

全捷联成像导引头隔离度与寄生回路稳定性研究

温求道¹, 李 然², 夏群利¹

(1. 北京理工大学 宇航学院, 北京 100081; 2. 中国兵器科学研究院, 北京 100089)

摘 要: 针对全捷联成像导引头视线角速度提取中隔离度及其带来的寄生回路稳定性问题, 首先建立了考虑惯性测量装置和捷联探测器动力学的视线角速度提取模型并进行了简化。选取传感器动力学、信号处理延时、刻度尺为主要误差源, 对由其造成的视线角速度隔离度幅值及相角变化规律进行了分析。进一步通过构建相对应全捷联导引头隔离度寄生回路模型, 计算了寄生回路稳定域并给出允许误差边界。分析结论表明, 视线角速度提取过程中存在的以上误差将带来远较平台导引头大的隔离度问题, 并导致寄生回路失稳, 因此需在信号处理过程中进行修正。

关键词: 全捷联成像导引头; 视线角速度; 隔离度; 寄生回路

中图分类号: TJ414 文献标志码: A 文章编号: 1007-2276(2014)01-0260-07

Disturbance rejection rate and parasitical loop stability for strapdown imaging seeker

Wen Qiuqiu¹, Li Ran², Xia Qunli¹

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

2. China Research and Development Academy of Machinery, Beijing 100089, China)

Abstract: The problems on disturbance rejection rate of strapdown imaging seeker and the stability of disturbance rejection rate parasitical loop were analyzed in this paper. Firstly, two calculation methods of line of sight (LOS) rate were given based on the information from seeker and inertial measurement unit (IMU). The calculation model got simplified in order to analyze the influence to disturbance rejection rate from different disturbance items. Then the magnitude and phase of disturbance rejection rate caused by the aerodynamic model, time delays of signals and graduate scales were analyzed, especially in the low frequency bandwidth. Finally, the disturbance rejection rate parasitical loop model based on strapdown seeker was derived. Through discussing the stability zones of parasitical loop, the permitted maximum values for different disturbances were given. The results present that disturbance sources mention above will cause the terrible disturbance rejection rate problem and make the parasitical loop become unstable, so it is necessary to rectify them when calculating LOS rate.

Key words: strapdown imaging seeker; line of sight rate; disturbance rejection rate; parasitical loop

收稿日期: 2013-05-03; 修订日期: 2013-06-12

基金项目: 中国博士后科学基金一等资助(2008M00006); 中国博士后科学基金特别资助(2012T50048); 国家部委预研项目(102070202)

作者简介: 温求道(1982-), 男, 讲师, 主要从事飞行器制导控制技术研究。Email: wenqiuqiu82@gmail.com

0 引言

捷联导引头将包括探测器在内的全部硬件刚性固连在弹体上,由于取消了平台框架结构,因此在导引头体积、成本上得到大大降低^[1]。捷联导引头只能测量目标相对于导弹弹体的误差角,其中同时包含有弹目视线角及弹体姿态角两部分信息。因此必须通过数学解算实现对视线角速度的提取及弹体运动的隔离^[2]。

对全捷联导引头视线角速度提取方案与最优估计技术,国内外已经开展了多年的研究。其中参考文献[3]给出了两种视线角速率提取方案的实现算法,并对不同方案的提取精度进行了对比;对于制导处理中微分环节带来的噪声问题,参考文献[4]提出采用卡尔曼滤波的方法实现视线角速度提取,参考文献[5]针对系统中存在的非线性问题,设计了Unscented 卡尔曼滤波(UKF)器。参考文献[6-7]分析了导引头动力学对刻度尺误差对视线角速度品质的影响,并对由此带来的制导脱靶量进行了仿真分析。

隔离度是衡量导引头输出信号品质一个重要指标,其表征了导引头视线角速度输出对弹体运动干扰的隔离能力。当前对隔离度产生机理及对制导回路的影响研究主要集中在稳定平台导引头。其中参考文献[8]详细分析了天线罩误差斜率寄生回路的稳定性问题。参考文献[9]对造成稳定平台导引头隔离度的各种影响因素进行了详细的分析;参考文献[10]提出了隔离度寄生回路的概念,并对隔离度寄生回路稳定性开展研究。

文中围绕全捷联导引头视线角速度提取中存在的隔离度及其对制导回路的影响问题,首先建立了考虑惯性测量装置(以下简称 IMU)和捷联探测器动力学的视线角速度提取模型,以此为基础对动力学频带、信号处理延时、刻度尺等误差源造成的视线角速度隔离度的问题进行了分析,并给出了隔离度幅值及相位滞后变化规律。进一步在导弹制导回路的层面,建立了包含以上误差源的隔离度寄生回路模型,并通过无量纲化使模型简化。完成了对寄生回路稳定性分析,给出稳定域计算结果及满足稳定要求允许误差边界。所得结论对全捷联导引头的工程应

用具有重要的参考价值。

1 视线角速度提取原理

研究捷联导引头视线角速度所使用的坐标系及相互转换关系如图 1 所示。

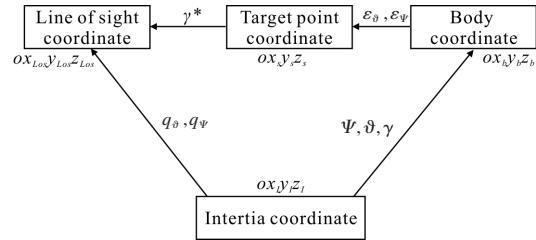


图 1 坐标系及相应角度关系

Fig.1 Coordinate and angle definition

其中: Ψ, ϑ, γ 及 q_ψ, q_ϑ 分别表示相对于惯性坐标系(Inertia coordinate)的弹体姿态角及弹目视线角。基于弹体坐标系(body coordinate)旋转两个跟踪误差角 e_ψ, e_ϑ 得到目标指向坐标系(Target point coordinate)。其 x 轴 ox_s 与弹目视线重合,当存在弹体滚转角时,其 y 轴并不处于纵向铅垂平面。因此目标指向坐标系沿其 ox_s 轴旋转 γ^* 角后与视线坐标系 (Line of sight coordinate)重合。具体的角度定义和转换矩阵见参考文献[1]。

如果定义 $\vec{\omega}_{ba}^a$ 表示 a 坐标系相对 b 坐标系的旋转角速度在 a 坐标系下的投影,则根据比例导引推导过程中定义^[2],制导中需要导引头提供视线角速度可表示为 $\vec{\omega}_{iLos}^{Los}$ 、 $\vec{\omega}_{bLos}^{Los}$,即弹目视线相对于惯性系的旋转角速度在视线坐标系 y 及 z 轴上的投影。

由坐标相对关系,如果已知弹体系相对于惯性系及视线系相对弹体系两个角速度,将其投影至视线坐标系下并相加,即可得所需的视线角速度,即:

$$\vec{\omega}_{iLos}^{Los} = \vec{\omega}_{bLos}^{Los} + \vec{\omega}_{ib}^{Los} \quad (1)$$

式中: $\vec{\omega}_{ib}^{Los}$ 为弹体相对于惯性系旋转角速度在视线系下的投影。角速度陀螺测量弹体相对惯性系在弹体坐标系下的投影,因此有:

$$\vec{\omega}_{ib}^{Los} = R_s^{Los} R_b^s \vec{\omega}_{ib}^b \quad (2)$$

式中: $\vec{\omega}_{bLos}^{Los}$ 视线相对于弹体旋转角速度在视线下的

投影; \vec{R}_b^s 为弹体系到目标指向坐标系转换矩阵; \vec{R}_s^{Los} 为目标指向坐标系到视线坐标系转换矩阵。

根据误差角 e_ϑ 、 e_ψ 的定义, 有:

$$\vec{\omega}_{bLos}^{Los} = \vec{R}_s^{Los} (\gamma^*) \vec{R}_b^s (e_\vartheta, e_\psi) \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{e}_\psi \\ 0 \end{bmatrix} + \vec{R}_s^{Los} (\gamma^*) \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{e}_\vartheta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \gamma^* \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (3)$$

其中 \dot{e}_ϑ 、 \dot{e}_ψ 必须通过数值微分的方法计算得到。将公式(2)~(3)带入公式(1)中, 不难得到:

$$\begin{bmatrix} \omega_{ILosy}^{Los} \\ \omega_{ILosz}^{Los} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\gamma^*) & \sin(\gamma^*) \\ -\sin(\gamma^*) & \cos(\gamma^*) \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} -\sin(e_\vartheta)\cos(e_\psi)\omega_{lbx}^b + \cos(e_\vartheta)\omega_{lby}^b + \sin(e_\vartheta)\sin(e_\psi)\omega_{lbz}^b + \cos(e_\vartheta)\dot{e}_\psi \\ \sin(e_\psi)\omega_{lbx}^b + \cos(e_\psi)\omega_{lbz}^b + \dot{e}_\vartheta \end{bmatrix} \quad (4)$$

公式(3)中 γ^* 无法直接测量得到, 但如果误差角 e_ϑ 、 e_ψ 足够小, 也可近似地取为弹体滚转角, 即 $\gamma^* \approx -\gamma$ 。

获得视线角速度的另外一种思路, 则是首先通过导引头输出的误差角与弹体姿态角构建出弹目视线角, 再对其微分得到视线角速度。设在视线坐标系上存在单位矢量 $[1 \ 0 \ 0]^T$, 将其投影至惯性坐标系, 根据弹目视线角定义, 可得:

$$q_\vartheta = a \sin(y), q_\psi = a \tan(-z/x) \quad (5)$$

其中:

$$\begin{aligned} x &= \cos(\vartheta)\cos(\Psi)\cos(e_\vartheta)\cos(e_\psi) + (-\sin(\vartheta)\cos(\Psi)\cos(\gamma) + \sin(\Psi)\sin(\gamma)\sin(e_\vartheta) - (\sin(\vartheta)\cos(\Psi)\sin(\gamma) + \sin(\Psi)\cos(\gamma)\cos(e_\vartheta)\sin(e_\psi)) \\ y &= \sin(\vartheta)\cos(e_\vartheta)\cos(e_\psi) + \cos(\vartheta)\cos(\gamma)\sin(e_\vartheta) + \cos(\vartheta)\sin(\gamma)\cos(e_\vartheta)\sin(e_\psi) \\ z &= -\cos(\vartheta)\sin(\Psi)\cos(e_\vartheta)\cos(e_\psi) + (\sin(\vartheta)\cos(\Psi)\cos(\gamma) + \cos(\Psi)\sin(\gamma))\sin(e_\vartheta) - (-\sin(\vartheta)\sin(\Psi)\sin(\gamma) + \cos(\Psi)\cos(\gamma)\cos(e_\vartheta)\sin(e_\psi)) \end{aligned}$$

已知 q_ψ 、 q_ϑ , 不难得到所需的视线角速度。

为便于分析, 仅考虑纵向平面, 且认为导弹始终保持为滚转稳定, 则有 $q_\psi = \gamma^* = e_\psi = \gamma = \Psi = 0$ 、 $\omega_{lbx}^b = \omega_{lby}^b = 0$; 则公式(3)及公式(5)给出的两种视线角速度计算表达式可得到简化。以方案(2)为例, 相应的工作原

理框图由图 2 给出。

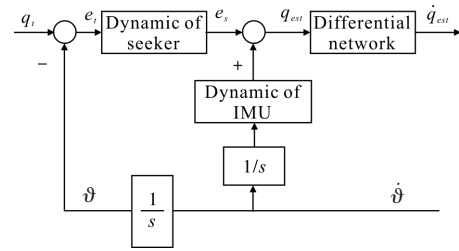


图 2 视线角速度提取方案原理

Fig.2 Principle of LOS rates calculation

图中: q_t 为实际弹目视线角; q_{est} 及 \dot{q}_{est} 分别为计算得到的视线角及视线角速度。如图 2 所示, 视线角速度提取过程可被划分为视线角重构和微分滤波两个环节。其中视线角重构环节主要通过探测角误差角及姿态角信息重构出当前弹目视线角; 微分环节主要完成对视线角的微分以获得视线角速度, 同时滤除信号中包含的各种量测噪声。从以上过程不难得知, 导引头误差角中包含的弹体姿态信息在视线角重构过程中被来自于惯导的姿态信号抵消了, 从而实现了弹体的隔离。因此, 视线角重构环节性能的好坏直接决定了导引头隔离度水平的高低。

2 视线角速度隔离度分析

近似的取导引头与 IMU 动力学为一阶惯性环节, 并考虑信号量测刻度尺及处理延时, 对应视线角重构环节原理框图如图 3 所示。其中, T_s 、 T_{IMU} 分别为导引头和 IMU 动力学时间常数; k_s 、 k_{IMU} 为量测刻度尺; τ 表示滞后时间常数。

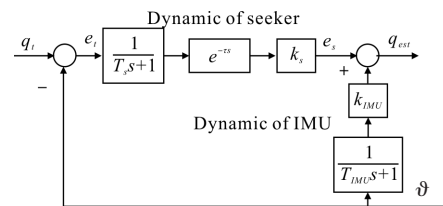


图 3 包含动力学模型的视线角重构原理

Fig.3 Principle of LOS angle reconstitution

由图 3 不难得到由弹体角速度引起的视线角速度输出传递函数。

$$\dot{q}_{est} = \frac{k_{IMU} (T_s s + 1) - k_s (T_{IMU} s + 1) e^{-\tau s}}{(T_{IMU} s + 1)(T_e s + 1)} \dot{\vartheta} \quad (6)$$

如果期望对弹体完全隔离,即 $\dot{q}_{est}/\dot{\vartheta}=0$,则有:

$$\frac{k_{IMU}}{k_s} = \frac{(T_{IMU} s + 1)}{(T_s s + 1)} e^{-\tau s} \quad (7)$$

在任意情况下,公式(7)成立的条件为:

$$k_{IMU} = k_s, T_{IMU} = T_s, e^{-\tau s} = 0$$

即导引头与 IMU 的传递函数一致,刻度尺相等且没有固定的信号延时。而之中任意条件不满足,都会带来视线角速度输出的隔离度问题。

2.1 动力学差异的影响

引入表征导引头与 IMU 动力学快慢的比例系数 N_T , 并设 $N_T = T_{IMU} / T_s$, 显然当 $N_T < 1$ 时, 表明导引头动力学要慢于 IMU; 当 $N_T > 1$ 时, 表明导引头动力学要快于 IMU。

取 $k_{IMU} = k_s, \tau = 0$, 则公式(7)可简化为

$$\frac{\dot{q}_{est}}{\dot{\vartheta}} = \frac{T_s (1 - N_T) s}{T_s^2 N_T s^2 + T_s (N_T + 1) s + 1} \quad (8)$$

由公式(8)可见, 当 $N_T = 1$ 时, 隔离度为 0; 而当两个动力学快慢不一致时, 时间常数 T_s 及系数 N_T 都会影响隔离度的大小。取 $T_s = 0.01$ s, 图 4 给出了弹体到视线角速度传函 bode 图。

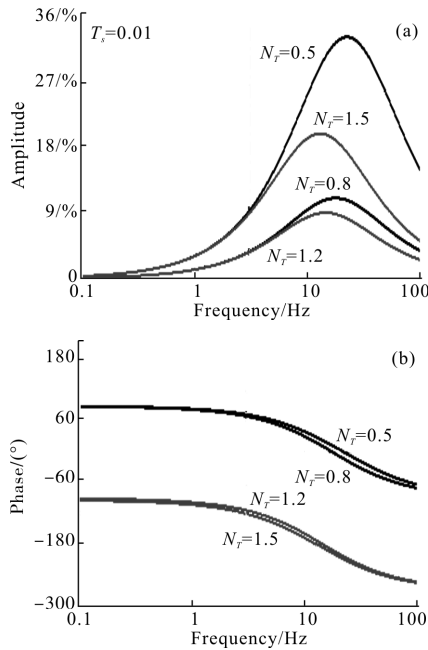


图 4 不同 T_s 对应隔离度闭环 bode 图

Fig.4 Bode diagram for disturbance rejection rate with different T_s

由图 4 可见:

(1) 从隔离度幅值的变化来看, 两个传感器的动力学差异越大, 则对应的隔离度幅值越大, 且 $N_T < 1$ 比 $N_T > 1$ 的情况明显; 最大隔离度所出现的频率位置与动力学频率有关; 考虑到通常 IMU 及捷联导引头动力学都是非常快, 对应 T_s 为小量, 因此最大隔离度不会出现在低频;

(2) 从隔离度相滞后的变化来看, 当 $N_T < 1$ 时, 在低频处, 隔离度接近于正反馈; 而当 $N_T > 1$ 时, 在低频处体现为负反馈的形式。

(3) 对比两种视线角速度提取方案, 误差角微分在叠加角速度方案存在更严重的隔离度问题, 因为这相当于在导引头动力学模型又引入了一个微分滤波动力学环节, 从而拉大了与 IMU 频带差异。

2.2 刻度尺差异的影响

假设 IMU 与导引头具有相同动力学特性, 即 $T_s = T_{IMU}, N_T = 1$, 且不考虑各种纯延时环节, 公式(6)可简化为:

$$\dot{q}_{est} / \dot{\vartheta} = (k_{IMU} - k_s) / (T_s s + 1) \quad (9)$$

由公式(9)可见, 传函分母与所取导引头动力学是一致的。对捷联导引头来说, 由于不存在平台运动, 因此其动力学特性是非常快的, 可以认为在关心的频率内(1~5 Hz), $1/(T_s s + 1)$ 带来的相滞后和幅衰减基本可以忽略^[11]。因此 IMU 和导引头两个传感器间刻度尺的差异($k_{IMU} - k_s$)直接决定了隔离度幅值的大小, 而其符号决定了隔离度体现为负反馈还是正反馈特性。从这一方面来看, 刻度尺误差对隔离度的影响是非常明显的。

2.3 信号处理延迟的影响

受到图像处理时间、硬件电路设计等影响, 捷联导引头探测器输出误差角信号具有一定的延时特性。如果 IMU 输出为时间基准, 则相比于弹体姿态信号, 探测器输出相对延时表示为串联纯延时环节 $e^{-\tau s}$ 。忽略刻度尺误差, 并假设 IMU 频带足够宽, 其动力学可近似忽略, 则图 3 给出的原理框图可简化为图 5。

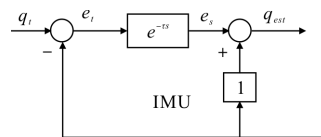


图 5 简化后的视线角重构原理框图

Fig.5 Simplify principle of LOS angle reconstitution

图 6 给出了取不同延时时间时弹体姿态角到视线角输出 bode 图。由图 6 可见,纯延时造成的隔离度问题随着频率的增加,会更加严重。在频率 1~3Hz 范围内,即使 10 ms 纯延时也会带来超过 10%的隔离度,这必然会对导弹制导性能带来严重影响,因此视线角速度提取算法中必须要考虑对信号延时的补偿。

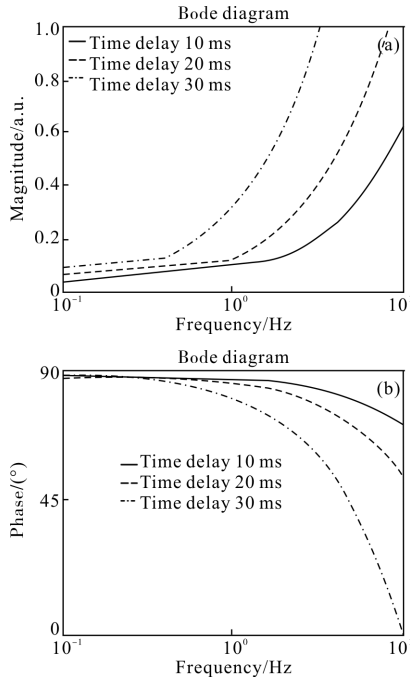


图 6 不同 τ 对应隔离度闭环 bode 图

Fig6 Bode diagram for disturbance rejection rate with different τ

3 隔离度寄生回路稳定性

视线角速度提取存在的隔离度问题对导弹制导回路的影响,除了造成制导信号误差,同时引入了一个寄生闭环回路,如图 7 所示,该寄生回路产生的过程为:在各种误差项作用下,弹体角速度造成输出错误的弹目视线角速度,该弹目视线角速度经制导滤波器,然后根据比例导引制导律生成过载指令给自动驾驶仪,弹上控制机构改变弹体姿态产生攻角产生过载,并带来弹体姿态角速度,该角速度通过隔离度继续驱动输出错误的弹目视线角速度信号,最终形成闭环回路。

考虑驾驶仪为两阶、制导滤波器为两阶,因此将两者统一表示为 4 阶动力学:

$$G(s) = \frac{1}{(T_g s/4 + 1)^4}$$

式中: T_g 为控制回路等效时间常数。

捷联导引头及 IMU 动力学建模参考图 3, 则寄生回路可简化为图 8。图中, T_a 表示弹体攻角时间滞后常数^[11], N 为比例导引系数, V_r 及 V_m 分别表示弹目相对速度及导弹飞行速度。

取 $N=3.5$, 攻击静止目标有 $V_r = V_m$, 并设 $f_{IMU} = 1/T_{IMU}$ 、 $f_s = 1/T_s$ 。针对造成隔离度的各项误差源,图 9~11 分别

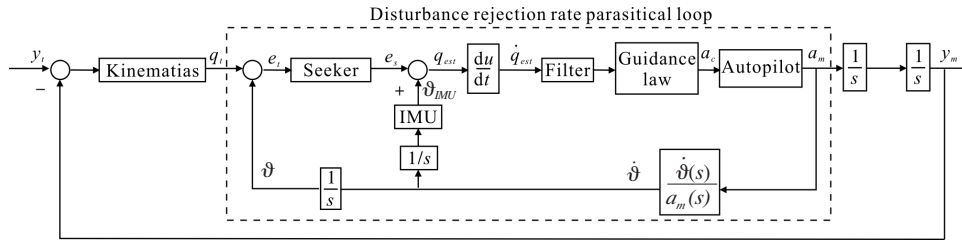


图 7 考虑视线角速度提取的制导回路

Fig.7 Guidance loop considered LOS rate calculation

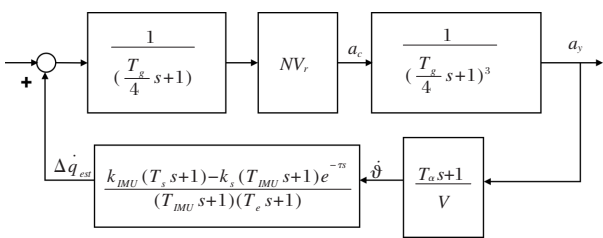


图 8 隔离度寄生回路

Fig.8 Parasitical loop of disturbance rejection rate

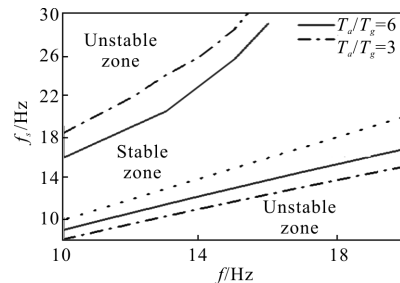


图 9 不同 IMU 及导引头带宽对应寄生回路稳定域

Fig.9 Stability zone of parasitical loop with different IMU and seeker's bandwidths

给出了对应不同取值寄生回路稳定域计算结果。

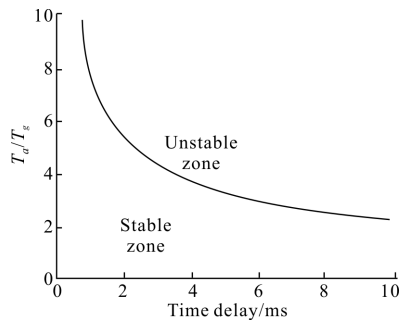


图 10 导引头信号纯延时对应寄生回路稳定域

Fig.10 Stability zone of parasitical loop with different signal time delay

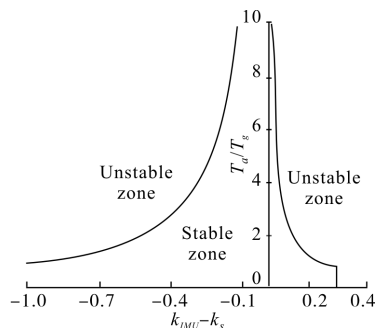


图 11 刻度尺误差对应寄生回路稳定域

Fig.11 Stability zone of parasitical loop with different graduate scales

由仿真结果可知:

(1) 当导引头带宽比陀螺低时,由于此时对应隔离度近似于正反馈,因此稳定区域很小;而负反馈的情况,则对应稳定域大得多。增大 IMU 带宽,有利于提高寄生回路稳定性;

(2) 由于信号纯延时造成的隔离度基本接近于正反馈,因此对寄生回路稳定性带来的影响是非常大的。对通常的 T_a/T_g 取值范围 3~5,允许的最大延时在 5 ms 范围之内;

(3) 由于 $k_{IMU} - k_s$ 的符号决定了造成的隔离度是正反馈或负反馈特性,并明显带来了稳定域的差异,因此应尽量控制刻度尺差异不能超过 0.1,并使 $k_{IMU} - k_s < 0$ 。

4 结 论

综合以上分析,可以得出如下结论:

(1) 全捷联导引头视线角速度提取过程中,通过构建以 IMU 及导引头信号为基础的数学平台,以实现对象运动的隔离,因此两个不同传感器间动力

学、信号处理时间及刻度尺的差异都会带来平台计算的误差,从而带来隔离度问题;

(2) 通过对隔离度寄生回路稳定性边界分析可知,视线角速度提取过程中必须对刻度尺误差及信号纯延时进行严格的修正,可采用的方法包括引入纯延时环节、加入刻度尺修正系数,同时设计匹配滤波器以减小传感器间动力学差异也是通常采用的方法之一。建议最大延时不应超过 5 ms,刻度尺差异低于 0.1,并尽量避免出现正反馈的情况;

(3) T_a/T_g 比值越小,则寄生回路稳定域越大,即导弹在低空飞行或制导系统时间常数较大时寄生回路稳定域大,因此对全捷联导引头导弹,在制导精度允许的范围应相应降低控制系统的响应速度。

参 考 文 献:

- [1] Qi Zaikang. *Guidance Munitions Technology* [M]. Beijing: Beijing Institute of Technology Press, 2002. (in Chinese)
祁载康. 制导弹药技术 [M]. 北京: 北京理工大学出版社, 2002.
- [2] Zhou Ruiqing, Lu Shanwei, Liu Xinhua. Comparison of two stabilization methods for airborne strapdown antenna platform[J]. *Systems Engineering and Electronics*, 2005, 27(8): 1397-1400.
周瑞青, 吕善伟, 刘新华. 弹载捷联式天线平台两种稳定实现方法的比较 [J]. 系统工程与电子技术, 2005, 27(8): 1397-1400.
- [3] Gao Qingfeng, Li Xianglin, Xia Qunli, et al. Proportional navigation guidance law for rolling missiles with strapdown seekers[J]. *Modern Defence Technology*, 2009, 37(5): 45-48. (in Chinese)
高庆丰, 李向林, 夏群力, 等. 旋转导弹捷联导引头比例导引制导律研究[J]. 现代防御技术, 2009, 37(5): 45-48.
- [4] Yao Yu, Zhang Guojiang. Discussion on strapdown imaging guidance system[J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2006, 35(1): 1-6. (in Chinese)
姚郁, 章国江. 捷联成像制导系统的若干问题探讨[J]. 红外与激光工程, 2006, 35(1): 1-6.
- [5] Lin Zhe, Yao Yu, Fu Xiaowei. Line-of-sight reconstruction for strapdown imaging seeker [J]. *Opto-Electronic Engineering*, 2006, 33(3): 40-53. (in Chinese)
林喆, 姚郁, 富小微. 捷联成像寻的器视线重构 [J]. 光电

- 工程, 2006, 33(3): 40-53.
- [6] Woo Hyun Kim. Stability analysis of strapdown seeker scale factor error and los rate [C]//AIAA GN&C Conference, 2007, 6788: 115-122.
- [7] Se-Ah Jang. Guidance Algorithms for tactical missile with strapdown seeker[C]//SICE Annual Conference, 2008: 2616-2619.
- [8] William Nesline F, Paul Zarchan. Radome induced miss distance in aerodynamically controlled homing missiles [C]//AIAA GN&C Conference, 1984: 99-115.
- [9] Cui Yingying, Xia Qunli, Qi Zaikang. Seeker platform disturbance rejection mathematical model. Journal of Projectiles[J]. *Rockets, Missiles and Guidance*, 2006, 26(1): 22-25. (in Chinese)
- 崔莹莹, 夏群力, 祁载康. 导引头稳定平台隔离度模型研究[J]. 弹箭与制导学报, 2006, 26(1): 22-25.
- [10] 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)
- 杜运理, 祁载康, 夏群力. 导引头隔离度相滞后对隔离度寄生回路稳定的影响[J]. 兵工学报, 2011, 32(1): 28-32.
- [11] Gao Zhijie, Wang Shicheng, Shi Guohua. Hardware in-the-loop simulation of aerodynamically stabilized laser-guided aerial bomb [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2007, 36: 376-377. (in Chinese)
- 高智杰, 王仕成, 史国华. 风标式激光制导炸弹半实物仿真研究[J]. 红外与激光工程, 2007, 36: 376-377.