

DOI:10.19651/j.cnki.emt.2107806

# 基于 MATLAB/Simulink 的飞机自动驾驶仪俯仰通道控制优化\*

华厚强 杜卓然

(中国民用航空飞行学院航空电子电气学院 广汉 618307)

**摘要:** 针对某型号民用飞机进行飞行控制自动驾驶仪中俯仰控制通道的模拟建模与控制优化仿真。对飞机自动驾驶仪俯仰控制通道进行模型建模,并对该通道模型系统进行设计改进。俯仰通道控制律的建模在 MATLAB 开发环境中完成,而系统的控制优化仿真是在 Simulink 开发界面中完成,涉及在 MATLAB 中对 C 语言函数的调用、对自动控制系统的搭建和在 Simulink 中对各个模块的调用。利用 PID 控制器和无纹波最少拍数字控制器对系统进行改进,前者对系统的稳定性、准确性以及物理可实现性进行改善,后者对系统的时间参数进行优化和改进,使其快速性提高。仿真结果表明,系统调节时间被控制在 1.1 s,超调量不多于 5%,稳态误差少于 1%,系统的物理可实现性、稳定性、准确性以及快速性都能满足基本要求,采用的方法直接、高效,且模型参数的计算精度也基本能满足要求。选择 MATLAB/Simulink 作为开发工具,有利于控制系统模型的搭建以及后续建模结构的开发,极大程度上降低控制器和系统控制优化仿真模型的开发难度,对基于更加自动化的驾驶仪和系统更深层次自检功能的深入开发应用提供了有力的技术支持和参考。

**关键词:** 自动驾驶仪;俯仰通道;控制优化;MATLAB;Simulink;PID 控制器;无纹波

**中图分类号:** V249 **文献标识码:** A **国家标准学科分类代码:** 510.8020

## Research on pitch channel control optimization of aircraft autopilot based on MATLAB/Simulink

Hua Houqiang Du Zhuoran

(Institute of Electronic and Electrical Engineering, Civil Aviation Flight University of China, Guanghan 618307, China)

**Abstract:** The simulation modeling and control optimization simulation of the pitch control channel in the flight control autopilot of a certain type of civil aircraft were carried out. The model of the pitch control channel of the aircraft autopilot was modeled, and the model system of the channel was improved. The modeling of the control law of the pitch channel was completed in the development environment of MATLAB, and the control optimization simulation of the system was completed in the development interface of Simulink, which involves the call of C language functions in MATLAB, the construction of the automatic control system and the call of each module in Simulink. The PID controller and the ripple-free minimum beat digital controller were used to improve the system, the former improves the stability, accuracy and physical realizability of the system, and the latter optimizes the time parameters of the system to make it faster. The simulation results show that the adjusting time of the system is controlled within 1.1 s, the overshoot is no more than 5%, the steady-state error is less than 1%, and the physical realizability, stability, accuracy and rapidity of the system can meet the basic requirements, the adopted method is direct and efficient, and the calculation precision of the model parameters can basically meet the requirements. Choosing MATLAB/Simulink as the development tool is conducive to the construction of the control system model and the subsequent development of the modeling structure, which greatly reduces the difficulty of the development of the controller and the optimal simulation models for the system control, and provides powerful technical support and reference for the further development and application of the deeper self-test function of the more automatic driving instruments and system.

**Keywords:** autopilot; pitch channel; control optimization; MATLAB; Simulink; PID controller; ripple-free

## 0 引言

随着整体经济的高速稳步发展,国内民航业逐步迎来

快速转型崛起的发展阶段,对操作和维护飞机的飞行员和维修人员的需求也呈现出递增的趋势。在实际飞行中,飞行员并不需要在飞机上进行太多操作,基本上只在起飞和

收稿日期:2021-09-07

\* 基金项目:中央高校教育教学改革专项基金项目(E2020014,E2020017)、民航教育人才项目(14002600100019J111)、民航局民航教育培训专项基金项目(14002600100017J172,14002600100017J175)、中国民航飞行学院科研基金面上项目(J2015-17)资助

降落等飞行关键阶段对飞机进行大量操作。在飞行的巡航阶段,可以依靠自动飞行控制系统来调整和监控飞机的姿态,其中自动驾驶尤为重要。自动驾驶仪(autopilot,AP)是自动飞行控制系统的重要组成部分之一,是按技术要求自动控制飞机的运动状态或者调整飞行器轨迹的自动化调节设备,其主要功能是维持飞机的姿态和辅助飞行员合理操纵飞机<sup>[1-2]</sup>。利用传感器来监测飞机的姿态,配合自动油门和偏航阻尼器来调整有利于飞行的飞机姿态。Airbus 和 Bus 系列飞机上使用的 AP 是具有自动控制功能的新一代代表性设备,可以与飞行管理计算机和飞行员进行交互,实现对飞机姿态的全面监测。AP 作为飞行员与机上信息交互的窗口,需要时刻与飞行员进行交互。当需要调整飞行姿态时,飞行员可以通过 AP 上的按钮进行选择。在飞机飞行的运动过程中,AP 的作用对飞机来说至关重要,飞机的安全运行离不开 AP。

目前虽然常规 AP 的结构和功能都比较固定,但对它的描述仍然不尽相同。研究的方法不同,得出的结果也有一定的区别。文献[3-6]研究了更高一级自动飞行控制系统的建模,涉及到控制面板,使用 MATLAB 中的图形用户界面(graphical user interface,GUI)面板去实现人机交互。文献[7-9]研究了自动驾驶仪测试系统,在民航维修方面,对于某个系统的测试和检修排故都是很重要的工作。现代飞机 AP 的发展趋势是向精度更高的、数字化和效率更高的智能化方向发展。本文在 MATLAB/Simulink 开发环境中对飞机 AP 俯仰通道进行模拟建模与系统的控制优化仿真。利用 PID 控制器和无纹波最少拍数字控制器对系统进行改进,以提高系统在物理可实现性、稳定性、准确性和快速性方面的性能要求。

## 1 自动驾驶仪概述

现代的 AP 是按照一定的控制律去更高效地自动控制飞机的装置。AP 的工作原理是模仿驾驶员的动作去改变飞机的姿态,它由传感器、微型计算机和作动机构组成。当飞机偏离原有的姿态时,传感器检测到飞机姿态的变化,微型计算机计算出舵的修正量,作动机构根据修正量将舵面调整和修正到所需的位置。

现代飞机 AP 的发展趋势是向精度更高的、数字化和效率更高的智能化方向发展。MATLAB 在对于 AP 的仿真与测试方面表现优异,AP 的精度以及效率都可以达到基本的设计要求。在民用飞行器方面,MATLAB 可以用于对民机的设计和改进,重点包括对 AP 的设计与仿真。

### 1.1 自动驾驶仪控制通道

根据 AP 能够控制飞机轴的数量,可以把 AP 分为单通道、双通道和三通道 AP。AP 有副翼、升降舵和方向舵 3 个控制通道,分别对应着横滚、俯仰和偏航控制通道。目前部分现代民航飞机只有俯仰和横滚两个控制通道,但是在实际计算过程中也要将飞机的偏航数据计算在内<sup>[10-12]</sup>。

在实际工作中,起主要控制作用的是 AP 的俯仰通道,横滚通道向俯仰通道提供飞机的坡度,以供俯仰通道进行升力的补偿,同时横滚通道也会提供坡度信号给偏航阻尼器,以便飞机实现无侧滑的转弯。

### 1.2 自动驾驶仪的类型

典型的飞机 AP 可分为角位移式和轨迹式两种,前者又可分为比例式、积分式、比例积分加阻尼式和比例积分微分(proportional integral derivative,PID)式,其中最常见的是 PID 式。PID 式 AP 综合了其他 AP 的优点,反应快且控制精准,易于实现,计算模型通用且高效。

角位移式 AP 的工作原理较简单,飞行器的整个运动姿态通过传感器测量之后,经过负反馈与参考值进行比较,输入一个差值,控制器按照一定的规律对差值进行计算,然后操纵飞机的舵面对飞机的姿态进行调整。输入量是俯仰角或者俯仰角速率的误差,而输出是经过比较之后的校正量。

轨迹式 AP 主要应用在无人机和军用武器方面,现代民航客机也有使用,但是可用性没有角位移式 AP 广泛。其工作原理是使飞行器跟踪飞行管理计算机或者制导系统中规定的航迹,系统的输入量是预先设定好的,也就是说,整个系统的参考值是设定好的轨迹,输出值是飞行器实时的轨迹,如果飞行器的轨迹有偏移,经过负反馈,计算机操纵制导装置使飞行器回到预定的轨迹。

## 2 自动驾驶仪模拟系统与仿真

### 2.1 系统总体设计

先考虑俯仰姿态的保持和模态控制律设计。飞机是围绕着横轴、纵轴和竖轴 3 轴在空中进行运动的,绕横轴的运动就叫作飞机的俯仰,由飞机的升降舵控制此过程。通常情况下,飞机只在平飞及短时间的爬升和下滑时,AP 的俯仰通道才会工作。主要的测量仪器是飞机上的姿态传感器,也就是姿态陀螺。在实际情况下,飞机的俯仰角会随着飞机姿态的变化而变化,在此状态下系统中的参考值不是定值。由于飞机在飞行过程中燃油的消耗,以及高度和大气环境的变化,飞机的姿态会随之改变。在此模式下,飞机本身俯仰姿态的保持反而不那么重要,但是在高度保持(ALT hold)和自动着陆(automatic landing)等其他模式下,对于整个飞机的姿态控制起着非常重要的作用。

俯仰控制模式的基本框图如图 1 所示,它是未标明具体参数的初始控制框图。由于在飞行时飞机的重量会减轻,为了避免可能会产生的过载现象,可加入一个高通滤波器以消除过载产生的误差。对于俯仰指令的输入,应当加入当前状态下飞机实时的俯仰角信号,可以对指令限幅,避免输入信号太大对系统的稳定性造成影响,减少系统的误差。在内环控制中加入俯仰角速率的负反馈,形成一个稳定的闭环系统,可以大幅提高内环系统的稳定性。

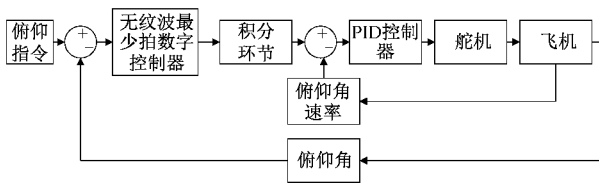


图 1 俯仰控制模式的基本框图

2.2 自动驾驶仪的控制率及建模

整个系统的外环可采用无纹波最少拍控制,内环可用 PID 控制。对于图 1,设积分环节的增益为 1,俯仰角的速度限制为无穷大,图 1 中所有的反馈都为负反馈,经过简单的化简,考虑到其物理可实现性,可以得到一个简化的具体控制律的框图,如图 2 所示。

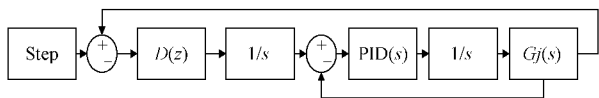


图 2 俯仰控制模式简化的具体控制律框图

在图 2 中,外环由于无纹波最少拍控制器  $G_s(s)$  的加入,使得整个系统的响应时间缩短,可使系统的误差降低和改善整个系统的动态响应;内环由于角速率反馈  $K_w$  的加入,使得内环的设计自由度更高以及可提供阻尼,提高了系统的稳定性。在实际设计时,由于时间原因,系统不可能完全按照飞机的飞行进程去运行,在此不妨选取飞机的某个短周期去模拟真实情况下的飞行状态。在内环中,对飞机俯仰角速率进行积分可得到飞机的俯仰角信号,并且由于飞机的俯仰运动在飞行过程中无时不在,俯仰角的变化也会引起升降舵舵面的变化。

以上是飞机俯仰模式下的控制律。但是一般的 AP 有 3 个通道,同时由于真实的系统传递函数会很复杂,也考虑到元件的真实性和可操作性,整个系统可简化为一个三阶的震荡环节,并且是具有延时性的。舵机的模型在自动控制时可以简化为一个一阶的积分模块,假设舵机的积分增益是 1,  $K = K_w = -1$ 。由飞机的俯仰力矩计算公式可知,俯仰力矩与飞机的迎角、俯仰角、飞行高度和速度等有关。

飞机俯仰姿态图如图 3 所示,由图 3 可得飞机的俯仰力矩<sup>[1]</sup>为:

$$d\alpha = \mu\omega\sigma[-(C_l + C_d)\alpha + (1/\mu - C_l)q - (C_w \sin\gamma_c)\theta + C_l] \quad (1)$$

$$dq = \mu\omega/2L_{yy} \{ [C_m - \eta(C_l + C_d)\alpha + [C_m + \sigma C_m(1 - \mu C_l)]q + (\eta C_w \sin\gamma_c)\delta_e \} \quad (2)$$

$$d\theta = \omega q \quad (3)$$

其中,  $\alpha$  为迎角,  $q$  为俯仰角速率,  $\theta$  为俯仰角,  $\delta_e$  为升降舵舵面偏转角,  $\rho$  为当前高度下的大气密度,  $S$  为飞机的参考面积,  $c$  为飞机的气动弦长,  $m$  为飞机重量,  $V$  为飞机当前的巡航速度,  $\gamma_c$  为飞行航迹角,  $L_{yy}$  为飞机的纵轴转动惯量,  $C_l, C_d, C_m, C_w$  分别为飞机的升力系数、阻力系数、重力系数和俯仰力矩系数,飞机平均气动弦长  $\mu = Sc\rho/4m$ , 振荡频率  $\omega = 2V/c, \sigma = 1/(1 + \mu C_l)$ 。

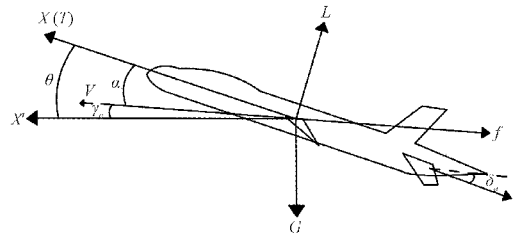


图 3 飞机俯仰姿态图

根据上述式(1)~(3)和相关已知条件,为了方便仿真与计算,先给出实际的参考值,可得出图 1 和 2 中飞机的传递函数<sup>[1-2]</sup>表达式为:

$$G_c(s) = \frac{90.33(s + 0.001897)e^{-\tau}}{(s + 28.182)(s + 0.9234 - 0.8988j)(s + 0.9234 + 0.8988j)} \quad (4)$$

式中:  $\tau$  为延时常数,在这里不妨取 0.2 s。

2.3 MATLAB/Simulink 模拟仿真

如式(4)所示,在得出了飞机的传递函数后,就可以在 Simulink 里搭建一个简易的模型并进行仿真,如图 4 Simulink 建模块图和图 5 Simulink 模拟输出系统单位阶跃响应的示波器波形图所示。在图 5 中,横坐标表示响应时间,纵坐标表示系统响应输出。

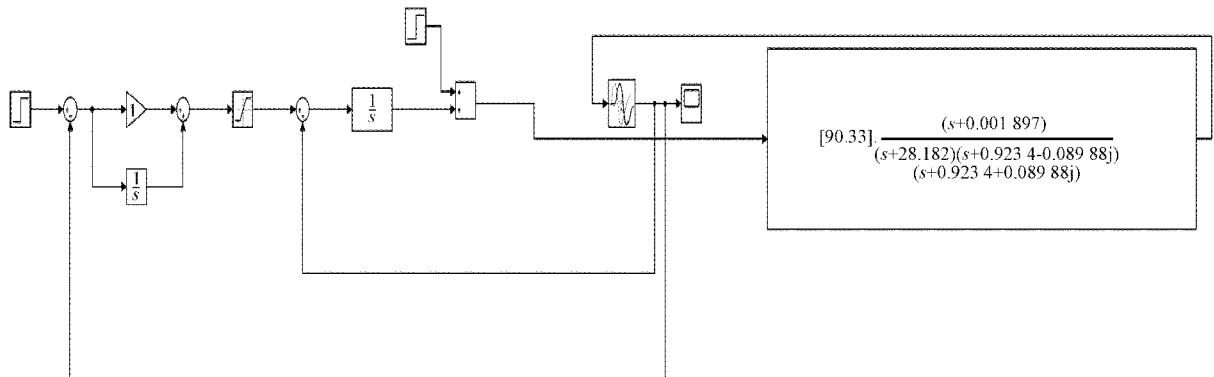


图 4 Simulink 建模块图

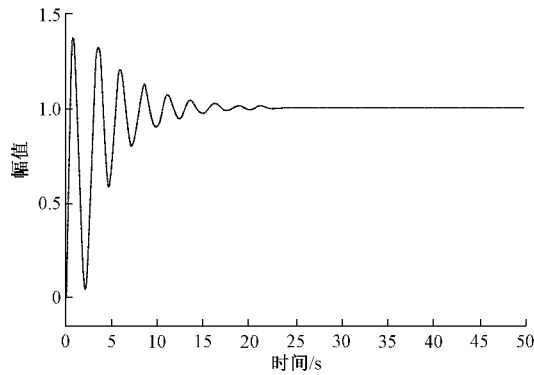


图 5 Simulink 模拟输出系统单位阶跃响应示波器波形图

由图 5 可以看出,内环中只有一个比例环节时,虽然系统经过一段时间的衰减振荡后会趋于稳定,但是调节时间还是较长。

另外,可以利用 MATLAB 编程来分析系统的单位阶跃响应以评判系统的性能。在图 4 中,外环其实就是用 1 个积分和 1 个比例模块并联,中间加入限幅器来限制飞机在飞行中所带来的扰动。对于内环,可以先是只用一个积分模块来分析系统的各项指标。MATLAB 编程参考代码为:

```
g1=tf(1,1);%舵机的传函
g2=tf(1,[1,0]);%积分环节(积分增益为 1)
z=-0.001897;%飞机传函的零点
p=[-28.182,-0.9234-0.08988*j,-0.9234+0.08988*j];%飞机传函的 3 个极点
g3=zpk(z,p,90.33);%用零点极点函数构建飞机传函
g4=feedback(g1*g3,1);%内环的闭环传函
g5=g4*g2;%外环的开环传函
g6=feedback(g5,1);%外环的闭环传函
step(g6);%外环的闭环单位阶跃响应
```

MATLAB 编程代码运行后,在 MATLAB 中可得到系统的单位阶跃响应图如图 6 所示。

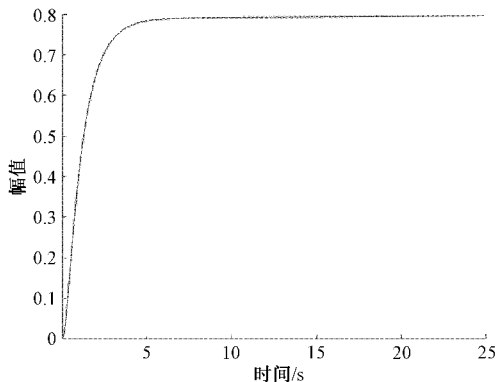


图 6 MATLAB 单位阶跃响应图

由图 6 可以看出,如果系统只加单位阶跃输入和延迟环节,系统经过一段时间后趋于稳定,但是调节时间较长;

之所以少了振荡,是因为在图 5 Simulink 模拟输出仿真图中积分环节和比例环节是并联的,而在图 6 MATLAB 编程分析中没有加比例环节。结合图 5 和 6 两幅图可以看出,图 6 中系统需要改进的地方就是快速性和稳定性,可以添加相应的控制器进行改进。首先是对内环的系统改进,在实际工程中,PID 控制易于实现且可靠性高,不妨设其传递函数为  $G(s) = K_p + K_i/s + K_d * s$ ,其中  $K_p$ 、 $K_i$  和  $K_d$  分别为比例、积分和微分增益。各个环节的作用各不相同,可简述如下。

### 1) 比例环节

正如字面意思所说,系统的输出与参考输入成比例,输出的大小能被立刻反映出来,从而成比例地减少误差;但是缺点也很明显,系统还是会存在稳态误差,单纯的比例式自动驾驶仪是不能消除静差的。 $K_p$  所代表的是系统的比例环节, $K_p$  的大小反映了系统的响应时间。在一定的范围内, $K_p$  越大,系统的响应越快;反之,系统的响应越慢;但是  $K_p$  不能过大,其过大会导致系统的超调量过大和产生剧烈的振荡,使系统的稳定性变差。

### 2) 积分环节

比例环节无法消除稳态误差,而积分环节可以消除稳态误差,使系统的准确性提高。因为是积分,所以其消除稳态误差的方法其实是随着时间的变化对输入的误差进行积分,从而达到消除静差的效果,积分增益的大小也影响着系统的稳定性, $K_i$  越小,积分速度越快,积分强度越高;但是  $K_i$  不宜过小,如果  $K_i$  过小,系统的超调量也会变得很大,甚至出现振荡,使系统的稳定性降低。

### 3) 微分环节

微分环节比较特殊,其效果不如比例和积分环节那么明显,微分环节和系统输入偏差的变化速率有关。举个例子,在用水龙头放洗澡水的时候,最开始的控制可以看成是主要是比例和积分控制,这时系统的输入是热量  $Q$ ,输出是水温  $T_w$ ,热量  $Q$  越大,水温  $T_w$  也就越高;到了最后面的阶段,水温达到了一定温度时,假设需要的温度是  $45^\circ$ ,当前水温是  $40^\circ$ ,这时候会不停地旋转调温旋钮,其实这个过程就可以看成是微分控制过程。由此可见,微分的调节效果也是很明显的,缺点就是,微分环节对噪声以及扰动非常敏感,一个很小的噪声在微分系统里会被放大很多倍。

PID 控制设计的核心是找到合适的比例、积分和微分增益,工程应用中有很多方法,比如衰减曲线法和实验法等;这里不妨选用实验法,也就是控制变量法,先确定其中两个增益的值,再去寻找第 3 个增益值。这里不妨首先确定  $K_i$  和  $K_d$  分别为 0.2 和 0.5(选值只需合适即可),然后去找寻合适的  $K_p$ ,参考 MATLAB 编程代码如下:

```
g1=tf(1,1);%舵机的传函
for Kp=[2:1:7];
g2=tf([0.5,Kp,0.2],[1,0]);%PID 控制器
g3=tf(1,[1,0]);%积分环节
```

```

z=-0.001897;%飞机传函的零点
p=([-28.182,-0.9234-0.08988*j,-0.9234+
0.08988*j]);%飞机传函的3个极点
g41=zpk(z,p,90.33);%用零极点函数构建飞机传函
tau=0.2;[n1,d1]=pade(tau,1);g42=tf(n1,d1);
g1=g41*g42;%考虑延迟时间机械系统(这里时间延迟
常数τ=0.2s)
g5=fcdback(g1*g2*g41,1);%内环闭环传函
g6=g5*g3;%外环开环传函
g7=feedback(g6,1);%外环闭环传函
step(g7);%外环的闭环单位阶跃响应
legend(Kp=2,Kp=3,Kp=4,Kp=5,Kp=6,Kp=7)
hold on
end;%分别绘出6条响应曲线

```

MATLAB 代码运行后,得到系统的单位阶跃响应图如图 7 所示。

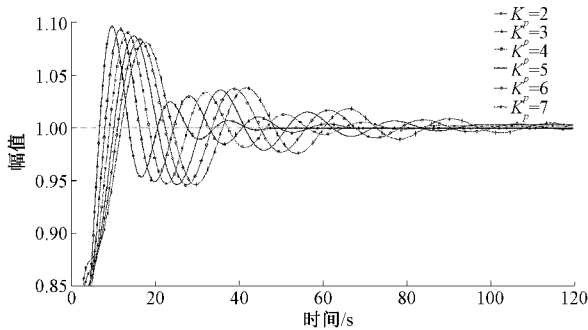


图 7 MATLAB 比例增益单位阶跃响应图

由图 7 可知,在  $K_p$  取不同值时,系统的调节时间和超调量各不相同,随着  $K_p$  逐渐增大,超调量逐渐减小,调节时间逐渐变长;反之, $K_p$  越小,调节时间越短,系统的稳定性越好。由图 7 可得, $K_p=2$  时系统的调节时间最短,系统的震荡时间最短,稳定性最好,所以可选择  $K_p=2$ 。

$K_p$  取值确定好之后,可同样用实验法去找寻  $K_i$  的最佳取值,取  $K_d=0.5$ , $K_i$  在 0.2~0.7 之间以 0.1 为增量递增,采用 MATLAB 编程分别绘出 6 条响应曲线(由于篇幅所限,与图 7 类似 MATLAB 编程代码被略去,下同),可得到 MATLAB 积分增益单位阶跃响应图如图 8 所示。

由图 8 可以看出,在将  $K_p$  取值确定为 2 后, $K_d$  的值取合适区间的值时, $K_i$  在 0.2~0.7 之间以 0.1 为增量递增时, $K_i$  越大,超调量越小,系统震荡的调节时间越短。当  $K_i=0.7$  时,系统的超调量最小,调节时间最短,使系统达到稳定所需要的时间最短,所以可选定  $K_i=0.7$ 。

在确定了  $K_p$  和  $K_i$  两个参数的具体取值后,可以用类似的方法来确定  $K_d$ ,也就是微分增益的值, $K_d$  在 0.4~0.9 之间以 0.1 为增量递增,采用 MATLAB 编程分别绘出 6 条响应曲线,可得到 MATLAB 微分增益单位阶跃响应图如图 9 所示。

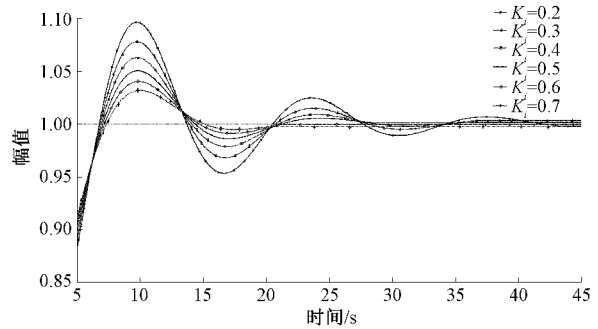


图 8 MATLAB 积分增益单位阶跃响应图

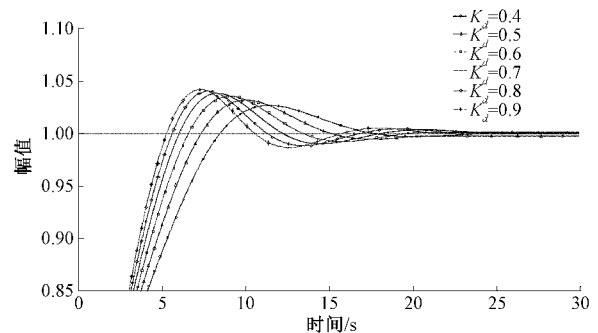


图 9 MATLAB 微分增益单位阶跃响应图

由图 9 可看出,在  $K_p$  和  $K_i$  取值都确定之后, $K_d$  分别为 0.4、0.5 和 0.6 时会有一个很大的变化,在  $K_d=0.4$  或 0.6 时的系统性能都没有  $K_d=0.5$  时好,系统在  $K_d=0.5$  时,调节时间最短,系统相较于其他条件下更加稳定,可以得到 PID 控制器的 3 个最佳参数取值分别为  $K_p=2$ , $K_i=0.7$ , $K_d=0.5$ ,所以得出 PID 控制器的表达式为: $PID(s) = 2 + 0.7/s + 0.5s$ 。可用 MATLAB 编程运行结果来看一下加上 PID 控制器后系统的最终模型响应, MATLAB 编程代码运行后,可得到 PID 控制器下的单位阶跃响应图如图 10 所示。

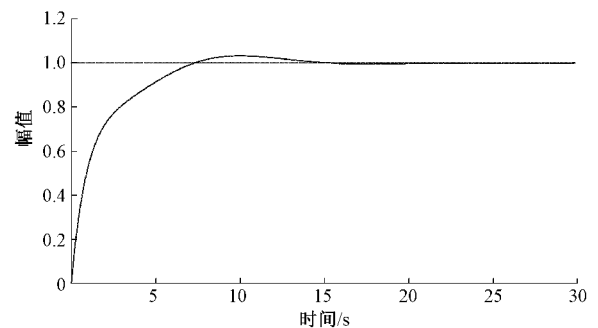


图 10 PID 控制器下的单位阶跃响应图

接下来继续利用 Simulink 仿真去模拟这个系统,加入 PID 模块后的 Simulink 建模模块图如图 11 所示。

Simulink 中有很多封装好的函数模块,PID 模块可以直接用 Library Browser 下 Continuous 里的 PID(s) 模块,该模块里包含了比例、积分和微分 3 个环节,只需要将相

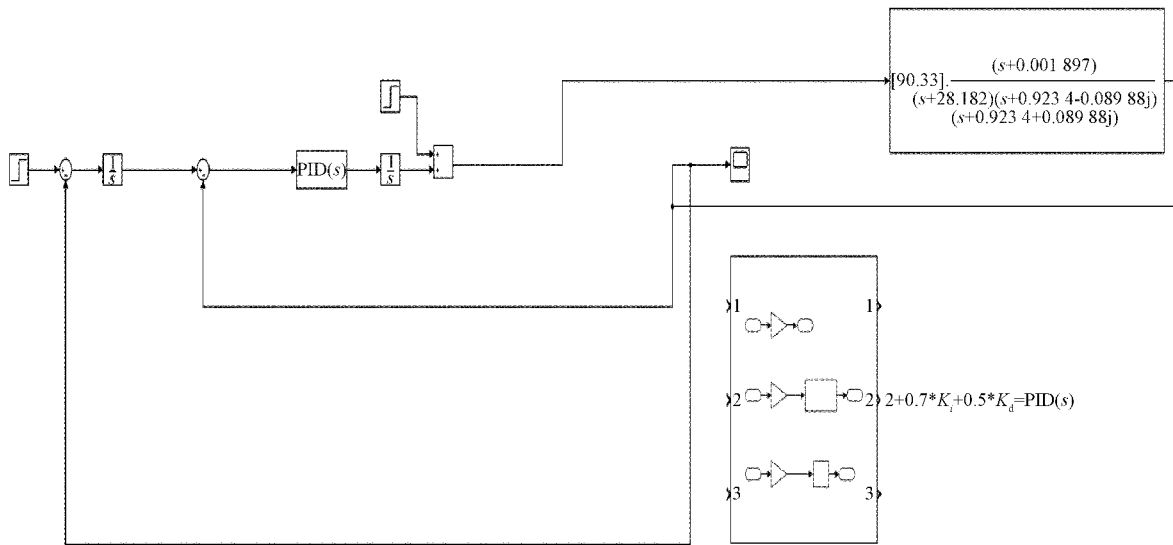


图 11 加入 PID 模块的 Simulink 模块图

应的增益系数填进去就可以使用;还有一种方法就是图 11 中右下角的方法,将 3 个模块并联加到一起也可以实现 PID 的效果,三角形形状的模块代表增益(Gain),使用时只需将 3 个增益系数填入即可。Simulink 中搭建好仿真系统之后将运行时间设置为 50,运行后,示波器(Scope)里输出的系统单位阶跃响应的波形图如图 12 所示。

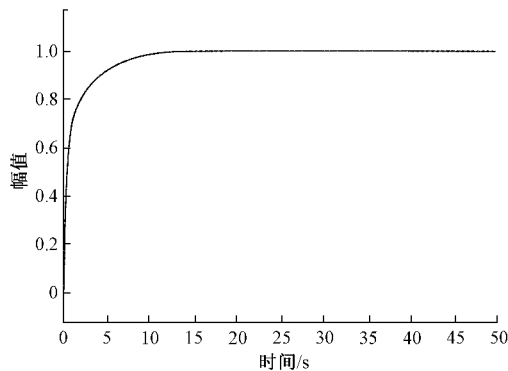


图 12 加入 PID 控制器后的 Simulink 单位阶跃响应波形图

由图 12 可以看出,与图 5 相比,内环系统再加上 PID 控制器之后,系统更加稳定,调节时间也更短,系统更加精准。

2.4 系统性能分析

在前面已经对整个系统,包括控制律和 MATLAB/Simulink 中的系统仿真进行分析,分析了系统在时域的性能,下面继续利用 MATLAB 来分析系统在频域的表现和具体性能。为分析系统在频域的稳定性,需画出系统的伯德(Bode)图和奈奎斯特(Nyquist)图。MATLAB 编程参考代码如下:

```
g1=tf(1,1);%舵机的传函
g2=tf([0.5,2,0.7],[1,0]);%PID 控制器
```

```
g3=tf(1,[1,0]);%积分环节
z=-0.001897;%飞机传函的零点
p=(-28.182,-0.9234-0.08988*j,-0.9234+0.08988*j);%飞机传函的 3 个极点
g41=zpk(z,p,90.33);%用零极点函数构建飞机的传函
tau=0.2;[n1,d1]=pade(tau,1);g42=tf(n1,d1);
g4=g41*g42;%考虑延迟时间机械系统(这里时间延迟常数 tau=0.2 s)
g5=feedback(g1*g2*g41,1);%内环闭环传函
g6=g5*g3;%外环开环传函
g7=feedback(g6,1);%外环的闭环传函
bode(g6);%画出系统的 Bode 图
margin(g6);%系统的稳定裕度
nyquist(g6);%画出系统的 Nyquist 图
MATLAB 编程代码运行后,可得到系统的 Bode 图及稳定裕度如图 13 所示,Nyquist 图如图 14 所示。
```

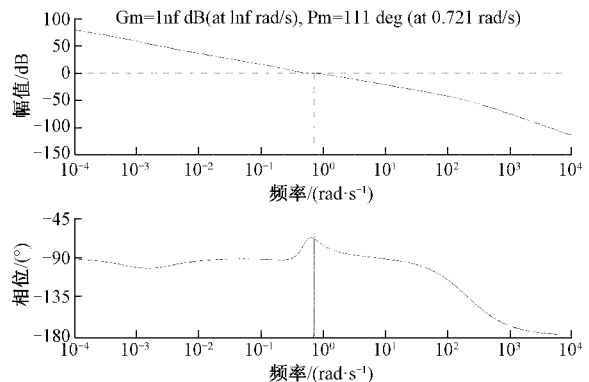


图 13 系统的 Bode 图及稳定裕度

由图 13 可以看出,因为系统的外环开环传递函数(g6)

中有延时环节,符合最小相位系统的要求,系统的幅值裕度为 inf(无穷大),相角裕度  $PM > 0$ ,无论开环系统的增益变为多大系统都是稳定的,所以系统符合稳定性设计要求。

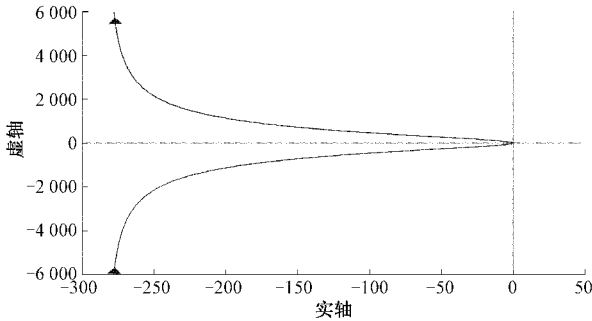


图 14 系统的 Nyquist 图

由图 14 可以看出,根据奈奎斯特稳定判据可知,系统在  $s$  平面的右半平面不存在闭环极点,也就是说系统不存在不稳定的零极点,所以系统是稳定的。这与由图 13 Bode 图得到的结论是一致的。

### 3 无纹波最少拍控制器对系统性能的改进

综上图 12~14 可以看出,系统是基本上稳定的,但是调节时间较长,可以采用无纹波最少拍控制器进行改进,来减小系统的调节时间。具体来讲,就是指系统在典型输入信号(如阶跃信号、速度以及加速度信号等)作用时,经过尽可能少的采样周期后,使系统的输出稳定,对系统的时间指标进行改善和优化,也就是使系统的调节时间尽可能小,且采样点之间无纹波。

采样点之间有纹波是因为在系统运行时,采样点的运行实际上是闭环的,而在采样点之间则是开环的。不妨假设输入单位阶跃信号,采样时间是 1 s,系统在 3 拍之后达到稳定。被控对象在经过有纹波控制器后,输出在 3 s 后达到稳定,也就是输出等于 1;然而在采样点之间的曲线值不是等于 1 的,而是在 1 的附近上下波动,即有纹波。采用无纹波控制器则可以达到消除纹波的目的。

在设计无纹波最少拍控制器时,首先要满足该控制器的设计要求,主要有稳定性、准确性、快速性和物理可实现性 4 个方面的要求。稳定性是指控制系统要是一个稳定的闭环系统,也就是系统的传递函数在经过  $z$  变换后,不能含有单位圆上和单位圆外的零极点(当有且仅有 1 个极点在单位圆上也满足设计要求)。虽然理论上无纹波最少拍数字控制器  $D(z)$  和被控对象  $G(z)$  是成对出现的,可以进行零极点对消,但在实际工程应用中,不允许这样零极点对消的情况出现。因为当系统的参数发生漂移或振荡时,或者被控对象的参数有误差时,这种广义的零极点对消实际上不能很好地实现,从而可能导致系统不稳定。所设计的无纹波最少拍控制系统一定要是一个稳定的闭环系统。

### 3.1 无纹波数字控制器设计原理

设计最少拍控制器  $D(z)$  的基本方法是:被控对象  $G(z)$  和系统的闭环脉冲传递函数  $\Phi(z)$  满足关系式:

$$\Phi(z) = \frac{D(z)G(z)}{1 + D(z)G(z)} \quad (5)$$

假设系统是稳定的,可得出数字控制器  $D(z)$  的表达式<sup>[13]</sup>为:

$$D(z) = \frac{1}{G(z)} \frac{\Phi(z)}{1 - \Phi(z)} \quad (6)$$

在式(6)中,  $1 - \Phi(z)$  可以简化为  $\Phi_e(z)$ , 也就是误差脉冲传递函数,为了满足上面所说的系统稳定性约束条件,一般广义被控对象可表达为:

$$G(z) = z^{-m} \frac{\prod_{i=1}^u (1 - b_i z^{-1})}{\prod_{i=1}^v (1 - a_i z^{-1})} G'(z) \quad (7)$$

在式(7)中,  $z^{-m}$  代表系统中的纯滞后环节,如果  $m=1$ ,系统则没有纯滞后环节;如果  $m > 1$ ,系统则有纯滞后环节,就必然会造成分母的阶数大于或等于分子的阶数,这就是其物理可实现性,因为理论上输出是可以滞后于输入的,但输出不可能超前输入,在现实物理环境下是实现不了的。 $G(z)$  分式上、下分别代表的是  $G(z)$  的不稳定零、极点,而  $G'(z)$  就是  $G(z)$  中不含不稳定零极点的多项式。稳定性约束条件其一是误差脉冲传递函数  $\Phi_e(z)$  中要包含  $G(z)$  的所有不稳定极点:

$$\Phi_e(z) = \prod_{i=1}^v (1 - a_i z^{-1}) F_1(z) \quad (8)$$

其二就是闭环脉冲传递函数  $\Phi(z)$  中要包含  $G(z)$  的所有不稳定零点:

$$\Phi(z) = \prod_{i=1}^u (1 - b_i z^{-1}) F_2(z) \quad (9)$$

$F_1(z)$  和  $F_2(z)$  都是不含有不稳定零极点的关于  $z$  的多项式,由式(8)和(9)可得:

$$D(z) = \frac{1}{G(z)} \frac{\Phi(z)}{1 - \Phi(z)} = \frac{1}{G'(z)} \frac{F_2(z)}{F_1(z)} \quad (10)$$

这样就得到了最少拍数字控制器  $D(z)$  的基本表达式,其实可以看出,要求  $D(z)$ ,最后还是要求  $\Phi(z)$  和  $\Phi_e(z)$ , 由上面  $\Phi(z)$  和  $\Phi_e(z)$  表达式可得:

$$\begin{cases} \Phi(z) = z^m \prod_{i=1}^u (1 - b_i z^{-1}) (c_0 + c_1 z^{-1} + \dots + c_{q+v-1} z^{q-v-1}) \\ \Phi_e(z) = (1 - z^{-1})^p \prod_{i=1}^v (1 - a_i z^{-1}) F_1(z) \end{cases} \quad (11)$$

在式(11)中,在实际工程应用时,为了保证使闭环系统的稳态误差( $e_{ss}$ )为 0,一般使  $p=q$ ,  $q$  代表输入信号的型别;在输入分别为单位阶跃信号、等速度信号、等加速度信号时,  $q$  分别为  $p=q=1$ ,  $p=q=2$ ,  $p=q=3$ , 其中  $c_i (i=0, 1, 2, \dots, q+v-1)$  和  $F_1(z)$  是待定系数。求待定

系数需要用到设计数字控制器的准确性条件:

$$\begin{cases} \Phi(1) = 1 \\ \Phi'(1) = \frac{d\Phi(z)}{dz}(z=1) = 0 \\ \dots \\ \Phi^{(q-1)}(1) = \frac{d^{q-1}\Phi(z)}{dz^{q-1}}(z=1) = 0 \\ \Phi(a_j) = 1(j=1,2,\dots,v) \end{cases} \quad (12)$$

在式(12)中,前  $q$  个条件是准确性条件,其由来是因为  $\Phi(z) = 1 - \Phi_c(z)$ ,  $\Phi'(z) = -\Phi'_c(z)$ , 对  $\Phi(z)$  求  $q-1$  阶导数,共有  $q$  个准确性条件。最后一个条件是稳定性约束条件,由不稳定极点的个数决定,共有  $v$  个稳定性条件,这里的  $v$  不包含单位圆上的极点,所以在确定待定系数时,不必将其统计在内。

以上所说都是针对广义的最少拍数字控制器的求法,前面说过,系统产生纹波是因为控制量在一拍过后并未达到稳态,而是在稳态值附近波动,最后形成的是一个振荡收敛的波形(如图 5 所示)。而要设计无纹波最少拍数字控制器所需的条件是,系统的输出一定要是平滑的,最少包含一个积分环节,并且在稳态时,控制信号必须是一个常值。由前面的仿真结果可以看出,系统满足该条件,输入为单位阶跃信号,输出和其一样平滑,且包含至少一个积分环节。

### 3.2 无纹波最少拍数字控制器的计算

接下来把内环单独提出来,无纹波最少拍控制器方框图如图 15 所示。

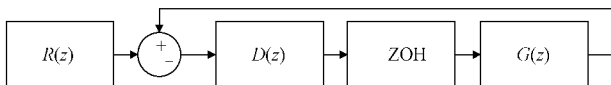


图 15 无纹波最少拍控制器方框图

在图 15 方框图中,ZOH 代表零阶保持器  $H(s) =$

$$D(z) = \frac{-0.255z^5 + 2.170z^4 - 819.1z^3 - 1.023z^2 + 634.1z}{-2.953z^{10} - 14.15z^9 + 23.9z^8 - 11.05z^7 - 14.18z^6 + 18.76z^5 - 4.318z^4 - 4.057z^3 + 2.541z^2 - 0.402z} \quad (18)$$

### 3.3 无纹波最少拍数字控制器的 MATLAB/Simulink 建模与仿真

现用 Simulink 建模与仿真,整个系统的 Simulink 建模模块图如图 16 所示。

仿真运行后,Simulink 中示波器输出系统单位阶跃响应的波形图如图 17 所示。

通过仿真图 17 可以看出,系统在经过 10 拍过后趋于稳定。再用 MATLAB 代码编程对系统进行单位阶跃响应分析,编程程序运行后,可得系统单位阶跃响应图如图 18 所示。

由图 17 和 18 可以看出,整个系统通过 Simulink 建模仿真后,示波器输出的系统单位阶跃响应波形图,与通过 MATLAB 代码编程程序运行得到的系统单位阶跃响应图得到的结果是完全相同的。用 MATLAB 代码编程进一步

$\frac{1-e^{-Ts}}{s}$ ,其  $z$  变换为  $H(z) = (1-z^{-1})\frac{z}{z-1}$ ,可知系统的传递函数为:

$$G(s) = \frac{1}{s} * PID(s) * ZOH * G_c(s) = \frac{1}{s} * \frac{0.5s^2 + 2s + 0.7}{s} * \frac{1-e^{-Ts}}{s} * G_c(s) \quad (13)$$

$$G_c(s) = \frac{90.33(s+0.001897)}{(s-28.182)(s+0.9234+0.8988j)(s+0.9234-0.8988j)}$$

然后再对  $G(s)$  进行  $z$  变换,利用 MATLAB 程序里的 c2d 函数,当然,这不是唯一的方法,还有例如 ztrans 函数,都可以实现  $z$  变换的要求,c2d 函数使用语句为  $G(z) = c2d(G(s),0.01,'zoh')$ ,其含义为对传递函数  $G(s)$  进行  $z$  变换,也就是离散化,采样周期为 0.01 s,前置条件为零阶保持器。经过  $z$  变换得到的离散时间函数为:

$$G(z) = \frac{0.398(z-0.9645)(z-0.9961)(z-1)}{(z-1)(z-0.7544)(z^2-1.982z+0.9812)} = \frac{0.398z^{-1}(1-0.9645z^{-1})(1-0.9961z^{-1})}{(1-0.7544z^{-1})(1-0.9905z^{-1})(1-0.9905z^{-1})} \quad (14)$$

由式(14)可以看出,该函数的零点一共有两个。由  $\Phi(z)$  的表达式可知:

$$\Phi(z) = z^{-1}(1-0.9645z^{-1})(1-0.9961z^{-1})c_0 \quad (15)$$

在式(15)中, $c_0$  为待定系数,由系统的准确性要求可知,令  $\Phi(1) = 1$ ,可解出  $c_0 = -0.255$ ,所以可得:

$$\Phi(z) = -0.255z^{-1}(1-0.9645z^{-1})(1-0.9961z^{-1}) \quad (16)$$

$$\Phi_c(z) = 1 + 0.255z^{-1}(1-0.9645z^{-1})(1-0.9961z^{-1}) \quad (17)$$

代入式(6),可得  $D(z)$  为:

画出系统的 Bode 图及稳定裕度,如图 19 所示。

通过图 19 Bode 图可以看出,系统幅值裕度和相角裕度都是正的,达到稳定系统的要求,是一个稳定的系统。再通过 MATLAB 代码编程进行零极点图(pzmap)分析,程序运行后,可得系统的零极点图如图 20 所示。

从图 20 中可看出,系统的闭环极点均位于复平面的左半平面,系统是稳定的,这与图 19Bode 图得到的结果是一致的。综合图 17~20 可看出,使用无纹波最少拍控制器可大大减少系统调节时间,使调节时间控制在 1.1 s,超调量不多于 5%,稳态误差少于 1%,系统的性能指标能满足要求。由于干扰加在内环,对系统的性能几乎没什么影响。

除了可以利用 PID 控制器和无纹波最少拍数字控制器两种方法外,还可以使用鲁棒控制器对系统性能进行改



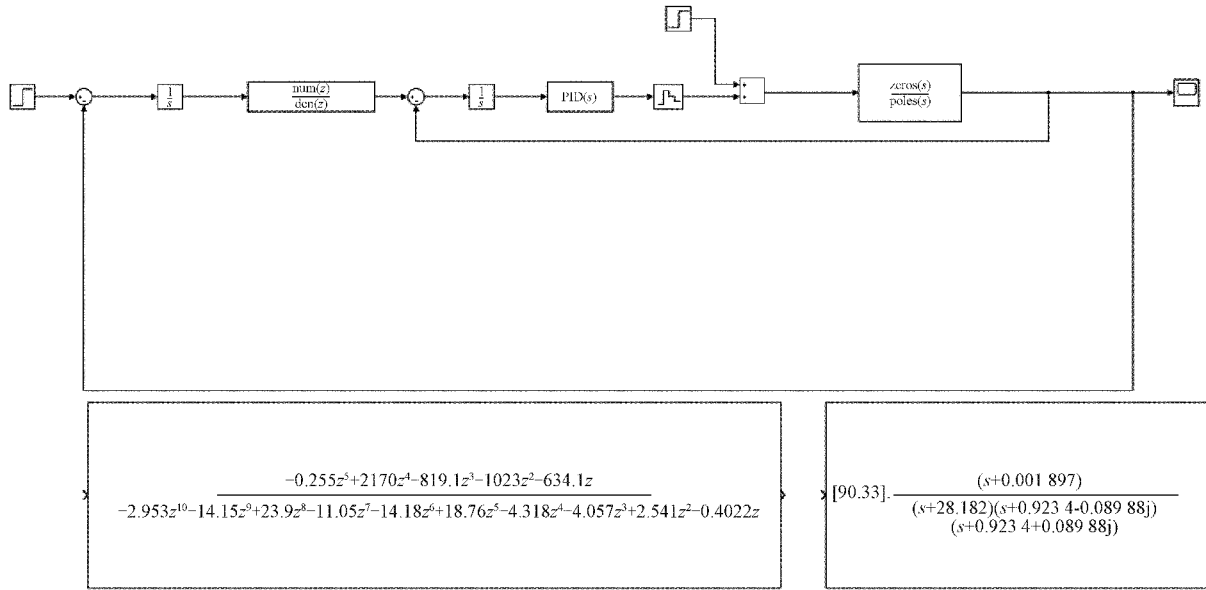


图 16 整个系统的 Simulink 建模模块图

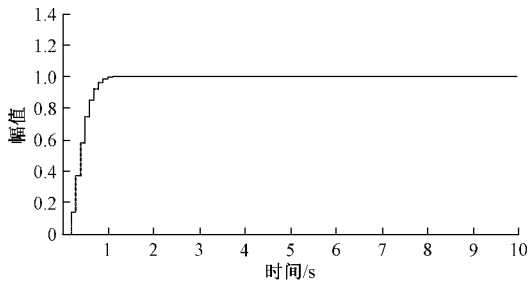


图 17 Simulink 示波器输出系统单位阶跃响应波形图

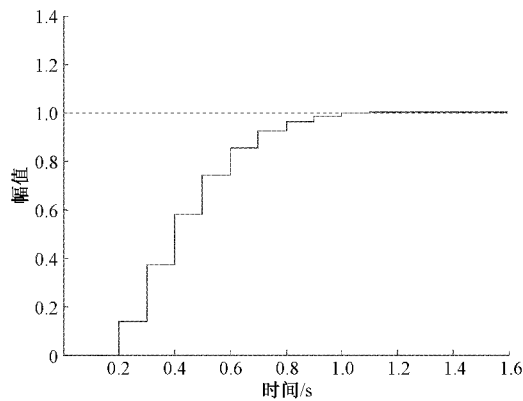


图 18 MATLAB 系统单位阶跃响应图

进。无纹波最少拍数字控制器是针对系统在时间域分析的,而鲁棒控制器是针对系统在频域分析的,尤其是在系统的稳定裕度变化频繁或者是系统的参数不确定因素多时,也就是在干扰过多时效果较好。不同于 PID 控制器和无纹波最少拍控制器,鲁棒控制器的设计方法只能去改进系统的稳定性和可靠性。鲁棒控制器的设计一般有根轨迹法、频率响应法以及基于时间乘以误差绝对值积分(integrated

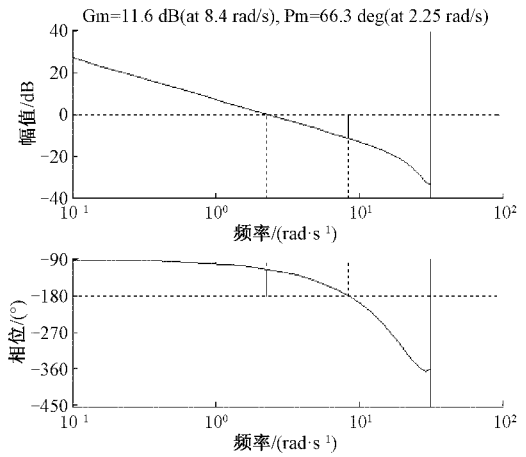


图 19 系统的 Bode 图及稳定裕度

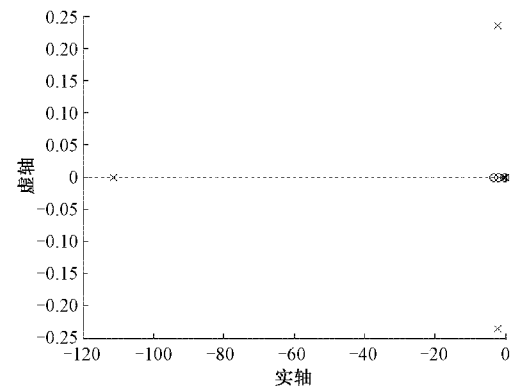


图 20 MATLAB 系统零极点图

time and absolute error, ITAE) 控制等<sup>[14-16]</sup>, 无论是通过哪种方法设计出来鲁棒控制器, 在设计成功之后就不需要再行人工干预, 如果想要改变参数, 就要重新设计控制器。

## 4 结 论

飞机自动驾驶仪是按技术要求自动控制飞机的运动状态或者调整飞行器轨迹的自动化调节设备,能维持飞机的姿态和辅助飞行员合理操纵飞机,对飞机的安全运行来说至关重要。现代飞机 AP 的发展趋势是向精度更高的数字化和效率更高的智能化方向发展。本文在 MATLAB/Simulink 开发环境中对某型号民用飞机 AP 俯仰通道进行模拟建模与系统的控制优化仿真。利用 PID 控制器和无纹波最少拍数字控制器对系统进行改进,系统的物理可实现性、稳定性、准确性以及快速性都能满足基本要求,采用的方法直接、高效。除了可以利用 PID 控制器和无纹波最少拍数字控制器两种方法外,今后还可以使用鲁棒控制器对系统稳定性和可靠性能进行进一步改进和优化。选择 MATLAB/Simulink 作为开发工具,极大程度上降低了控制器和系统控制优化仿真模型的开发难度,对基于更加自动化的驾驶仪器和系统更深层次的开发应用具有参考价值。

### 参考文献

- [1] 徐亚军. 民航飞机自动飞行控制系统[M]. 成都: 西南交通大学出版社, 2018.
- [2] 宋翔贵, 张新国. 电传飞行控制系统[M]. 北京: 国防工业出版社, 2003.
- [3] JUNG S, KIM Y. Extended state observer-based robust pitch autopilot design for small UAV [C]. International Conference on Control, Automation and Systems (ICCAS), 2018: 433-438.
- [4] JOGLEKAR D, CHANDINI L, HALDER P. Autopilot design for aerospace vehicle using GUI—A user friendly approach [C]. Annual IEEE India Conference (INDICON), 2013: 1-6.
- [5] KIM J, KANG M S, PARK S. Accurate modeling and robust hovering control for a quadrotor VTOL aircraft [J]. Journal of Intelligent and Robotic Systems, 2010, 57(1): 9-26.
- [6] SOLOMON RAJ K D, KUMAR P R. Design and simulation of longitudinal autopilot modes for a conventional aircraft [C]. International Conference on Electronics and Communication Systems (ICECS), 2015: 1040-1046.
- [7] 冯恺鹏. 基于嵌入式的四旋翼无人机姿态测量及控制算法研究[D]. 南京: 南京理工大学, 2019.
- [8] IRAWAN A, TRILAKSONO B R, SASONGKO R A, et al. Three-loop autopilot for attitude control system on hardware in loop simulation [C]. International Conference on Instrumentation, Communications, Information Technology and Biomedical Engineering (ICICI-BME), 2013: 286-291.
- [9] 鲜斌, 张浩楠. 基于神经网络的小型无人直升机非线性鲁棒控制设计[J]. 控制与决策, 2018, 33(4): 627-632.
- [10] CHU H R, ZHANG Y. Three-loop autopilot design and simulation [C]. IEEE International Conference on Mechatronics and Automation, 2012: 2499-2503.
- [11] 胡浩伟, 赵庆展, 田文忠, 等. 一种 ITAE 六旋翼无人机双闭环串联-前馈 PID 姿态控制算法[J]. 现代电子技术, 2019, 42(10): 97-101, 107.
- [12] FRANCO A L D, BOURLES H, DE PIERI E R, et al. Robust nonlinear control associating robust feedback linearization and  $H_{\infty}$  control [J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2006, 51(7): 1200-1207.
- [13] 于海生, 丁军航, 潘松峰, 等. 微型计算机控制技术 (第 3 版) [M]. 北京: 清华大学出版社, 2017.
- [14] 吕治国, 胡永攀. 基于 ITAE 指标优化的磁悬浮控制策略研究[J]. 黑龙江大学学报, 2019, 10(2): 71-76.
- [15] 王玲玲, 吴华丽. 基于模糊 PID 的磁悬浮球控制系统研究[J]. 计算机测量与控制, 2017, 25(5): 109-111.
- [16] 冯新强, 韦根原. 基于 ITAE 的时滞过程内模 PID 滤波器参数优化[J]. 电力科学与工程, 2015, 31(10): 40-43.

### 作者简介

华厚强, 工学博士, 讲师, 主要研究方向为航空电子技术。  
E-mail: huahouqiang@163.com