

扩展弹道成型制导系统脱靶量特性分析

王 辉^{1,2}, 吕瑛洁³, 林德福¹, 张 颀¹

(1. 北京理工大学 宇航学院, 北京 100081;

2. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191; 3. 北京市清河大楼直 6, 北京 100085)

摘 要: 通过将导弹剩余飞行时间的幂函数引入到目标函数中, 实现了对经典弹道成型制导律的扩展。针对扩展弹道成型制导系统, 将导引头和驾驶仪动力学简化成一阶形式, 分别引入导引头角速度零位误差、角度零位误差、导引头角噪声以及目标闪烁噪声, 利用无量纲化技术和伴随函数法, 给出了制导系统无量纲位置脱靶量和角度脱靶量伴随模型。仿真结果表明, 为了消除导引头角速度零位误差对脱靶量的影响, 要求制导系统具有较长的末导时间和较大的指数 n ; 当末导时间达到系统总滞后时间常数的 15 倍左右时, 导引头角度零位误差引起的位置脱靶量收敛到零附近, 角度脱靶量收敛到与角度零位误差大小相等、方向相反的稳态值; 随着末导时间的增大, 导引头角噪声及目标闪烁噪声引起的位置和角度脱靶量均趋向于不为零的稳态值, 指数 n 越大, 脱靶量越大。最后分析指出, 制导动力学越慢, 角噪声引起的脱靶量稳态值越大; 滤波器频带越宽, 闪烁噪声引起的脱靶量越大。

关键词: 扩展弹道成型; 脱靶量; 导引头零位误差; 导引头角噪声; 目标闪烁噪声

中图分类号: TJ765.3 **文献标志码:** A **文章编号:** 1007-2276(2013)05-1322-08

Miss distance analysis of the extended trajectory shaping guided systems

Wang Hui^{1,2}, Lv Yingjie³, Lin Defu¹, Zhang Di¹

(1. School of Aerospace Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China;

2. School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China;

3. Qinghe Building Zi 6, Beijing 100085, China)

Abstract: The extended trajectory shaping guidance law was deduced based on the time-to-go weighted cost function. For the extended trajectory shaping guidance systems with one single lag seeker and autopilot dynamics, the non-dimensional position and angle adjoint models were derived using the non-dimensional technique and adjoint method when the seeker angular and angle zero position errors, angular noise and target glint noise was introduced into the guidance system. The simulation results show that in order to reduce the miss distance introduced by seeker angular zero position error, a large exponent n and long guidance time is necessary and when the missile terminal guidance time is about 15 times of the system total lag time, the position miss distance introduced by seeker angle zero position error approaches to zero while the angle miss distance approaches to an opposite value of the angle zero position error. With the increasing of the terminal guidance time, the position and angle miss of the seeker angular noise

收稿日期: 2012-09-21; 修订日期: 2012-10-24

基金项目: 国家自然科学基金(61172182)

作者简介: 王辉(1984-), 男, 博士后, 主要从事飞行器制导与控制方面的研究。Email: wh20031131@126.com

and target glint noise approaches to a nonzero stable value and the miss distance is increasing when the exponential number n increases. Finally, it will be seen that the miss distance introduced by angular noise is further increased with a slow guidance dynamics and with the increasing of the filter bandwidth, the miss distance introduced by glint noise is also increased.

Key words: extended trajectory shaping; miss distance; seeker zero error; seeker angular noise; target glint noise

0 引言

弹道成型制导律是带落点和落角约束的最优制导律的工程简化形式,实现了末端攻击角度的闭环控制,能同时满足末端攻击位置和攻击角度要求,尤其适用于对精度和角度具有双重要求的攻击任务,如对地下深埋目标的侵彻攻击、对装甲目标的越顶攻击、对敌方雷达辐射源的定向攻击等。近几年来,基于相关预研及型号项目的牵引,弹道成型制导律吸引了越来越多的关注^[1-2]。

弹道成型制导律的概念最早由美国学者 Zarchan 提出^[3],其提出的弹道成型制导律也被称为传统或经典的弹道成型制导律;以色列学者 J Z Ben-Asher、I Yaesh 以及韩国学者 Ryoo 等对引入动力学滞后的制导特性进行了深入分析^[4-6];2006年,美国学者 E J Ohlmeyer 以导弹剩余飞行时间的幂函数为权函数,实现了对传统的带落点和落角约束最优制导律的扩展^[7]。

人们对比例导引及其衍生形式制导律的脱靶量研究已经很深入^[3,8-13],相关研究结论也深入地指导着工程型号的研制,但针对弹道成型制导精度的研究相对较少^[1,5]。

文中基于简化的导引头和驾驶仪动力学模型,引入导引头角速度零位误差、角度零位误差、导引头角噪声以及目标闪烁噪声等四类误差源,利用无量纲化方法和伴随函数法,对扩展弹道成型制导系统的无量纲位置脱靶量和角度脱靶量进行研究。

1 经典弹道成型制导律的扩展形式

传统上,在利用最优控制理论推导最优制导律时,目标函数一般定义成“使加速度的平方的积分最小”,相应的权函数 R 取为常值 1。以此为基础,经典的弹道成型制导律是传统的带落点和落角约束最优

制导律在弹目视线角为小角假设情况下得到的一种便于工程实现的简化形式,制导律的严格数学表达式和简化形式分别如公式(1)、(2)所示。

$$\mathbf{a}_c(t) = \frac{4(\mathbf{y}_M' + \dot{\mathbf{y}}_M' t_{go})}{t_{go}^2} + \frac{2(\mathbf{y}_{MF}' + \dot{\mathbf{y}}_{MF}' t_{go})}{t_{go}^2} \quad (1)$$

$$\mathbf{a}_c(t) = 4V_c \dot{\mathbf{q}} + 2V_c(\mathbf{q} - \mathbf{q}_F)/t_{go} \quad (2)$$

式中: V_c 表示弹目相对速度; \mathbf{a}_c 表示导弹加速度指令; \mathbf{q} 、 $\dot{\mathbf{q}}$ 表示弹目视线角和角速度; \mathbf{q}_F 表示弹道终端期望落角; $t_{go} = t_f - t$ 表示剩余飞行时间; t_f 为制导时间; \mathbf{y}_M' 、 $\dot{\mathbf{y}}_M'$ 是弹目视线系下的弹目相对位置、相对速度; $\dot{\mathbf{y}}_{MF}'$ 是弹道终端落角约束, $\dot{\mathbf{y}}_{MF}' = -V_c \mathbf{q}_F$ 。

将目标函数扩展为 $J = 0.5 \int_0^{t_f} \mathbf{a}^2(t)/t_{go}^n dt, n \geq 0$,扩展的目标罚函数为标准的控制量罚函数的积分的推广,分母上的 t_{go}^n 允许控制量的权重随着 $t_{go} \rightarrow 0$ 而增加, n 越大,弹道末端对过载的“惩罚”越厉害。这样,通过引入以 n 为参数的罚函数,扩展了最优导引律^[7]。扩展后的弹道成型制导律严格的数学表达式和简化形式分别如公式(3)、(4)所示。

$$\mathbf{a}_c(t) = \frac{N_p(\mathbf{y}_M' + \dot{\mathbf{y}}_M' t_{go})}{t_{go}^2} + \frac{N_\theta(\mathbf{y}_{MF}' + \dot{\mathbf{y}}_{MF}' t_{go})}{t_{go}^2} \quad (3)$$

$$\mathbf{a}_c(t) = N_p V_c \dot{\mathbf{q}} + N_\theta V_c(\mathbf{q} - \mathbf{q}_F)/t_{go} \quad (4)$$

式中: $N_p = 2(n+2)$ 、 $N_\theta = (n+1)(n+2)$,分别表示制导律的“位置项”、“落角约束项”导航系数, N_p 与 n 成线性关系, N_θ 与 n 成二次曲线关系。当 n 取 0 时,扩展弹道成型制导律退化为经典形式^[3],其“位置项”、“落角项”导航系数之比为 4:2。为了表达的方便,后面将扩展弹道成型简写成 ETS(Extended trajectory shaping)。

2 多误差输入的 ETS 制导系统

2.1 制导系统的典型误差源

对比例导引这样一类“角速度”制导系统,导引

头零位误差是指弹目视线角速度测量误差 $\Delta\dot{q}$;而在速度追踪、弹体追踪这样的“角度”制导系统中,导引头零位误差是指弹目视线角测量误差 Δq 。这两种导引头零位误差物理意义不同,在制导系统中的输入点也不同。对弹道成型制导系统, $\Delta\dot{q}$ 、 Δq 均含在导引头零位误差中。

对雷达寻的制导系统,雷达导引头角噪声和目标闪烁噪声是影响制导精度的两大主要误差源。雷达角噪声是雷达接收机产生的热噪声,根据雷达方程可知,其是与距离有关的白噪声。首先认为角噪声的功率谱密度在参考距离 R_0 内,对半主动雷达制导系统,发射机位于载体上,角噪声与弹目距离成正比;对主动雷达制导系统,发射机位于导弹上,角噪声与弹目距离平方成正比。由于输入的是角噪声,因此仿真时在视线角那一点进入制导系统^[8,13]。

同时,雷达导引头在跟踪目标时,来自目标不同部位反射的回波到达接收机时会存在一定的滞后,给雷达以目标在移动的虚假信息,致使波束中心跟随目标移动。虚假目标移动信息可能源自武器载体

自身的振动、目标机动、气流影响等,总称为闪烁,它可以看成是目标的视在移动。在理想情况下,期望导弹能滤去这种虚假信息。但是,闪烁是一种低频现象,其典型的频带等于或小于制导系统频带,很难滤去。目标闪烁是目标位置误差噪声,在制导系统中接入位移那一点。在仿真时,闪烁噪声可等效为白噪声输入一个低通滤波器^[8,13]。

2.2 多误差输入下的 ETS 制导系统及其无量纲伴随模型

考虑对非机动目标最优的扩展弹道成型制导律,引入上述几种误差的制导系统如图 1 所示。图中, u_{gl} 、 u_{an} 、 u_{sn} 分别表示输入的白噪声, K_{gl}^2 、 K_{an}^2 、 K_{sn}^2 为对应的噪声功率谱密度, K_{gl}^2 的单位为 $m^2/rad/s$, K_{an}^2 和 K_{sn}^2 的单位为 $rad^2/rad/s$; T_{gl} 为低通滤波器时间常数, y_{gl} 为等效后的闪烁噪声。为不失一般性,驾驶仪动力学和导引头动力学均取为一阶的形式。由于弹道成型制导律是包含终端位置和角度约束的最优制导律,因此其脱靶量包括位置脱靶量和角度脱靶量两部分,分别表示成 y'_{miss} 、 θ_{miss} 。

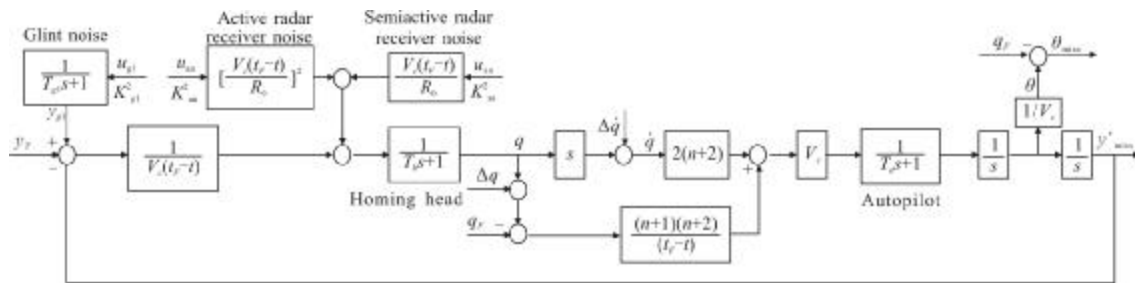


图 1 多误差输入下的弹道成型制导系统结构方块图

Fig.1 Block diagram of the ETS guidance system with multiple guidance errors

为了便于分析,对制导系统进行无量纲化。假设导引头动力学时间常数是驾驶仪的 k 倍,即 $T_h = kT_a$;定义无量纲时间 $\bar{t} = t/T_a$, 则 $s = \bar{s}/T_a$, $\bar{\tau} = t_r/T_a - \bar{t}$, t_r/T_a 表示无量纲末导时间。对制导系统进行无量纲化后,根据伴随函数法,得到制导系统无量纲位置脱靶量和角度脱靶量伴随模型,分别如图 2~3 所示。

图中 $\bar{y}'_{miss|\Delta q}$ 、 $\bar{y}'_{miss|\Delta\dot{q}}$ 、 $\bar{\sigma}_{miss|an}$ 、 $\bar{\sigma}_{miss|sn}$ 、 $\bar{\sigma}_{miss|gl}$ 分别表示导引头零位角误差及角速度误差、主动/半主动雷达角噪声、目标闪烁引起的无量纲位置脱靶量; $\bar{\theta}_{miss|\Delta q}$ 、 $\bar{\theta}_{miss|\Delta\dot{q}}$ 、 $\bar{\sigma}_{\theta_{miss|an}}$ 、 $\bar{\sigma}_{\theta_{miss|sn}}$ 、 $\bar{\sigma}_{\theta_{miss|gl}}$ 则表示对应的无量纲角度脱靶量。有量纲和无量纲脱靶量间的关系如公

式(5)~(9)所示:

$$y'_{miss|\Delta q} = \bar{y}'_{miss|\Delta q} \cdot V_c \Delta q T_a, \theta_{miss|\Delta q} = \bar{\theta}_{miss|\Delta q} \cdot \Delta q \quad (5)$$

$$y'_{miss|\Delta\dot{q}} = \bar{y}'_{miss|\Delta\dot{q}} \cdot V_c \Delta\dot{q} T_a^2, \theta_{miss|\Delta\dot{q}} = \bar{\theta}_{miss|\Delta\dot{q}} \cdot \Delta\dot{q} T_a \quad (6)$$

$$\sigma_{miss|an} = \frac{\bar{\sigma}_{miss|an} \cdot K_{an}}{V_c T_a^{-3} R_0^{-5/2}}, \sigma_{\theta_{miss|an}} = \frac{\bar{\sigma}_{\theta_{miss|an}} \cdot K_{an}}{V_c T_a^{-2} R_0^{-2}} \quad (7)$$

$$\sigma_{miss|sn} = \frac{\bar{\sigma}_{miss|sn} \cdot K_{sn}}{V_c T_a^{-2} R_0^{-3/2}}, \sigma_{\theta_{miss|sn}} = \frac{\bar{\sigma}_{\theta_{miss|sn}} \cdot K_{sn}}{V_c T_a^{-1} R_0^{-1/2}} \quad (8)$$

$$\sigma_{miss|gl} = \frac{\bar{\sigma}_{miss|gl} \cdot K_{gl}}{\sqrt{T_a}}, \sigma_{\theta_{miss|gl}} = \frac{\bar{\sigma}_{\theta_{miss|gl}} \cdot K_{gl}}{V_c T_a^{3/2}} \quad (9)$$

由上述表达式可以很容易看出系统有量纲脱靶量与无量纲脱靶量、 V_c 、 T_a 、 K_{gl} 、 K_{an} 、 K_{sn} 等相关参数的比

例关系。在后面的仿真中,仅分析无量纲脱靶量,若要得到对应的有量纲脱靶量,带入各相关参数即可。

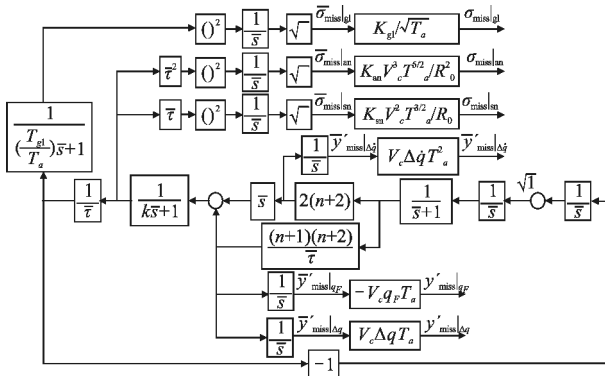


图 2 无量纲位置脱靶量伴随系统结构方块图

Fig.2 Adjoint block diagram of the non-dimensional position miss distance

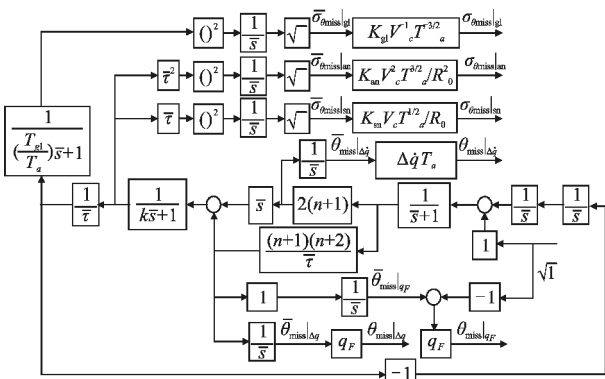


图 3 无量纲角度脱靶量伴随系统结构方块图

Fig.3 Adjoint block diagram of the non-dimensional angle miss distance

3 ETS 制导系统无量纲脱靶量分析

3.1 制导系统无量纲化方法

根据图 1 的制导系统模型及图 2-3 的无量纲伴随模型,对上述误差作用下的脱靶量进行分析。文中脱靶量仿真采用两种方法,即图 1 的直接法和图 2-3 的伴随法,两种方法的仿真结果互相应证。在下面的仿真结果中,直接法以圆点表示,伴随法以虚-实线表示。

对一个实际的制导系统, 驾驶员带宽一般是导引头带宽的 2 倍以上, 因此导引头动力学时间常数

与驾驶员时间常数的比值取为 2, 即 $k=T_r/T_a=2$ 是合适的; 当研究导引头动力学快慢对脱靶量的影响时, k 则分别取 2、1、0.5。

3.2 导引头视线角速度零位误差引起的无量纲位置和角度脱靶量分析

导引头角速度零位误差作用下的无量纲位置和角度脱靶量随 t_f/T_a 变化曲线如图 4 所示。由此可知, 当 t_f/T_a 较短时, 如 $t_f/T_a < 30$, 随着指数 n 的增大, 制导系统有效导航系数也增大, 脱靶量振荡加剧, 峰值加大; 随着指数 n 的增大(如 $n > 0.5$), 当 $t_f/T_a > 60$ 时, 即未导时间是制导系统总滞后时间常数的 20 倍左右时($k=T_r/T_a=2$, 系统总滞后时间常数是 $3T_a$), 位置和角度脱靶量均收敛到 0 附近。图 5 给出了 t_f/T_a 取 90 及 $k=2、1、0.5$ 时的无量纲位置和角度脱靶量随指数 n 的变化曲线, 可以明显看出, 随着 n 的增大及制导动力学的加快, 脱靶量收敛到 0 附近。因此, 为了消除导引头零位角速度误差对脱靶量的影响, 要求未导时间较长、指数 n 较大。

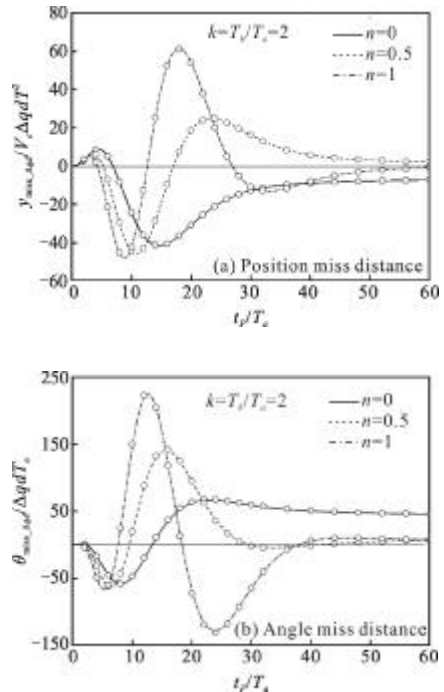


图 4 导引头视线角速度零位误差引起的无量纲脱靶量
Fig.4 Non-dimensional miss distance due to the seeker zero angular error

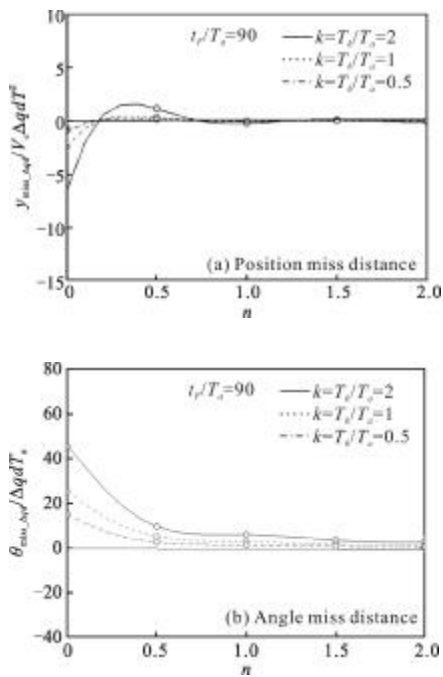


图 5 脱靶量随 n 变化曲线

Fig.5 Curves of the non-dimensional miss distance for different n

3.3 导引头视线角度零位误差引起的无量纲位置和角度脱靶量分析

仿真结果如图 6 所示,可以看出,随着指数 n 的

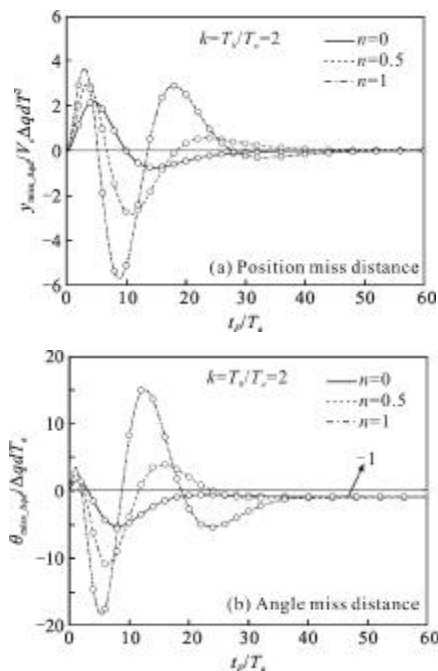


图 6 导引头视线角零位误差引起的无量纲脱靶量

Fig.6 Non-dimensional miss distance due to the seeker zero angle error

增大, 制导系统无量纲位置脱靶量和角度脱靶量均振荡加剧, 峰值加大, 收敛到 0 的时间也加大。当末导时间是制导系统总滞后时间常数的 15 倍左右时, 由导引头视线角度零位误差引起的无量纲位置脱靶量收敛到 0, 角度脱靶量收敛到 $-\Delta q$ 。

3.4 导引头角噪声引起的无量纲位置和角度脱靶量分析

图 7~8 分别给出了半主动/主动雷达导引头角噪声作用下的无量纲位置和角度脱靶量随 t_f/T_a 变化曲线。结果表明, 随着无量纲末导时间的增大, 当 $t_f/T_a > 35$ 时, 即末导时间大于制导系统总滞后时间常数的 12 倍时, 半主动/主动雷达导引头角噪声引起的无量纲位置和角度脱靶量在指数 n 为 0、0.5、1 时均分别收敛到某个稳态值, 并不收敛到零, 且随着 n 的增大, 脱靶量显著增大。取 $t_f/T_a = 50$, 此时系统脱靶量收敛到稳态值, k 取 2、1、0.5, 以指数 n 为横轴的半主动/主动雷达导引头角噪声作用下的脱靶量变化曲线如图 9~10 所示。由此可以看出, 制导动力学越慢, 指数 n 越大, 系统无量纲脱靶量越大。因此导引头角噪声引起的附加脱靶量限制了指数 n 不可能选的很大。上述结论与比例导引的相关研究结论是类似的^[8,13]。

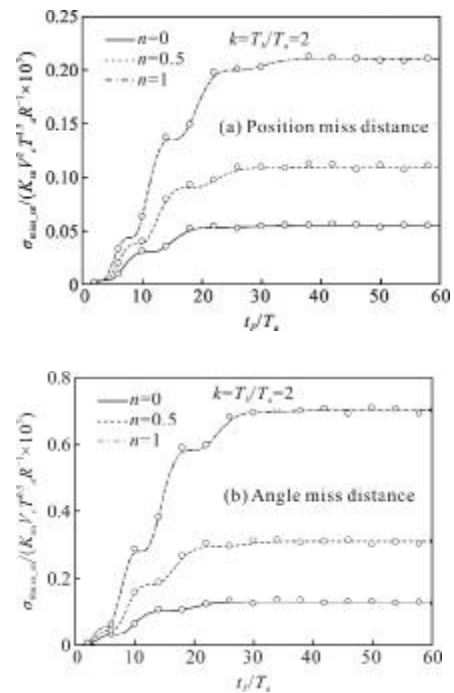


图 7 半主动雷达导引头角噪声引起的脱靶量

Fig.7 Non-dimensional miss distance due to the semi-active radar seeker angular noise

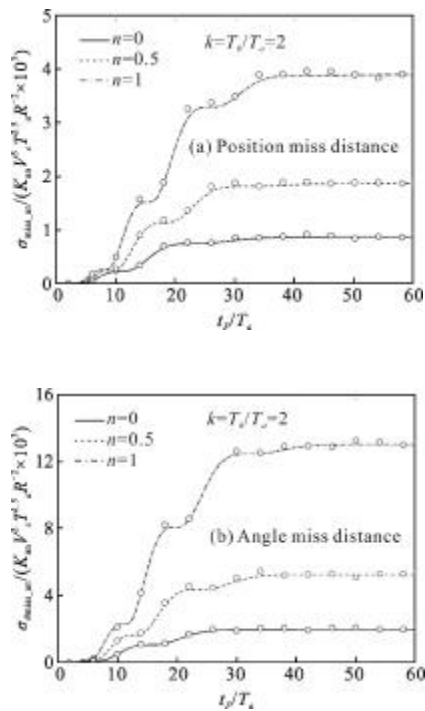


图 8 主动雷达导引头角噪声引起的脱靶量

Fig.8 Non-dimensional miss distance due to the active radar seeker angular noise

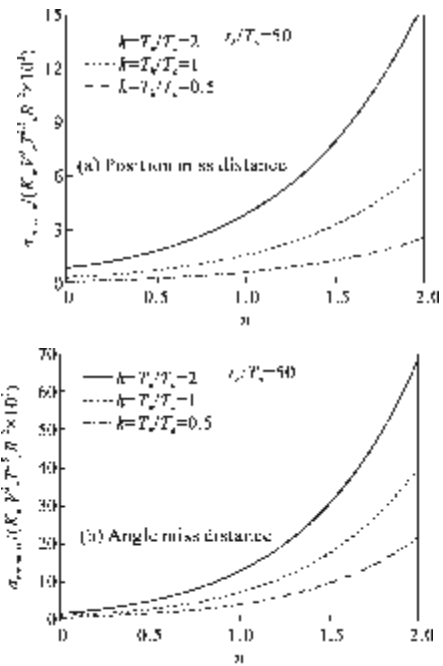


图 10 主动雷达导引头角噪声脱靶量随 n 变化曲线

Fig.10 Curves of the non-dimensional miss distance for different n due to the active radar seeker angular noise

3.5 目标闪烁噪声引起的无量纲位置和角度脱靶量分析

对目标闪烁噪声来说, 根据实际脱靶量与无量纲脱靶量的关系公式(9)可知, 制导系统带宽越小(等效为 T_a 越大), 白噪声功率谱密度的平方根 K_g 越小, 位置和角度脱靶量越小; 弹目相对速度 V_c 越大, 角度脱靶量越小。

图 11~12 分别给出了目标闪烁噪声引起的位置

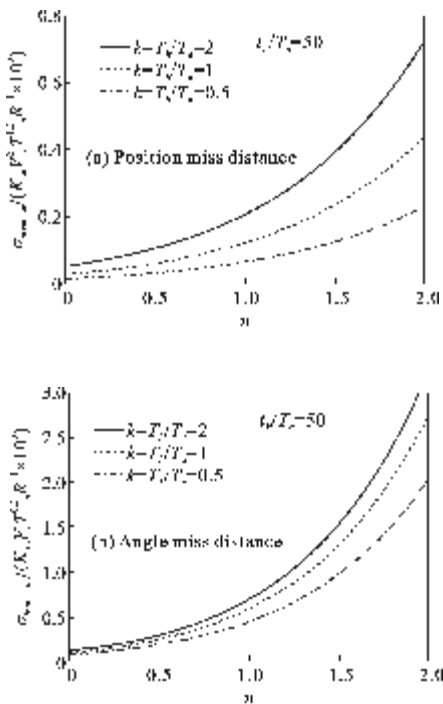


图 9 半主动雷达导引头角噪声脱靶量随 n 变化曲线

Fig.9 Curves of the non-dimensional miss distance for different n due to the semi-active radar seeker angular noise

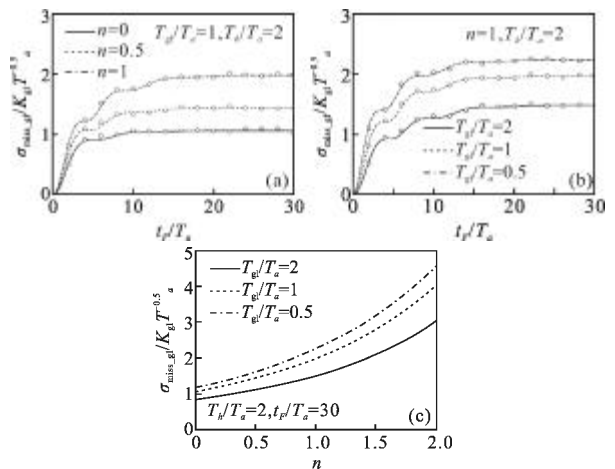


图 11 目标闪烁噪声引起的无量纲位置脱靶量随 t_f/T_a 、指数 n 、 T_g/T_a 的变化曲线

Fig.11 Non-dimensional position miss distance due to the target glint noise for different t_f/T_a , n and T_g/T_a

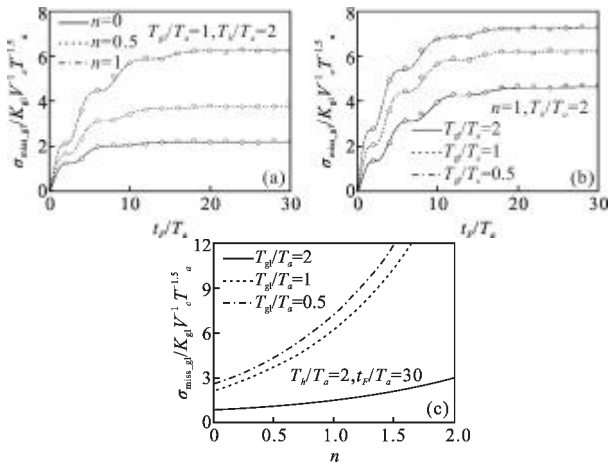


图 12 目标闪烁噪声引起的无量纲角度脱靶量随 t_f/T_a 、指数 n 、 T_g/T_a 变化曲线

Fig.12 Non-dimensional angle miss distance due to the target glint noise for different t_f/T_a , n and T_g/T_a

和角度脱靶量随无量纲末导时间 t_f/T_a 、指数 n 以及无量纲滤波器时间常数 T_g/T_a 的变化曲线。与雷达角噪声作用下的脱靶量分析过程类似,可以看出,随着无量纲末导时间的增大,当 $t_f/T_a > 20$ 时,即在末导时间等于制导系统总滞后时间常数的 7 倍左右时,闪烁噪声引起的无量纲位置和角度脱靶量即达到不为零的稳态值,且随着指数 n 和闪烁噪声滤波器无量纲频带的增大(即 T_g/T_a 变小),脱靶量也显著增大。

4 结论

在做数学推导时,经典弹道成型制导律的目标函数一般定义成“使加速度的平方的积分最小”,其权函数 R 为是常值 1;将权函数构建为“导弹剩余飞行时间 n 次方的倒数”(即 $R=1/t_{go}^n$),实现了对目标罚函数的扩展,进而得到扩展弹道成型制导律。文中概述了经典/扩展弹道成型制导律的数学推导过程,给出了制导律对应的严格数学表达式和简化表达式,并分析了指数 n 对制导律的扩展意义。

以扩展弹道成型制导系统为基础,分别引入导引头角速度零位误差、角度零位误差、导引头角噪声以及目标闪烁噪声等 4 类误差源,利用无量纲化方法和伴随函数法,得到扩展弹道成型制导系统无量纲的位置脱靶量和角度脱靶量伴随模型。

仿真采用直接法和伴随法,两种方法的仿真结果互相应证。无量纲位置和角度脱靶量仿真结果表明,为了消除导引头角速度零位误差对脱靶量的影

响,要求制导系统具有较长的末导时间和较大的指数 n ;当末导时间达到制导系统总滞后时间常数的 15 倍左右时,可以消除导引头角度零位误差对位置脱靶量的影响,此时导引头视线角度零位误差引起同等大小、方向相反的角度脱靶量;对半主动/主动雷达导引头角噪声,当末导时间大于制导系统总滞后时间常数的 12 倍时,位置和角度脱靶量均达到不为零的稳态值,指数 n 越大,制导动力学越慢,稳态脱靶量值越大;对闪烁噪声,随着指数 n 和闪烁噪声滤波器频带的增大,位置和角度脱靶量增大,当末导时间达到制导系统总滞后时间常数的 7 倍以上时,脱靶量达到稳态值。

制导系统工程师可根据导弹过载能力、各误差源引起的脱靶量与总体技术指标间的关系等综合确定指数 n 及导航系数的合理取值范围。

参考文献:

- [1] Chang Chao, Lin Defu, Qi Zaikang, et al. Study on the optimal terminal guidance law with interception and impact angle [J]. Transactions of Beijing Institute of Technology, 2009, 29(3): 233-239. (in Chinese)
- [2] Wang Hui, Lin Defu, Cheng Zhenxuan. Time-to-go weighted optimal trajectory shaping guidance law [J]. Journal of Beijing Institute of Technology, 2011, 20 (3): 317-323. (in Chinese)
- [3] Zarchan P. Tactical and Strategic Missile Guidance [M]. 5th edition, Virginia: AIAA Inc, 2007: 31-50, 541-569.
- [4] Ben-Asher J Z, I Yaesh. Advances in Missile Guidance Theory [M]. Virginia: AIAA Inc, 1998.
- [5] Ryoo C K, Cho H, Tahk M J. Optimal guidance laws with terminal impact angle constraint [J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2005, 28(4): 724-732.
- [6] Ryoo C K, Cho H, Tahk M J. Closed-form solutions of optimal guidance with terminal impact angle constraint[C]// Proc IEEE Int Conf Control Application, Istanbul, Turkey, 2003: 504-509.
- [7] Ohlmeyer E J, Phillips C A. Generalized vector explicit guidance [J]. Journal of Guidance Control and Dynamics, 2006, 29(2): 261-268.
- [8] Garnell P. Guided Weapon Control Systems [M]. England: Pergamon Press, 1980: 248-290.
- [9] Prasanna H M, Ghose D. Retro-proportional-navigation: a new guidance law for interception of high-speed targets[J].

- Journal of Guidance Control and Dynamics, 2012, 35 (2): 377-386.
- [10] Wang Hui, Lin Defu, Qi Zaikang, et al. Study of time-varying optimal augmented proportional navigation and miss distance closed-form solutions [J]. Infrared and Laser Engineering, 2013, 42(3): 692-698. (in Chinese)
- [11] Xu Ping, Wang Wei, Lin Defu, et al. Fluence of zero position error of angular rate on the precision of proportional navigation[J]. Infrared and Laser Engineering, 2011, 40(11): 2255-2260. (in Chinese)
- [12] Wang Wei, Wu Kou, Xu Ping, et al. Laser semiactive seeker angular rate noise characteristics and its influence analysis[J]. Infrared and Laser Engineering, 2012, 41(9): 2370-2374. (in Chinese)
- [13] Zhang Hong, Lin Defu, Qi Zaikang. Influence of radar guidance system noise on precision of guidance and control [J]. Journal of System Simulation, 2008, 20(5): 1295-1298. (in Chinese)

下期预览

提高光电轴角编码器细分精度的改进粒子群算法

高 旭^{1,2}, 万秋华¹, 杨守旺¹, 陈 伟¹, 赵长海¹

(1. 中国科学院长春光学精密机械与物理研究所, 吉林 长春 130033;

2. 中国科学院大学, 北京 100049)

摘要: 为提高光电轴角编码器的细分精度及莫尔条纹光电信号的细分倍数,设计了一种基于改进粒子群算法的信号正弦性修正方法。首先,根据莫尔条纹光电信号的数学模型,分析信号质量指标对细分误差的影响;并从编码器的制作、调试、使用等环节出发,指出信号细分误差产生的根本原因;然后,对改进粒子群算法的基本原理和实现步骤做了具体阐述;最后,以 21 位光电编码器为实验对象,依据其精码转换的方波信息实现精码信号的自适应采样,同时应用改进算法对采集的编码器原始光电信号进行数据预处理,通过辨识信号模型中的 3 个待定参量,直接实现信号等幅性偏差、稳定性偏差、正交性偏差的修正;对算法处理后的莫尔条纹信号进行细分精度检测,实验结果表明:编码器细分误差峰值由 19.08"降低到 2.86",细分精度明显提高。