

# 飞行模拟机操纵负荷系统操纵力建模与仿真

杨永欣

(中国民航大学航空地面特种设备基地,天津 300300)

**摘要:** 基于某型民航客机的不可逆式操纵系统,对其飞行模拟机电动操纵负荷系统进行建模。以升降舵操纵系统为例,将参数集中化处理,建立操纵系统数学模型,并将复合控制方法嵌入电动操纵负荷系统。利用某自行研发的飞行仿真实验系统进行仿真实验,并将结果与波音公司实际试飞曲线对比。结果表明,操纵力误差小于10%,舵偏角误差小于2%,满足CCAR-60对飞行模拟机操纵负荷系统的精度要求。

**关键词:** 飞行模拟机; 操纵负荷系统; 等效动态模型法; 复合控制

**中图分类号:** TP391.9      **文献标志码:** A      **文章编号:** 1671-637X(2014)09-0080-05

## Operating Force of Flight Simulator Control Loading System: Modeling and Simulation

YANG Yong-xin

(Research Base of Especial Ground Equipment on Aviation, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China)

**Abstract:** Based on a certain irreversible flight control system of civil aircraft, a model was established for electric control loading system of flight simulator. Taking the elevator system as an example, centralized processing was made to the distributed sub-system parameters, the mathematical model of flight control system was set up, and the composite control method was embedded into the electric control loading system. Simulation experiment was made by using an experiment system developed by our company, and the results was compared with the actual flight test curves of the Boeing Company. The results show that the operating force error is less than 10%, the rudder angle deflection angle error is less than 2%, which can satisfy the requirement of CCAR-60 to the accuracy of flight simulator control loading system.

**Key words:** flight simulator; control loading system; equivalent dynamic modeling; composite control

### 0 引言

飞行模拟机是一个由人控制的复杂实时仿真系统,常用于培训相关人员,以及飞机早期的设计、研制。包含操纵负荷系统、视景系统、音响系统和运动系统<sup>[1]</sup>,其中,操纵负荷系统是飞行模拟机的重要组成部分,其目的是将操纵力感提供给驾驶员,为了让驾驶员感受到飞机飞行的状态,操纵杆上必须加载有准确实时的操纵力,产生准确实时的操纵力需要依赖操纵负荷系统中的操纵系统模型,它模拟了飞机舵面的空气力矩经传动后变为操纵力并加载至操纵杆上的过程<sup>[2]</sup>,因此,操纵系统模型的精确度对飞行模拟机品质有很大影响。

目前,国内外学者对操纵系统模型的构建主要有两种方案:1) 整体等效模拟,即从飞机操纵系统整体着手,考虑影响操纵力的参数,建立简单等效模型;2) 分段等效模拟,即将飞机操纵系统分解为多个部分,每个部分分别建立等效模型。相比而言,前者只能应对操纵系统外部变化,无法响应操纵系统内部结构改变对系统的影响;后者能较好地响应飞机飞行时各种变化对操纵系统的影响,但却需要众多参数和大量计算,影响了飞行仿真的实时性,甚至缺失仿真真实感。

本文采用等效动态模型法建立数学模型,并嵌入某自行研发的操纵负荷实验系统进行调试,为飞行模拟机操纵负荷系统研究提供一种高实时性、高精度的仿真模型。

### 1 飞行模拟机操纵负荷系统

操纵负荷系统模拟飞机操纵系统并将操纵力感提

收稿日期:2013-09-18

修回日期:2013-11-14

基金项目:中国民航局基金(MHR0703)

作者简介:杨永欣(1988—),男,四川成都人,硕士生,研究方向为飞行模拟机操纵负荷系统。

供给驾驶员。操纵负荷系统有多种类型,目前主流是电动式操纵负荷系统,该系统主要包含操纵杆、传感器、主仿真计算机、操纵负荷计算机、力伺服系统和传动装置<sup>[3]</sup>。操纵负荷系统组成如图1所示。

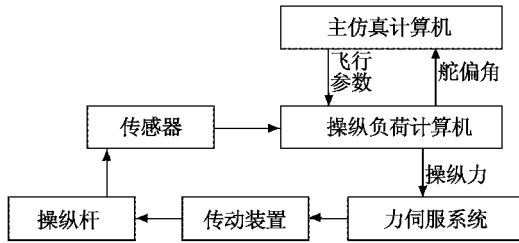


图1 操纵负荷系统组成图

Fig. 1 The composition diagram of control loading system

驾驶员控制操纵杆时,传感器将位移、速度、加速度数据传输给操纵负荷计算机。操纵负荷计算机中包含飞行操纵系统模型,通过接收传感器信号和主仿真计算机数据,输出模拟操纵力。力伺服系统和传动装置将模拟操纵力加载至操纵杆上,从而使驾驶员感受到操纵力感<sup>[4]</sup>。

飞行模拟机要求仿真有很高的逼真度,对操纵负荷系统的建模不仅需要对其工作逻辑的模拟,还要体现飞行参数对操纵系统的影响。

民航客机操纵系统有3个通道,分别是副翼、方向舵和升降舵操纵通道。以升降舵操纵系统为例,它分为前舱系统和后舱系统两个部分,中间用钢索连接。前舱系统包含操纵杆、断开机构和扇形盘,后舱系统包括感觉载荷机构、定中组件、力臂调节器、液压助力器和飞机舵面<sup>[5]</sup>。飞机升降舵操纵系统等效原理如图2所示。

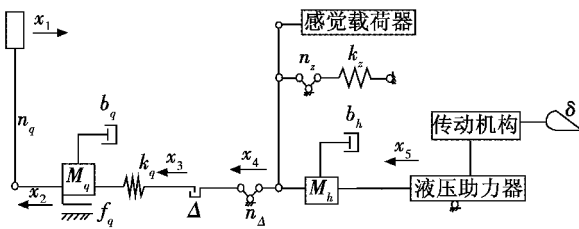


图2 飞机升降舵操纵系统等效原理图

Fig. 2 Schematic diagram of aircraft elevator control system

飞行模拟机中操纵负荷系统模拟真实飞机操纵系统工作状态,该系统需要将操纵杆的位移、速度、加速度通过传感器传递给操纵系统模型,同时,操纵系统模型也接收飞行参数,从而计算出飞机操纵系统反馈力大小,然后,通过某种控制策略让电机将对应大小力矩加载至飞行模拟机的操纵杆。

## 2 操纵负荷系统建模

### 2.1 建模策略

基于某型民航客机升降舵操纵系统结构和功能进

行分析,可将操纵负荷系统中操纵力模型分为前舱惯性模型、钢索模型、感觉载荷器模型、定中机构模型、后舱惯性模型、液压助力器模型和舵面传动模型等部分,此飞机操纵系统属于不可逆式操纵系统。因此,液压助力器不将舵面空气力矩反馈给飞行员,而是由感觉载荷器模拟舵面空气力矩,并向飞行员提供操纵力感<sup>[6]</sup>。

操纵系统中每个子模型都存在相互关联,需要依照工作逻辑有效组合为整体。操纵系统模型见图3。

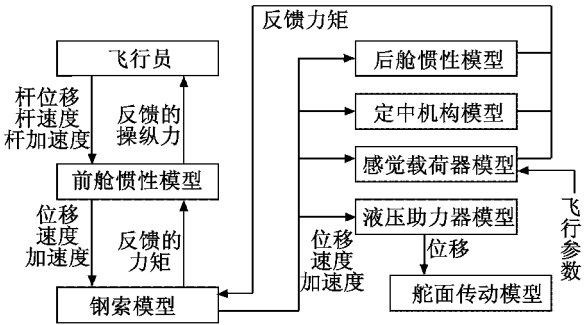


图3 操纵系统模型框图

Fig. 3 Block diagram of control system model

飞机操纵系统是一个结构十分复杂的系统,且系统所包含部件数量繁杂。考虑采用等效动态模型法,将系统参数进行集中处理,可以有效简化模型<sup>[7]</sup>。在模型真实度的要求上,通过对大量文献的研究,选定模型维持在二阶。

### 2.2 前舱惯性模型

对于操纵系统,前舱系统包含操纵杆、断开机构、传动装置等,它对操纵力影响表现在惯性、阻尼和摩擦力方面。

1) 飞行员操纵位移  $x_1$ 。

$$n_q x_1 = x_2 \quad (1)$$

式中:  $n_q$  为前舱传动比;  $x_2$  为前舱输出位移。

2) 反馈给飞行员的操纵力  $F$ 。

$$n_q F = M_q \ddot{x}_2 + b_q \dot{x}_2 + f_q + F_1 \quad (2)$$

式中:  $M_q$  为前舱等效惯性;  $b_q$  为前舱等效阻尼;  $f_q$  为前舱摩擦力;  $F_1$  为钢索产生的力。

### 2.3 钢索模型

钢索是飞机操纵系统的传动装置,连接飞机前舱系统到后舱系统,它对操纵力的影响在于刚度和间隙,而它的惯性、阻尼和摩擦力则可等效成前舱的惯性、阻尼和摩擦力。钢索产生的力包含了后舱所有的力。

1) 钢索产生的力  $F_1$ 。

$$F_1 = k_q (x_2 - x_3) \quad (3)$$

式中:  $k_q$  为钢索刚度系数;  $x_3$  为拉伸形变后的位移。

2) 间隙模型。

$$x_4 = \begin{cases} n_\Delta (x_3 - \Delta), & x_3 > \Delta \\ 0, & |x_3| \leq \Delta \\ n_\Delta (x_3 + \Delta), & x_3 < -\Delta \end{cases} \quad (4)$$

式中:  $n_4$  为钢索传动比;  $\Delta$  为间隙值;  $x_4$  为钢索输出位移。

## 2.4 后舱惯性模型

将后舱系统中感觉载荷器、定中机构、液压助力器、传动装置的惯性、阻尼等效为一体,集中处理,可以简化模型。

后舱惯性、阻尼等效力  $F_h$  为

$$F_h = M_h \ddot{x}_4 + b_h \dot{x}_4 + f_h \quad (5)$$

式中:  $M_h$  为后舱等效惯性;  $b_h$  为后舱等效阻尼;  $f_h$  为后舱摩擦力。

## 2.5 感觉载荷器模型

感觉载荷器是一个弹簧组机构,并且包含力臂调节器<sup>[8]</sup>,它可根据飞机飞行的高度和速度,产生对应的传动比,配合弹簧组输出正确舵面空气力矩。

感觉载荷器输出力  $F_g$  为

$$F_g = n_g k_g x_4 \quad (6)$$

式中:  $n_g$  为一个关于飞机速度( $v$ )和飞行高度( $h$ )的函数;  $k_g$  为弹簧组等效弹性系数。

## 2.6 定中机构模型

定中机构与感觉载荷器并行连接,是一个弹簧机构,用于提供定中力,使系统在无操纵时回到平衡位置。

定中力  $F_z$  为

$$F_z = n_z k_z x_4 \quad (7)$$

式中:  $n_z$  为传动比;  $k_z$  为定中弹簧弹性系数。

## 2.7 液压助力器模型

液压助力器是一个复杂精密液压系统,对其建模十分复杂。由于是基于不可逆式操纵系统仿真,对液压助力器建模时不考虑力传递,针对位移传递进行建模<sup>[9]</sup>。

液压助力器输出位移  $x_5$  为

$$x_5 = \frac{K}{s^2 + As + B} x_4 \quad (8)$$

式(8)是一个经过拉氏变换的等效位移传递公式,式中参数随着液压助力器型号改变而变化。参照某型号液压助力器取值如下:传递系数  $K$  取值为 35;常数  $A$  取值为 3;常数  $B$  取值为 7000。

## 2.8 舵面传动模型

液压助力器到舵面是一个传动装置。由于不考虑力传递关系,则将位移传递关系等效为一个伺服装置<sup>[10]</sup>。

舵偏角  $\delta$  的拉氏变换传递公式为

$$\delta = \frac{K}{Ts + 1} x_5 \quad (9)$$

式中:传递系数  $K$  取值为 600;时间常数  $T$  取值为 0.06。

## 2.9 操纵系统模型

综上所述,式(1)~式(9)所组成的方程组即为操

纵系统数学模型,即

$$\begin{cases} F = (M_q s^2 + b_q s) x_2 + f_q + F_1 \\ F_1 = (M_h s^2 + b_h s + n_g k_g + n_z k_z) x_4 + f_h \end{cases} \quad (10)$$

## 3 控制策略

目前,工程应用过程中采用的控制系统有 PID 控制、模糊控制、鲁棒控制以及神经网络控制等,都有各自的优缺点。如:PID 控制难以解决多余力的影响;模糊控制与鲁棒控制则难以满足输出力对模型力的跟踪精度;神经网络需要长时间学习,不能满足实时性要求<sup>[11-12]</sup>。综合考虑后,采取复合模糊神经网络与 PID 的控制方式。

首先建立力伺服系统与操纵系统模型之间的力回路模型。电动操纵负荷系统力回路模型如图 4 所示。

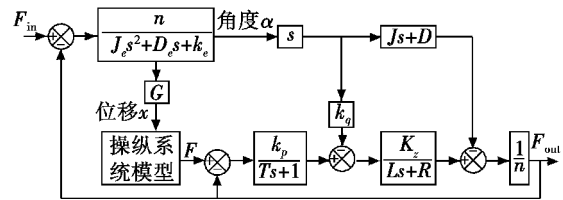


图 4 电动操纵负荷系统模型

Fig. 4 Electric control loading system model

所选电机为直流力矩电机。图中:  $n$  为比例系数;  $J_e$  为等效转动惯量;  $D_e$  为等效阻尼系数;  $k_e$  为等效弹性系数;  $J$  为电机转动惯量;  $D$  为电机阻尼系数;  $\alpha$  为电机转子转动角度;  $x$  为操纵系统输入位移;  $G$  为位移/角度传递比;  $F$  为操纵系统输出模型力;  $L$  和  $R$  分别是电枢的电感和电阻;  $K_z$  为转矩系数;  $T$  和  $k_p$  分别为 PWM 控制器的采样周期和比例系数;  $k_q$  为角速度与反电动势传递系数。这些参数的选取是依托某自行研发的电动操纵负荷系统。

在上述模型基础上,将模糊神经网络与 PID 控制并行,以前馈方式加入模型中,达到提高系统输出精度、速度以及抑制多余力的目的。复合控制结构见图 5。

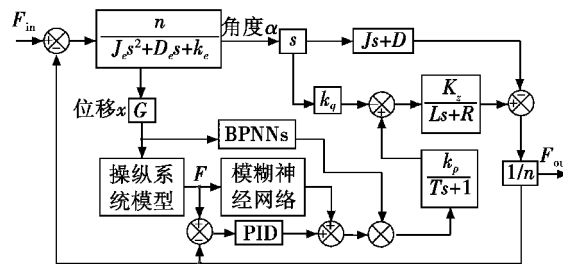


图 5 复合控制结构图

Fig. 5 Composite control structure

图 5 中,模糊神经网络分为 5 层。首先第 1 层将输入空间模糊化;然后输入第 2 层进行隶属度计算,隶属关系采用高斯基函数关系;第 3 层是计算联想单元

的激活强度,其数值等于隶属度;第4层是计算激活的联想强度,将上一层计算出的激活强度用于激活联想单元中的联想强度;第5层是输出层,对所有激活联想强度进行求和。

对于模糊神经网络控制参数的修正采用的是梯度下降法。学习时,高斯基隶属函数中心值是不变的,该模糊神经网络通过输出与总输入之差来调整权重、高斯基函数中心值和宽度,可以消除累积误差的影响,进而消除系统的过学习现象。

将输入域分为7个模糊子集,高斯基函数的中心值和相应的宽度初始值分别设为(-12,2)、(-8,3)、(-3,3)、(0,2)、(3,3)、(8,3)、(12,2)。模糊神经网络参数:论域最大值为12;论域最小值为-12;网络学习速率为0.1;惯性常量为0.05。

### 4 实验仿真验证

该模型是依托地面特种设备基地自行研发的波音飞行仿真实验系统,其电动操纵负荷系统实验平台如图6所示。

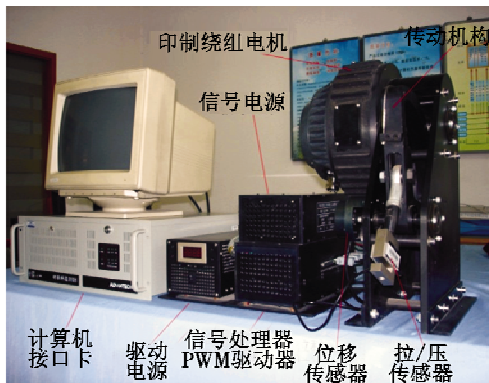


图6 电动操纵负荷系统  
Fig. 6 Electric control loading system

图6中,计算机为操纵负荷计算机,包含飞机操纵系统模型和控制策略算法。操纵负荷计算机通过以太网接收主仿真计算机传输的飞行参数,同时接收传感器信号,输入电动操纵负荷系统模型,产生相应电流控制电机加载力矩,提供操纵力感。

操纵力仿真分为2个部分:一个是模拟缓慢推驾驶杆的过程;另一个是模拟缓慢拉驾驶杆的过程。其中,图7~图9的实际曲线是来源于波音公司737系列飞机原始试飞离散数据<sup>[13]</sup>。实验初始条件设置见表1,主要仿真参数见表2。

表1 实验初始条件

Table 1 Initial conditions of experiment

条件项目	条件状态	条件项目	条件状态
飞机重量/kg	54658	海平面气温/°C	15
离地状态	地面	襟翼/(°)	0
标准空速/(kg·s <sup>-1</sup> )	0	俯仰角度/(°)	-0.75

表2 主要仿真参数

Table 2 The main simulation parameters

参数名称	参数数值
前舱等效惯性 $M_q$ /kg	20
前舱等效阻尼 $b_q$ /(Ns·m <sup>-1</sup> )	150
前舱摩擦力 $f_q$ /N	50
后舱等效惯性 $M_h$ /kg	10
后舱等效阻尼 $b_h$ /(Ns·m <sup>-1</sup> )	200
后舱摩擦力 $f_h$ /N	100
钢索刚度系数 $k_q$ /(N·m <sup>-1</sup> )	200000
定中弹簧弹性系数 $k_s$ /(N·m <sup>-1</sup> )	10000
载荷器弹性系数 $k_g$ /(N·m <sup>-1</sup> )	300000
间隙值 $\Delta$ /m	0.001

操纵系统中操纵杆只能向前推12.9°或向后拉13.9°。CCAR-60对飞行模拟机静态操纵要求:操纵力误差小于10%,舵偏角误差小于2%。

测试结果如图7~图9所示。

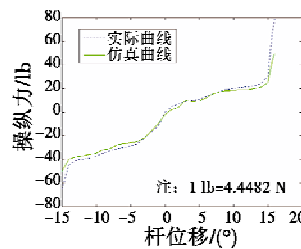


图7 推力/杆位移  
仿真结果图  
Fig. 7 Pushing force vs  
stick displacement

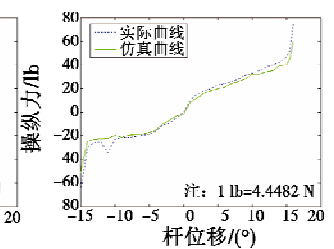


图8 拉力/杆位移  
仿真结果图  
Fig. 8 Pulling force vs  
stick displacement

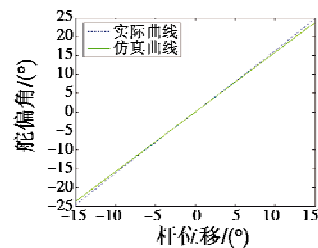


图9 舵偏角/杆位移仿真结果图

Fig. 9 Rudder deflection angle vs stick displacement

从3个仿真结果图可以看出,仿真曲线与实际曲线在两端处误差较大。由于模型的操纵力主要取决于感觉组件提供的加载力,该加载力是根据对空气力矩的计算而来。在仿真时,所选取的模拟舵面空气力矩的弹性系数  $k_g$  是一直不变的,但实际上随着飞行状态的变化是非线性变化的。此外,文中采用分段线性法来模拟系统的非线性,其结果会存在误差,因此以上因素对仿真实验结果有较大影响。

### 5 结束语

本文基于某型民航客机不可逆升降舵操纵系统,

针对飞行模拟机电动操纵负荷系统,利用等效动态模型法进行建模,采用复合控制方法将模型嵌入自行研发的飞行仿真系统中进行调试,并将仿真结果与波音公司实际试飞数据进行对比分析。结果表明,该模型可以准确模拟出不可逆式操纵系统操纵力,可应用于飞行模拟机的操纵负荷系统,也满足 CCAR-60 对飞行模拟机品质的要求。

### 参 考 文 献

- [1] 王行仁. 飞行实时仿真系统及技术[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,1998.  
WANG X R. Real-time flight simulation system and technology[M]. Beijing:Beihang University Press,1998.
- [2] 李玉涛. 数字人感系统的研制[D]. 北京:北京航空航天大学,2001.  
LI Y T. The development of digital human sense system [D]. Beijing:Beihang University, 2001.
- [3] 刘兴堂,吕杰,周自全. 空中飞行模拟器[M]. 北京:国防工业出版社,2003.  
LI X T, LÜ J, ZHOU Z Q. Flight simulator[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2003.
- [4] THOMPSON J G. Aircraft/control system simulation[C]//IEEE Conference on Control Applications, IEEE Piscataway, NJ, USA, 1996:119-124.
- [5] 徐鑫福,冯亚昌. 飞机飞行操纵系统[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,1989:210-240.  
XU X F, FENG Y C. Aircraft flight control system[M]. Beijing:Beihang University Press, 1989:210-240.
- [6] 施继增,王永熙,郭恩友,等. 飞行操纵与增强系统[M]. 北京:国防工业出版社,2003.  
SHI J Z, WANG Y X, GUO E Y, et al. Mechanical flight control and augmentation system [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2003.
- [7] 于黎明,王占林,裘丽华. 飞机操纵系统建模及降阶仿真研究[J]. 计算机仿真,2000,17(3):15-18.  
YU L M, WANG Z L, QIU L H. Modeling and descending simulation of aircraft control system[J]. Computer Simulation, 2000, 17(3):15-18.
- [8] 汝少明. 歼强飞机构造学[M]. 北京:海潮出版社,2006:231-233.  
RU S M. The tectonics of fighter and attack plane[M]. Beijing:Haichao Press, 2006:231-233.
- [9] 李艳军. 飞机液压传动与控制[M]. 北京:科学出版社,2009:98-100.  
LI Y J. Aircraft hydraulic transmission and control[M]. Beijing:Science Press, 2009:98-100.
- [10] FRDRISCOLL V, ALEONESSA G D. Design of a prototype ocean current turbine-part II: Flight control system [J]. Ocean Engineering, 2006, 33:1522-1551.
- [11] 齐潘国. 飞行模拟器液压操纵负荷系统力感模拟方法研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学,2009.  
QI P G. Force-feel cueing study of hydraulic control loading system of flight simulator [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2009.
- [12] 韩瑞珍. PID 控制器参数模糊自整定研究[D]. 杭州:浙江工业大学,2001.  
HAN R Z. A study on self-tuning PID controller based fuzzy inferences [D]. Hangzhou: Zhejiang University of Technology, 2001.
- [13] BOEING D611A001. Volume 1, Rev E[Z]. The Boeing Company, 2003.

(上接第 60 页)

地解决了无人机姿态及轨迹的控制问题。最后,对无人机撞网回收下滑阶段进行了全过程仿真验证,在一定程度上反映了这种方法具有工程参考价值。

### 参 考 文 献

- [1] 裴锦华. 无人机撞网回收的技术发展[J]. 南京航空航天大学学报,2009,41(s):6-11.  
PEI J H. Technology development of UAV net recovery system[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009, 41(s):6-11.
- [2] 文桂林,文登,尹汉锋,等. 某无人机撞网回收系统动力学仿真[J]. 湖南大学学报:自然科学版,2011,38(10):34-38.  
WEN G L, WEN D, YIN H F, et al. Dynamic simulation of net-recovery system for unmanned aerial vehicle[J]. Journal of Hunan University: Natural Sciences Edition, 2011, 38(10):34-38.
- [3] URNES J M, HESS R K. Integrated flight control systems development — the F/A-18A automatic carrier landing system [C]//Guidance and Control Conference, Gatlinburg, TN, Collection of Technical Papers, United States, 1983:920-930.
- [4] 高嘉景. 海军舰载无人机的现状及其发展趋势[J]. 舰船电子工程,2004,24(3):16-19,25.  
GAO J J. Situation and development trend of naval shipboard unmanned aerial vehicle[J]. Ship Electronic Engineering, 2004, 24(3):16-19, 25.
- [5] LIZARRAGA M. Autonomous landing system for a UAV [D]. Monterey:Naval Postgraduate School, 2004.
- [6] KHANTSIS S. Control system design using evolutionary algorithms for autonomous shipboard recovery of unmanned aerial vehicles[D]. Melbourne:Royal Melbourne Institute of Technology, 2006.
- [7] 刘金琨. 滑模变结构控 MATLAB 仿真[M]. 北京:清华大学出版社,2005.  
LIU J K. MATLAB simulation for sliding mode control [M]. Beijing:Tsinghua University Press, 2005.