

DOI: 10.7652/xjtub201311013

空空导弹的系数图鲁棒控制设计

赵金磊¹, 曹军义¹, 马澄斌², 周生喜¹, 曹秉刚¹

(1. 西安交通大学机械工程学院, 710049, 西安; 2. 上海交通大学交大密歇根学院, 200240, 上海)

摘要: 针对空空导弹飞行控制系统中存在的弹体强非线性、参数不确定等问题, 提出一种依据系数图鲁棒控制原理和导弹动力学特性的多项式结构空空导弹控制器设计方法。通过导弹系数图分析, 获得等效时间常数、稳定性指数和裕度等对控制系统特性的影响参数。采用综合时域响应快速性和频域稳定裕度性能构建评价适应度函数, 通过遗传算法优化流程对控制器参数进行优化, 使优化后的控制系统得到更好的综合性能。不同特征点模型的仿真实验结果表明, 所设计的控制器能够获得更好的响应特性和参数鲁棒性, 且控制系统结构简单、易于工程实现。

关键词: 空空导弹; 系数图多项式法; 鲁棒控制

中图分类号: TP273 **文献标志码:** A **文章编号:** 0253-987X(2013)11-0070-06

Coefficient Diagram Robust Control Design for Air-to-Air Missile

ZHAO Jinlei¹, CAO Junyi¹, MA Chengbin², ZHOU Shengxi¹, CAO Binggang¹

(1. School of Mechanical Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China; 2. University of Michigan-Shanghai Jiaotong University Joint Institute, Shanghai Jiaotong University, Shanghai 200240, China)

Abstract: Aiming at the strong nonlinearity and uncertain parameters in flight control of air-to-air missile, a robust controller with coefficient diagram method (CDM) is designed according to the CDM essentiality and dynamic characteristics of air-to-air missiles. The effects of equivalent time constant, stability index and stability limit on the controller designed by CDM standard form is obtained via missile coefficient diagram analysis. The comprehensive evaluation index from response rate in time domain and stability margin in frequency domain is established, and genetic algorithm is chosen to optimize the control parameters. Simulation for various fixed point models verifies that the proposed controller possesses fine response and robust performance in controlling an air-to-air missile, and the control system with simple structure is prone to implementation.

Keywords: air-to-air missile; coefficient diagram method; robust control

由于导弹模型的非线性和参数不确定性, 导弹飞行控制器要求具有较快的响应速度和较强的鲁棒性。传统的战术导弹控制器设计以经典控制为主, 如典型的两回路过载驾驶仪^[1]、三回路过载驾驶仪^[2-4], 而经典控制往往需要花费大量的时间和精力进行调试, 设计控制系统时无法考虑模型的不确定性。随着现代控制理论的发展和成熟, 越来越多的

现代控制理论应用于导弹的控制系统设计中, 如线性二次型控制(LQR)^[5]、 H_∞ 控制和 μ 综合控制^[6]等。应用现代控制理论可以解决由耦合、非线性引起的模型不确定性, 但现代控制理论设计的控制系统往往结构复杂、阶次较高, 不便于工程实现。

系数图多项式法(CDM)是一种多项式控制器设计方法, 被控系统的数学模型和控制器都采用多

收稿日期: 2013-03-15。 作者简介: 赵金磊(1989—), 男, 硕士生; 曹军义(通信作者), 男, 副教授。 基金项目: 国家自然科学基金资助项目(51075317); 教育部新世纪优秀人才资助计划项目(NCET-12-0453)。

网络出版时间: 2013-09-06

网络出版地址: <http://www.cnki.net/kcms/detail/61.1069.T.20130906.1703.004.html>

项式的形式来表示^[7]。目前,CDM 已经成功地应用于直流电动机的鲁棒控制^[8]、双控制面导弹^[9-10]、战斗机纵向通道^[11]的控制等多种场合。CDM 在设计过程中能够综合考虑系统的稳定性、时域响应、鲁棒性,在满足时域响应要求的同时能够获得较好的对系统不确定性的鲁棒性。本文结合导弹动力学控制特性与需求,基于系数图多项式控制原理,提出了一种鲁棒控制器的设计方法,并结合工程实际提出了鲁棒控制器参数的优化设计方法。该方法以导弹某些特征点处的数据为实例进行仿真实验,分析验证了设计方法的有效性。

1 系数图表法的原理和基本数学关系

CDM 控制系统的标准结构框图^[7]如图 1 所示。在 CDM 中,被控对象的分子多项式

$$A_p(s)x = u + d \quad (1)$$

$$y = B_p(s)x \quad (2)$$

式中: x 、 u 、 y 分别为状态、控制、输出变量; d 为外部干扰; s 为多复变量; $B_p(s)$ 为被控对象的分子多项式。控制器分子多项式为

$$A_c(s)u = B_a(s)y_r - B_c(s)(y + n) \quad (3)$$

式中: y_r 为参考输入变量; n 为输出端测量噪声; $B_c(s)$ 为控制器的反馈分母多项式; $B_a(s)$ 为参考多项式,主要作用是调整系统的稳态增益。

将式(1)、式(2)带入式(3)中得到闭环系统的特征多项式

$$P(s)x = B_a(s)y_r + A_c(s)d - B_c(s)n \quad (4)$$

$$P(s) = A_c(s)A_p(s) + B_c(s)B_p(s) \quad (5)$$

$$P(s) = b_n s^n + \dots + b_1 s + b_0 = \sum_{i=0}^n b_i s^i \quad (6)$$

$$y = \frac{1}{P(s)}[B_p(s)B_a(s)y_r + B_p(s)A_c(s)d - B_p(s)B_c(s)n] \quad (7)$$

在 CDM 中主要的设计参数为等效时间常数、稳定性指数和稳定性裕度,并分别为

$$\tau = b_1/b_0 \quad (8)$$

$$\gamma_i = b_i^2/b_{i+1}b_{i-1}, \quad i = 1, 2, 3, \dots, n-1 \quad (9)$$

$$\gamma_n = \gamma_0 = \infty \quad (9)$$

$$\gamma_i^* = 1/\gamma_{i+1} + 1/\gamma_{i-1} \quad (10)$$

利用式(8)、式(9),特征多项式的系数为

$$b_i = b_0 \tau^i / \gamma_{i-1} \gamma_{i-2}^2 \dots \gamma_2^{i-2} \gamma_1^{i-1} \quad (11)$$

因此,可以用 CDM 的设计参数来表示特征多项式

$$P(s) = b_0 \left[\left\{ \sum_{i=2}^n \left(\prod_{j=1}^{i-1} 1/\gamma_{i-j}^j \right) (\tau s)^i \right\} + \tau s + 1 \right] \quad (12)$$

为了保证系统的稳定性,利用 CDM 设计控制系统时,对设计参数的选择要受到限制。Lipatov 提出的控制系统稳定和不稳定的充分条件是 CDM 的理论基础,其表述如下。

(1)如果系统闭环特征多项式所有的部分四阶多项式的稳定性裕度为 1.12,系统是稳定的,则

$$b_i > 1.12 \left[\frac{b_{i-1}}{b_{i+1}} b_{i+2} + \frac{b_{i+1}}{b_{i-1}} b_{i-2} \right] \quad (13)$$

$$\gamma_2 > 1.12 \gamma_2^*, \quad i = 1, 2, 3, \dots, n-2 \quad (14)$$

(2)如果系统闭环特征多项式有任一部分的三阶多项式是不稳定的,系统也是不稳定的,则

$$b_{i+1}b_i \leq b_{i+2}b_{i-1} \quad (15)$$

$$\gamma_{i+1}\gamma_i \leq 1, \quad i = 1, 2, 3, \dots, n-2 \quad (16)$$

根据控制系统的稳定条件,为了保持系统的稳定性,CDM 推荐 γ_i 在 $[1.5, 4]$ 的范围内选取。考虑系统响应的综合性能,Manabe 提出了稳定性指数 γ_i ($i=1, 2, 3, \dots, n-1$) 选取的参考值, $\gamma_1=2.5$, $\gamma_2=\gamma_3=\dots=\gamma_{n-1}=2$, 称为 Manabe 标准型。按照此标准型选取控制参数时,可使相应的分子为常数的闭环系统的阶跃响应几乎没有超调量,而且调整时间相对较短,一般为 $2.5\tau \sim 3\tau$ 。

在 CDM 方法中,系数图有着极其重要的作用,如图 2 所示。图中特征多项式的系数曲线 b_i 的凸度表征了系统的稳定性,根据 γ_i 的定义可知

$$\lg \gamma_i = 2 \lg b_i - (\lg b_{i+1} + \lg b_{i-1})$$

从图 2 中可得出在 i 阶系数处,第 $i-1$ 和第 $i+1$ 阶系数的连线与第 i 阶系数的距离为 γ_i 对数值的一半,因此 b_i 曲线的凸度越大,表明系统稳定性越高。在图 2 中, b_i 为 b_0 到 b_1 线段的斜率,因此 b_i 曲线整体的倾斜程度表征了系统响应的速度, b_i 曲线的倾斜度越大,表明系统响应越快。当被控对象的参数发生变化时, b_i 曲线形状的变化大小表征了系统的鲁棒性, b_i 的变化越小则系统的鲁棒性越好^[7]。

控制器的结构对系统的灵敏度、噪声抑制特性、干扰衰减特性等有决定性的影响。在 CDM 中,可以依据系数图来确定控制器的结构,但同时还必须考虑系统对灵敏度、噪声抑制、干扰衰减特性的要求。当控制器结构确定后,可以利用控制器参数和被控对象的数学模型来表示系统的闭环特征多项式,使其与 τ 、 b_0 和 γ_i 表示的式(12)相等,此多项式被称为丢番图方程^[6]。丢番图方程建立了 CDM 设计参数和控制器参数的数学关系, CDM 控制系统设计的核心任务是通过解丢番图方程得到控制器参数。

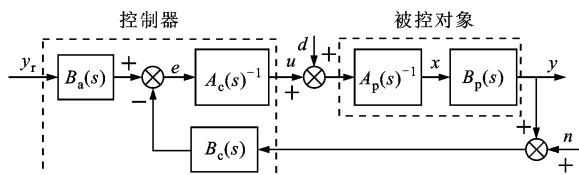


图1 CDM控制系统的标准结构框图

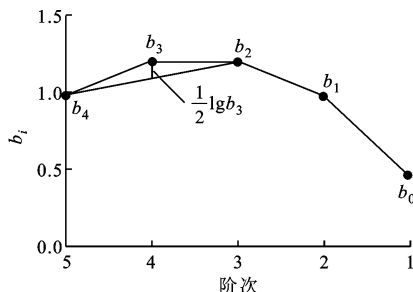


图2 特征多项式系数图

2 导弹控制器的设计

2.1 空空导弹的动力学特性

空空导弹一般多为滚转稳定且轴对称的气动布局，俯仰运动与偏航运动相似，为了简化问题，本文仅探讨纵向的俯仰运动。忽略导弹3个通道上的耦合，导弹的俯仰运动是一个典型的单输入多输出系统。将导弹纵向的运动方程进行系数冻结并且线性化后，得到导弹纵向运动的微分方程如下^[12]

$$\left. \begin{aligned} \ddot{\alpha} + a_1 \dot{\alpha} + a_2 \alpha + a_3 \delta_z &= 0 \\ \dot{\theta} - a_4 \alpha - a_5 \delta_z &= 0 \\ \vartheta - \theta - \alpha &= 0 \end{aligned} \right\} \quad (17)$$

式中：\$\alpha\$、\$\vartheta\$、\$\dot{\alpha}\$ 分别表示导弹的攻角、俯仰角及俯仰角速率；\$\theta\$ 为弹道倾角；\$\delta_z\$ 为升降舵的舵偏角；\$a_1 \sim a_5\$ 为导弹的飞行气动参数，在给定的飞行条件下为常值，它反映了在特定飞行条件下弹体的特性。

将式(17)转化成状态空间的表达形式，若取 \$\alpha\$、\$\dot{\alpha}\$ 为状态变量，则状态方程为

$$\begin{bmatrix} \ddot{\alpha} \\ \dot{\alpha} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -a_1 & -a_2 \\ 1 & -a_4 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\alpha} \\ \alpha \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -a_3 \\ -a_5 \end{bmatrix} \delta_z \quad (18)$$

根据导弹控制系统反馈的要求，选择 \$a_y\$、\$\alpha\$、\$\dot{\alpha}\$ 作为输出变量，\$\delta_z\$ 为输入变量，\$a_y\$ 是导弹的纵向加速度或称纵向过载，系统的输出方程为

$$\begin{bmatrix} a_y \\ \dot{\alpha} \\ \alpha \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & \omega_4 \\ 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\alpha} \\ \alpha \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \omega_5 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \delta_z \quad (19)$$

对式(18)、式(19)进行拉氏变换，求解得到系统的输入输出关系为

$$\begin{bmatrix} a_y \\ \dot{\alpha} \\ \alpha \end{bmatrix} = \frac{1}{(s^2 + (a_1 + a_4)s + a_2 + a_1 a_4)} \cdot \begin{bmatrix} v[a_5 s^2 + a_1 a_5 s - (a_3 a_4 - a_2 a_5)] \\ -a_3 s - (a_3 a_4 - a_2 a_5) \\ -a_5 s - (a_1 a_5 + a_3) \end{bmatrix} \delta_z \quad (20)$$

一般情况下，与其他气动参数相比 \$a_5\$ 很小，因此在初步设计导弹控制系统时，为了简化模型往往忽略 \$a_5\$ 的部分影响，可得进一步简化的模型为

$$\begin{bmatrix} a_y \\ \dot{\alpha} \\ \alpha \end{bmatrix} = \frac{1}{(s^2 + (a_1 + a_4)s + a_2 + a_1 a_4)} \cdot \begin{bmatrix} -v(a_3 a_4 - a_2 a_5) \\ -a_3 s - (a_3 a_4 - a_2 a_5) \\ -a_3 \end{bmatrix} \delta_z \quad (21)$$

2.2 基于 CDM 的多项式控制器设计

某型空空导弹在高度 \$H=0\$、飞行马赫数 \$Ma=1.2\$ 处的气动参数值为：\$a_1=6.5\$，\$a_2=140\$，\$a_3=-350\$，\$a_4=3.5\$，\$a_5=-1.0\$。在这些气动参数下设计基于 CDM 的空空导弹控制器，为了分析和确定控制器的基本结构，将这些气动参数带入式(21)，可得导弹弹体的输入输出关系为

$$\begin{bmatrix} a_y \\ \dot{\alpha} \\ \alpha \end{bmatrix} = \frac{1}{s^2 + 10s + 163} \begin{bmatrix} 442 \ 680 \\ 350s + 1 \ 085 \\ 350 \end{bmatrix} \delta_z \quad (22)$$

弹体开环的特征多项式为

$$P_0(s) = s^2 + 10s + 163$$

如图3所示，根据系数图和 CDM 的理论，\$P_0(s)\$ 的一阶系数太小，常数项略大，为了达到控制系统的期望性能，需要引入反馈使这2个系数得到修正。比较 \$a_y\$、\$\dot{\alpha}\$、\$\alpha\$ 与输入 \$\delta_z\$ 的关系，以及易测量性，选择 \$a_y\$、\$\dot{\alpha}\$ 为反馈变量。

在进行初步设计时为了简化设计过程，忽略了舵机、结构滤波器和加速度计安装位置的影响。由式(5)、式(6)可得系统闭环特征多项式为

$$P(s) = s(s^2 + 10s + 163) + (k_2 s + k_1)(350s + 1 \ 085) + k_0 442 \ 680 \quad (23)$$

可见，特征多项式是三阶系统，稳定性指数 \$\gamma_1\$、\$\gamma_2\$ 可以按照标准型来选取，即 \$\gamma_1=2.5\$，\$\gamma_2=2\$。若导弹控制系统要求阶跃响应调整时间为 \$0.35\text{ s}\$，根据调整时间一般为 \$2.5\tau \sim 3\tau\$ 的关系，可将等效时间常数先确定为 \$0.13\text{ s}\$。由式(12)得到

$$P(s) = b_0(s^3 + 38.46s^2 + 739.65s + 5 \ 689.6) \quad (24)$$

联立求解式(23)、式(24),得到的控制器参数为 $k_0=0.009, k_1=1.55, k_2=0.081, m_0=0.0128$, 其中系统稳态增益为 1 时可求得 m_0 。由式(23)在图 4 中绘制了 $P(s)$ 的各组成部分,相对开环特征多项式 $P_0(s)$, $P(s)$ 的曲线凸度增加了,曲线的倾斜度也比较大,因此达到了预期的控制效果。

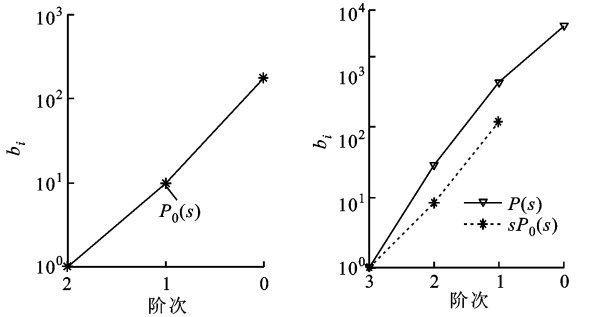
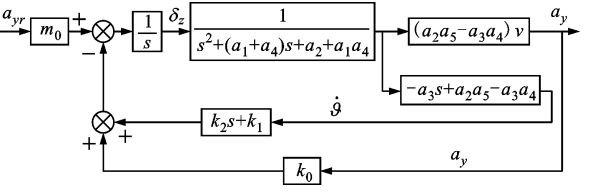


图 3 $P_0(s)$ 的系数图 图 4 加入控制器的系数图

按照图 5 所示的控制系统结构,建立了 Matlab/Simulink 仿真模型,将上述控制器参数带入模型中,来验证导弹控制器的性能。如图 6 所示,响应的调整时间为 0.35 s,而且几乎没有超调量,因此符合设计要求。在图 6 中,当弹体模型参数向上浮动时系统响应加快,上升时间变短,因有 10% 的超调量,所以系统最后仍然能够在 0.35 s 左右达到稳定状态。当弹体模型参数向下浮动时系统响应变慢,上升时间变长,但系统完全没有超调量,最后也能够 在 0.35 s 到达稳态。因此,图 6 中曲线的对比表明,在弹体模型参数变化很大时,基于 CDM 的控制系统依然能够获得很好的响应,所以对模型的不确定性具有很强的鲁棒性。



a_{yr} : 导弹纵向加速度参考输入值
图 5 导弹控制系统的结构框图

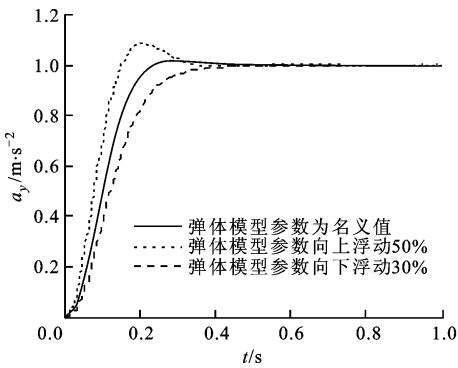


图 6 导弹控制系统的单位阶跃响应图

带宽限制。采用系数图表法设计控制系统时往往只考虑设计系统的闭环特征多项式,而对闭环系统分子项的影响考虑较少,因此导致标准型设计的系统性能不佳。

如果考虑工程实际问题的影响,则会导致系统模型比较复杂,此时 γ_i 若仍然采用标准型,控制系统往往不能得到满意的性能。关于 γ_i 的选取,Manabe 及 Hamamci 等人在相关文章^[8-11,13]中没有深入讨论,因此本文结合遗传算法的参数寻优功能来确定最优的 γ_i 和 τ 。

3.2 评价函数的确定及优化结果

空空导弹控制器性能的评价指标主要分为时域和频域指标。时域指标主要包括超调量、稳态误差、上升时间和调整时间;频域指标主要包括开环幅值穿越频率、幅值裕度和相位裕度。

时域指标和频域指标需要根据具体控制要求和工程实践经验确定。根据导弹对控制器阶跃响应的快速性和稳定性要求,可以确定相应的时域指标。根据对系统鲁棒性的要求,可以确定幅值裕度、相位裕度。根据工程实践经验,系统开环截止频率即系统的带宽一般选在舵机带宽的 1/3~1/5 之间,本文选用的舵机带宽为 200 rad/s,因此选择系统开环截止频率为 50 rad/s。各指标的期望值和相应的优化权重值如表 1 所示。

表 1 各指标的期望值和相应的优化权重值

指标	期望值	权重值
超调量 $P_s/\%$	5.00	1
上升时间 T_r/s	0.30	10
调整时间 T_s/s	0.35	20
幅值裕度 G_m/dB	6.00	5
相位裕度 $P_m/(^\circ)$	45.00	1
带宽 $W_c/\text{rad} \cdot \text{s}^{-1}$	50.00	1

3 基于遗传算法的参数优化

3.1 多项式控制器设计存在的问题

在导弹鲁棒控制器的设计中,考虑参数 a_5 的影响时,非最小相位零点出现在弹体模型中,如式(20)所示。由于舵机的带宽对导弹控制系统性能有很大的限制,因此设计导弹控制系统时必须考虑舵机的

通过使用 Matlab 中的遗传算法与直接搜索工具箱(GADS)来实现遗传算法的优化。在 GADS 中默认的是优化得到评价函数的最小值,因此根据表 1 可以确定遗传算法优化的评价函数,相应的函数值为 F 。遗传算法的优化流程如图 7 所示,以产生的随机初始种群开始进行优化,种群大小取为 100,

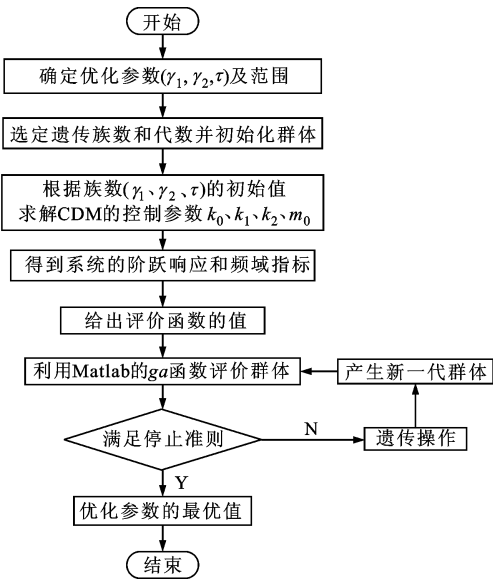


图 7 遗传算法优化的流程图

直到达到特定的终止条件,获得系统最优参数。本文所设定的最大遗传代数为 100,通过使用 Matlab 软件中的 ga 函数对系统设计参数进行遗传算法的优化选择,优化结果如表 2 所示。在表 2 中,数字 1~6 分别表示选定的 6 个弹道特征点, a_2 、 a_3 是对应点处的气动参数, γ_1 、 γ_2 和 τ 是每个特征点处经过遗传算法优化后的设计参数。

表 2 各特征点处的气动参数和优化结果

特征点	H/km	Ma	a_2	a_3	γ_1	γ_2	τ/s
1	5	4.8	429	-820	2.38	3.0	0.106
2	5	2.4	-32	-507	2.58	2.57	0.127
3	5	1.2	96	-274	3.39	1.57	0.124
4	10	4.8	235	-465	2.41	2.4	0.109
5	10	2.4	-13	-233	2.37	2.27	0.118
6	10	1.2	54	-114	4.0	1.06	0.143

4 仿真实验研究

利用 Matlab 软件进行系统的仿真实验,建立导弹控制系统的 Matlab/Simulink 仿真模型,进行数值仿真实验,验证基于 CDM 的控制器性能,并且比较

CDM 标准型和经过遗传算法优化的系统性能。

4.1 仿真实验结果

在表 2 中给出的 6 个弹道特征点处,分别按照 CDM 标准型取 $\gamma_1=2.5$, $\gamma_2=2$ 。考虑系统的调整时间(0.35 s)要求以及工程实际问题的影响,取 $\tau=1$ 进行控制参数的设计,得到标准型的控制器。同时,经过遗传算法优化设计参数 γ_1 、 γ_2 和 τ ,利用相同的方法进行控制参数设计,得到优化后的控制器。仿真实验中,在各个特征点处分别比较 CDM 标准型和经过遗传算法优化的系统性能。在 6 个特征点气动参数下,对应的系统响应指标如表 3 所示。

表 3 优化前后系统响应指标的对比

控制器类型	P_s /%	T_r /s	T_s /s	G_m /dB	P_m /(°)	W_c /rad·s ⁻¹	F
标准 1	2.1	0.21	0.35	11.20	50.6	50.5	0.23
优化 1	2.7	0.23	0.35	8.24	45.0	67.0	0.19
标准 2	1.9	0.20	0.25	9.86	40.2	50.1	5.09
优化 2	1.0	0.30	0.36	10.10	45.0	50.0	0.61
标准 3	11.0	0.19	0.42	7.34	42.3	69.6	4.71
优化 3	2.2	0.26	0.36	9.10	45.0	57.2	0.43
标准 4	2.6	0.20	0.29	9.72	42.8	53.7	2.44
优化 4	3.0	0.23	0.35	9.51	45.0	55.7	0.18
标准 5	5.3	0.19	0.35	8.38	39.9	58.9	5.16
优化 5	4.7	0.23	0.41	10.00	45.1	49.9	1.32
标准 6	22.0	0.20	0.71	4.21	28.5	97.8	34.30
优化 6	5.0	0.26	0.49	9.85	47.9	52.4	2.78

注:1~6 表示弹道特征点。

4.2 实验结果分析

在表 2 中, a_2 为导弹的静稳定动力系数,用来表征弹体的静稳定度,其值为负时表示弹体为静不稳定。 a_3 表征弹体的舵面动力系数,弹体飞行的越高、速度越小,则 a_3 的值越小,且 a_3 为负值时表示导弹为鸭式结构。表 3 中的标准表示采用 Manabe 标准型设计的控制器所对应的系统响应性能,优化表示经过遗传算法优化控制器的控制系统性能。从表 3 中可以看出,经过优化的控制器系统能够获得更好的时域和频域性能,尤其是在特征点 3 和 6 处 CDM 标准型的控制效果比较差,具有过大的超调量,幅值相位裕度不足,其阶跃响应如图 8、图 9 所示。经过优化的控制器能够克服过大超调量,得到足够的幅值、相位裕度,具有更好的鲁棒性。在其他特征点 CDM 标准型的性能与优化后的系统相差不大,但总体上经过遗传算法优化后的系统能够获得更好的综合性能。

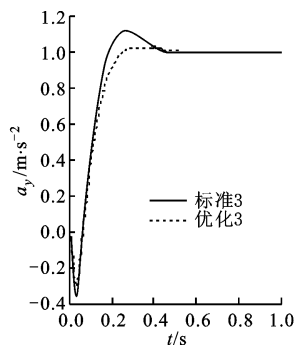


图 8 控制器在特征点
3 处的响应曲线

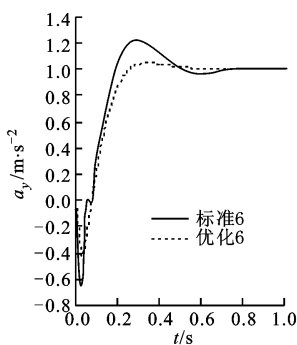


图 9 控制器在特征点
6 处的响应曲线

5 结 论

本文结合系数图多项式基本原理和导弹动力学特性,设计了一种基于系数图表法的空空导弹控制器,获得的控制器结构简单,参数容易求解。考虑导弹控制工程应用中的实际问题,根据遗传算法提出了系数图多项式鲁棒控制器参数的优化设计方法,克服了传统系数图表法求解控制器参数的不足。

仿真实验结果表明,利用传统系数图表法设计的控制系统能够获得较好的控制效果,而且具有较好的鲁棒性。但是,在高空低速(动压较小)的飞行条件下,或者控制静不稳定弹体时,传统系数图表法设计的控制器有时不能得到满意的性能,但通过优化后的系数图控制系统能取得很好的综合性能。因此,本文设计的方法适应于空空导弹飞行控制,而且所设计的控制系统结构简单、响应快速、鲁棒性好,在其他机电系统控制中也具有较好的应用前景。

参考文献:

- [1] 范军芳,林德福.两回路自动驾驶仪设计与分析[J].系统工程与电子技术,2008,30(12):2447-2450.
FAN Junfang, LIN Defu. Design and analysis of a two-loop autopilot [J]. Systems Engineering and Electronics, 2008, 30(12): 2447-2450.
- [2] 王娟利,祁载康.三回路自动驾驶仪特点分析[J].北京理工大学学报,2006,26(3):239-243.
WANG Juanli, QI Zaikang. Analysis of a three-loop autopilot [J]. Transactions of Beijing Institute of Technology, 2006, 26(3): 239-243.
- [3] 朱敬举,祁载康.三回路驾驶仪的极点配置方法设计[J].弹箭与制导学报,2007,27(4):8-12.

- ZHU Jingju, QI Zaikang. Pole assignment method for three-loop autopilot design [J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2007, 27(4): 8-12.
- [4] LIN Defu. Analysis and improvement of missile three-loop autopilots [J]. Journal of Systems Engineering and Electronics, 2009, 20(4): 844-851.
- [5] 林德福.战术导弹自动驾驶仪设计与制导律分析[M].北京:北京理工大学出版社,2012:35-70.
- [6] FRING J P, DUC G, BONNET J P. Robust autopilot for a flexible missile: loop-shaping H_∞ design and real μ -analysis [J]. International Journal of Robust and Nonlinear Control, 1998, 8(2): 129-153.
- [7] MANABE S, KIM Y C. Recent development of coefficient diagram method [C]// Proceedings of 3rd Asian Control Conference. Gyeonggi-do, Korea: ASSC, 2000: 2055-2060.
- [8] HAMAMCI S E, KOKSAL M. Robust control of a DC motor by coefficient diagram method [J]. International Journal of Control Automation and Systems, 2007, 5(3): 324-328.
- [9] MANABE S. Application of coefficient diagram method to dual-control-surface missile [C]// Proceedings of 15th IFAC Symposium on Automatic Control in Aerospace. Vienna, Austria: IFAC, 2001: 499-504.
- [10] HIROKAWA R, SATO K. Autopilot design for a missile with reaction-jet using coefficient diagram method [C]// AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. Montreal, Canada: AIAA, 2001: 739-746.
- [11] MANABE S. Application of coefficient diagram method to MIMO design in aerospace [C]// Proceedings of the 15th IFAC Symposium on Triennial World Congress. Vienna, Austria: IFAC, 2002: 40-46.
- [12] 徐俊,曹军义,曹秉刚,等.空空导弹分数阶三回路自动驾驶仪的分析与参数优化[J].西安交通大学学报,2011,45(12):33-38.
XU Jun, CAO Junyi, CAO Binggang, et al. Fractional three-loop autopilot of air-to-air missile with parameter optimization [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2011, 45(12): 33-38.
- [13] MA Chengbin, CAO Junyi, QIAO Yue. Polynomial method based design of low-order controllers for two-mass systems [J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2013, 60(3): 969-978.

(编辑 管咏梅)