

## 【武器装备】

基于 $\mu$ 综合的导弹自动驾驶仪设计

王鹏举, 贾晓洪, 周桃品

(中国空空导弹研究院, 河南 洛阳 471009)

**摘要:** 为了满足高机动性要求, 空空导弹常采用大攻角飞行; 然而导弹大攻角飞行时存在通道间耦合严重、气动力系数摄动范围大等问题, 使设计模型与实际对象误差严重, 传统方法设计的自动驾驶仪很难满足鲁棒性要求。考虑导弹自动驾驶仪设计中存在的未建模误差和气动力系数摄动等不确定性因素, 采用 $\mu$ 综合设计方法, 以某型导弹为例对其俯仰通道驾驶仪进行了设计, 仿真结果表明, 与传统设计方法相比, 所设计的控制系统不仅动态性能满足设计要求, 且具有良好的鲁棒性能。

**关键词:** 自动驾驶仪; 鲁棒性;  $\mu$ 综合; 不确定性

中图分类号: TJ765.2

文献标识码: A

文章编号: 1006-0707(2011)03-0032-03

Design of Missile Autopilot Based on  $\mu$ -Synthesis

WANG Peng-ju, JIA Xiao-hong, ZHOU Tao-pin

(China Airborne Missile Academy, Luoyang 471009, China)

**Abstract:** Aimed at the uncertainty such as modeling error and disturbances existing in the designing of the Missile autopilot, the paper proposed a design framework constructed by  $\mu$ -synthesis. In the paper, it took a certain type of missile as an example, according to the system performance requirements, and the autopilot was designed with applicable weighting functions, and made comparison with the conventional design method. The simulation results show that the  $\mu$ -synthesis's controller is insensitive to the parameters perturbation, and has well dynamic and robust performance.

**Key words:** autopilot; robustness;  $\mu$ -synthesis; uncertainty

新一代空空导弹常采用大攻角飞行策略来满足高机动性要求, 由于通道间耦合和气动力的非线性, 所建立的数学模型与实际对象存在建模误差; 导弹在飞行过程中还会受到如大气扰动引起的气动力和气动转矩变化及传感器噪声等不确定因素影响。传统的设计方法, 忽略了通道间的耦合, 系统的鲁棒性通过一定的幅值裕度和相位裕度保证, 当弹体模型参数摄动过大时, 系统性能变差, 已不满足自动驾驶仪鲁棒性的设计要求。

鲁棒控制理论能有效地解决系统建模不准确性和扰动不确定性的控制问题, 在众多鲁棒控制方法中,  $\mu$ 综合理论是一种非常有效的鲁棒控制分析与综合的手段<sup>[1]</sup>。利用结构奇异值作为控制系统度量, 可以减小  $H_\infty$  方法设计上的保守性, 能够同时兼顾系统的稳定性和动态性能, 从而设计出性能和鲁棒性能都满足较高要求的控制系统<sup>[2]</sup>。

采用 $\mu$ 综合设计方法, 考虑建模不确定性及模型参数摄动, 对某型导弹纵向通道的自动驾驶仪进行了设计, 并进行了数字仿真。仿真结果表明, 采用 $\mu$ 综合理论设计的控制器具有更好的鲁棒性。

1  $\mu$ 综合方法

典型的 $\mu$ 综合问题可用图1描述。图中,  $P$ 为广义被控对象, 包括被控对象参数不确定模型和性能加权函数;  $K$ 为反馈控制器;  $\Delta$ 为不确定性模块;  $u$ 为控制量;  $d$ 为外界扰动输入;  $z$ 和 $w$ 分别为不确定性模块的输出和输入;  $e$ 为误差信号输出;  $y$ 为传感器输出。

闭环矩阵

$$M = \begin{bmatrix} M11 & M12 \\ M21 & M22 \end{bmatrix} = Fl(P, K)$$

收稿日期: 2011-01-14

作者简介: 王鹏举(1984—), 硕士研究生, 主要从事导弹飞行控制系统设计。



$$W_{in} = 4 \cdot \frac{s + 40}{s + 160}$$

$W_a$  为舵机性能模型,用来限定舵机偏转的最大速率为  $\delta_{\max}$  ( $^{\circ}/s$ ) 和最大幅值为  $\pm\delta_{\max}$ 。

$$W_a = \text{diag}\{1/\delta_{\max}, 1/\delta_{\max}\}$$

$W_n$  为传感器噪声加权函数,设加速度计噪声为 1%,角速率陀螺噪声为 0.1%。

$$W_n = \begin{bmatrix} 0.01 & \\ & 0.001 \end{bmatrix}$$

$W_{\text{idea}}$  为理想响应模型,影响系统的动态响应性能

$$W_{\text{idea}} = \frac{64}{s^2 + 11.52s + 64}$$

$W_p$  为抑制弹体过载输出信号与理想响应之间误差的权函数,直接影响系统的跟踪品质

$$W_p = \frac{0.05s^4 + s^3 + 30s^2 + 2s + 0.019}{4s^4 + 3.05s^3 + 3.34s^2 + 0.41s + 0.048}$$

对于以上选定的加权函数,便可进行  $\mu$  控制器求解,通过 D-K 迭代,求出的控制器为 29 阶模型。

### 3 仿真与分析

将基于标称模型设计的  $\mu$  综合控制器作用于标准弹道上 5 个特征点的控制模型,仿真结果表明所设计的控制器满足设计要求,如图 4 所示。

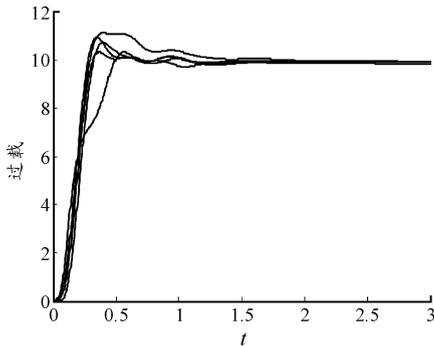


图 4 5 个特征点的过载响应曲线

为了进一步考察设计的控制器的鲁棒性,针对标称模型设计三回路过载自动驾驶仪,对弹体模型进行参数拉偏,分别使用  $\mu$  综合控制器和传统 PID 控制器进行仿真比较。图 5 为  $\mu$  综合设计的系统在弹体摄动下过载和角速率响应曲线,图 6 为传统方法设计的系统在弹体摄动下的过载和角速率响应曲线。

对比图 5 和图 6 可以看出,在较大的弹体参数拉偏下,基于  $\mu$  综合理论设计的控制器,系统的过载响应和角速率响应曲线波动较小,弹体有较好的阻尼特性,并能快速跟踪指令输入,控制系统具有较好的鲁棒性能;而采用传统三回路控制结构,虽然保证了系统响应的快速性,但阻尼品质变差,震荡明显,系统稳定性降低。仿真分析表明  $\mu$  综合控制器具有较强的鲁棒性能。

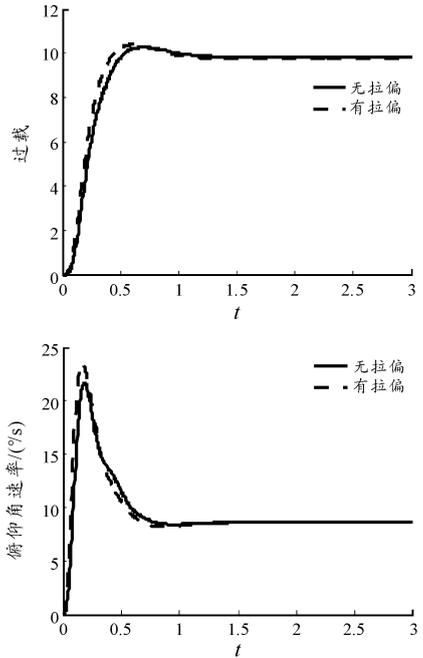


图 5  $\mu$  综合控制系统过载和角速率响应

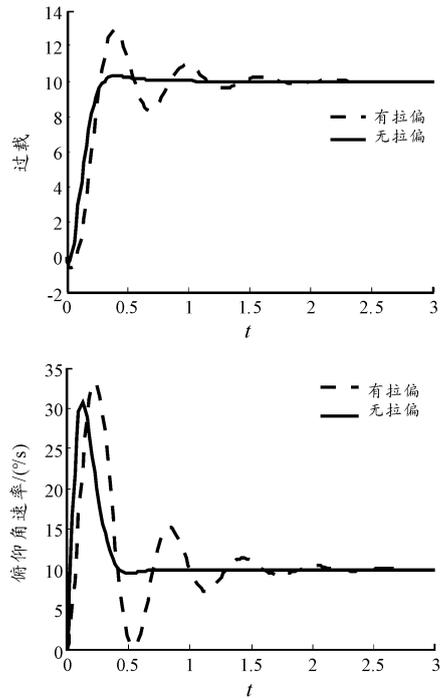


图 6 PID 控制系统过载和角速率响应

### 4 结束语

利用  $\mu$  综合理论,将对象的建模误差及模型参数摄动等不确定性因素以权函数的形式引入系统设计中,所设计的导弹自动驾驶仪,不仅满足动态性能要求,而且对模型参数摄动不敏感,具有较强的鲁棒性。 (下转第 37 页)