全捷联导引头隔离度对制导稳定性的影响

王嘉鑫1,林德福1,祁载康1,吕瑛洁2

(1. 北京理工大学 宇航学院,北京 100081; 2. 第二炮兵装备研究院,北京 100085)

摘 要:针对采用全捷联导引头的末制导问题,分析了产生隔离度的主要原因,建立了包含寄生回路的比例导引系统模型,基于时变系统的 Lyapunov 稳定性理论提出了制导系统的一致渐进稳定性,并利用无源性方法分析了制导系统的一致渐进稳定条件,研究了隔离度对比例导引制导稳定性的影响。结果表明,制导系统的一致渐进稳定条件比寄生回路更加严格,而不完全解耦后残余的隔离度具有不确定性,其正反馈更易导致比例导引系统提前失稳并造成较大脱靶量。

关键词:全捷联导引头; 隔离度寄生回路; 比例导引; 稳定性; 无源性

中图分类号: TJ765.3 文献标志码: A 文章编号: 1007-2276(2013)10-2608-06

Effect of strapdown seeker disturbance rejection rate on stability of PNG system

Wang Jiaxin¹, Lin Defu¹, Qi Zaikang¹, Lv Yingjie²

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

2. The Second Artillery Equipment Academy, Beijing 100085, China)

Abstract: According to the problem of the terminal guidance with a strapdown seeker, the main reason of the disturbance rejection rate was analyzed. The proportional navigation guidance system (PNGs) with the disturbance rejection rate parasitical loop(DRRPL) was established, the uniformly asymptotical stability of PNGs was put forward based on Lyapunov stability theory for the time varying system, restrictions of stabilizing PNGs were analyzed with the passivity approach, and the effect of the disturbance rejection rate on the stability of PNGs was studied. The results show that the uniformly asymptotical stability of PNGs is stricter to realize than DRRPL, while the disturbance rejection rate caused by the imperfect decoupling is uncertain, and the positive feedback of DRRPL is more likely to make PNGs unstable in advance and cause a larger miss distance.

Key words: strapdown seeker; disturbance rejection rate parasitical loop; PNG; stability; passivity

收稿日期:2013-02-11; 修订日期:2013-03-10

基金项目:国家自然科学基金(61172182)

作者简介:王嘉鑫(1985-),男,博士生,主要从事导弹总体与制导控制方面的研究。Email:cucciee@sina.com.cn

0 引 言

基于激光、红外或电视成像以及相控阵雷达等全捷联体制的末制导技术已成为战术导弹发展的前沿技术,然而导引头与弹体固连导致其量测信号耦合了弹体的姿态扰动,因此为提取制导信息还需利用惯性器件测量弹体的姿态信号并进行数学解耦[1-4]。但是在上述过程中两类传感器存在的测量误差、动力学不匹配等因素将引起全捷联制导的隔离度问题,并在制导回路内形成包含制导滤波器和驾驶仪等高阶动力学的寄生回路(DRRPL),从而严重影响制导系统的性能。

目前,国内外关于制导寄生回路和隔离度的研究主要围绕惯性稳定导引头展开,而针对全捷联导引头的相关研究较少,更没有基于时变系统理论分析隔离度寄生回路对制导系统一致渐进稳定性影响的研究。在 Nesline^[5-6]等提出雷达导引头天线罩斜率误差将造成寄生回路并影响制导系统性能后,Bhattacharyya^[7]等提出寄生回路将破坏最优制导律的性能,而 Lin C L^[8]、杜运理^[9]和徐平^[10]等分别基于平台式和动力陀螺式导引头提出了隔离度寄生回路的概念,并基于Routh 判据获得了寄生回路的稳定边界,H.Eguchi^[11]等提出基于超稳定性理论研究制导系统鲁棒稳定性的方法,但并未能得到工程意义上的稳定条件,冯伯纯^[12]研究了基于无源性理论分析时变非线性系统稳定性的方法,为此课题研究提供了新的思路。

文中首先分析了引起全捷联导引头隔离度问题的主要原因,建立了包含寄生回路的比例导引制导系统(PNGs)的无量纲模型,其次给出了分析Lyapunov稳定性的无源性方法,提出了比例导引制导系统的一致渐进稳定性以及系统满足一致渐进稳定的条件,分析了隔离度对制导系统稳定性和精度的影响,研究结果可为全捷联制导总体方案设计提供理论参考。

1 数学模型

1.1 隔离度寄生回路

图 1 给出了在纵向平面内的弹目相对关系,其中 O 位于弹体质心, Ox_1 为惯性基准轴, Ox_B 为弹体纵轴, 即全捷联导引头视线轴, Ox_T 指向目标, ϑ 为弹体姿态角, q 为弹目视线角, θ_B 为导引头视线与弹体

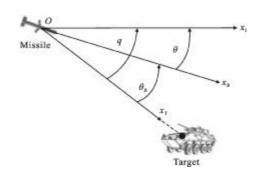


图 1 弹目相对关系

Fig.1 Missile-target engagement geometry

纵轴的夹角。在导弹飞行时,由角速率陀螺测得 ϑ ,由导引头测得 θ 。并滤波计算得到 $\dot{\theta}$ B,理论上将 $\dot{\theta}$ B与 $\dot{\vartheta}$ 相加即可实现弹体角运动 $\dot{\vartheta}$ 的解耦,从而得到基于惯性空间的弹目视线角速度 $\dot{\mathbf{q}}$:

$$\dot{\mathbf{q}} = \dot{\theta}_{\mathrm{B}} + \dot{\vartheta} = (\dot{\mathbf{q}} - \dot{\vartheta}) + \dot{\vartheta} \tag{1}$$

式中:- $\dot{\vartheta}$ 耦合在全捷联导引头量测信号的导出量 $\dot{\theta}_B$ 中,而 $\dot{\vartheta}$ 由角速度陀螺测得。若以 $\dot{\mathbf{q}}/\dot{\vartheta}$ 表示隔离度,则将公式(1)化为:

$$\frac{\dot{\mathbf{q}}}{\dot{\mathbf{y}}} = \frac{\dot{\theta}_{\mathrm{B}}}{\dot{\mathbf{y}}} + 100\% \tag{2}$$

公式(2)表明弹体运动已经 100%耦合进入 θ_B 中, 只有当上述两种源自不同传感器的量测信号之比为-1 时,隔离度才为 0,而与此理论模型不符的任何 误差都会带来弹体运动 ∂ 对制导信息 q的隔离度问 题,因此全捷联导引头不完全去耦后残余的隔离度 对导弹制导性能影响较惯性稳定导引头更加严重。

由于全捷联制导信息处理速度较快,忽略相位滞 后的影响,并将 ð到 q的动力学简化为标量形式,即

$$\frac{\dot{\mathbf{q}}(\mathbf{s})}{\dot{\boldsymbol{\eta}}(\mathbf{s})} = \mathbf{R} \tag{3}$$

定义 R>0 表示隔离度负反馈,R<0 表示正反馈。由上述分析可知,隔离度的符号具有不确定性,因此在导弹飞行过程中正、负反馈均可能存在。

研究表明^[9],隔离度并不是作为开环干扰影响制导系统,而是通过将弹体姿态运动反馈至导引头并形成包含制导滤波器、自动驾驶仪和制导律算法等高阶动力学的寄生回路,改变制导系统内部结构并使其输出错误的制导指令。

图 2 给出了基于比例导引制导律的隔离度寄生

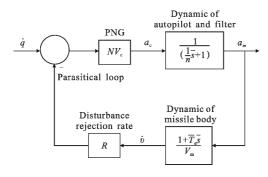


图 2 隔离度寄生回路模型

Fig.2 Model of DRRPL

回路模型,其中 N 为有效导航比, a_c 和 a_m 分别为过载指令和响应, V_c 为弹目相对速度, V_m 为导弹飞行速度, T_α 为攻角滞后时间常数,在初步分析中,制导滤波器和驾驶仪的动力学模型以 n 阶二项式表示, T_g 为其时间常数。为减少参变量,采用时间尺度的无量纲分析法,令 $\bar{s}=T_g s$, $\bar{T}_\alpha=T_a/T_g$, $K_x=N(V_c/V_m)R$,得到隔离度寄生回路的无量纲闭环传函为:

$$\frac{a_{m}(\bar{s})}{\dot{q}(\bar{s})} = \frac{NV_{c}}{\left(\frac{1}{n}\bar{s}+1\right)^{n} + K_{x}(1+\bar{T}_{\alpha}\bar{s})}$$
(4)

1.2 比例导引制导系统

在初始弹目视线系的纵向平面 Oxy 内 $^{[13]}$,建立包含隔离度寄生回路的比例导引末制导系统无量纲模型如图 3 所示,其中 \bar{t}_f 为末导时间, \bar{t} 为无量纲时

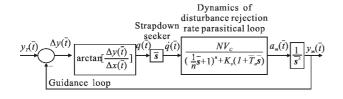


图 3 包含寄生回路的比例导引制导回路模型 Fig.3 PNGs with DRRPL

间变量且 $\bar{t} \in [0, \bar{t}_f]$,令 \bar{t}_g 为剩余末导时间,有 $\bar{t} = t/T_g$, $\bar{t}_f = t_f/T_g$, $\bar{t}_{\infty} = \bar{t}_f - \bar{t}_{\infty}$ 弹目视线角的非线性表达式为:

$$q(\bar{t}) = \arctan \left[\frac{\Delta y(\bar{t})}{\Delta x(\bar{t})} \right]$$
 (5)

式中: $\Delta y(\bar{t})$ 和 $\Delta x(\bar{t})$ 分别为弹目纵向和横向距离。 $\Delta y(\bar{t})$ 有界并设 $|\Delta y(\bar{t})| \in [0, \Delta y_M], \Delta y_M > 0$,通常以无量纲脱靶量 $\Delta y(\bar{t}_f)$ 考核制导精度,假设 V_c 为常值, \bar{t}_f 可估

计,有:

$$\Delta x(\bar{t}) = V_c(\bar{t}_f - \bar{t}) = V_c\bar{t}_{\infty}$$
 (6)

2 分析 Lyapunov 稳定性的无源性方法

比例导引系统为非线性时变系统,因此,线性定常系统的稳定性分析方法已不适用,而无源性方法是分析此类系统稳定性的重要工具 $^{[12,14]}$ 。该方法可描述为:在图 4(a)所示的非受迫反馈系统中, $G(\bar{s})$ 为 SISO 线性定常系统的传函, $h(\bar{t},u)$ 为非线性的时变无记忆函数,若 $G(\bar{s})$ 和 $h(\bar{t},u)$ 是无源性的,那么反馈系统的原点是渐进一致稳定的。以下分别给出 $h(\bar{t},u)$ 和 $G(\bar{s})$ 的无源性判定方法。

当时变函数 h 仅为时间 t 和输入 u 的函数时,则 h 是无记忆的,并记为 $w=h(\bar{t},u)$,同时若 h 为标量函数.且在定义域内均满足

$$K_1 u^2 \leq uh(\bar{t}, u) \leq K_2 u^2$$
 (7)

则 $h(\bar{t},u)$ 属于扇形 $[K_1,K_2]$, 式中 $K_1,K_2 \in R$, $K_2 \ge K_1$ 。当 $h(\bar{t},u)$ 属于扇形 $[0,+\infty]$ 时,即 $u^Tw \ge 0$,则 $h(\bar{t},u)$ 是无源的。

若 SISO 线性定常系统的传函 **G**(s)为其状态空间的最小实现,则系统状态的无源性与传函的严格正实性等价。为便于分析,此处以传函的严格正实性代替系统状态的无源性,当且仅当下列三个条件同时满足时,**G**(s)是严格正实的:

- (1) 设 $L=\lim_{s\to\infty}G(s)$,则 L>0;
- (2) **G**(s)的任意极点**s**_i 均满足 Re(s_i)<0;
- (3) 对虚轴上的任意点 $s=j\omega$,有正实部,即

$$Re[G(j\omega)] > 0, \forall \omega > 0$$
 (8)

上述分析表明,若 $G(\bar{s})$ 为严格正实的,则其分子与分母多项式的阶数差为 0 或 1,所有零点和极点均在左开平面,且频率特性 $G(\bar{j}\omega)$ 的 Nequist 曲线处于右半闭复平面。

当无记忆函数 $h(\bar{t},u)$ 和传函 $G(\bar{s})$ 不满足无源性时,可在系统原点的一致渐进稳定性等价的前提下进行回路变换,并考察新系统的稳定性条件。特别的,当 h 属于扇形[K_1,K_2]时,图 4(a)、(b)和(c)所示系统的稳定性等价[10],在图(c)中若h属于扇形[$0,+\infty$],

那么当**Ğ**(s)满足严格正实条件时,系统(a)、(b)的原点也是一致渐进稳定的。

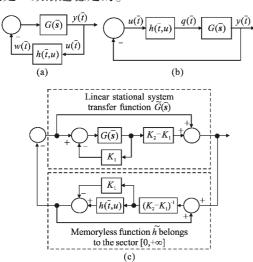


图 4 反馈系统的等价框图

Fig.4 Equivalent block diagrams of feedback systems

3 制导系统稳定性分析

3.1 制导系统的一致渐进稳定性

通常在非受迫系统的原点讨论Lyapunov 意义下的一致渐进稳定性,图 3 所示制导系统中,令 $y_r(\bar{t})=0$,设无量纲制导系统的方程为:

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(\bar{\mathbf{t}}, \mathbf{x}) \tag{9}$$

当满足

$$f(\bar{t},0)=0, \forall \bar{t} \geqslant 0 \tag{10}$$

则原点是系统的一个平衡点。当制导系统的原点满足渐进一致稳定性时,存在如下定义:

若 \forall ε>0,都存在与 $\bar{\mathbf{t}}_0$ 无关正常数 δ (ε)和 c,对所有 $\|\mathbf{x}(\bar{\mathbf{t}}_0)\|$ <c 的初始点以及 \forall η >0,都存在与 $\bar{\mathbf{t}}_0$ 无关的 $\bar{\mathbf{T}}=\bar{\mathbf{T}}(\eta)$ >0 使得

 $\|\mathbf{x}(\bar{\mathbf{t}})\| < \eta$, $\forall \bar{\mathbf{t}} \geqslant \bar{\mathbf{t}}_0 + \bar{\mathbf{T}}(\eta) > 0$, $\forall \|\mathbf{x}(\bar{\mathbf{t}}_0)\| < \mathbf{c}$ (11) 则制导系统的原点 $\mathbf{x} = 0$ 是一致渐进稳定的。上述分析表明,若制导系统在某个初始时刻 $\bar{\mathbf{t}}_0$ 为 Lyapunov 意义下的稳定,则系统在取自时间定义区间的所有初始时刻 $\bar{\mathbf{t}}_0$ 均在 Lyapunov 意义下稳定,且收敛性不随 $\bar{\mathbf{t}}_0$ 的增大而变差,因此渐进一致稳定是工程意义上的稳定。

3.2 制导系统的稳定性判定

将非受迫情况下的制导系统化为图 4(b)的形式,

其中线性系统传递函数为:

$$G(\bar{s}) = \frac{NV_c}{\left[\left(\frac{1}{n}\bar{s}+1\right)^n + K_x(1+\bar{T}_\alpha\bar{s})\right]\bar{s}}$$
(12)

非线性时变函数为:

$$h(\bar{t}, \Delta y(\bar{t})) = \arctan\left[\frac{\Delta y(\bar{t})}{\Delta x(\bar{t})}\right]$$
 (13)

设末制导段任意时刻 \bar{t}_m 下的弹目横向距离为 $\Delta x(\bar{t}_m)$,公式(6)表明 $\Delta x(\bar{t})$ 仅为 \bar{t} 的函数,且当 $\bar{t}_m > \bar{t} > 0$ 时,有:

$$\Delta x(0) > \Delta x(\bar{t}) > \Delta x(\bar{t}_m)$$
 (14)

在有界闭域 Ω 上研究制导系统的稳定性,其中 $\Omega=\{\bar{\mathbf{t}}\in[0,\bar{\mathbf{t}}_{m}],|\Delta\mathbf{y}(\bar{\mathbf{t}})|\in[0,\Delta\mathbf{y}_{M}]\}$ 。公式(13)表明, $\mathbf{h}(\bar{\mathbf{t}},\Delta\mathbf{y}(\bar{\mathbf{t}}))$ 是无记忆的时变标量奇函数,其扇形边界 \mathbf{K}_{1} 和 \mathbf{K}_{2} 分别为 $\partial\mathbf{h}/\partial\Delta\mathbf{y}$ 在 Ω 上的最小值和最大值,其中

$$\partial \mathbf{h}/\partial \Delta \mathbf{y} = \Delta \mathbf{x}(\bar{\mathbf{t}})/\Delta \mathbf{x}^2(\bar{\mathbf{t}}) + \Delta \mathbf{y}^2(\bar{\mathbf{t}})$$
 (15)

利用小扰动假设, 当 $\Delta y(t_m)\Delta x(t_m)$ 时, 可得:

$$K_1 \approx \frac{1}{\Delta x(0)}, K_2 \approx \frac{1}{\Delta x(\bar{t}_m)}$$
 (16)

即 h 属于扇形[$1/\Delta x(0)$, $1/\Delta x(t_m)$]。图 5 给出了不同时刻下的弹目视线角 q 关于 Δy 的函数图像。

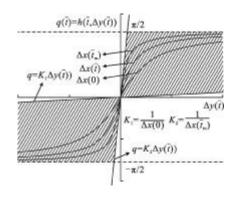


图 5 \mathbf{q} 关于 $\Delta \mathbf{y}$ 的函数图像 Fig.5 Function image of \mathbf{q} versus $\Delta \mathbf{y}$

公式(12)和(16)表明,G(s)和 h 不具备无源性, 因此利用回路变换将制导系统转换为图 4(c)所示形式,其中 \tilde{h} 属于扇形 $[0,+\infty]$,已满足无源性。将公式(6) 代人公式(12),并整理得到等价的线性定常系统的 传递函数为:

$$\widetilde{G}(\bar{s}) = \frac{\left[\left(\frac{1}{n}\bar{s}+1\right)^{n} + K_{x}(1+\bar{T}_{\alpha}\bar{s})\right]\bar{s} + \frac{N}{\bar{t}_{f}-\bar{t}_{m}}}{\left[\left(\frac{1}{n}\bar{s}+1\right)^{n} + K_{x}(1+\bar{T}_{\alpha}\bar{s})\right]\bar{s} + \frac{N}{\bar{t}_{f}}}$$
(17)

无源性方法表明,当 $\hat{\mathbf{h}}$ 满足无源性时,若 $\hat{\mathbf{G}}(\hat{\mathbf{s}})$ 是严格正实的,则在 Ω 上制导系统的原点具有一致渐进稳定性, $\hat{\mathbf{t}}_m$ 表示系统临界稳定时刻。根据判定条件(1)有:

$$L = \lim_{\bar{s} \to \infty} \widetilde{G}(\bar{s}) = 1$$
 (18)

条件(2)要求 $\widetilde{G}(s)$ 的极点均在左半开平面,即 $\widetilde{G}(s)$ 严格稳定,将 $\widetilde{G}(s)$ 的特征方程展开为:

 $a_n=1$, $a_{n+1}=N/t_f$ 。利用 Routh 判据获得使特征根均在左半开平面的约束不等式,令 $c_{(k,g)}=[c_{(1,g-1)}c_{(k+1,g-2)}-c_{(1,g-2)}c_{(k+1,g-1)}]/c_{(1,g-1)},c_{(k,1)}=a_{2k-2},c_{(k,2)}=a_{2k-1}$,其中 k=1,2,I(n), $g=2,3,\cdots,n+1$ 。当 n 为奇数时,I(n)=(n+1)/2,当 n 为偶数时,I(n)=n/2+1,若 $\widetilde{G}(\bar{s})$ 严格稳定,则有:

$$c_{(1,i)} > 0, j = 1, 2, \dots, n+1$$
 (20)

在考察条件(3)时,若 $\widetilde{\mathbf{G}}(\mathbf{s})$ 的阶数较低,则可方便 地提取其实部的代数表达式,而在分析高阶系统时, 可利用 $\widetilde{\mathbf{G}}(\mathbf{j}\overline{\omega})$ 的 Nequist 曲线处于右半闭复平面进行 判定,其中 $\overline{\omega} \in [0,+\infty]$ 。

上述分析表明,隔离度 R 与 \bar{t}_m 、n、 \bar{t}_f 、N、 V_c/V_m 、 \bar{T}_α 是影响制导系统稳定性的重要因素,且仅在 $[0,\bar{t}_m]$ 上具备一致渐进稳定性,在 $(\bar{t}_m,\bar{t}_f]$ 上失稳,令 \bar{t}_{gom} 表示失稳飞行时间.即:

$$\bar{\mathbf{t}}_{gom} = \bar{\mathbf{t}}_{f} - \bar{\mathbf{t}}_{m} \tag{21}$$

不失一般性,设全捷联比例导引制导系统的动力学由三阶自动驾驶仪和二阶制导滤波器模型构成,即 n=5。图 6 给出了当 N=4、 $T_{\alpha}=3$ 时,由 V_{c}/V_{m} 、R 和 \bar{t}_{gom} 构成的制导系统一致渐进稳定的边界条件。

仿真结果表明,制导系统将随 R(V_c/V_m)的增大 而提前失稳,特别当隔离度正反馈时,失稳时间迅 速增大,而不同末导时间下的失稳时间基本一致, 仅在负反馈时略有不同,因此在制导系统不失稳的 情况下,延长末导时间将推迟失稳时刻,并延长系 统响应过度过程的收敛时间,但当隔离度较大而末 导时间较短时,系统将在全部末导段失稳,如图中阴影区域所示。

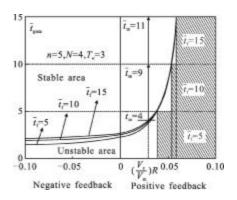


图 6 制导系统稳定的边界条件 Fig.6 Restrictions of stabilizing PNGs

图 7 给出了当隔离度正反馈时,分别使制导系统和寄生回路满足稳定性的约束条件,若令参数 \overline{T}_{α} 和 $R(V_c/V_m)$ 构成的区域表示稳定域,则制导系统的稳定域小于寄生回路,且随 \overline{t}_{gom} 的减小而减小,因此不能以寄生回路的稳定域代替制导系统的稳定域;其次,弹体的气动性能决定了高空飞行时 T_{α} 较大,迎击时 V_c/V_m 较大,当末导时间一定时,若 T_g 较小,则制导系统更容易失稳,因此在设计高空弹体的控制系统时,应适度降低系统的响应速度,并且严格监控隔离度指标。

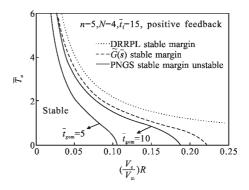


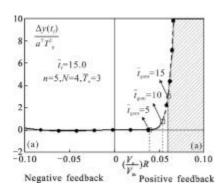
图 7 制导系统与寄生回路稳定的条件对比 Fig.7 Stable margins of DRRPL and PNGs

4 制导稳定性对精度的影响

隔离度寄生回路可能导致制导系统提前失稳, 从而在噪声和干扰的作用下造成制导指令提前发散 并影响制导精度。由于非线性时变受扰系统的鲁棒 稳定性判定较为复杂,考虑到标称系统失稳必定导 致受扰系统失稳,因此在小扰动假设前提下可利用 制导系统的一致渐进稳定条件评价隔离度寄生回路对制导精度的影响。在制导系统中引入目标机动干扰并令,通过无量纲化得到脱靶量的表达式为:

$$\Delta \bar{y}(\bar{t}_f) = \frac{\Delta y(t_f)}{a_T T_g^2}$$
 (22)

图 8 给出了脱靶量随隔离度和失稳时间的变化曲线。结果表明,当正反馈时脱靶量随隔离度的增大而迅速增大,而根据制导系统稳定的边界条件可知,R(V_c/V_m)与 t̄_{gom} 存在对应关系,那么脱靶量也将随失稳时间的增长而增大,因此正反馈时较大的隔离度是导致制导系统提前失稳并造成较大脱靶量的主要原因。



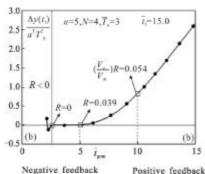


图 8 脱靶量随隔离度和失稳时间的变化 Fig.8 Miss distance versus $(V_c/V_m)R$ and \tilde{t}_{gom}

5 结 论

全捷联制导系统不完全解耦后残余的隔离度 具有不确定性,其寄生回路将严重影响比例导引制 导系统的稳定性,采用分析时变系统 Lyapunov 稳 定性的无源性方法能够方便地获得制导系统满足 一致渐进稳定性的边界条件,研究结果表明:制导 系统比寄生回路的稳定条件更加严格,并且隔离度 正反馈是导致比例导引提前失稳并造成较大脱靶 量的主要原因。

参考文献:

- [1] Yao Yu, Zhang Guojiang. Discussion on strapdown imaging guidance system [J]. Infrared and Laser Engineering, 2006, 35(1): 1-6, 54. (in Chinese)
- [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] Jia Xiaoyuan, Zhao Chao. New stabilization control and guidance information extract approach with a semi-strapdown structure [J]. Infrared and Laser Engineering, 2011, 40(12): 2474-2479. (in Chinese)
- [5] Nesline F W, Zarchan P. Radome induced miss distance in aerodynamically controlled homing missiles [J]. AIAA, 84 -1845, 1984: 99-115.
- [6] Zarchan P. Tactical and Strategic Missile Guidance [M]. 5th ed. Virginia: AIAA Inc, 2007: 11-50, 527-540.
- [7] Bhattacharyya Abhijit, Tiwari P K, Vora P, et al. In flight radome error compensation through simulation test data[C]// AIAA Guidance, Navigation and Control Conference, 2005.
- [8] Lin Chunliang, Hsiao Yihsing. Adaptive feedforward control for disturbance torque rejection in seeker stabilizing loop [J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2001, 9(1): 108-121.
- [9] Du Yunli, Xia Qunli, Qi Zaikang. Research on effect of seeker disturbance rejection rate with phase lag on stability of parasitical loop [J]. Acta Armamentarii, 2011, 32 (1): 28-32. (in Chinese)
- [10] Xu Ping, Wang wei, Lin Defu. Effect of seeker isolation on guidance and control of terminal guided projectile [J]. Journal of Ballistics, 2012, 24(1): 17-21. (in Chinese)
- [11] Egushi H, Kubo H. Robust stability of guidance and control system for homing missiles[C]//AIAA 29th Aerospace Sciences Meeting Nevada, 1991.
- [12] Feng Chunbo. Study on stability of non-linear time varying system with the passivity approach[J]. Acta Automatica Sinica, 1997, 23(6): 776-781. (in Chinese)
- [13] Qi Zaikang, Xia Qunli. Guided Weapon Control Systems[M]. Beijing: Beijing Institute of Technology, 2003.
- [14] Li Dianpu. Non-linear Control System [M]. Xi'an: Press of Northwestern Polytechnical University, 2009. (in Chinese)