

多用途靶弹控制系统设计*

杨选春, 孙亮, 卢鸿力

(95948部队, 兰州 732750)

摘要: 研究了一类多用途靶弹控制系统的设计问题。提出并比较了经典、自适应和智能等三类控制方案的特点以及控制效果。控制方案参数的优化方法采用改进的单纯形法, 软件设计采用 Matlab 和 Fortran 语言混合编程方法。结果表明: 寻优软件简单、适用; 自适应和智能控制方案对大空域的适应性好, 但实际应用复杂且成本高; 经典控制方案对大空域的适应性较差, 但通过人工调整后能满足要求。

关键词: 多用途靶弹; 控制系统设计; 控制方案; 参数优化; 混合编程

中图分类号: TJ765.2 文献标志码: A

Design of Multipurpose Target Control System

YANG Xuanchun, SUN Liang, LU Hongli

(No. 95948 Unit, Lanzhou 732750, China)

Abstract: The design of multipurpose target control system was studied; the characteristics and control effect of classical, adaptive and intelligent control schemes were introduced and compared. The modified simplex method was used for parameter optimization for the control scheme while the mixed programming method of the Matlab and Fortran languages were used for software design. The results prove that the optimization software is simple and applicable, the adaptive and intelligent control schemes are well adaptable to large airspace, but complicated and costly, the classical control scheme is poorly adaptable to large airspace, but can meet the requirement after manual adjustment.

Keywords: multipurpose target; control system design; control scheme; parameter optimization; mixed programming

0 引言

多用途靶弹在地空导弹靶场试验与鉴定中具有重要的地位。它的使用贯穿于地空导弹武器系统研制、定型、批抽检和装备鉴定的全过程。靶弹是靶机的一种, 是在几乎全程飞行路线和制导状态下, 一种机上无人、借助空气动力的飞行器^[1]。随着防空武器性能的大幅度提高, 靶场武器系统的试验鉴定特别要求一种靶弹具有多种用途, 既能仿高空高速飞机, 又能仿中低空高速飞机以及仿低空、超低空巡航导弹。文中研究了儿种典型控制系统的控制策略, 分析了控制特点和效果, 作为工程应用的参考和借鉴。

1 靶弹的自动驾驶仪数学模型

自动驾驶仪一般由惯性器件、控制电路和舵

系统组成。它通常通过操纵导弹的空气动力面(和/或推力矢量)控制导弹的空间运动^[2]。自动驾驶仪方块图如图1所示^[3]。

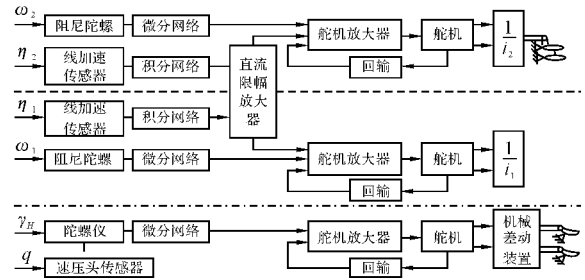


图1 导弹三通道自动驾驶仪方块图

靶弹一般都是由无控火箭弹或导弹改装而成。对于无控火箭弹, 要加装具有俯仰、偏航和滚动三通道的自动驾驶仪; 对于导弹, 则保留原三通道自动驾驶仪, 并去掉原导弹的战斗部、无线电控制仪等部分。自动驾驶仪有一个重要特点, 是它的动力学特性随着飞行速度、飞行高度、

* 收稿日期: 2009-01-11

作者简介: 杨选春(1963-), 男, 湖北京山人, 高级工程师, 硕士, 研究方向: 武器系统总体试验与鉴定。

弹体质心和压力中心等多种因数的变化而变化。这就给靶弹控制系统设计带来很大困难,一方面是控制对象的动力学特性变化,另一方面是指标要求靶弹的使用必须适应大的空域。

2 控制系统设计

2.1 弹道要求

随着地空导弹新技术的应用,其性能不断提高,要求试验鉴定使用的靶弹具有超低空巡航、高空高速、中空变弹道的飞行性能,如图 2~图 4 所示。

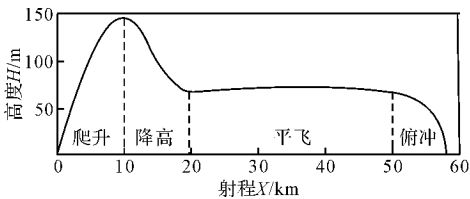


图 2 靶弹超低空巡航弹道

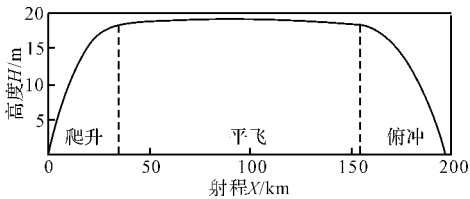


图 3 靶弹高空高速弹道

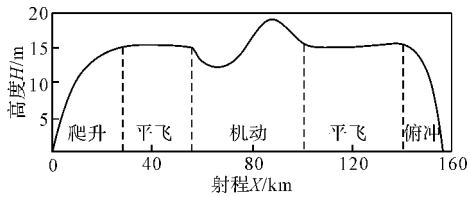


图 4 靶弹中空变弹道

其中超低空巡航弹道的高度为 50~100m,速度为 0.8~0.90Ma,平飞段距离大于 30km,平飞时间大于 50s。

高空高速弹道的高度为 16~18km,速度为 3~4Ma,平飞段距离大于 100km,平飞时间大于 120s。

中空变弹道的高度为 13~14km,速度为 2~3Ma,平飞段距离和机动距离大于 80km,平飞时间大于 100s。

2.2 控制系统设计

2.2.1 经典控制

2.2.1.1 PID 控制

1) 超低空巡航弹道

对于某型导弹改装的靶弹,以最低发射角 θ_F 发射,5s 起控时接通高度控制回路。控制系统结构图如图 5 所示。

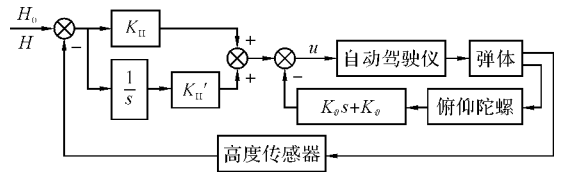


图 5 PID 高度控制系统结构图

输入自动驾驶仪的控制指令为:

$$u_{11} = K_H(H - H_0) + K_g\dot{\theta} + K_g\ddot{\theta} + K'_H \int H dt \quad (1)$$

对于无控火箭弹改装的靶弹,以最低发射角 θ_F 发射后,用程序控制指令 u_k 控制,平飞时再接通高度控制回路。程序控制指令 u_k 为:

$$u_k = \frac{H_0}{1 + ae^{-t}} \quad (2)$$

式中: H 为预定的平飞高度, a 影响靶弹爬升到预定平飞高度的时间,取 a 为 0.5~5。

2) 高空高速弹道

对于无控火箭弹或某型导弹改装的靶弹,以适当的发射角 θ_F 发射,爬升段为先定角爬升后以固定指令转弯,平飞段接通高度控制回路。输入自动驾驶仪的控制指令为:

$$u_{12} = K_g\theta \quad t_0 < t < t_1 \quad (3)$$

$$u_{12} = u_k \quad t_1 < t < t_2 \quad (4)$$

$$u_{12} = K_H(H - H_0) + K_g\dot{\theta} + K_g\ddot{\theta} + K'_H \int H dt \quad t_2 < t < t_3 \quad (5)$$

式中: K_g 和 u_k 影响靶弹爬升到预定高度的时间,取 K_g 为 90~200, u_k 为 1.0~2.5。

3) 中空变弹道控制规律

对于无控火箭弹或某型导弹改装的靶弹,爬升段与 2) 相同,只是靶弹平飞时在 $t_1 \sim t_2$ 增加低头 u_D 和在 $t_2 \sim t_3$ 增加抬头指令 u_T 。

$$u = u_D \quad t_1 < t < t_2 \quad (6)$$

$$u = u_T \quad t_2 < t < t_3 \quad (7)$$

从上述 1)、2) 和 3) 控制方案可以看出,在接通高度控制回路前靶弹爬升时处于开环控制,容易受到外界条件的影响,如靶弹因批次和温度不同导致推力不同带来的速度变化,以及阵风干扰,使得靶弹冲得太高或爬升缓慢,接通高度控

制回路的时间不是最佳,给高度控制系统调整靶弹到预定的高度增加一定的困难。并且一组控制参数只适应较小范围的预定高度,无法适应大空域的要求。

2.2.1.2 准 PID 控制

在无控火箭弹或原装导弹上加装数字电路板和捷联惯性导航测量装置。数字电路板给出预定弹道的 3 个位置坐标,捷联惯性导航测量装置实时测出靶弹的 3 个位置坐标。靶弹以适当的发射角 θ_F 发射后,在 5s 时接通高度、俯仰和偏航控制回路,实时测出的靶弹 3 个位置坐标与预定弹道的 3 个位置坐标相比较,其误差信号经过控制器形成控制指令,对靶弹的 3 个方向 X、Y、Z 进行实时控制,来控制靶弹按预定弹道飞行。高度控制系统结构图如图 6 所示。

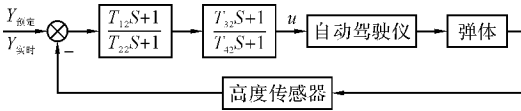


图 6 准 PID 高度控制系统结构

输入自动驾驶仪的控制指令为:

$$u_x = \frac{T_{11}S+1}{T_{21}S+1} \cdot \frac{T_{31}S+1}{T_{41}S+1} \cdot K_H(X_{\text{预定}} - X_{\text{实时}}) \quad (8)$$

$$u_y = \frac{T_{12}S+1}{T_{22}S+1} \cdot \frac{T_{32}S+1}{T_{42}S+1} \cdot K_H(Y_{\text{预定}} - Y_{\text{实时}}) \quad (9)$$

$$u_z = \frac{T_{13}S+1}{T_{23}S+1} \cdot \frac{T_{33}S+1}{T_{43}S+1} \cdot K_H(Z_{\text{预定}} - Z_{\text{实时}}) \quad (10)$$

此类控制方案使靶弹始终处于控制状态,可以有效克服飞行过程中的各种干扰。但是,一组控制参数只适应较小范围的预定弹道,无法适应大空域的要求。

2.2.2 自适应控制

由于对 X 方向和 Z 方向的控制精度要求不高,因此,在设计控制器时只考虑 Y 方向(高度)的控制器对大空域的适应性。

2.2.2.1 变结构控制

2.2.1.2 中的靶弹准 PID 控制方案可以采用变结构控制,即将原来准 PID 改为变结构控制器。

根据滑动控制理论^[4],为实现变结构控制,

选择切换函数为:

$$v = cx_1 + x_2 \quad (11)$$

其中:

$$x_1 = Y_{\text{预定}} - Y_{\text{实时}}$$

$$x_2 = \frac{d(Y_{\text{预定}} - Y_{\text{实时}})}{dt}$$

取输入自动驾驶仪的控制策略为:

$$u = -k_1x_1 - k_2x_2 \quad (12)$$

确定 $c = 0.5, k_1 = 1.0, k_2 = -0.15$ 。

为了削弱抖动,光滑处理后的控制策略为:

$$u = -k_1x_1 - k_2x_2 + \epsilon \frac{x_2}{|x_2| + \delta} \quad (13)$$

变结构控制方案实现比较简单,对导弹的参数变化有较好的适应能力,能适应较大空域的变化。但控制指令的频繁切换即使经过光滑处理也会使弹道波动,达不到设计指标要求。如果采用模糊与变结构相结合的控制方案,可以基本消除弹道波动,但适应较大空域的模糊规则较难选取。

2.2.2.2 模糊自适应整定 PID 控制

模糊自适应 PID 控制以误差 $e = Y_{\text{预定}} - Y_{\text{实时}}$ 和误差变化 $e_c = \frac{d(Y_{\text{预定}} - Y_{\text{实时}})}{dt}$ 作为输入,根据模糊控制规则对 3 个参数 k_p, k_i, k_d 进行在线修改,以满足不同 e 和 e_c 时对控制参数的不同要求,而使靶弹具有良好的动、静态性能。模糊自适应 PID 控制器如图 7 所示。

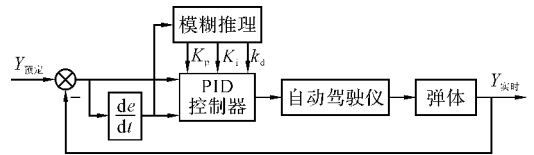


图 7 模糊自适应 PID 控制器结构图

此类控制方案由于是在靶弹控制过程中不断检测 e 和 e_c ,又利用模糊控制规则不断修改 PID 参数,因此,能适应靶弹较大空域的变化。但模糊控制规则是核心,必须根据专家知识和实际操作经验精心设计得到。

2.2.3 智能控制

2.2.3.1 模糊-线性复合控制器

模糊-线性复合控制器以高度误差 e 通过模糊控制形成控制电压 u_1 ,同时以高度误差 e 通过线性控制形成控制电压 u_2 ,以一定的比例因子 α

合成总的控制电压 U_y ，通过执行机构控制靶弹按预定高度飞行，其中比例因子 α 可调。模糊-线性复合控制器如图 8 所示^[6]。

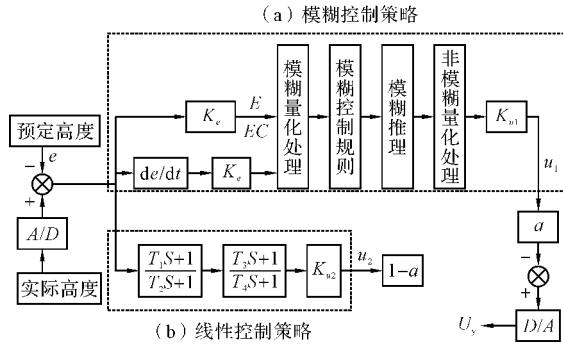


图 8 模糊-线性复合控制器结构图

此类控制方案综合了模糊与线性控制的优点，既对靶弹的速度和高度等参数的变化有较强的适应能力，又从原理上克服了模糊控制在误差极小情况下的自激震荡。

2.2.3.2 CMAC-可变参数 PID 复合控制

CMAC-可变参数 PID 控制器在系统开始运行时，以常规 PID 进行控制，通过 CMAC 的学习，使 PID 产生的输出控制量逐渐为零，CMAC 产生的输出控制量逐渐逼近控制器总输出^[5]。为了适应高、中、低不同空域，PID 控制器中的比例、微分和积分系数由计算机根据不同的高度段而确定一组参数。CMAC-可变参数 PID 复合控制器如图 9 所示。

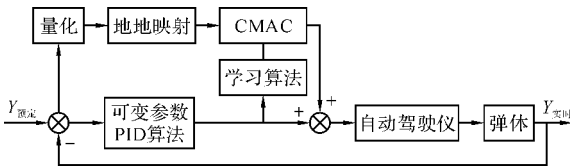


图 9 CMAC-可变参数 PID 复合控制器结构图

此类控制方案利用了 CMAC 的泛化能力，同时由计算机给出不同高度段的 PID 参数，使控制器增强了大空域的适应能力。

从以上控制系统设计可以看出：经典控制比较简单，对应于某一预定高度，控制参数优化后就不再改变。工程实现时，需用小容量的单板和简易的惯测装置，成本较低；自适应控制复杂一些，需要根据控制系统的参数变化不断调整控制参数。因此，工程实现时，需用小型计算机和精度较高的惯测装置，成本较高；智能控制需要 PID 和模糊(或 CMAC)两路信号，相应的工程

实现时也需要两路硬件结构，其中需要大容量的弹上计算机和高精度的惯测装置，大大增加了成本。

3 仿真及应用

3.1 软件设计

3.1.1 总体思路

整个软件分主程序和子程序。主程序是单纯形法优化程序，用 Matlab 语言编写。子程序一部分是目标函数值计算和迭代；另一部分是全弹道计算程序，其中，控制器部分用 Matlab 语言编写，制导控制系统部分用 Fortran 语言编写，并保留数据和干扰的输入接口；控制器部分的 Matlab 程序与 Fortran 程序之间用接口程序连接，实现数据的每一步准确传递。单纯形法优化软件设计结构图如图 10 所示。

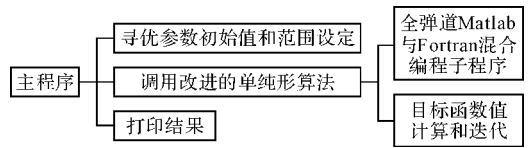


图 10 单纯形法优化软件设计结构图

3.1.2 程序设计

3.1.2.1 全弹道计算程序设计

全弹道 Matlab 与 Fortran 混合编程子程序如图 11 所示。

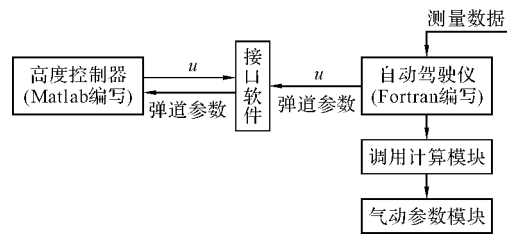


图 11 全弹道 Matlab 与 Fortran 混合编程子程序示意图

a. Matlab 软件完成控制器、部分干扰模型以及图形绘制、界面等辅助部分的设计功能。

b. Fortran 语言设计软件完成自动驾驶仪以及大部分干扰模型等微分方程的设计功能。导弹弹道程序采用模块化设计。

c. 接口软件设计。

Matlab 调用 Fortran 语言编写的算法例程是通过 MEX 文件接口来实现的。

3.1.2.2 优化计算程序设计

①改进的单纯形法

改进的单纯形法,其初始单纯形的形成与单纯形法相同,其迭代过程由下面 4 种运算组成^[8]:

- a. 反射. 利用反射原理求新点坐标,取反射系数为 1.3。
- b. 延伸. 反射成功后再往前走一些,取延伸系数为 1.8。
- c. 收缩. 反射失败时收缩,取收缩系数为 0.5。
- d. 压缩. 反射和收缩均失败时才进行压缩,将所有向量 $(x^{(k)} - x^{(l)})$ (点 $x^{(l)}$ 不动)缩小一半。

② 优化目标函数的选取

$$F = t_r + C_1(M_p - 0.001)^2 + C_2(YE - YE_0)^2 \quad (14)$$

式中: M_p 为超调量; t_r 为上升时间; YE_0 为平飞高度;阀系数 $C_1 = 100, C_2 = 800$ 。

虽然改进的单纯形法程序比较简单,适用性较广,但设计变量的增多和约束条件的复杂化,使得计算效率显著下降。工程应用时先试算几条典型弹道,给出寻优控制方案参数的大致范围,再启动寻优软件,可以大大提高寻优的速度和效率。此外,在优化计算程序中,设计变量的真值与标准值还要进行必要的转换。

3.2 典型弹道的仿真

选取几种典型控制方案寻优参数并进行不同条件下的弹道仿真,如图 12~图 15 所示。经典的 PID 控制在推力(速度)变化以及高度(空域)变化的条件下,适应性较差,而模糊-线性复合控制和 CMAC-可变参数 PID 复合控制对速度和空域变化的适应性较强。

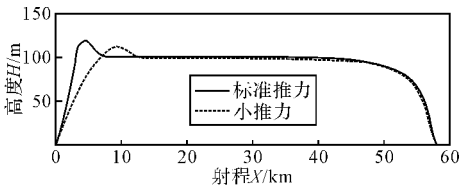


图 12 超低空巡航弹道 PID(u11)

3.3 应用

3.3.1 实例一

将某型导弹去掉前翼和战斗部,加装控制组合。控制组合是控制的核心部分,内含控制程序的单板机,控制方案采用经典的 PID 控制。控制

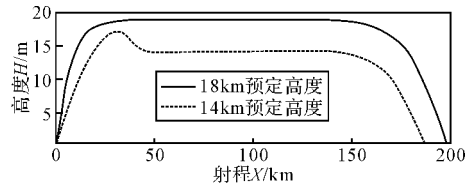


图 13 高空高速弹道 PID(u12)

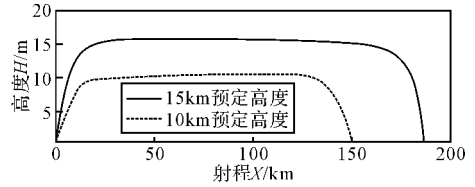


图 14 高空高速弹道模糊-线性复合控制

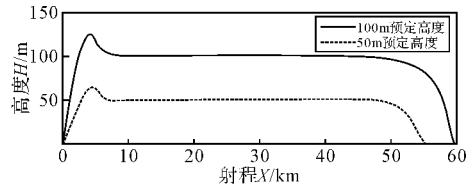


图 15 低空弹道 CMAC-可变参数 PID 控制

程序中接通固定指令的时间和大小、接通高度控制回路的时间和大小,高度控制回路的控制参数均由仿真得到,一组控制参数对应一个预定高度。为了满足不同的预定高度要求,又要简化设备、降低成本,工程上是这样来处理的,即需要哪一条预定高度的弹道,就在单板机中写入哪一条的控制程序。这个工作在靶弹测试后和发射前完成。

3.3.2 实例二

将某型无控火箭弹改装成靶弹,去掉旋转发动机,加装巡航发动机,加装捷联惯性导航测量装置、三通道自动驾驶仪,靶弹前部加装鸭式空气舵面。控制方案采用 CMAC-可变参数 PID 复合控制,用小型计算机实现。为了保证控制精度,低空或超低空、中空这两者的控制参数是不一样的,小型计算机中的软件可根据预定高度选定某一组控制参数。

实例一、二的实际飞行试验结果与仿真结果几乎完全重合。通过人工调整单板机的控制程序,某型超期服役导弹改装成的靶弹,使用空域为 12~18 km;通过小型计算机中的软件调整控制程序,某型无控火箭弹改装成的靶弹,使用空域为 0.1~10 km。

视场同样由线性区、双解区、盲区和非线性区等 4 种区域组成。

图 10 四元探测器瞬时视场图

文中对 L 型探测器瞬时视场做了较为深入、完整的分析与阐述,根据分析结果,在设计探测器时可以采取适当的措施消除或减少某些不利

(上接第 89 页)

4 结 语

靶弹设计虽然不如地空导弹因精度要求高使得设计非常复杂,但设计面对的对象——导弹弹体同样具有非线性、时变的特点。随着对靶弹弹道性能越来越高的要求,必须考虑所设计的控制器能适应大空域、速度的变化,能适应不同弹道的要求。文中介绍的几种典型方法就是兼顾到这些要求。从仿真计算和实际飞行结果来看,经典控制只能满足某一特定空域或较小空域的弹道要求,而自适应、智能控制则基本上能满足高、中、低大空域的弹道要求。工程应用中大多采用经典控制组合,既能节省经费,又能满足试验要求。

参考文献:

[1] 刘从军,宗有德,张志鸿,等.防空兵器靶标[M].

区域的影响,以提高红外导引头的跟踪能力。

参考文献:

- [1] 杨宜禾,岳敏,周维真.红外系统[M].二版.北京:国防工业出版社,1995.
- [2] 郑志伟.空空导弹红外导引系统设计[M].北京:国防工业出版社,2007.
- [3] Hudson R D. Infrared system engineering[M]. New York:John Wiley & Sons,1969.
- [4] 路学荣.红外多元空空指导系统的研究[J].红外技术,1994,16(1):11-14.
- [5] GUO Ying-hui,QI Zai-kang. Estimation of IFOV of rosette scan system[J]. Journal of Beijing Institute of Technology,2000,9(3):302-306.
- [6] New W L,Tan M H. New method for detection of dim point target in infrared images[C]// SPIE, 3809:141-150.
- [7] 张平.二元非成像导引头视场仿真及相关技术探讨[J].航空兵器,2000(3):5-9.
- [8] 薛定宇,陈阳泉.基于 MATLAB/Simulink 的系统仿真技术与应用[M].北京:清华大学出版社,2002.

北京:航空工业出版社,1997.

- [2] 程云龙.防空导弹自动驾驶仪设计[M].北京:宇航出版社,1993.
- [3] 程国采.战术导弹导引方法[M].北京:国防工业出版社,1996.
- [4] 刘兴堂.应用自适应控制[M].西安:西北工业大学出版社,2003.
- [5] 刘金琨.先进 PID 控制——Matlab 仿真[M].二版.北京:电子工业出版社,2004.
- [6] 杨选春,蔡金国,杨艳,等.一类非线性时变的靶弹高度模糊/线性复合控制系统设计[J].战术导弹控制技术,2006,54(3):34-36.
- [7] 飞思科技产品研发中心. MATLAB 6.5 应用接口编程[M].北京:电子工业出版社,2003.
- [8] 郭云芳.计算机仿真技术[M].北京:北京航空航天大学出版社,1991.