

## 寄生回路稳定性分析及制导控制相关设计方法研究

谭世川<sup>1</sup>, 朱学平<sup>2</sup>, 杨军<sup>2</sup>

(1. 电子信息控制重点实验室, 成都 610036; 2. 西北工业大学 航天学院, 西安 710072)

**摘要:** 针对雷达制导系统由于隔离度及天线罩折射率导致的高空、低低压条件下寄生回路稳定性低的问题, 提出了一种制导控制相关设计方法; 首先建立了某型主动雷达制导地空导弹寄生回路线性化数学模型并分析了其稳定性; 其次, 提出了一种制导控制相关设计方法, 即在法向过载控制系统设计时考虑寄生回路的影响; 仿真结果表明基于制导控制相关设计方法得到法向过载控制系统可以大大提高寄生回路的稳定性, 降低了制导系统对天线罩折射率的要求。

**关键词:** 寄生回路; 天线罩折射率; 隔离度; 制导控制相关设计

## Research on Stability Analysis of Parasitical Loop and Guidance Control Related Design Method

Tan Shichuan<sup>1</sup>, Zhu Xueping<sup>2</sup>, Yang Jun<sup>2</sup>

(1. Science and technology on Electronic Information Control Laboratory, Chengdu 610036, China;

2. College of Astronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

**Abstract:** On the issue of low stability of parasitic loop caused by seeker disturbance rejection rata and radome boresight error slope in situations of high altitude and low velocity pressure, a guidance control related design method is presented. First, the linear model of parasitic loop of an active-radar guided surface-to-air missile is established, and the stability is analyzed. Second, a guidance control related design method is presented; effects of parasitic loop are considered while designing the autopilot. Simulation results show that the designed autopilot can greatly improve stability of parasitic loop and reduce the demands of radome boresight error slope.

**Keywords:** parasitic loop; radome boresight error slope; seeker disturbance rejection rata; guidance control related design

## 0 引言

对于雷达导引头, 隔离度及天线罩折射率均是重要指标。隔离度反映了导引头隔离弹体扰动的能力, 直接影响导弹的制导精度。从射频能量的传输效率考虑, 雷达天线前面不应该有任何遮挡物。然而, 为避免雷达天线系统在恶劣的环境条件下遭受损失, 通常在天线的前面安装一塑料或者陶瓷天线罩。无线电波穿过天线罩到达接收机要经过不同的介质, 引起无线电波的折射, 影响天线光轴的指向, 即出现瞄准误差。随着对导弹制导精度要求的提高, 导引头隔离度及天线罩折射率已经成为影响雷达制导系统稳定性及制导精度的重要因素<sup>[1]</sup>。

由于瞄准误差及弹体扰动不完全隔离的影响, 导引头输出的目标视线角速度中含有弹体扰动引起的分量, 从而在制导大回路中形成寄生回路。当弹目相对距离较远时, 制导回路的稳定性主要由寄生回路的稳定性决定。因此, 保证寄生回路的稳定性至关重要。

美国学者 Nesline<sup>[2-4]</sup> 和英国的 Garnell<sup>[4]</sup> 提出了天线罩折射率寄生回路的稳定性问题后, 便有学者围绕天线罩折射率寄生回路的问题展开了研究, 但对隔离度引起的寄生回路问题鲜有学者进行研究讨论。此外, 相关研究工作大多局限在寄生

回路稳定性分析层面, 如何通过制导控制系统设计降低对天线罩折射率的影响鲜有研究。

本文首先分析了某型主动雷达制导地空导弹高空、低低压条件下寄生回路的稳定性; 提出了一种制导控制相关设计方法, 降低了制导系统对天线罩折射率的灵敏度。

## 1 寄生回路数学模型

制导回路线性化模型如图 1 所示。

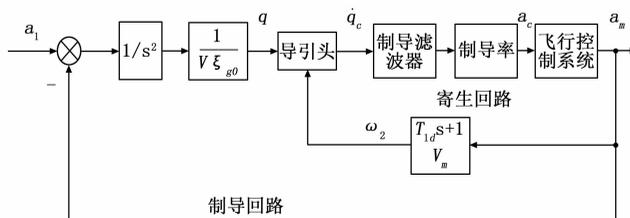


图 1 制导回路线性化数学模型框图

图中,  $a_1$ 、 $a_m$  分别为目标和导弹加速度;  $V_c$  为接近速度;  $t_{g0}$  为剩余时间;  $q$  为目标视线角;  $q_c$  为导引头输出的目标视线角速度;  $a_c$  为目标加速度指令;  $\omega_2$  为弹体俯仰角速度;  $T_{1d}$  为气动时间常数,  $V_m$  为导弹飞行速度。

从制导回路来看, 寄生回路产生的过程为: 弹体与导引头的相对运动引起导引头指向改变, 从而造成导引头输出的目标视线角速度中含有弹体扰动引起的分量。目标视线角速度经过制导滤波器, 然后根据相应的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, 从而产生弹体的运动 (弹体姿态角速度), 该运动又会引起导引头输出的目标视线角速度

收稿日期: 2016-07-11; 修回日期: 2016-07-22。

**作者简介:** 谭世川(1973-), 男, 四川省大竹县, 高级工程师, 主要从事电子对抗总体及雷达制导技术方向的研究。

杨军(1965-), 男, 陕西省宝鸡市, 教授, 主要从事飞行器制导与控制技术方向的研究。

中含有弹体扰动引起的分量,这样就形成了一个寄生回路。寄生回路是制导回路的一个内回路,寄生回路的稳定性会影响制导回路的稳定性,从而影响导弹的制导精度。

1.1 主动雷达导引头数学模型

由于天线罩折射率的影响,主动雷达导引头天线的指向与目标的真实位置之间存在瞄准误差,其角度关系如图 2 所示。

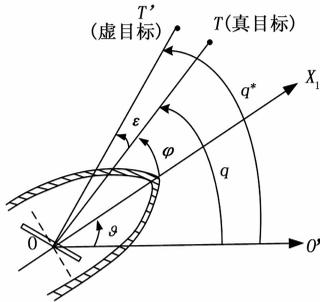


图 2 主动雷达导引头角度关系

图中,  $OO'$  为惯性空间基准线;  $OX_1$  为弹体纵轴;  $\vartheta$  为弹体俯仰角;  $\varphi$  为视线和弹轴间夹角;  $q$  为真实视线角;  $q^*$  为导引头测得的视线角;  $\epsilon$  为由于天线罩折射率引起的折射误差。

假定天线罩折射率  $A$  为一常值,即

$$A = \frac{d\epsilon}{d\varphi} \tag{1}$$

考虑天线罩折射率的主动雷达导引头功能模型如图 3 所示。

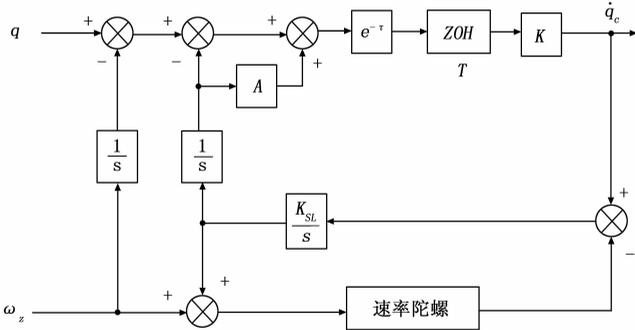


图 3 主动雷达导引头功能模型

图中,  $K$  为导引头跟踪回路增益;  $K_{SL}$  为导引头稳定回路开环截止频率;  $\tau$  为失调角测角延时;  $T$  为失调角测角周期。

1.2 制导滤波器及制导律

制导滤波器采用一阶惯性环节滤波器:

$$G_f(s) = \frac{\bar{q}_{cf}(s)}{\bar{q}_c(s)} = \frac{1}{T_f s + 1} \tag{2}$$

式中,  $T_f$  为制导滤波器时间常数,  $\bar{q}_{cf}$  为目标视线角速度滤波值。

制导律采用广义比例导引律,形式为:

$$n_{yc} = \frac{N|\bar{R}|\bar{q}_{cf}}{g} \tag{3}$$

式中,  $N$  为导引律系数;  $\bar{R}$  为弹目接近速度;  $n_{yc}$  为法向过载指令。

1.3 法向过载控制系统线性化数学模型

法向过载控制系统的形式如图 4 所示。角速度反馈和伪攻角反馈实现对弹体的复合增稳;法向过载控制回路采用积分控

制,实现对法向过载的精确控制。

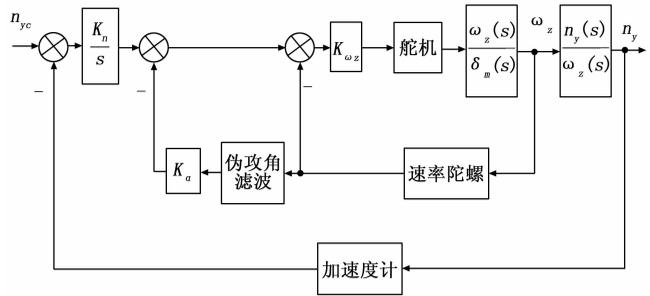


图 4 法向过载飞行控制系统结构框图

推导出法向过载控制系统的闭环传递函数为:

$$\frac{n_y(s)}{n_{yc}(s)} = \frac{-K_\omega K_n K_a^* a_3}{s^3 + (a_1 + a_4 - K_\omega a_3)s^2 + (a_2 + a_1 a_4 - K_\omega a_3 a_4 - K_\omega K_a^* a_3)s - K_\omega K_n K_a^* a_3} \tag{4}$$

2 寄生回路稳定性分析

寄生回路稳定性分析的条件为:

- 1) 高空、低动压条件,气动力时间常数为 6.5 s;
- 2) 制导滤波器时间常数为 0.2 s;
- 3) 比例导引律系数为 3;
- 4) 天线罩折射率为  $-0.05^\circ/\sim 0.05^\circ/\circ$ ;
- 5) 导引头隔离度为 3%、5% (5 Hz 正弦弹体扰动)。

主动雷达导引头隔离度及天线罩折射率取不同值时,寄生回路稳定裕度如表 1 所示。

表 1 不同隔离度及天线罩折射率条件下寄生回路稳定裕度 (dB)

天线罩折射率 / 隔离度	-0.05	-0.03	0	0.03	0.05
3%	0.806	5.26	16.4	11.4	7.31
5%	0.991	5.53	11	8.64	6.34

由寄生回路稳定性分析可以得出如下结论:

- 1) 导引头隔离度为 3% 和 5% (5 Hz 正弦弹体扰动) 时,寄生回路稳定性基本相当;
- 2) 天线罩折射率为  $-0.05$  时,寄生回路处于临界稳定状态;天线罩折射率为  $-0.03$  时,寄生回路稳定裕度偏低。

为了提高高空低动压条件下寄生回路的稳定性,降低制导系统对天线罩折射率的要求,本文提出了一种制导控制相关设计方法。

3 制导控制相关设计方法

由寄生回路稳定性分析结果可知,天线罩折射率是影响高空、低动压条件下雷达制导系统寄生回路稳定性的主要因素。建立主动雷达导引头简化数学模型如图 5 所示,推导天线罩折射率对制导控制系统的影响,以此为基础开展制导控制相关设计。

由图 2 中真目标与虚目标的几何关系可知:

$$q^* = q + \epsilon(\varphi) \tag{5}$$

真实视线由于天线罩引起的折射误差  $\epsilon$  而发生偏差,折射误差  $\epsilon$  取决于视线和弹轴间的夹角  $\varphi$ 。

对式 (5) 微分,得到:

$$\dot{q}^* = \dot{q} + \frac{d\epsilon}{d\varphi} \dot{\varphi} \tag{6}$$

又由图 2 中几何关系知:

