

【武器装备】

平台式导引头跟踪回路对制导系统的影响

周卫文, 梁晓庚, 贾晓洪

(中国空空导弹研究院, 洛阳 471009)

摘要:针对应用速率陀螺的伺服平台式导引头跟踪回路的导弹制导控制系统特点,分析了伺服平台式导引头跟踪系统的稳定回路增益变化、速率陀螺的加速度敏感特性、弹体的运动耦合以及导引头天线罩斜率等不确定性对导弹制导控制系统的稳定性以及制导回路最终脱靶量的影响。对上述的影响因素分别进行了理论推导与数学仿真,仿真结果表明,上述不确定性对制导系统有重要的影响。该研究对平台导引头跟踪回路系统的工程实现有一定的理论指导和参考意义。

关键词:导引头跟踪回路;回路增益;加速度敏感特性;弹体运动耦合;天线罩斜率;脱靶量

中图分类号:V249.1

文献标识码:A

文章编号:1006-0707(2011)05-0001-04

Influence Analysis of Tracking Seeker Component Imperfections to High Off-boresight Launch Missile

ZHOU Wei-wen, LIANG Xiao-geng, JIA Xiao-hong

(China Airborne Missile Academy, Luoyang 471009, China)

Abstract: Practical design consideration for missile tracking seeker is presented, which is gimballed with respect to the missile to allow target acquisition and tracking. In this paper, tracking seeker component imperfections, such as stabilization loop gain variety, gyro acceleration sensitivity, coupling of the body movement and radome slope, are discussed. The stability issues and miss distance caused by these imperfections are analyzed by using simulation. This paper has theory guidance and reference significance to the engineering design of tracking seeker system.

Key words: tracking seeker system; stabilization loop gain variety; gyro acceleration sensitivity; coupling of the body movement; radome slope; miss distance

自寻的导弹都有导引头装置,对制导系统来说,导引头的作用主要是跟踪目标和提供制导系统需要的制导信息(如视线角速度、相对速度等)。另外,导弹所选择的导引规律决定着制导系统所需的目标和导弹运动信息量,决定着导弹设备(导引头、飞控系统)的复杂程度以及制导系统的制导品质和精度。

迄今为止,比例导引(或扩展比例导引)以其制导信息容易提取、制导设备简单可靠以及对不确定性的鲁棒性的特点成为现役导弹中采用最多的一种制导规律^[1-2]。在比例导引律以及扩展比例导引律的工程实现中,不同类别的导弹的目标视线角速度 \dot{q} 信号有不同的工程实现方式。对于离轴角较小($\leq 40^\circ$)的红外型导弹,视线角速度 \dot{q} 信号一般通过三自由度陀螺跟踪原理来获得。对于大离轴角发射的红外型导弹和雷达导引头型导弹,一般采用平台式跟踪系统。平

台式跟踪系统通过内外框架角跟踪系统自动跟踪目标,并通过速率陀螺实时测量道道的姿态角和角速度以隔离弹体的运动,保持空间的稳定。对于平台式陀螺跟踪系统模型时,必须考虑:①跟踪回路增益的变化,②速率陀螺的加速度敏感特性,③弹体耦合对平台空间稳定的影响这3个模型的不确定性因素。这些模型不确定性是设计导弹时的重要问题之一。这3个因素会影响整个制导系统的精度及系统工作的稳定性。本文以某雷达型导弹导引头角跟踪为例,分析了导引头角跟踪系统的参数对整个制导回路的稳定性及制导精度的影响。

1 制导控制系统模型

考虑一个包括导引头不确定性的雷达型导弹制导系统

收稿日期:2011-02-10

作者简介:周卫文,男,博士研究生,主要从事飞行器导航制导与控制研究。

的模型如图 1 所示。应用整个制导系统来分析各参数对最终脱靶量的影响;若忽略最外环的运动学特性,则可用图 2 来表示系统的动力学模型,可以应用此动力学模型来分析各参数对制导系统的稳定性影响。在图 2 中,导引头模型由一跟踪回路以及一简化的稳定回路组成; R 代表天线罩斜率;陀螺的加速度灵敏度由参数 K_G 表示;噪声滤波器起到平滑视线角速率的作用;制导律把视线角速率的估计值转换成飞控系统需执行过载指令。

2 理想制导回路分析

在文献[1]中,理想的雷达型导弹导引头模型中通常天线罩斜率、加速度敏感度为零,同时稳定回路的增益为无穷大,在此情况下,导引头模型可以等效成一阶惯性环节与一理想的微分环节。利用制导系统动力学模型图 2,对于理想的制导系统有:

$$\begin{aligned} \frac{\varepsilon}{\theta} \Big|_{R=0, K_{SL}=\infty, K_G=0} &= 0 \\ \frac{\varepsilon}{n_L} \Big|_{R=0, K_{SL}=\infty, K_G=0} &= 0 \\ \frac{n_L}{\dot{q}} \Big|_{R=0, K_{SL}=\infty, K_G=0} &= \frac{NV_c(1 - \frac{s^2}{\omega_z^2})}{(1 + T_1s)(1 + T_2s)(1 + T_a s)(1 + \frac{2\zeta_a s}{\omega_a} + \frac{s^2}{\omega_a^2})} \end{aligned} \quad (1)$$

式中: T_1 、 T_2 、 T_a 为导引头跟踪系统;噪声滤波器、自动驾驶仪的时间常数; ζ_a 、 ω_a 为设计后飞控系统的阻尼、自然频率; ω_z 为正常式布局导弹弹体结构所引入的非最小相位零点。忽略导引头回路的因素影响,在自动驾驶仪设计、滤波器参数选择合适的情况下式(1)中第三式是恒稳定的。

对于理想的系统,在给定各系统参数、目标机动以及噪声参数的情况下,可以通过伴随方法^[3]得出制导系统的脱靶量。系统的参数、目标机动以及噪声参数如表 1 所示。

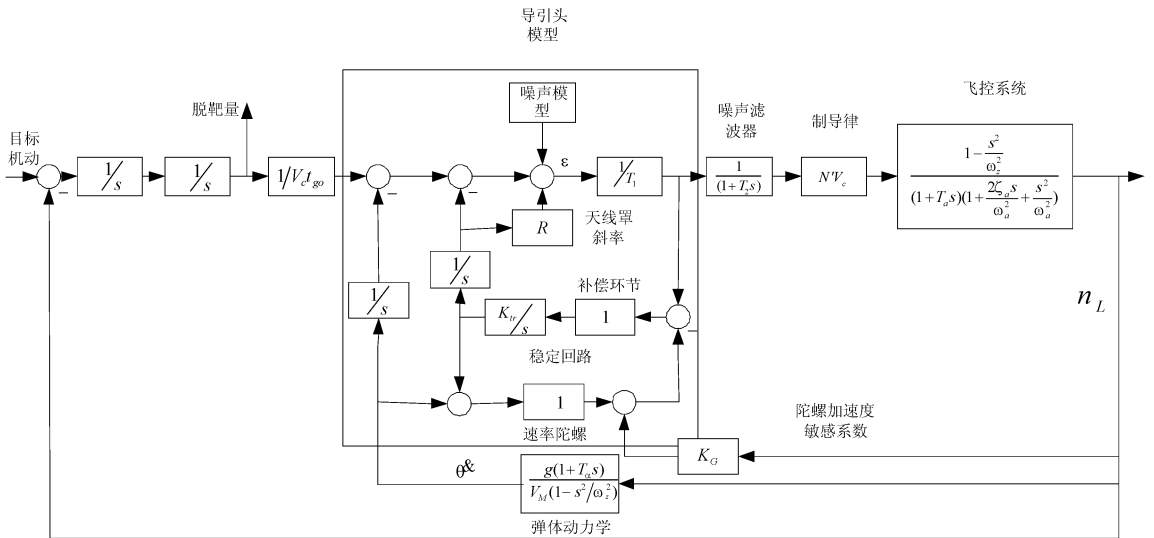


图 1 制导系统动力学、运动学框图

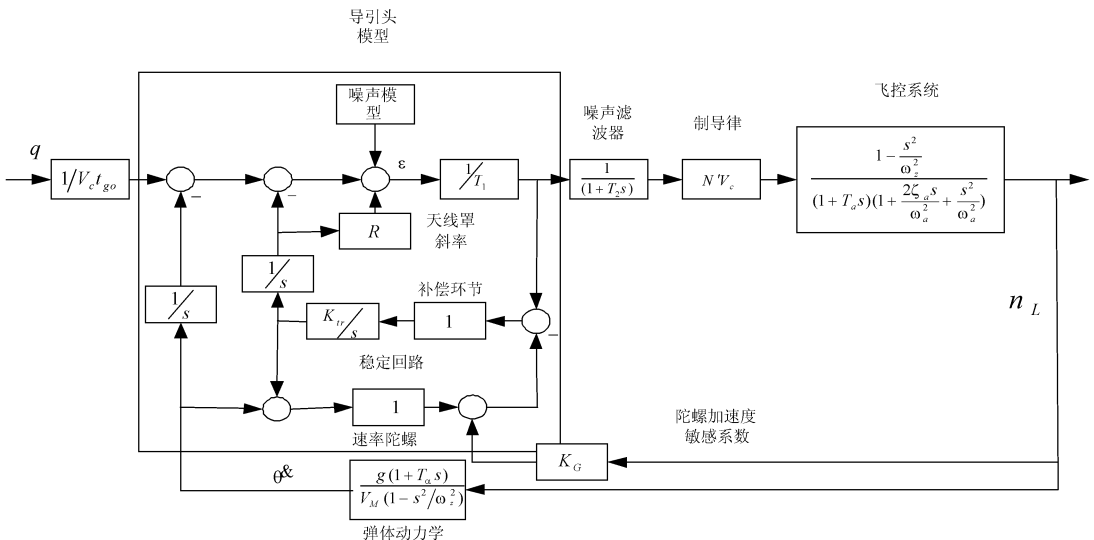


图 2 制导系统动力学框图

表1 系统仿真参数

参数	名称	参数值
V_c	接近速度	1 500 m/s
V_M	导弹速度	800 m/s
T_1	导引头跟踪回路时间常数	0.1 s
T_2	滤波器时间常数	0.15 s
N'	有效导航比	3
T_a	飞控系统时间常数	0.3 s
T_α	纵向气动力时间常数	2 s
ω_a	飞控系统自然频率	20 rad/s
ζ_a	飞控系统阻尼	0.7
K_{SL}	稳定回路增益	inf
K_C	弹体角速度敏感度	0
R	天线罩斜率	0

表2 误差源参数

误差源	参数值
回波起伏噪声谱密度	20 m ² /Hz
距离独立噪声谱密度	8e-8 (rad/m) ² /Hz
接收机噪声谱密度	2e-6 rad ² /Hz
目标机动	2g in 10s

运用伴随方法^[3]计算各误差源所引起脱靶量以及总的脱靶量,如图3所示。

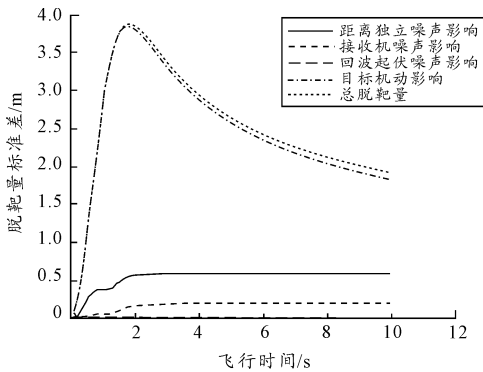


图3 理想制导系统仿真脱靶量

3 导引头跟踪回路对制导系统影响分析

3.1 回路增益对制导回路的影响

导引头跟踪回路有一陀螺稳定回路来隔离弹体对平台的运动耦合,对于图1所示的简单稳定回路, K_{SL} 也表征着系统的带宽。设定 R, K_C 为零的条件下,分析 K_{SL} 的变化对整个系统的影响,仿真条件如表1所示。仿真结果如图4所示。

由图4仿真结果可以看出,当 K_{SL} 小于一定值时,系统的脱靶量急剧增加,这是因为 K_{SL} 值的变化以及与弹体的运动耦合引起了系统的不稳定。弹体运动至失调角系统的传递函数可以求得

$$\frac{\varepsilon}{\theta} \Big|_{R=0, K_C=0} = \frac{-T_1 s}{K_{SL}(1 + T_1 s + s^2 T_1 / K_{SL})} \quad (2)$$

则系统的开环传递函数可求得为

$$G(s) \Big|_{R=0, K_C=0} = \frac{N' V_c g s (1 + T_a s)}{K_{SL} V_M (1 + T_1 s + s^2 T_1 / K_{SL})} \cdot \frac{1}{(1 + T_2 s)(1 + T_a s)(1 + \frac{2\zeta_a}{\omega_a} s + \frac{1}{\omega_a^2} s^2)} \quad (3)$$

由式(3)可见, K_{SL} 不仅影响系统的幅值裕度而且还影响系统的极点位置分布, K_{SL} 的变化范围过大会引起系统的不稳定。当 K_{SL} 增加时,系统的幅值裕度增加;当 K_{SL} 减小时,系统的幅值裕度减小。然而在实际的制导系统设计中,制导系统的幅值裕度有一定的限制,而且 K_{SL} 的实际实现也有一定的上限,所以需要折中选择合适的飞控系统参数以及其它时间常数。另外,也可以在稳定回路中加上合适的滞后超前环节,以期获得较大的稳定回路增益。

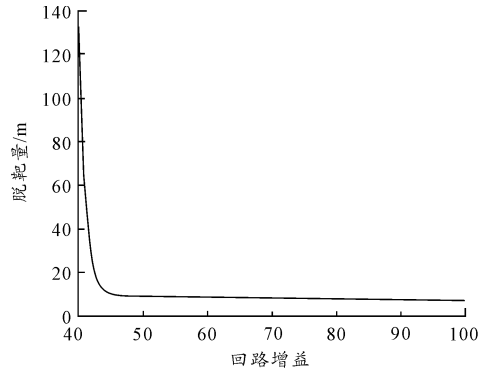


图4 稳定回路增益对制导回路的影响

3.2 加速度敏感特性对制导回路的影响

由图1中可以看出,由于加速度敏感特性 K_C 的存在,直接构成了从弹体加速度到空间导引头跟踪稳定回路的反馈回路。这个通路的影响在接近速度 V_c 大时影响变得很大,此情况通常在近距导弹或者在工作高度比较高的导弹中出现。

由于 K_C 的存在而引起的传递函数为

$$\frac{\varepsilon}{n_L} \Big|_{K_C \neq 0} = \frac{K_{SL} T_1 K_C}{T_1 s^2 + T_1 K_{SL} s + K_{SL}} \quad (4)$$

则得到系统的开环传递函数为

$$G(s) \Big|_{K_C \neq 0} = \frac{-N' V_c K_C (1 - \frac{s^2}{\omega_z^2})}{(1 + T_1 s + s^2 T_1 / K_{SL})(1 + T_2 s)} \cdot \frac{1}{(1 + T_a s)(1 + \frac{2\zeta_a}{\omega_a} s + \frac{1}{\omega_a^2} s^2)} \quad (5)$$

由式(5)可见,由于接近速度 V_c 与加速度敏感特性 K_C 直接相乘,所以接近速度 V_c 对于由加速度敏感特性所形成的通路至关重要。对开环传递函数分析可知,加速度敏感特性 K_C 同样会影响系统的稳定特性。忽略 K_{SL} 的影响,开环传递函数变为

$$G(s) \Big|_{K_C \neq 0} = \frac{-N' V_c K_C (1 - \frac{s^2}{\omega_z^2})}{(1 + T_1 s)(1 + T_2 s)(1 + T_a s)(1 + \frac{2\zeta_a}{\omega_a} s + \frac{1}{\omega_a^2} s^2)} \quad (6)$$

利用此传递函数来分析加速度敏感特性 K_C 对制导系统

脱靶量的影响如图5所示。

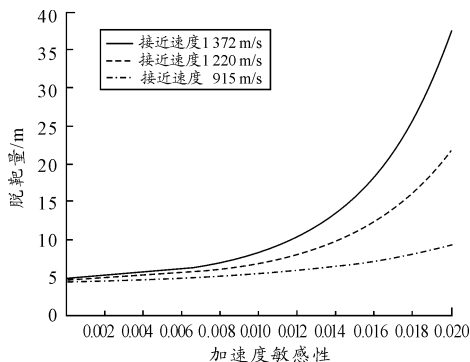


图5 加速度敏感特性对制导回路的影响

仿真结果可以看出,当接近速度 V_c 越来越大时,加速度敏感特性对脱靶量的影响也越来越大。所以在实际的工程实际中,此参数的量值必须得到限制。

3.3 弹体运动耦合的影响

在引言中已经讲述了弹体的运动与导引头跟踪回路的耦合会影响系统的制导精度。现假设在加速度敏感特性忽略,天线罩斜率为零的情况下来分析弹体的运动耦合对制导系统的影响。所得的仿真结果与完全理想的情况,即没有弹体运动耦合的脱靶量相比较。所得仿真曲线如图6所示。

仿真结果可以看出,当有运动耦合时系统的脱靶量大于导引头平台空间完全稳定的理想情况。因此耦合系数在导引头跟踪回路设计中也应为一重要的技术指标。

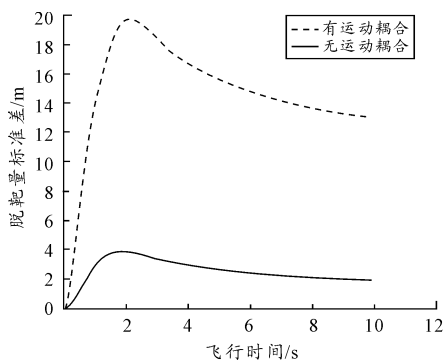


图6 弹体运动耦合对制导回路的影响

3.4 天线罩斜率对制导回路的影响

对于雷达型导弹,为了保护天线系统免受外部环境的影响,在天线外加了一结构罩。由于天线罩壁的反射、折射和不均匀部分的绕射会引起天线主波瓣电轴偏移,从而产生瞄准误差,从而产生了天线罩效应。天线罩效应也称为天线罩斜率,天线罩斜率在制导回路中建立了一个不需要的寄生回路,且反馈的极性和大小与误差斜率有关,从而可能引起系统的脱靶量增加以及系统的不稳定。由天线罩斜率所引起的寄生回路(见图1)。

天线罩斜率所引起的寄生回路的传递函数为

$$\frac{\varepsilon}{\theta} \Big|_{R \neq 0} = - \frac{T_1 R (1 + \frac{s}{RK_{SL}})}{1 + T_1 s + \frac{s^2 T_1}{K_{SL}}} \quad (7)$$

制导系统的开环传递函数为

$$G(s) \Big|_{R \neq 0} = \frac{N' V_c R}{V_M} \frac{T_1 R (1 + \frac{s}{RK_{SL}})}{(1 + T_1 s + \frac{s^2 T_1}{K_{SL}})} \cdot \frac{1}{(1 + T_a s)} \cdot \frac{1}{(1 + T_2 s)(1 + T_a s)(1 + \frac{2\zeta_a s}{\omega_a} + \frac{s^2}{\omega_a^2})} \quad (8)$$

由式(8)开环传递函数可知,天线罩斜率的变化势必会影响系统的稳定性裕度,从而会增加系统的脱靶量。天线罩斜率影响对制导系统脱靶量的影响如图7所示。

仿真图中可以看出天线罩斜率对制导系统的影响与纵向气动力时间常数 T_a 有关。当 T_a 越大时,天线罩斜率对制导系统的影响越大。而 T_a 是由气动力参数决定,随着导弹的工作高度的增加而变大。所以,对于工作高度较高的导弹,更需要考虑到天线罩斜率的影响。

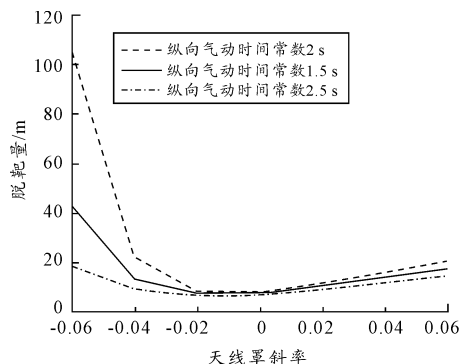


图7 天线罩斜率对制导回路的影响

4 结束语

本文以雷达型导弹为例,分析了平台式导引头跟踪系统的跟踪回路增益的变化、速率陀螺的加速度敏感特性、弹体运动耦合以及天线罩斜率等因素对导弹制导控制系统的稳定性的影响,并利用伴随方法对各影响因素对制导系统脱靶量影响进行了仿真。仿真结果给出在不同的工作条件下各因素对制导系统的影响。通过本文的分析,在平台式导引头跟踪系统的工程设计中需充分地考虑上述各因素对整个制导控制系统的影响。

参考文献:

- [1] Zarchan P. Tactical and Strategic Missile Guidance [C]// Progress in Astronautics and Aeronautics, AIAA, Washington, DC, 2002, Chap 3, 31 - 50.
- [2] Shneydor N A. Missile Guidance and Pursuit [M]. Chichester: Horwood Publishing, 1998.
- [3] Zarchan P. Complete Statistical Analysis of Nonlinear Missile Guidance Systems-SLAM [J]. AIAA Journal OF Guidance and Control, 1979(2): 71 - 78.

(责任编辑 周江川)