全捷联对地攻击制导武器导引头隔离度对制导系统性能的影响

袁亦方[1],林德福[1],杨 涛[2]

(1. 北京理工大学 宇航学院,北京 100081; 2. 西安现代控制技术研究所,陕西 西安 710065)

摘 要:针对全捷联图像导引头隔离度问题,分别推导了由探测器和角速率陀螺之间的刻度尺系数误差及动力学偏差引起的隔离度传递函数;采用系数冻结法及劳斯判据分析了含有隔离度寄生回路的制导系统稳定区域,给出了不同无量纲末导时间下制导系统稳定时刻度尺误差和动力学偏差的取值范围;利用伴随函数法研究了隔离度对制导精度的影响。以上研究结果可以为全捷联制导武器制导控制系统参数设计提供参考,对于隔离度正反馈的情况应予以更多关注。

关键词:全捷联图像导引头; 隔离度寄生回路; 制导系统稳定性; 制导精度

中图分类号:TJ711 **文献标志码**:A **文章编号**:1007-2276(2015)06-1956-07

Effect of ground attack strapdown guided weapons seeker disturbance rejection rate on the performance of guidance system

Yuan Yifang[1], Lin Defu[1], Yang Tao[2]

(1. School of Aerospace Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China;
2. Xi′an Modern Control Technology Research Institute, Xi′an 710065, China)

Abstract: According to the problem of disturbance rejection rate (DRR) with strapdown imaging seeker, the transfer functions of DRR due to different scale and dynamic error between detector and angular rate gyro were established. With Routh criteria and coefficient freezing method, the stable region of guidance system with disturbance rejection rate parasitic loop(DRRPL) was analyzed, the value range of scale error and dynamic error under different non dimensional time was presented. The effect on guidance accuracy of DRR was studied by adjoint method. The research can provide technology reference to the guidance and control system design of strapdown guided weapons, more attention should be paid on the positive feedback situation of DRR.

Key words: strapdown imaging seeker; DRRPL; stability of guidance system; guidance accuracy

收稿日期:2014-10-10; **修订日期**:2014-11-03

基金项目:国家自然科学基金(61172182)

作者简介:袁亦方(1986-),男,博士生,主要从事飞行器制导控制方面的研究。Email:3120100038@bit.edu.cn

导师简介:林德福(1971-),男,副研究员,主要从事导弹总体与制导控制方面的研究。Email:lindf@bit.edu.cn

0 引 言

全捷联导引头将探测器固连在弹体上，取消了复杂的机械平台,使导引头体积、成本大幅降低,跟踪速度和跟踪精度不受机械限制和摩擦力矩的影响,这使全捷联导引头的应用受到越来越多的关注。但全捷联导引头存在固有缺陷[1],首先全捷联导引头加大了瞬时视场，导引头量测误差与瞬时视场大小成正比,这使得全捷联导引头量测误差很大;其次全捷联导引头需利用探测器信息和惯导量测信息构建数学平台以隔离弹体扰动[2-3],探测器和惯导的刻度尺以及动力学不一致都会引起全捷联导引头的隔离度问题。隔离度问题不仅降低了导引头输出精度,同时也会严重影响导弹制导系统性能。

目前国内外对隔离度的研究大多围绕平台导引头展开,对全捷联导引头隔离度问题的关注较少,且大多数学者[4-5]将研究集于隔离度寄生回路的稳定性上,隔离度对制导系统性能的影响还未引起重视。杜运理[6]基于平台导引头建立了隔离度模型,并分析了隔离度相位滞后对寄生回路稳定性的影响;李富贵[7]基于平台导引头利用频域法解析分析了两种视线角速度提取方式下导引头隔离度传递函数、隔离度寄生回路和导弹制导系统的差异;宋建梅[8]考虑了半捷联导引头摩擦力矩和传感器动力学误差,在此基础上建立了半捷联导引头隔离度模型；Se-Ah Jang[9]研究了探测器与角速率陀螺动力学误差与导引头隔离度之间的关系，但由于传感器动力学偏差并不是引起隔离度的全部因素，该方法对隔离度的抑制效果有限。

文中以对地攻击的单兵全捷联制导武器为研究对象，建立了刻度尺系数误差及传感器动力学偏差引起的隔离度传递函数模型，分析了不同无量纲末导时间下制导系统的稳定区域，并给出了不同隔离度反馈形式下制导系统稳定时刻度尺误差及动力学偏差的最大取值范围，最后基于伴随函数法分析了不同隔离度对制导精度的影响。所得结论为单兵全捷联制导武器制导控制系统指标设计提供了参考，对全捷联导引头工程化具有重要意义。

1 模型建立

全捷联图像导引头提取惯性系弹目视线角速度框图如图 1 所示。

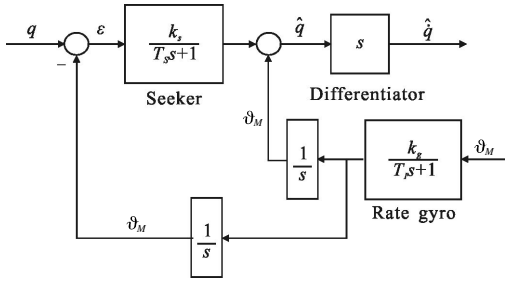

图 1 弹目视线角速度计算原理

Fig.1 Principle of LOS rate calculation

由图可求得由弹体姿态角速度扰动 $\dot{\vartheta}_M$ 输入到弹目视线角速度 $\dot{\hat{q}}$ 输出的传递函数为：

$$G_{\mathrm{DR}}(s)=\frac{k_g(T_S s+1)-k_s(T_I s+1)}{(T_I s+1)(T_S s+1)} \tag{1}$$

若全捷联导引头与弹上姿态传感器的刻度尺系数误差、动力学时间常数完全相同时,导引头输出可以完全隔离弹体的姿态扰动,即隔离度为 0。反之,则会产生隔离度问题。由分析可得,引起全捷联导引头隔离度问题的因素主要有以下两部分：刻度尺系数误差与动力学偏差。

1.1 刻度尺系数误差造成的隔离度

假设全捷联导引头与弹上惯性器件具有相同的动力学时间常数,即 $T_S=T_I$。则公式(1)可化简为：

$$G_{\mathrm{DR}}(s)=\frac{k_g-k_s}{(T_S s+1)} \tag{2}$$

对于全捷联导引头来说，由于取消了复杂的机械结构，其相对于平台导引头具有更快的动力学特性,在全捷联对地制导武器的典型频率(1~3 Hz)内,$1/(T_S s+1)$ 带来的相位滞后和幅值衰减基本可以忽略。则公式(2)可进一步简化为：

$$G_{\mathrm{DR}}(s)=k_g-k_s \tag{3}$$

文中将由刻度尺系数误差引起的隔离度简记为 $G_{\mathrm{DR}}(s)=R$。显然,当 $k_g>k_s$ 时,隔离度反馈形式为正反馈;反之,为负反馈。

1.2 动力学偏差造成的隔离度

不考虑传感器刻度尺系数误差,即取 $k_g=k_s=1.0$。令 $M=T_I/T_S$,其表征了姿态陀螺动力学与全捷联导引头动力学之比。则公式(1)可化简为：

$$G_{\mathrm{DR}}(s)=\frac{T_S(1-M)s}{T^2s^2+2\xi Ts+1} \tag{4}$$

式中：$T=Ts\sqrt{M}$；$\xi=(1+M)/2\sqrt{M}$。由上式可知,当

$M<1$ 时，即 $T_l<T_S$ 时，隔离度反馈形式为正反馈；反之，为负反馈。

2 隔离度对制导稳定性的影响

在导弹制导系统中，由于隔离度的存在，导引头输出错误的弹目视线角，引入制导系统后根据相应的制导律生成过载指令传递给自动驾驶仪，弹上执行机构根据舵控指令偏转，改变弹体姿态，生成控制力，该运动经导引头隔离度模型又使导引头产生错误输出，这样就形成了一个附加回路——隔离度寄生回路。

存在导引头隔离度时的制导系统框图如图 2 所示。图中 Z_t、Z_m 分别为目标及导弹的横向位移；V_c 为导弹与目标的相对运动速度；V_m 为导弹飞行速度；T_F 为制导时间；t 为导弹飞行时间，定义剩余制导时间 $T_{go}=T_F-t$；N 为比例导引有效导航比；T_α 为导弹攻角时间常数；a_c 为导弹过载指令；a_m 为导弹过载响应；制导系统用四次一阶环节表示，其中制导滤波器一阶，自动驾驶仪三阶，T_g 为制导系统时间常数。$G_{DR}(s)$ 为导引头隔离度传递函数。

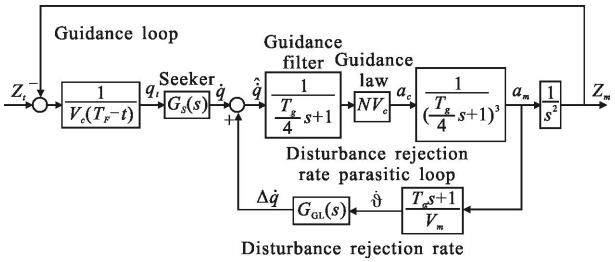

图 2 存在隔离度寄生回路时的制导系统框图

Fig.2 Block of guidance loop with DRRPL

隔离度寄生回路传递函数为：

$$G_{PL}(s)=\frac{NV_c}{\left(\frac{T_g}{4}s+1\right)-\frac{NV_c}{V_m}(T_\alpha s+1)G_{DR}(s)} \tag{5}$$

则制导回路的闭环传递函数为：

$$G_{GL}(s)=\frac{G_{PL}(s)G_S(s)}{V_cT_{go}s^2+G_{PL}(s)G_S(s)} \tag{6}$$

2.1 刻度尺误差对制导系统稳定性的影响

忽略传感器动力学差异，只考虑刻度尺系数误差，则公式(5)可写成如下形式：

$$G_{PL}(s)=\frac{NV_c}{\left(\frac{T_g}{4}s+1\right)^4-N\frac{V_c}{V_m}R(T_\alpha s+1)} \tag{7}$$

定义无量纲变换：

$$\bar{t}=\frac{t}{T_g},\ \bar{s}=sT_g,\ \bar{T}_\alpha=\frac{T_\alpha}{T_g},\ \bar{T}_{go}=\frac{T_{go}}{T_g},$$

则制导回路的无量纲传递函数为：

$$G_{PL}(\bar{s})=\frac{N}{\left(\left(\frac{1}{4}\bar{s}+1\right)^4-N\frac{V_c}{V_m}R(\bar{T}_\alpha\bar{s}+1)\right)\bar{T}_{go}\bar{s}+N} \tag{8}$$

可以求得不同无量纲末导时间下全捷联导引头隔离度正负反馈时制导系统稳定边界如图 3 所示。制导系统的稳定区域随 $\bar{T}_\alpha$ 以及 $\bar{T}_{go}$ 的变化规律如图 3 所示。

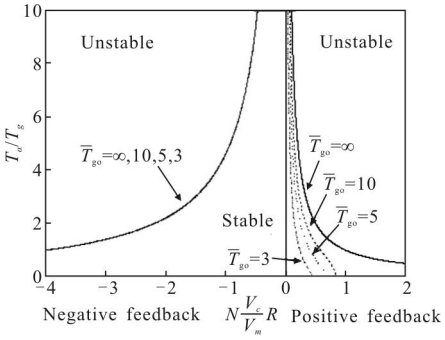

图 3 制导参数对制导系统稳定区域的影响

Fig.3 Effect of guidance parameter on stability region of guidance system

由图 3、4 可知，全捷联导引头隔离度正反馈比负反馈时制导回路稳定区域小。当全捷联导引头隔离度的反馈形式为正反馈时，随着弹目距离的减小，即 $\bar{T}_{go}$ 越小制导系统的稳定区域也随之减小，并且当 $\bar{T}_\alpha$，N，V_c/V_m，R 增加时，制导系统稳定所需的临界 $\bar{T}_{go}$ 也逐渐增大；当隔离度的反馈形式为负反馈时，$\bar{T}_{go}$ 变化对制导系统的稳定区域影响大不。

不同 $\bar{T}_\alpha$ 时制导系统临界稳定对应的无量纲剩余制导时间变化曲线如图 4 所示。

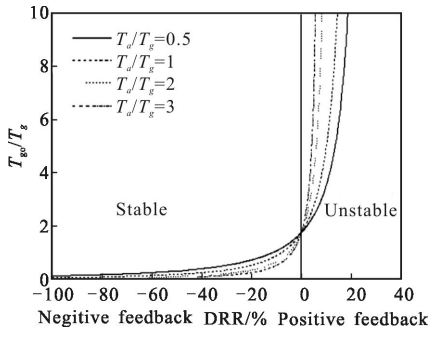

图 4 全捷联导引头隔离度对制导系统临界稳定所需的剩余制导时间的影响

Fig.4 Effect of disturbance rejection rate on the minimum time to go for the stabilization of guidance system

图 4 表明，全捷联导引头隔离度反馈形式为正反馈时，制导系统稳定所需的最小$\bar{T}_{go}$随着隔离度 R 以及$\bar{T}_{\alpha}$的增加而变大;若隔离度反馈形式为负反馈，随着隔离度 R 的增加，制导系统稳定所需的最小$\bar{T}_{go}$基本不变。与无隔离度时的比例导引系统相比,随着弹目距离的接近，存在全捷联导引头正反馈的制导系统会提前失稳，而存在隔离度负反馈的制导系统失稳时间基本不变。

2.2 动力学偏差对制导系统稳定性的影响

忽略刻度尺误差仅考虑传感器动力学偏差时，公式(5)可写成如下形式：

$$G_{PL}(s)=\frac{\dfrac{NV_c}{\left(\dfrac{T_g}{4}s+1\right)^4-\dfrac{NV_c}{V_m}(T_{\alpha}s+1)G_{DR}(s)}}{\left(V_cT_{go}s+\dfrac{NV_c}{\left(\dfrac{T_g}{4}s+1\right)^4-\left(\dfrac{NV_c}{V_m}(T_{\alpha}s+1)G_{DR}(s)\right)}\right)} \tag{9}$$

定义无量纲变换

$$\bar{T}_S=\frac{T_S}{T_g}$$

在对于可见光图像全捷联导引头，取$\bar{T}_S$=0.05。得到制导系统稳定区域随不同 M以及$\bar{T}_{go}$的变化规律如图 5 所示。

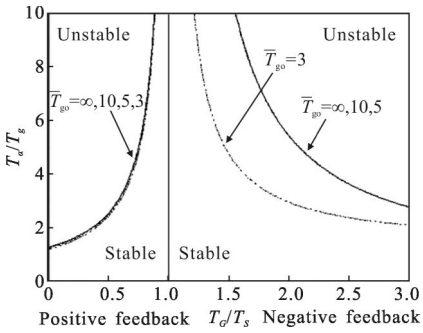

图 5 制导参数对制导系统稳定区域的影响

Fig.5 Effect of guidance parameter on stability region of guidance system

从图 5 可以看出，制导系统的稳定区域随着$\bar{T}_{\alpha}$的增加、传感器动力学偏差的加大而减小。当隔离度反馈形式为负反馈时,若$\bar{T}_{go}\geqslant 5$,制导系统稳定区域与$\bar{T}_{go}=\infty$ 时基本一致,若$\bar{T}_{go}<5$,制导系统稳定区域随着$\bar{T}_{go}$的减小而变小;当全捷联导引头隔离度反馈形式为正反馈时,制导系统稳定区域基本不受$\bar{T}_{go}$变化影响,但稳定区域比负反馈时小。

对于全捷联制导弹药制导控制系统的典型取值。制导系统稳定边界随 M 及无量纲末导时间变化曲线如图 6 所示。

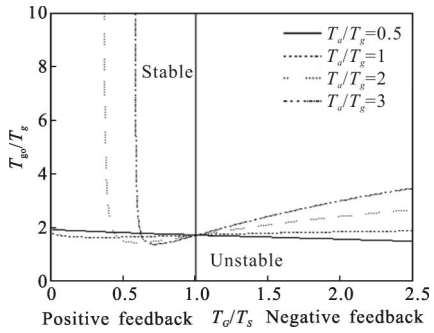

图 6 制导系统稳定边界随 M 及无量纲末导时间变化曲线

Fig.6 Curve of guidance system stable boundary vs. M and nondimensional time to go

由图中可以看出，导引头隔离度负反馈时对制导系统动力学差异的容忍度比正反馈要大；在正反馈时,若$\bar{T}_{\alpha}>1$,当两传感器动力学差异超过 2 倍时，制导系统迅速失稳。因此,在导引头与速率陀螺选型时,对于正反馈情况应格外注意。

3 隔离度寄生回路对制导精度的影响

各种典型干扰因素输入下，全捷联导引头隔离度作用时的制导系统框图如图 7 所示。

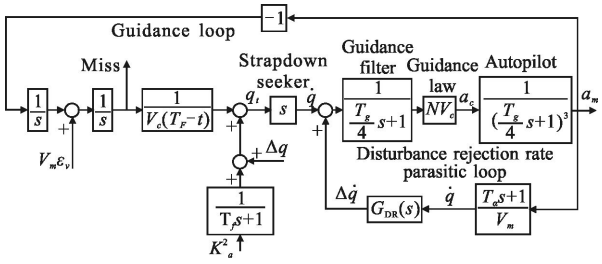

图 7 干扰输入下全捷联导引头隔离度作用时制导系统框图

Fig.7 Block of guidance system with DRRPL under disturbance

引入的误差源为速度指向误差，探测器零位误差以及角噪声。其中探测器角噪声可以等效为一功率谱密度为K_a^2(rad²/Hz)的白噪声通过一时间常数 T_f 的低通滤波器[10]。

通过对图 7 所示的制导系统依据伴随法理论[11]进行变换可得该制导系统的无量纲伴随系统如图 8 所示。

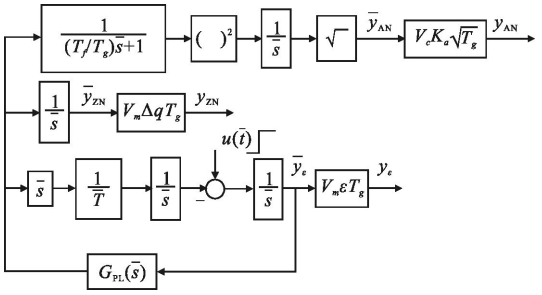

图 8 干扰输入下制导系统无量纲化伴随模型

Fig.8 Nondimensional adjoint model of guidance system under disturbance

3.1 刻度尺误差对制导精度的影响

仅考虑刻度尺系数误差时，不同隔离度对应的无量纲脱靶量曲线如图 9~10 所示。各图(a)、(b)分别为正负反馈隔离度。

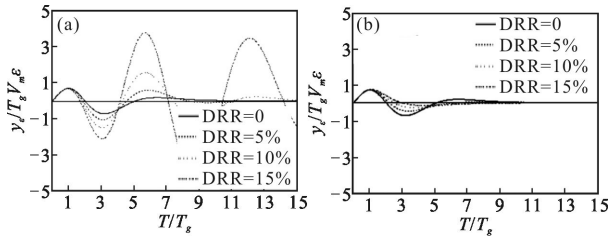

图 9 不同隔离度作用下无量纲脱靶量曲线(速度指向误差引起的脱靶量)

Fig.9 Curve of nondimensional miss distance vs DRR (heading error)

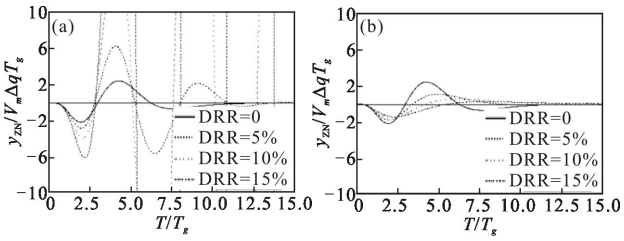

图 10 不同隔离度作用下无量纲脱靶量曲线(导引头零位误差引起的脱靶量)

Fig.10 Curve of nondimensional miss distance vs. DRR (seeker zero error)

由以上分析可以看出，当隔离度反馈形式为负反馈时，隔离度幅值的变化对脱靶量的影响不大；当隔离度的反馈形式为正反馈时，脱靶量随着隔离度幅值的加大迅速增大。

3.2 动力学偏差对制导精度的影响

忽略传感器刻度尺误差，只考虑动力学偏差时，无量纲脱靶量随隔离度变化曲线如图 11~12 所示。各图(a)、(b)分别为正负反馈隔离度。

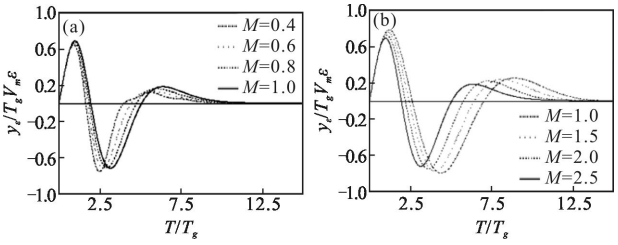

图 11 不同隔离度作用下无量纲脱靶量曲线(速度指向误差引起的脱靶量)

Fig.11 Curve of nondimensional miss distance vs DRR (heading error)

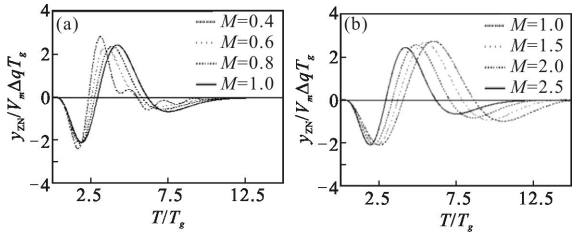

图12 不同隔离度作用下无量纲脱靶量曲线(导引头零位噪声引起的脱靶量)

Fig.12 Curve of nondimensional miss distance vs DRR (seeker zero error)

由以上分析可以看出，对于速度指向误差及探测器零位噪声引起的脱靶量，当隔离度反馈形式为正反馈时，隔离度的变化对脱靶量影响不大；当隔离度反馈形式为负反馈时，隔离度的增大会使脱靶量收敛时间增长，但是在末制导时间为 15 倍制导系统时间常数的情况下，脱靶量都能收敛。对于探测器角噪声引起的脱靶量，隔离度负反馈时隔离度对脱靶量影响不大；若隔离度为正反馈，T_α>2 时，随着隔离度的增加脱靶量迅速增大。

4 全捷联制导武器制导控制系统关键指标的确定

对于典型对地攻击全捷联制导弹药，基本参数如表 1 所示。

表1 参数取值

Tab.1 Parameter value

V/m·s^{-1}	V_c/V_m	T_g/s	N	T_α/s
170	1	0.4	4	0.68

(1) 制导系统稳定时隔离度的最大取值

根据图 3 及图 5，可得不同无量纲末导时间下隔离度最大取值如表2 所示。

表 2 制导系统稳定边界隔离度取值

Tab.2 DRR of guidance system stability region

	Scale factor error		Dynamic error	
T_g	R	R	M	M
Inf	14.7%	63.7%	0.27	4.72
10	9.7%	63.7%	0.27	4.70
5	7.1%	63.7%	0.27	4.65
3	4.1%	63.7%	0.27	4.52
Feedback form	Positive feedback	Negative feedback	Positive feedback	Negative feedback

(2) 隔离度对制导精度的影响

依据图 7 所示的干扰输入下全捷联导引头制导系统框图,各干扰源参数取值如表 3 所示。

表 3 制导系统主要干扰参数取值

Tab.3 Disturbance value of guidance system

Interference factor	Symbol	Parameter
Scale factor error	R	±5%
Dynamic error	M	0.8,1.2
Velocity direction error	ε	5°
Seeker zero bias	Δq	0.1°
Seeker angle noise	K_a^2	2×10^{-10} rad²/Hz

取末导时间为 10 倍的制导系统时间常数,得到各种干扰输入下制导系统脱靶量如表 4 所示。

表 4 干扰输入下制导系统脱靶量

Tab.4 Miss distance of guidance system under disturbance

Inducement of DRR	Feedback form	y_ε/m	y_{ZN}/m	y_{AN}/m	y/m
Scale factor error	Positive feedback	0.18	0.15	0.27	0.36
	Negative feedback	0.07	0.01	0.05	0.06
Dynamic error	Positive feedback	0.08	0.04	0.10	0.13
	Negative feedback	0.17	0.01	0.09	0.19

表中,y_ε 表示速度指向偏差引起的脱靶量,y_{ZN} 表示探测器零位偏差引起的脱靶量,y_{AN} 表示探测器测角噪声引起的脱靶量,y 表示总脱靶量可由下式计算得到。

$$y=\sqrt{y_\varepsilon^2+y_{ZN}^2+y_{AN}^2} \tag{10}$$

以上分析表明，对于动力学偏差引起的脱靶量，隔离度的反馈形式对其影响不大；而对于刻度尺系数误差引起的脱靶量,若隔离度为正反馈,制导系统总脱靶量会迅速增加，因此需要对这部分隔离度重点关注。

5 结 论

综合上述仿真分析,可以得到结论如下：

(1) 在制导系统参数取值相同的情况下,全捷联导引头正反馈相较于负反馈，制导系统稳定区域更小,无量纲脱靶量更大/收敛更慢。因此,全捷联制导体制下,对于导引头正反馈的情况应格外关注。

(2) 与空空/防空导弹相比，单兵全捷联制导弹药攻击的目标运动速度更慢(V_c/V_m 更小),弹道飞行空域相对较低且高度变化较小 ($\bar{T}_\alpha$ 取值更小且数值稳定)。因此,对于攻击地面目标的单兵全捷联制导弹药,隔离度指标约束更为宽松。全捷联导引头在此类制导弹药上具有较高的工程可行性。

(3) 针对典型的对地攻击单兵全捷联制导弹药,提出了满足制导系统稳定的导引头隔离度指标约束,为全捷联导引头工程化提供了理论参考。

参考文献：

[1] Zhou Ruiqing, Liu Xinhua, Shi Shouxia. The Stabilization and Tracking Technology of Strapdown Seeker [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2010: 1-4. (in Chinese)
周瑞青, 刘新华, 史守峡. 捷联导引头稳定与跟踪技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 2010: 1-4.

[2] Dowan K, Ryoo C K, Yongho K, et al. Guidance and control for missile with a strapdown seeker [C]//ICCAS, 2011: 969-972.

[3] Janice C R, James H M, Joel P B, et al. The past, present, and future of electronically-steerable phased arrays in defense application[C]//Aerospace Conference, IEEE, 2008: 1-7.

[4] Wang Jiaxin, Lin Defu, Qi Zaikang. Study on disturbance rejection rate parasitical loop of strapdown phased array radar seeker [J]. ***Transaction of Beijing Institute of Technology***, 2013, 33(11): 1124-1129. (in Chinese)

王嘉鑫, 林德福, 祁载康. 全捷联相控阵雷达导引头隔离度寄生回路研究 [J]. 北京理工大学学报, 2013, 33(11): 1124-1129.

[5] Li Fugui, Xia Qunli, Cai Chuntao. Effect of seeker disturbance rejection rate on parasitical loop stability [J]. ***Infrared and Laser Engineering***, 2013, 42(9): 2341-2347. (in Chinese)
李富贵, 夏群利, 蔡春涛. 导引头隔离度寄生回路稳定性的影响[J]. 红外激光工程, 2013, 42(9): 2341-2347.

[6] Du Yunli, Xia Qunli, Qi Zaikang. Research on effect of seeker disturbance rejection rate with phase lag on stability of parasitical loop[J]. ***Acta Armametarii***, 2011, 32(1): 28-32. (in Chinese)
杜运理, 夏群力, 祁载康. 导引头隔离度相位滞后对寄生回路稳定性影响研究[J]. 兵工学报, 2011, 32(1): 28-32.

[7] Li Fugui, Xia Qunli, Cui Xiaoxi, et al. Effect of seeker disturbance rejection rate parasitic loop on line of sight rate extraction[J]. ***Journal of Astronautics***, 2013, 34(8): 1072-1077. (in Chinese)
李富贵, 夏群利, 崔晓曦, 等. 导引头隔离度寄生回路对视线角速度提取的影响[J]. 宇航学报, 2013, 34(8): 1072-1077.

[8] Song Jianmei, Cai Gaohua. Precision analysis of the semi-strapdown homing guided system [C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Confenence, Minneapolis, 2012.

[9] Jang Se′Ah. Guidance Algorithms for ractical missile with strapdown seeker[C]//SICE Annual Conference, 2008: 2616-2619.

[10] Zarchan P. Representation of realistic evasive maneuvers by the use of shaping filters [J]. ***Journal of Guidance and Control***, 1979, 2: 71-78.

[11] Paul Zarchan. Tactical and Strategic Missile Guidance[M]. 6th ed. Virginia: AIAA Inc, 2013: 34-45.