线角速度控制部分、视线角控制部分和目标加速度补偿项。其中,前两部分的系数主要与预测命中时间 t_{go} 有关,且 $t_{go} = -r/\dot{r}$ 。

另外,该导引律中含有关于目标加速度的补偿项,当打击目标为机动目标时,需要通过雷达获取目标加速度信息。

由于实际系统中存在各种测量误差和随机干扰,因而在确定各项增益系数时应充分考虑参数适应性及波动范围,避免由于干扰或随机误差等系统因素影响控制品质。

3 固定前置角导引法性能分析

下面从理论上对固定前置角制导律的弹道特性进行分析。

为了得到固定前置角导引的一般特性, 作如下假设: 目标作等速直线运动, 导弹作等速运动。

不失一般性, 选取目标的速度方向作为基准线的方向, 规定视线角的取值范围为 $[0, 2\pi]$, 且视线沿着逆时针方向转动时, 视线角增大。

1) 情形 1: 考虑当导弹的弹道倾角大于视线角一个小角度 Δq 时:

弹目相对运动关系如图 2 所示, 视线角的变化率可采用如下方程表示:

$$\ddot{r}\dot{q} = -v_t \sin q - v_m \sin \Delta q \quad (13)$$

由 $\dot{q} = 0$ 得出:

$$q = q_1 = 2\pi - \arcsin\left(\frac{v_m \sin(\Delta q)}{v_t}\right)$$

或

$$q = q_2 = \pi + \arcsin\left(\frac{v_m \sin(\Delta q)}{v_t}\right)$$

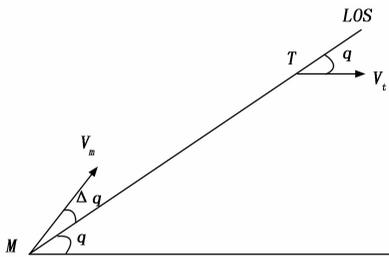


图 2 当弹道倾角始终大于视线角一个小角度 Δq 时, 弹目相对运动图

当 $q \in (q_2, q_1)$ 时, $\dot{q} > 0$, 所以视线角 q 会增大, 即视线沿着逆时针方向转动, 当拦截时间足够长时, q 会最终增大到 q_1 , 此时 $\dot{q} = 0$, q 不再变化, 即导弹会趋向于沿直线尾追攻击目标;

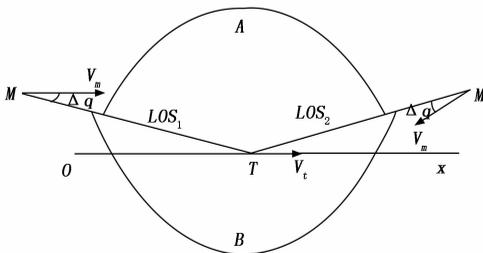


图 3 当弹道倾角始终大于视线角一个小角度 Δq 时, 视线角变化趋势图

当 $q \notin (q_2, q_1)$ 时, $\dot{q} < 0$, 即视线角 q 会减小, 即视线会沿顺时针方向转动, 当拦截时间足够长时, q 会最终视线角会趋于 q_1 , 此时 $\dot{q} = 0$, q 不再变化, 即导弹会趋向于沿直线尾追攻击目标。

综上, 当弹道倾角始终大于视线角一个小角度 Δq 时,

视线角变化趋势可由图 3 表示, 图中选取参考线 Ox 与目标速度矢量 V_t 方向相同, 当导弹位于 LOS_1 线上时, 视线角为 $q = q_1 = 2\pi - \arcsin\left(\frac{v_m \sin(\Delta q)}{v_t}\right)$, 当导弹位于 LOS_2 线上时, 视线角为 $q = q_2 = \pi + \arcsin\left(\frac{v_m \sin(\Delta q)}{v_t}\right)$ 。

如果视线落在 A 区域内, 则视线将会沿着逆时针方向转动, 趋向于 LOS_1 ; 当视线落在 B 区域内, 则视线将会沿着顺时针方向转动, 趋向于 LOS_1 ; 当视线与 LOS_1 或 LOS_2 重合时, 拦截弹将沿直线攻击目标。

2) 情形 2: 考虑当导弹的弹道倾角小于视线角一个小角度 Δq 时:

弹目相对运动关系如图 4 所示, 视线角的变化率可采用如下方程表示:

$$\ddot{r}\dot{q} = -v_t \sin q + v_m \sin \Delta q \quad (14)$$

由 $\dot{q} = 0$ 得出:

$$q = q_1 = \arcsin\left(\frac{v_m \sin(\Delta q)}{v_t}\right)$$

或

$$q = q_2 = \pi - \arcsin\left(\frac{v_m \sin(\Delta q)}{v_t}\right)$$

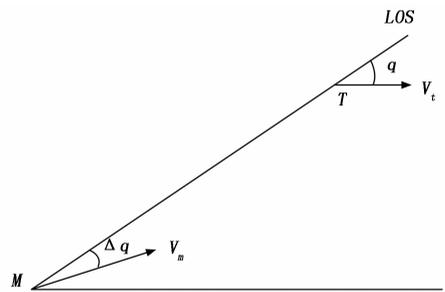


图 4 当弹道倾角始终小于视线角一个小角度 Δq 时, 弹目相对运动图

当 $q \in (q_1, q_2)$ 时, $\dot{q} < 0$, 所以视线角 q 会减小, 即视线沿着顺时针方向转动, 当拦截时间足够长时, q 会最终减小到 q_1 , 此时 $\dot{q} = 0$, q 不再变化, 即导弹会趋向于沿直线尾追攻击目标;

当 $q \notin (q_1, q_2)$ 时, $\dot{q} > 0$, 即视线角 q 会增大, 即视线会沿逆时针方向转动, 当拦截时间足够长时, 视线角 q 会最终视线角会趋于 q_1 , 此时 $\dot{q} = 0$, q 不再变化, 即导弹会趋向于沿直线尾追攻击目标。

综上, 当弹道倾角始终小于视线角一个小角度 Δq 时, 视线角变化趋势可由图 5 表示, 图中选取参考线 Ox 与目标速度矢量 V_t 方向相同, 当导弹位于 LOS_1 线上时, 视线角为 $q = q_1 = \arcsin\left(\frac{v_m \sin(\Delta q)}{v_t}\right)$, 当导弹位于 LOS_2 线上时, 视线角为 $q = q_2 = \pi - \arcsin\left(\frac{v_m \sin(\Delta q)}{v_t}\right)$ 。

如果视线落在 A 区域内, 则视线将会沿着顺时针方向转动, 趋向于 LOS_1 ; 当视线落在 B 区域内, 则视线将会沿

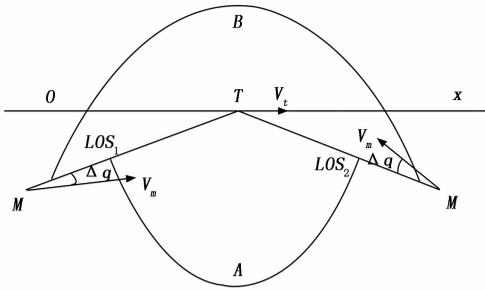


图 5 当弹道倾角始终大于视线角一个小角度 Δq 时, 视线角变化趋势图

着逆时针方向转动, 趋向于 LOS_2 ; 当视线与 LOS_1 或 LOS_2 重合时, 拦截弹将沿直线攻击目标。

根据上述分析可知, 固定前置角导引法具有如下特点:

- 1) 能够约束导弹拦截轨迹跟踪指定的固定前置角, 从导引律角度上约束了导引头与目标的视线方向, 以保证合成孔径雷达前侧视成像条件成立;
- 2) 由于需要跟踪一个固定的前置角, 因此导弹有绕到目标的侧后方去追击目标的攻击趋势, 这样会导致拦截弹道较为弯曲 (尤其是在命中点附近);
- 3) 由于导弹总会绕到目标侧后方攻击, 因而在命中点附近需要的法相过载相对较大, 从而对导弹的机动性和过载能力提出了一定要求;
- 4) 该导引法在尾追攻击时需要的过载相对于迎击时需要的过载较小;
- 5) 由于导弹有从侧后方尾追目标的趋势, 因此需要导弹的速度大于目标的速度, 才可能拦截到目标。

4 全空域弹道仿真

在理论分析的基础上, 通过数学仿真的方式对固定前置角制导律的攻击特性进行验证。采用等速运动目标 $0 \sim 360^\circ$ 全空域覆盖仿真。

仿真时初始参数: $\theta_m = 10^\circ$, $r = 10\ 000\ \text{m}$, $q = 30^\circ$, $v_m = 800\ \text{m/s}$, $x_m = 0$, $y_m = 0$, $x_t = 8\ 660.3$, $y_t = 5\ 000$; 制导律参数为: $k_1 = 15, k_2 = 3, k_3 = 0$; 期望视线角: $q_d = \theta_m - 17.2^\circ$; 目标匀速直线运动且 $v_t = 400\ \text{m/s}$, 制导律采用由式 (12) 表示的变结构固定前置角制导律。当目标的速度方向取不同的数值时, 拦截弹道如图 6~9 所示 (参照 AIM-9X 具体型号指标, 导弹过载限制为 $50\ \text{g}$)。

可见, 导弹可以实现全向攻击, 并且能够保证很小的脱靶量 (数学仿真下, 全向脱靶量均小于 $3\ \text{m}$)。其中, 导弹攻击侧向运动目标时, 脱靶量小于 $1\ \text{m}$; 尾追目标时, 脱靶量小于 $1.6\ \text{m}$ 。侧向攻击及尾追效果明显要优于迎头攻击, 这是因为视线角固定前置角的限制对于导弹有一个持续拉偏的作用, 从而使得拦截过程中导弹始终有绕到目标侧后方进行攻击的趋势, 由于弹道末端弹目相对运动变化较快, 这种趋势在弹道末端表现得尤为明显。这也导致了该固定前置角导引律在拦截弹道末端需要较大的过载, 对

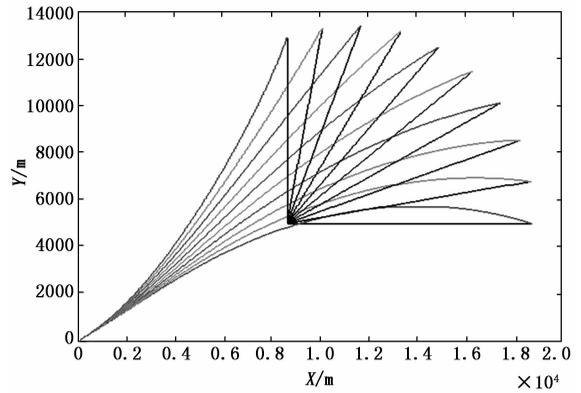


图 6 目标运动方向在 $0^\circ \sim 90^\circ$ 之间变化时的拦截弹道汇总

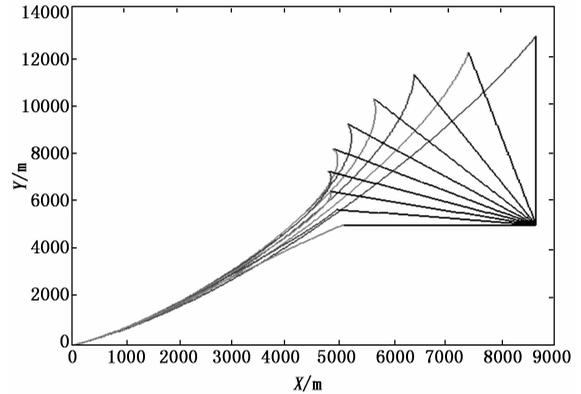


图 7 目标运动方向在 $90^\circ \sim 180^\circ$ 之间变化时的拦截弹道汇总

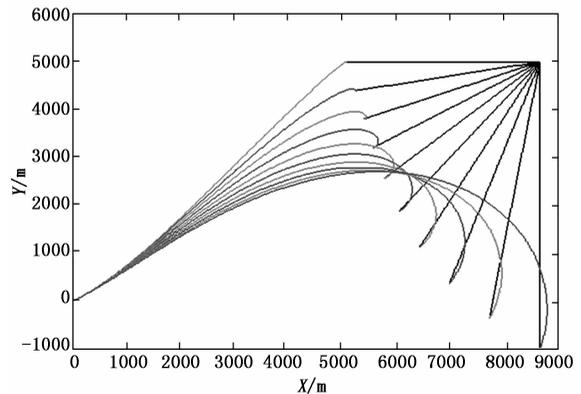


图 8 目标运动方向在 $180^\circ \sim 270^\circ$ 之间变化时的拦截弹道汇总

导弹机动能力提出了较高的要求。

需要指出的是, 为了使拦截弹道更加直观地体现出固定前置角制导律攻击特性, 在仿真时选取的固定前置角为 $\Delta q = 17.2^\circ$, 可以想象, 偏置值的增大将会导致控制力增大, 从而所需过载也随之增大, 弹道则相对更加弯曲。而在实际工程实践中, 固定前置角的取值往往很小就能够保证合成孔径雷达导引头的前侧视条件成立, 弹道的弯曲程度远小于图中仿真曲线。

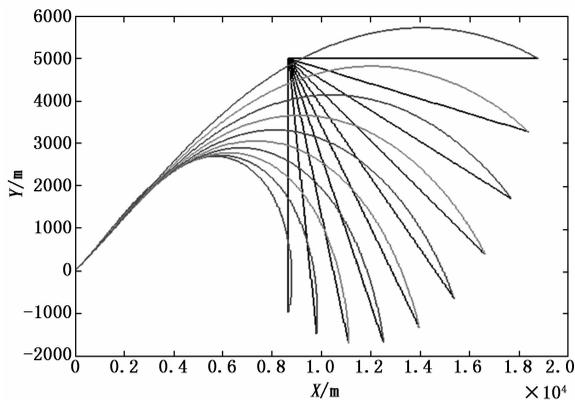


图 9 目标运动方向在 270°~360°之间变化时的拦截弹道汇总

5 角度跟踪仿真

固定前置角制导律设计的根本目的在于确保合成孔径雷达导引头前侧视条件成立, 因此, 视线角跟踪的效果将是衡量该制导律性能的一项重要指标。本节仿真主要用于测试变结构固定前置角制导律能否对期望的视线角进行有效地跟踪。

选取仿真时初始参数: $\theta_m = 60^\circ$, $\theta_t = -68^\circ$, $r = 10\ 000\text{ m}$, $q = 60^\circ$, $v_m = 400\text{ m/s}$, $x_m = 5\ 000$, $y_m = 0$, $x_t = 0$, $y_t = 8\ 660.3$; 制导律参数为: $k_1 = 15, k_2 = 3, k_3 = 0$; 目标匀速直线运动且 $v_t = 200\text{ m/s}$, 制导律采用由式 (12) 表示的变结构固定前置角制导律。

1) 选取固定前置角 $\Delta q = 15^\circ$, 则期望视线角: $q_d = \theta_m - 15^\circ$, 仿真结果如图 10 所示。

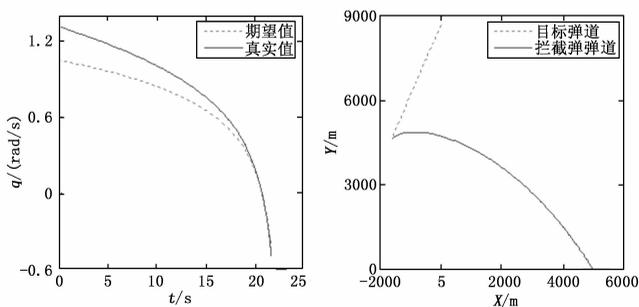


图 10 固定前置角 15°时仿真结果图

其中, 左图为视线角跟踪期望值效果曲线, 右图为拦截弹道, 脱靶量为 0.49 m。

2) 当固定前置角 $\Delta q = 10^\circ$ 时, 期望视线角: $q_d = \theta_m - 10^\circ$, 仿真结果如图 11 所示。

脱靶量为 0.32 m。

3) 当固定前置角 $\Delta q = 5^\circ$ 时, 期望视线角: $q_d = \theta_m - 5^\circ$, 仿真结果如图 12 所示。

脱靶量为 0.21 m。

可见, 所选的固定前置角为 5°、10°、15°时, 视线角真实值总能跟上期望值, 且在跟踪过程中真实值总是大于期望值, 这说明在导引头跟踪目标过程中离轴角始终大于等于我

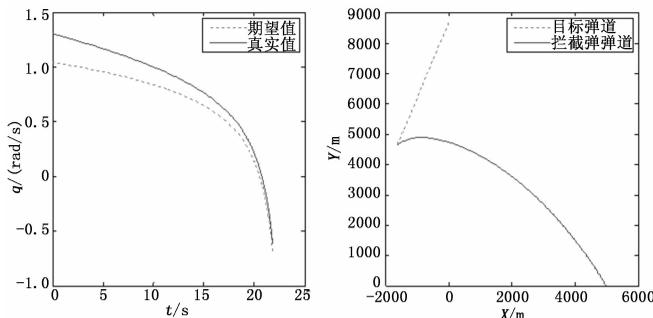


图 11 固定前置角 10°时仿真结果图

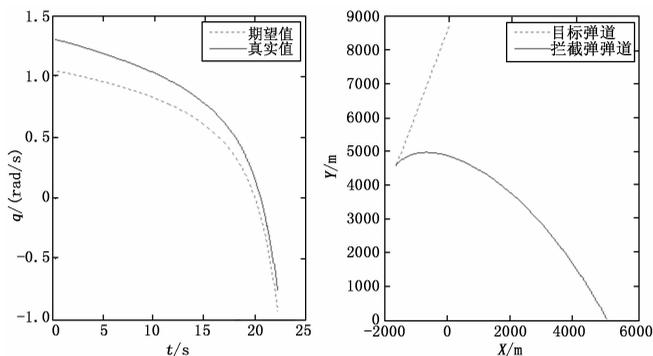


图 12 固定前置角 5°时仿真结果图

们所选取的固定前置角。而跟踪收敛的快慢则取决于弹目相对位置初始时刻视线角真实值与期望值之间误差角度的大小。导弹的视线角速率及过载变化曲线如图 13 所示。

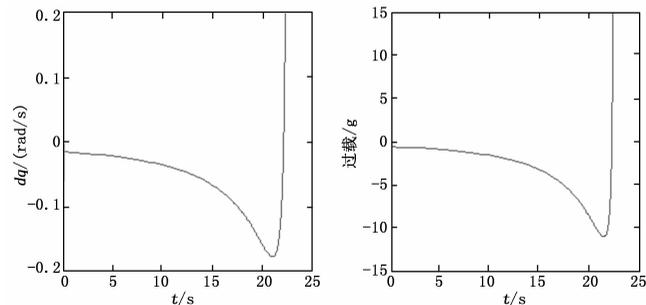


图 13 视线角速率及过载 (前置角 15°)

可见, 在拦截末端表征弹目相对运动变化率的视线角速率增大, 需用过载也相应增加 (11.2 g), 这与第三节中固定前置角导引法性能分析的结论一致。

6 结束语

本文针对合成孔径雷达末制导成像角度问题, 采用变结构控制方法设计了固定前置角制导律, 并进行了仿真验证。得到以下几点结论:

1) 使用变结构固定前置角制导律可以实现导弹全空域全向攻击, 并且能够保证很小的脱靶量。

2) 变结构固定前置角制导律下, 视线角真实值跟随期望值效果良好。在制导律参数确定的条件下, 跟踪收敛的速率取决于弹目相对位置初始时刻视线角真实值与期望值

之间误差角度的大小。

3) 通过合理的选择制导律参数, 可以调整弹体响应速度, 稳定的跟踪指令。

4) 通过选择适当的固定前置角, 可以调整导弹末制导段弹目关系, 以适应合成孔径雷达前侧视成像条件中侧视角度的要求。

参考文献:

[1] 黄世奇, 郑健, 等. SAR/红外双模成像复合制导系统研究与设计 [J]. 飞航导弹, 2004, 21 (2): 38-43.

[2] 尹德成. 弹载合成孔径雷达制导技术发展综述 [J]. 现代雷达, 2009, 11 (11): 20-24.

[3] 秦玉亮, 王建涛, 王宏强, 等. 弹载合成孔径雷达技术研究综述 [J]. 信号处理, 2009, 4 (4): 630-635.

[4] 钱杏芳, 林瑞雄, 赵亚男. 导弹飞行力学 [M]. 北京: 北京理工大学出版社, 2013.

[5] 高为炳. 变结构控制理论基础 [M]. 北京: 中国科学技术出版社, 1998.

[6] 高建军. 合成孔径雷达在导弹上的应用 [J]. 制导与引信, 2009 (9): 23-28.

[7] 朱学平, 杨军, 刘俊, 等. 一种 SAR 成像制导导弹制导律研究 [J]. 测控技术, 2009 (4): 69-76.

[8] 皮亦鸣, 杨建宇, 等. 合成孔径雷达成像原理 [M]. 成都: 电

子科技大学出版社, 2007.

[9] Autonomous system for initializing synthetic aperture radar seeker acquisition [P]. U. S. Patent : 5232182, 1993 - 08 - 03.

[10] 黄世奇, 等. 合成孔径雷达末制导技术研究 [J]. 战术导弹控制技术, 2005, 48 (1): 65-67.

[11] 高峰. 合成孔径雷达导引头技术 [J]. 制导与引信, 2004, (3): 1-4.

[12] 张澄波. 综合孔径雷达原理、系统分析及应用 [M]. 北京: 科学出版社, 1989.

[13] 保铮, 邢孟道, 王彤. 雷达成像技术 [M]. 北京: 电子工业出版社, 2005.

[14] 李世忠, 王国宏, 吴巍, 等. 雷达间歇工作下的雷达/红外复合制导跟踪 [J]. 红外与激光工程, 2012, 6 (41): 1405-1409.

[15] 李安平, 敬忠良, 胡士强. 基于有源辅助的被动跟踪系统 [J]. 上海交通大学学报, 2005, 12 (39): 2048-2051.

[16] 蒋金龙, 穆荣军, 崔乃刚. SAR 在弹道导弹末制导中的应用 [J]. 弹道学报, 2008, 20 (2): 49-51.

[17] 王颖, 曲长文, 周强. 合成孔径雷达发展研究 [J]. 舰船电子对抗, 2008, 31 (6): 59-61.

[18] 范保虎, 赵长明, 马国强. 战术导弹成像精确制导技术分析与研究 [J]. 飞航导弹, 2007 (1): 45-50.



(上接第 152 页)

受到实验条件限制, 系统设计仍存在不足之处, 仍需后续继续完善。

1) 所设计的轨迹控制系统仅仅是基于机器人最优时间进行轨迹优化的, 对能量优化或时间-能量优化轨迹设计的进一步研究将是今后工作方向。

2) 根据实验情况, 可以考虑在该机器人机械臂的末端安装一个触觉传感器, 以抓住较硬物体。对机器人运动姿态而言, 应采用何种姿态对不同形状物体进行抓取, 还有进一步考虑。

3) 在实验研究基础上, 该视觉反馈装置还可加入实现三维图像处理的爪子位置操纵器, 并进一步研究基于机器人轨迹最佳控制方案。

参考文献:

[1] 梁天添, 王茂. 基于改进强跟踪滤波的广义系统传感器故障诊断及隔离 [J]. 中国惯性技术学报, 2018, 026 (4): 554-560.

[2] 陈雨, 王健博, 张凌东, 等. 基于强跟踪滤波的捷联惯导/里程计组合导航 [J]. 现代防御技术, 2018, 46 (4): 31-36.

[3] 李士心, 黄凤荣, 邱时前, 等. 基于自适应强跟踪滤波的捷联惯导/里程计组合导航方法 [J]. 中国惯性技术学报, 2018, 026 (2): 156-161.

[4] 杨曦中, 艾剑良. 基于改进强跟踪滤波器的发动机自适应模型 [J]. 系统仿真学报, 2018, 30 (8): 107-116.

[5] 杨帆, 张峰毓, 李东东. 直流微电网基于等价输入干扰的自

适应无源控制 [J]. 高电压技术, 2019, 45 (1): 236-242.

[6] 石欣, 王梨, 赵莹. 基于改进强跟踪滤波的室内 RSSI 自适应估计算法 [J]. 仪器仪表学报, 2018, 39 (12): 128-135.

[7] 刘树聃. 基于多重渐消因子强跟踪非线性滤波的故障参数联合估计 [J]. 电子测量与仪器学报, 2019, 7 (1): 164-170.

[8] 刘畅, 杨锁昌, 汪连栋, 等. 基于自适应强跟踪 CQKF 的目标跟踪算法 [J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44 (5): 982-990.

[9] 王福军, 丁小燕, 王前, 等. 自适应强跟踪 Sage-Husa 卡尔曼滤波器载波环设计 [J]. 电光与控制, 2019, 26 (10): 12-16.

[10] 严亮, 舒志兵. 基于 ARM+FPGA 的机器人多轴运动控制器的设计与研究 [J]. 机床与液压, 2019, 7 (11): 12-18.

[11] 刘莉, 刘洁, 张锦. 基于 FPGA 的微创外科手术机器人运动控制系统的设计 [J]. 电气传动, 2019, 49 (4): 69-73.

[12] 徐建明, 赵亚楠, 吴蜀魏, 等. 基于 CoDeSys 的全向移动机器人控制系统设计 [J]. 浙江工业大学学报, 2019, 47 (2): 116-122.

[13] 卢勇威, 黄良永. CAD/CAM 与机器人的轨迹映射及集成控制系统设计 [J]. 机械设计与制造, 2019, 4 (6): 162-165.

[14] 马晓敏, 刘丁, 辛菁, 等. 移动机器人生物启发式变结构轨迹跟踪控制 [J]. 电机与控制学报, 2018, 22 (7): 101-110.

[15] 许正荣, 王文周, 辜丽川, 等. 基于轨迹跟踪的农用履带机器人自适应滑模控制 [J]. 江苏农业学报, 2018, 34 (3): 236-245.