

doi:10.19306/j.cnki.2095-8110.2017.02.007

静不稳定制导火箭弹控制系统设计

杨明, 毛昱天, 李浩, 张锐

(中国兵器工业导航与控制技术研究所, 北京 100089)

摘要:选取鸭式布局结构制导火箭弹作为研究对象,从改善制导火箭弹的飞行性能的要求出发,对静不稳定火箭弹自动驾驶仪进行了设计,对弹道上不同飞行高度和不同飞行速度条件下的自动驾驶仪响应进行仿真研究,结果表明,所设计的自动驾驶仪能够保证控制系统的性能稳定。

关键词:静不稳定;制导火箭弹;自动驾驶仪

中图分类号:V448.2

文献标志码:A

文章编号:2095-8110(2017)02-0035-06

Design of Autopilot for Guided Rocket with Relaxed Static Stability

YANG Ming, MAO Yu-tian, LI Hao, ZHANG Rui

(Chinese Ordnance Navigation and Control Technology Research Institute, Beijing 100089, China)

Abstract: The autopilot is designed for relaxed static stable guided rocket with canard configuration to improve the flight performance, nontrivial numerical simulations are performed to verify the effectiveness of the devised autopilot for different altitudes and velocities on the trajectory, the results of which demonstrate that the stability of the control system could be guaranteed.

Key words: Static instability; Guided rocket; Autopilot

0 引言

未来信息化战争的基本作战样式是一体化联合作战,其本质是一体化联合火力作战,纵观世界各军事强国,均把增加火力装备射程,夺取射程优势作为竞相追逐的目标。制导火箭弹以射程远、精度高、机动性好而著称,是陆军有效融入一体化联合火力作战体系的骨干装备^[1]。美国的 GMLRS 制导火箭弹的射程超过了 70km,俄罗斯的旋风简易制导火箭弹的射程已达到 90km,以色列的 EXTRA 制导火箭弹的射程也超过 150km。

为了保证飞行稳定性,传统火箭弹均设计为静稳定特性。火箭弹依靠自身发动机产生推力飞行,推进剂比冲的大小、装药量的多少和总体优化设计是决定

火箭弹射程远近的重要因素。在同样推进剂比冲条件下,若要提高火箭弹射程,只能通过增加装药量来实现,这将会增加火箭发动机的质量,同时使火箭弹的质心后移;另一方面,随着飞行速度的提高,火箭弹的压心前移,由此会降低火箭弹的静稳定性,甚至出现静不稳定。静不稳定技术对于改善制导火箭弹的飞行性能有着积极的意义,将其应用于新型制导火箭弹设计中是技术发展的客观要求。自动驾驶仪的设计是控制系统设计中的核心部分,本文对静不稳定制导火箭弹自动驾驶仪设计方法展开研究,并通过仿真计算验证了方法的可行性。

1 火箭弹静不稳定技术

火箭弹的稳定性是指火箭弹在受到外界干扰

收稿日期:2016-09-02;修订日期:2016-09-30

基金项目:“十三五”陆军预先研究课题(30107020603)

作者简介:杨明(1967-),男,博士,研究员,主要从事制导武器总体及控制方面的研究。E-mail:harris06@sina.com

作用的情况下,当干扰作用消除后,自动恢复到原始平衡状态的能力。

火箭弹全部质量的中心称为质心,作用在火箭弹上空气动力的合力中心称为压心,分别用 x_g 和 x_p 表示,其中, $x_g = X_g/L$, $x_p = X_p/L$, 静稳定度用 Δx 表示, $\Delta x = x_p - x_g$ 。本文选取鸭式布局结构制导火箭弹作为研究对象,静稳定火箭弹示意图如图 1 所示,所谓静稳定是指火箭弹在飞行中,压心始终在质心的后面,静稳定度始终是正值,当受到外界干扰时,姿态角会发生变化,干扰去掉后火箭弹在无控情况下能够自动恢复到原来状态。

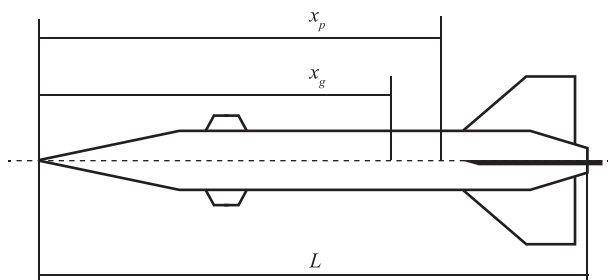


图 1 静稳定火箭弹

Fig. 1 Static stable rocket

当火箭弹的质心和压心重合时,称为中立稳定状态,这种状态的火箭弹一旦受到外力干扰将不能恢复到原来的状态。当火箭弹的压心位于质心之前时,称为静不稳定状态。这种状态在受到外力干扰时同样不能恢复到原来的状态,如图 2 所示。

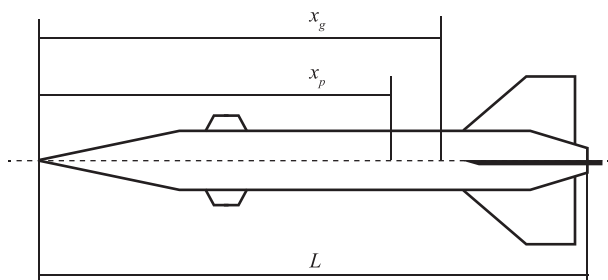


图 2 静不稳定火箭弹

Fig. 2 Static instable rocket

静不稳定技术也被称作放宽静稳定性(Relaxed Static Stability, RSS)技术,它是主动控制技术的分支之一。在制导火箭弹中引入静不稳定设计的一个主要原因是管式发射方式对火箭弹翼展的严格限制,由于远程制导火箭弹发动机质量增加,飞行速度达到 5Mach 以上,如果保持静稳定设计,必须

增大尾翼尺寸,会给结构设计带来许多困难;或是增加配重,这无疑增加了火箭弹的质量,同时减小了火箭弹有效载荷,对火箭弹的射程以及作战效能带来消极影响^[2]。因此,在进行大空域宽马赫数制导火箭弹设计时,静不稳定弹体的控制问题将是一个无法回避的问题。放宽静稳定性设计技术是解决静不稳定控制问题的关键。

制导火箭弹放宽静稳定性设计的基本含义是:允许将其设计成静稳定、临界稳定和静不稳定,即允许火箭弹在主动段末或再入段初可以呈静不稳定或临界稳定状态,而在弹道末段必须呈静稳定。当火箭弹呈静不稳定或临界稳定状态时,必须采用自动驾驶仪进行人工稳定,实现“弹体+控制”闭环系统稳定。从理论上讲,允许静不稳定的范围是很宽的,但有一个极限,对于鸭式气动布局的制导火箭弹,因为其压心不可能与舵面操纵力的合力中心重合,所以,它的放宽稳定度边界主要受到舵机频带的限制。

2 静不稳定火箭弹自动驾驶仪设计

自动驾驶仪是制导控制系统弹上设备的重要组成部分,它与火箭弹构成的闭合回路称为稳定控制系统。在稳定控制系统中,自动驾驶仪是控制器,火箭弹是控制对象。自动驾驶仪设计,实际上就是稳定控制系统的设计。自动驾驶仪的作用是稳定火箭弹质心的角运动,并根据制导指令正确地操纵火箭弹的飞行。由于火箭弹在飞行过程中高度、马赫数变化范围较大,其飞行动力学特性会发生较大的变化,自动驾驶仪必须把火箭弹改造成为动态和静态特性变化不大,且具有良好操纵特性的制导对象,使制导控制系统在火箭弹的各种飞行条件下,均具有良好的制导精度。火箭弹处于静不稳定飞行状态时,自动驾驶仪的作用尤其重要。

2.1 弹体动力学传递函数

基于三通道控制的制导火箭弹,其飞行控制系统通常是在俯仰和偏航方向实施机动,对滚转方向进行稳定。由于火箭弹采用轴对称布局,因此它的俯仰和偏航运动由 2 个完全相同的方程描述,下面以俯仰运动方向为例进行研究,建立的运动模型如下:

$$\begin{aligned} \ddot{\vartheta} + a_{\omega}\dot{\vartheta} + a_{\alpha}\alpha + a_{\dot{\alpha}}\dot{\alpha} + a_{\delta}\delta_z &= 0 \\ \dot{\theta} - b_{\alpha}\alpha - b_{\delta}\delta_z &= 0 \\ \vartheta &= \theta + \alpha \end{aligned} \quad (1)$$

式中, ϑ 为俯仰角, θ 为弹道倾角, α 为攻角, δ_z

为俯仰舵偏, a_α 称为静稳定系数, 它表征火箭弹的静稳定性, a_ω 为火箭弹的空气动力阻尼, a_δ 为火箭弹的舵效率系数, 它表征升降舵的效率, b_α 为法向力系数, b_δ 为舵升力系数。

对式(1)进行拉氏变换, 可以得到弹体纵向运动的传递函数。

过载 a_y 关于输入舵偏角 δ_z 的传递函数为

$$\frac{a_y}{\delta(s)} = \frac{k_a(A_2s^2 + A_1s + 1)}{T_M^2s^2 + 2T_M\mu_Ms + 1} \quad (2)$$

俯仰角速度 $\dot{\vartheta}$ 关于输入舵偏角 δ_z 的传递函数为

$$\frac{\dot{\vartheta}(s)}{\delta(s)} = \frac{k_\delta(T_i s + 1)}{T_M^2s^2 + 2T_M\mu_Ms + 1} \quad (3)$$

式中, 各变量定义见文献[3], k_a 和 k_δ 是弹体开环传递系数, T_M 是弹体开环时间常数, μ_M 是弹体开环阻尼, T_i 是攻角滞后时间常数。

2.2 制导控制方案

下面研究俯仰运动方向的制导控制方案, 将制导火箭弹的弹道分成 4 个部分: 发动机工作段即主动段(AB 段)、预测制导段(BC 段)、稳定控制段(CD 段)、末制导段(DE 段), 如图 3 所示。

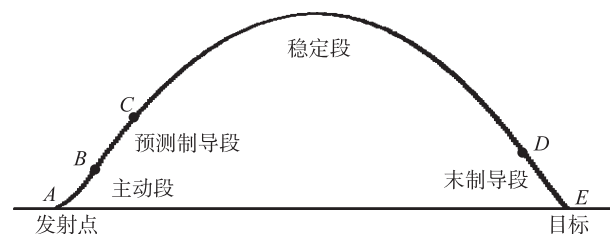


图 3 制导火箭弹弹道示意图
Fig. 3 Trajectory of guided rocket

常规火箭弹设计中, 要保持全弹道静稳定度不小于 3%, 最好在 5% 以上。而采用放宽静稳定性技术, 全弹道的静稳定度要求就会降低许多, 只需保证在稳定段和末制导段保持静稳定性, 在主动段末和再入段, 当速度超过 5Mach, 火箭弹呈静不稳定状态。图 4 给出了放宽静稳定性条件下制导火箭弹速度与静稳定度变化曲线。

工程研究表明, 不是所有的自动驾驶仪都能够有效地控制静不稳定弹体, 因此对于静不稳定的弹体必须选择一种合适的自动驾驶仪结构。在弹体处于静稳定的状态下, 引入角速率反馈可以有效地提高弹体的阻尼, 改变控制回路的稳定性, 然而, 当

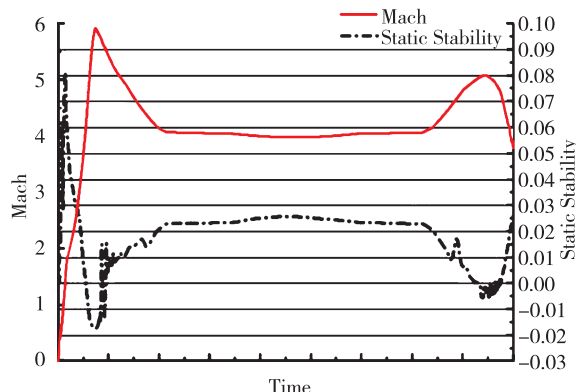


图 4 放宽静稳定性条件下速度与静稳定度变化曲线
Fig. 4 Velocity and static stability of guided rocket with static instability

弹体处于静不稳定状态下, 这种增稳作用是非常有限的; 单纯的姿态/速度矢量驾驶员, 也无法用于控制静不稳定弹体。对于静不稳定弹体, 采用加速度反馈三回路驾驶员是一种较好的方案, 经典三回路驾驶员由加速度反馈回路、姿态角反馈回路和阻尼回路一起构成, 而将姿态角反馈调整为伪攻角反馈, 可得到伪攻角反馈三回路驾驶员。经典三回路驾驶员的系统闭环增益不为 1, 弹体速度的波动对其有一定程度的影响, 而改进后的伪攻角反馈三回路驾驶员的系统闭环增益为 1, 能够消除速度波动的影响^[4]。

2.3 伪攻角反馈三回路驾驶员设计

在工程应用中, 由于攻角不能被直接测量得到, 需由角速率陀螺或加速度计的测量信号计算得到近似攻角。伪攻角反馈三回路驾驶员结构如图 5 所示, 图中伪攻角的传递函数表达式为

$$\frac{\alpha(s)}{a_y(s)} = \frac{k_\alpha(B_1s + 1)/Vk_\delta}{(A_2s^2 + A_1s + 1)} \quad (4)$$

三回路自动驾驶仪设计方法有极点配置法^[4-5]和标准系数法^[2]等。本文采用解析设计方法, 以驾驶员闭环极点参数 τ 、 ω 、 μ 为约束指标, 给出基于开环穿越频率的设计结果。

略去舵机、角速度陀螺及加速度计的动态特性, 舵机传递函数取为 2, 认为 $k_{ac} = 1, c = 0$, 得到简化的三回路驾驶员结构如图 6 所示。

将系统在舵机所处位置断开, 得到系统开环传递函数为

$$HG(s) = \frac{D_2s^2 + D_1s + D_0}{s(T_M^2s^2 + 2\mu_M T_Ms + 1)} \quad (5)$$

其中:

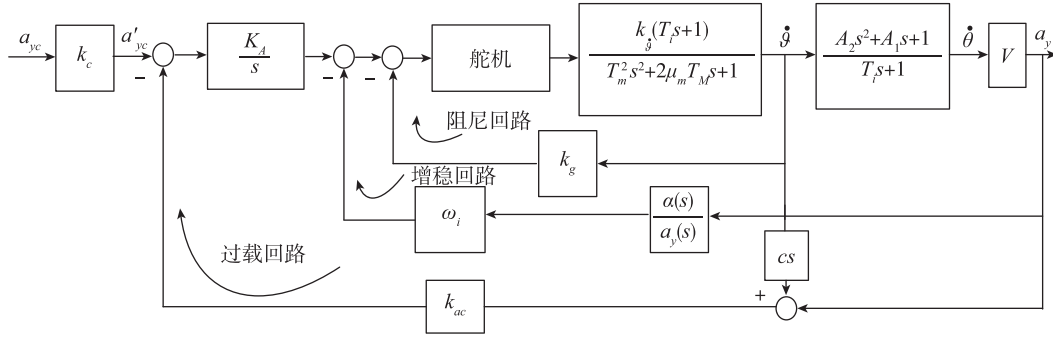


图5 伪攻角反馈三回路驾驶仪结构图

Fig. 5 Structure diagram of three-loop autopilot with pseudo-angle of attack feedback

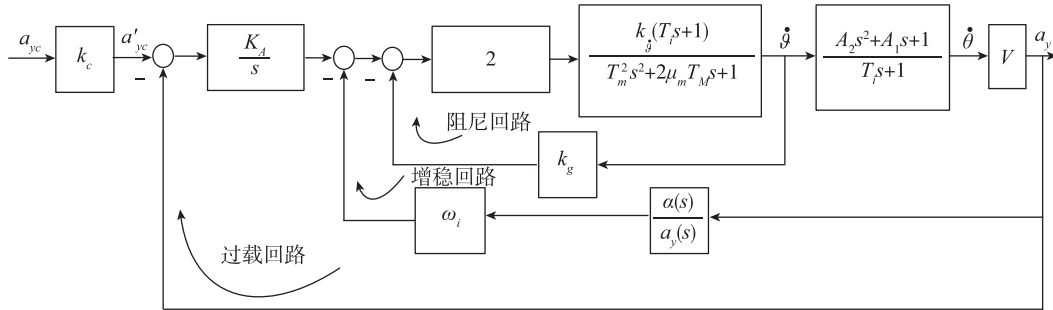


图6 伪攻角反馈三回路驾驶仪简化结构图

Fig. 6 Simplified structure diagram of three-loop autopilot with pseudo-angle of attack feedback

$$\begin{cases} D_0 = 2k_{\dot{\theta}} K_A V \\ D_1 = 2k_{\dot{\theta}} (k_g + K_A V A_1) + 2k_a \omega_i \\ D_2 = 2k_{\dot{\theta}} (k_g T_i + K_A V A_2) + 2k_a B_1 \omega_i \end{cases} \quad (6)$$

系统的闭环传递函数为

$$\frac{a_y(s)}{a'_{yc}(s)} = \frac{2k_{\dot{\theta}} K_A V (A_2 s^2 + A_1 s + 1)}{s(T_M^2 s^2 + 2\mu_M T_M s + 1) + D_2 s^2 + D_1 s + D_0} \quad (7)$$

从而得到系统闭环特征方程为

$$\frac{T_M^2}{D_0} s^3 + \left(\frac{2T_M \mu_M}{D_0} + \frac{D_2}{D_0} \right) s^2 + \frac{1 + D_1}{D_0} s + 1 \quad (8)$$

设闭环系统的3个极点由1对振荡根和1个负数实根组成, 并设振荡根阻尼为 \$\mu\$, 自振频率为 \$\omega\$, 一阶滞后环节时间常数为 \$\tau\$, 则期望特征方程满足

$$(1 + \tau s) \left(\frac{s^2}{\omega^2} + \frac{2\mu}{\omega} s + 1 \right) = \frac{T_M^2}{D_0} s^3 + \left(\frac{2T_M \mu_M}{D_0} + \frac{D_2}{D_0} \right) s^2 + \frac{1 + D_1}{D_0} s + 1 \quad (9)$$

得到

$$\begin{bmatrix} D_0 \\ D_1 \\ D_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \omega^2 T_M^2 / \tau \\ 2\mu\omega T_M^2 / \tau + \omega^2 T_M^2 - 1 \\ T_M^2 / \tau + 2(\mu\omega T_M^2 - \mu_M T_M) \end{bmatrix} \quad (10)$$

若已知 \$D_0, D_1, D_2\$, 由式(6)得到驾驶仪的设计参数计算公式为:

$$K_A = D_0 / 2k_{\dot{\theta}} V \quad (11)$$

$$\omega_i = \frac{D_2 - D_1 T_i + D_0 (A_1 T_i - A_2)}{2k_a (B_1 - T_i)} \quad (12)$$

$$k_g = \frac{-D_2 + D_1 B_1 + D_0 (A_2 - A_1 B_1)}{2k_{\dot{\theta}} (B_1 - T_i)} \quad (13)$$

阻尼 \$\mu\$ 和时间常数 \$\tau\$ 2个参数比较容易选取, 而自振频率 \$\omega\$ 的选取可用开环穿越频率 \$\omega_{CR}\$ 作为设计约束^[6]. 设计中可以取 \$\omega_{CR}\$ 为系统期望的开环穿越频率值, 设 \$\mu\$ 和 \$\tau\$ 是已定的, 而取 \$\omega\$ 为待定量. 显然对于已定的 \$\mu, \tau\$ 及不同的 \$\omega\$, 极点配置完成后的系统总有一个开环穿越频率 \$\omega_{CR}\$ 与之对应, 可记做 \$\omega_{CR} = f(\omega)\$, 通过迭代计算, 可得到使系统开环穿越频率满足要求的自振频率 \$\omega\$.

3 自动驾驶仪设计实例仿真

表1~表3给出弹道上4个典型特征点处的动力学系数和传函系数, 其中主动段末和再入段高马赫处的2个特征点呈静不稳定状态.

表 1 弹道特征点弹体动力学系数

Tab. 1 Coefficients of body dynamics on the characteristic points of the trajectory

	H/km	V/(m/s)	a_a/s^{-2}	a_δ/s^{-2}	b_a/s^{-1}	b_δ/s^{-1}
上升段	5	847	28.452	-20.279	0.3654	0.0098
	10	1463	-1.547	-23.851	0.3775	0.0107
下降段	15	1535	-1.354	-12.511	0.1665	0.0059
	5	1335	24.301	-42.881	0.5781	0.0217

表 2 弹道特征点弹体传递函数系数(1)

Tab. 2 Coefficients (1) of body transfer function on the characteristic points of the trajectory

	H/km	V/(m/s)	$k_\delta/(\text{rad} \cdot \text{s}^{-1}/\text{rad})$	$k_a/(\text{rad}/\text{rad})$	T_M/s	μ_M
上升段	5	847	0.2677	0.7059	0.1866	0.1022
	10	1463	-6.5051	-17.259	0.7641	0.3117
下降段	15	1535	-1.5714	-9.475	0.8487	0.1571
	5	1335	1.0200	1.7268	0.2007	0.1483

表 3 弹道特征点弹体传递函数系数(2)

Tab. 3 Coefficients (2) of body transfer function on the characteristic points of the trajectory

	H/km	V/(m/s)	T_i/s	A_1/s	A_2/s^2	B_1/s
上升段	5	847	2.6373	0.0009	0.0013	-0.00048
	10	1463	2.6537	0.0005	0.0012	-0.00045
下降段	15	1535	6.03	0.0006	0.0028	-0.00047
	5	1335	1.6937	0.0007	0.0008	-0.00051

舵系统的闭环传递函数为

$$G_c(s) = \frac{2(0.0015s + 1)}{1.36 \times 10^{-7}s^3 + 1.04 \times 10^{-4}s^2 + 0.0151s + 1} \quad (14)$$

舵系统频带为 105rad/s, 依据设计经验, 系统开环穿越频率取为舵系统频带的 1/3~1/5, 本例中取为 21rad/s。

取阻尼 $\mu=0.707$, 时间常数 $\tau=1.0s$, 穿越频率 $\omega_{CR}=21\text{rad/s}$ 为设计输入指标, 对不同特征点气动参数进行设计, 通过迭代计算 $\omega_{CR}=f(\omega)$, 得到 ω , 最后得到相应的三回路驾驶员参数 K_A 、 ω_I 和 k_g , 表 4 给出了设计结果。

表 4 弹道特征点设计结果

Tab. 4 The design results of the characteristic points of the trajectory

	H/km	$\omega/(\text{rad/s})$	K_A	ω_I	k_g	$P_m/(\text{°})$	G_m/dB
上升段	5	13.1	0.0132	3.81	0.451	41	9.4
	10	13.4	0.0068	3.97	0.398	36.6	8.7
下降段	15	13.2	0.0271	7.52	0.755	43.2	9.1
	5	13.4	0.0027	1.89	0.215	47.5	9.6

以上升段 10km 处特征点(弹体呈静不稳定状态)为例, 设计完成后的系统开环 Bode 图如图 7 所示, 满足系统开环穿越频率 $\omega_{CR}=21\text{rad/s}$ 的设计要求。考虑舵机环节和凹陷滤波器等动态特性的影响, 系统的开环 Bode 图如图 8 所示, 系统相位裕度 P_m 由 65.7° 降低到 36.6° , 幅值裕度 G_m 由 Inf 降低到 8.73 dB。

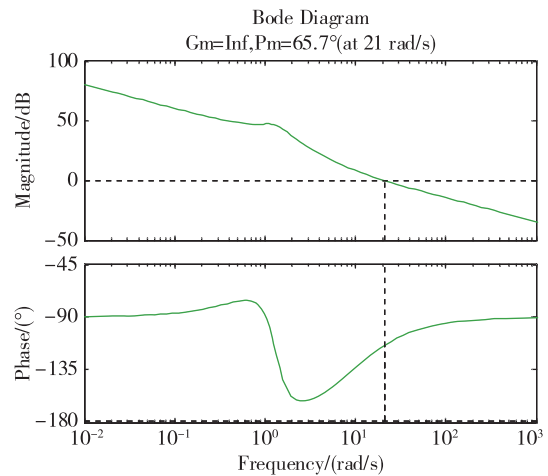


图 7 系统开环 Bode 图

Fig. 7 Bode diagram of open-loop system

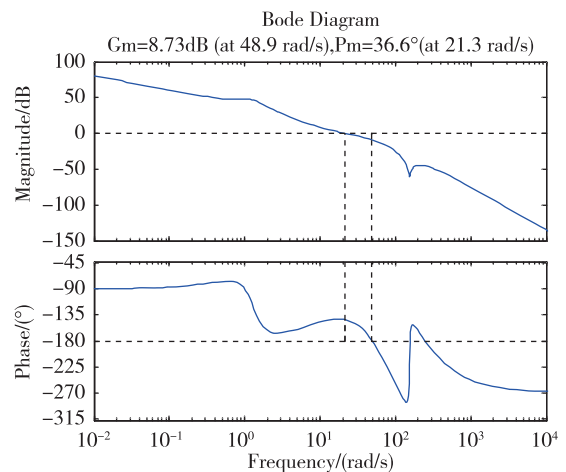


图 8 系统开环 Bode 图(考虑舵机环节)

Fig. 8 Bode diagram of open-loop system with actuator

驾驶仪阶跃响应曲线如图9所示,可以看到,虽然4个特征点处速度值相差较大,但系统闭环增益均为1。

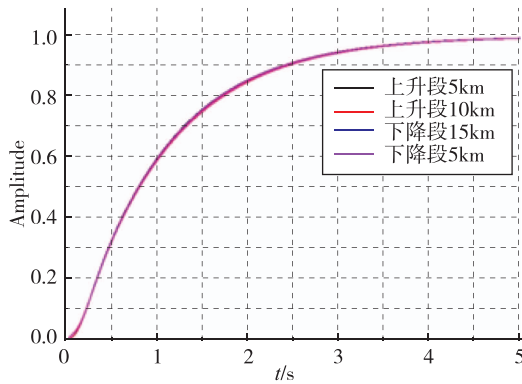


图9 驾驶仪阶跃响应曲线

Fig. 9 Step response of the autopilot

4 结论

本文从改善制导火箭弹的飞行性能的要求出发,对静不稳定火箭弹自动驾驶仪进行了设计,并以

开环穿越频率作为设计约束,对于弹道上不同飞行高度和不同飞行速度条件下的自动驾驶仪响应进行了仿真研究,结果表明,所设计的自动驾驶仪能够保证控制系统的性能稳定,稳定裕度满足要求。

参考文献

- [1] 韩珺礼,王雪松,刘生海. 野战火箭武器概论[M]. 北京:国防工业出版社,2015.
- [2] 方海红,孙月光,吴昭辉,等. 纵向静不稳定火箭弹过载控制自动驾驶仪设计[J]. 导弹与航天运载技术, 2014, 334(4):63-66.
- [4] Garnell P. Guided weapon control systems(second revision, Qi Zai-kang, Xia Qun-li) [M]. Beijing:Beijing Institute of Technology, 2004.
- [5] 王辉,林德福,祁载康. 导弹伪攻角反馈三回路驾驶仪设计分析[J]. 系统工程与电子技术,2012,34(1): 129-135.
- [6] 温求道,夏群力,祁载康. 三回路驾驶仪开环穿越频率约束极点配置设计[J]. 系统工程与电子技术, 2009,31(2):420-423.