基于模型匹配的光电侦察无人机飞行控制器设计方法

李艳辉,厉 明,周 凌,张 楠

(中国科学院长春光学精密机械与物理研究所，吉林 长春 130033)

摘 要：无人机在光电侦察领域的应用越来越广泛，设计可靠的飞行控制器是完成侦察任务的必要手段。提出了一种基于模型匹配和遗传算法寻优的以非线性模型为被控对象的飞行控制器设计方法。通过该方法可以实现无人机飞行控制器与飞行仿真模型的一体化快速设计与仿真，与经典的飞行控制器设计方法相比,该方法能够比较快速、便捷地获得所需控制器。建立了包含气动、发动机和环境模型的某型无人机六自由度非线性全量数学模型,然后基于此模型,应用上述方法设计了无人机的飞行控制器,基于有限状态机理论建立了飞行管理模型,设计无人机飞行剖面并实现控制器切换,最后进行了六自由度非线性仿真,验证了所设计控制器的有效性。

关键词：模型匹配； 遗传算法； 飞行控制； 飞行仿真； 有限状态机

中图分类号：TJ765.2;V412 **文献标志码**：A **文章编号**：1007-2276(2015)02-0693-06

UAV flight controller design method based on model matching used for electro-optical reconnaissance

Li Yanhui, Li Ming, Zhou Ling, Zhang Nan

(Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China)

Abstract: The application of UAV in the field of electro-optical reconnaissance is more and more widely. Desining a robust flight controller for UAV is an essential technique. A flight controller design method based on model matching and genetic algorithm optimization was proposed in this paper. A nonlinear model was used as the controlled object of this method. Compared with the classic flight controller design method, this method could access the needed controllers quickly and conveniently. A nonlinear mathematical six-degree-of-freedom model of a UAV was established, the aerodynamics, engine and environmental model were all included in this model. Using the above method, a UAV flight controller was designed. Based the finite state machine theory, the flight management model was established to design flight modes and carry out the controller switch. Finally, the six degrees of freedom nonlinear simulation was carried out to verify the effectiveness of the designed controller.

Key words: model matching; genetic algorithm; flight control; flight simulation; finite state machine

收稿日期:2014-06-11; **修订日期**:2014-07-13

基金项目:中国科学院知识创新工程国防科技创新重要项目(YYYJ-1122)

作者简介:李艳辉(1986-),男,助理研究员,硕士,主要从事飞行器总体技术、导航、制导与控制等方面的研究。

Email:liyanhui-1986@163.com

PDF 檔案使用 "pdfFactory Pro" 試用版本建立 www.pdffactory.com

0 引 言

无人机是获取战场情报、进行监视和侦察活动的最佳平台,已成为未来战争中的重要武器[1]。它可深入到最危险地区搜集最新的实时战场情报,为精确打击武器指示目标、评估打击效果,具有无人员伤亡、使用灵活、高效费比等独特优点,起到侦察卫星、预警飞机和有人侦察机等难以比拟的作用[2]。

可靠的无人机飞行控制器是无人机能够完成飞行任务的关键所在。无人机飞行过程是一个非常复杂的非线性动力学过程,其飞行动力学模型是一个多变量、强耦合的非线性系统,且存在较大的模型不确定性。经典的飞行控制器设计方法一般是在飞行包线内选定一系列的配平点,然后在这些配平点上对飞机的非线性动态模型进行线性化,然后根据线化模型设计飞行控制器。

这其中最重要的一部分工作便是控制器参数的选择,经典方法往往通过经验、试凑方法来使控制系统达到相应指标。这种控制系统的设计方法效率低下,工作量比较大,在很大程度上依赖于设计人员的工程经验,所设计的控制系统尽管在工程上可实现,但不一定是最优的结果。随着飞行器性能的提高,飞行控制系统也越来也复杂,采用人工试凑方法选择控制器参数已经成为制约飞行控制系统设计的一个瓶颈[3]。

针对这一问题,文中提出了一种基于模型匹配和遗传算法寻优的飞行控制器设计方法。首先建立了无人机六自由度非线性仿真模型,然后提出飞行控制方案及控制结构,并给出具体的控制律表达式,采用频域模型作为参考模型来表示期望的飞行控制性能,该模型能够满足飞行控制品质要求,动态及稳态指标良好,利用基于遗传算法的全局优化过程对飞行控制律参数进行设计,使控制特性逼近参考模型特性,最后以某型无人机为对象,验证所提控制器合理性,以及所采用控制律设计方法的高效性。

1 遗传算法简介

遗传算法(Genetic Algorithm,GA)最早是由美国Holland 教授提出的。遗传算法主要借助生物进化中“适者生存”的规律,模仿生物进化过程中的遗传繁殖机制,对优化问题的解空间的每一个个体进行编码(二进制或其他进位制),然后对编码后的优化问题解空间进行组合划分,通过迭代从中寻找含有最优解或较优解的组合,是一种自适应全局优化概率搜索算法[4]。

基于遗传算法的寻优过程在系统参数辨识和过程控制方面有很多成功应用[5]。参考文献[6]采用基于均匀设计的小生境遗传算法优化策略进行飞行控制系统参数的整定。参考文献[7]采用遗传算法寻优设计了无人机滑跑纠偏控制器。

遗传算法的主要步骤为:编码、初始种群生成、适应度评估检测、选择、交叉、变异。

在选择、杂交及变异阶段有多种算法可以选择,从而形成多种多样遗传算法,该文选定的遗传算法为自适应遗传算法。其特点在于交叉概率和变异概率能够随适应度自动改变。因此,自适应遗传算法能够提供相对某个解的最佳交叉概率和变异概率。

交叉概率和变异概率的计算公式如下:

$$P_c=\begin{cases}\dfrac{k_1(f_{max}-f)}{f_{max}-f_{avg}}, & f>f_{avg}\\ k_2, & f<f_{avg}\end{cases} \tag{1}$$

$$P_m=\begin{cases}\dfrac{k_3(f_{max}-f')}{f_{max}-f_{avg}}, & f'\geqslant f_{avg}\\ k_4, & f'<f_{avg}\end{cases} \tag{2}$$

式中:f_{max} 为群体中的最大适应值;f_{avg} 为群体平均适应值;f 为要交叉的两个个体中较大的适应度值;f' 为要变异的个体的适应度值;k_1,k_2,k_3,k_4 为常数。

2 飞行动力学模型建立

无人机六自由度仿真模型的总体架构如图 1 所示。

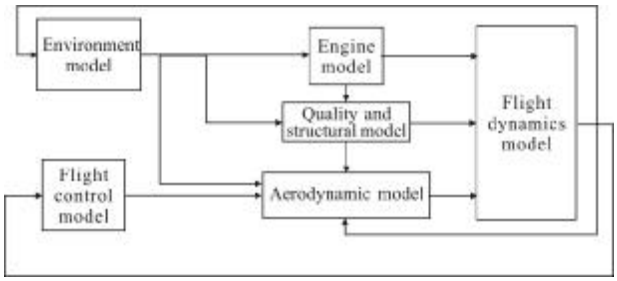

图 1 动力学模型框图

Fig.1 Kinetic model diagram

2.1 无人机动力学模型

文中主要考虑无人机在空中的运动,作用在无

PDF 檔案使用 "pdfFactory Pro" 試用版本建立 www.pdffactory.com

人机上力主要有空气动力 F_A、发动机推力 F_P、无人机自身重力。在本体坐标系中建立无人机的六自由度动力学模型[8-9]。

设无人机机体系的速度分量为:[u,v,w], 角速度分量为[p,q,r]。

在该体坐标系中建立无人机的平动动力学方程为:

$$m(\dot{u}-vr+wq)=F_{A_x}+F_{P_x}+mg_x$$

$$m(\dot{v}-ur-wq)=F_{A_y}+F_{P_y}+mg_y$$

$$m(\dot{w}-uq+vp)=F_{A_z}+F_{P_z}+mg_z \tag{3}$$

在地面坐标系中建立无人机的平动运动学方程为:

$$\begin{bmatrix}\dot{x}_e\\ \dot{y}_e\\ \dot{z}_e\end{bmatrix}=C_{gb}\begin{bmatrix}u\\ v\\ w\end{bmatrix} \tag{4}$$

式中:C_{gb} 为机体坐标系到地面坐标系的坐标转换矩阵。

无人机面对称,$I_{yz}=I_{xy}=0$。在本体坐标系中,无人机转动动力学方程为:

$$I_x\dot{p}-I_{xz}\dot{r}-I_{xz}pq+(I_z-I_y)rq=M_{A_x}+M_{p_x}$$

$$I_y\dot{q}-I_{xz}p^2-I_{xz}r^2+(I_x-I_z)pr=M_{A_y}+M_{p_y}$$

$$I_z\dot{r}-I_{xz}\dot{p}+I_{xz}qr+(I_y-I_x)pq=M_{A_z}+M_{p_z} \tag{5}$$

设欧拉角为:[ϕ,θ,ψ],无人机转动运动学方程为:

$$\dot{\phi}=p+\tan(q\sin\phi+r\cos\phi)$$

$$\dot{\theta}=q\cos\phi-r\sin\phi)$$

$$\dot{\psi}=(q\sin\phi+r\cos\phi)\sec\theta \tag{6}$$

2.2 空气动力学模型

作用在无人机上的空气动力在气流坐标系中可以分解为阻力 D、升力 L 和侧力 C。

$$D=C_DQS,\ L=C_LQS,\ C=C_CQS,\ Q=\frac{1}{2}\rho V^2 \tag{7}$$

式中:ρ 为大气密度;V 为飞行速度;Q 为动压;S 为无人机的参考面积;C_D 为阻力系数;C_L 为升力系数;C_C 为侧力系数。

$$C_D,C_L,C_C=f(Ma,Re,\alpha,\beta,\delta_e,\delta_r,\delta_a) \tag{8}$$

式中:Ma 为马赫数;Re 为雷诺数;α 为攻角;β 为侧滑角;δ_e 为升降舵偏角;δ_r 为方向舵偏角;δ_a 为副翼舵偏角。

上述三个气动系数均可通过实验数据插值获取。

作用在无人机上的气动力矩为:

$$MA_x=C_lQSb,\ MA_y=C_mQSc,\ MA_z=C_nQSb \tag{9}$$

式中:C_l 为滚转力矩系数;C_m 为俯仰力矩系数;C_n 为偏航力矩系数;b 为机翼展长,选为侧向参考长度;c 为机翼平均气动弦长,选为纵向参考长度。

$$C_l=C_{l\beta}\beta+(C_{lp}p+C_{lr}r)(b_{ref}/2V)+C_{la}\delta_a$$

$$C_m=C_{m0}+C_{m\alpha}\alpha+(C_{mq}q+C_{m\dot{\alpha}}\dot{\alpha})(c_{bar}/2V)+C_{me}\delta_e$$

$$C_n=C_{n\beta}\beta+(C_{np}p+C_{nr}r)(b_{ref}/2V)+C_{nr}\delta_r \tag{10}$$

式中:$C_{l\beta}$ 为滚转静稳定性导数;C_{lp} 为滚转阻尼导数;C_{lr} 为交叉动导数;C_{la} 为滚转操纵导数;$C_{m\alpha}$ 为俯仰静稳定性导数;C_{mq} 为俯仰阻尼导数;$C_{m\dot{\alpha}}$ 为下洗延迟效应引起的阻尼导数;C_{me} 为俯仰操纵导数;$C_{n\beta}$ 为偏航静稳定性导数;C_{np} 为偏航阻尼导数;C_{nr} 为交叉动导数;C_{nr} 为偏航操纵导数。

上述气动系数均通过实验数据插值获取。

2.3 推进系统模型

发动机推力取决于:飞行速度 V,飞行高度 h,迎角 α,油门开度 δ_F,仿真过程中推力由插值得到。

$$F_P=f(V,h,\alpha,\delta_P) \tag{11}$$

3 基于模型匹配的控制器设计

针对已建立六自由度动力学模型, 在某配平点上即可以进行飞行控制器设计。

基于模型匹配的控制器设计方法的主要思路是: 利用基于遗传算法的全局优化过程对固定构型的飞行控制器控制参数进行寻优, 通过非线性仿真模型获得其控制响应, 优化结果使其特性逼近期望的参考模型特性。

其原理框图如图 2 所示。

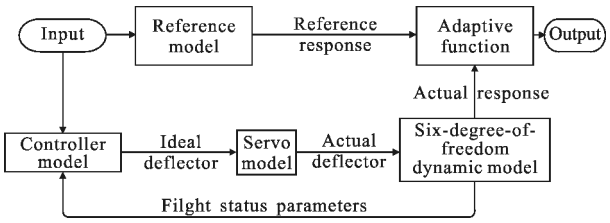

图 2 基于模型匹配的控制器设计原理框图

Fig.2 Block diagram of the controller design method based on model matching

控制器设计方法步骤如下:

(1) 选定一个符合飞行品质要求的参考模型;

PDF 檔案使用 "pdfFactory Pro" 試用版本建立 www.pdffactory.com

(2) 指定飞行控制律构型。控制器结构为选定构型,其控制参数(P、I 等)为可变量,即为优化过程所需的优化变量。

(3) 将控制器模型、参考模型、飞行器六自由度非线性仿真模型组合在一起,以飞行器六自由度模型解算的飞行状态参数为控制器输入,其输出经舵机模型后传递给飞机六自由度模型,从而形成一闭环控制系统。确定输入信号、实际响应信号、参考响应信号。

(4) 确定自适应度函数。在相同的输入下,飞机动力学模型接收控制器产生的舵偏角,将其响应与参考模型在同样输入下的响应按照一定的自适应度评价函数进行处理,以评价实际响应与参考响应的一致性,从而得到优化所需的目标函数值。

(5) 以自适应度函数输出最小为目标函数,自动优化控制参数使得闭环系统的响应特性尽可能与参考模型一致。

3.1 参考模型

首先建立满足飞行品质要求的参考模型,文中选定的参考模型为一理想的单输入单输出二阶系统模型。

$$G(s)=\frac{w_n^2}{s^2+2\xi w_n s+w_n^2} \tag{12}$$

选定理想参考模型为:$w_n=7.5$,$\xi=0.707$。

3.2 控制器设计

文中在纵向对飞机的俯仰角稳定控制、高度稳定控制两种模态控制器进行设计,来实现飞机的等俯仰角爬升、下滑及等高巡航等任务剖面;飞机采用 BTT 方式实现转弯,所以在横航向主要进行飞机的滚转角保持控制器设计,来实现飞机的横滚稳定控制及盘旋。

3.2.1 俯仰角稳定保持控制器设计

俯仰角稳定控制器算法为:

$$\delta_e=[(Kp_sita+Ki_sita/s)(\theta_{ref}-\theta)]-Kq_sita*\dot{\theta} \tag{13}$$

式中:δ_e 为升降舵偏角;θ_{ref} 为俯仰角指令;θ 为俯仰角反馈;$\dot{\theta}$为俯仰角速率反馈;Kp_sita,Ki_sita,Kq_sita 为控制器调节参数。

构建模型匹配控制器结构如图 3 所示。

仿真步长为 0.01 s,仿真时间为 10 s。

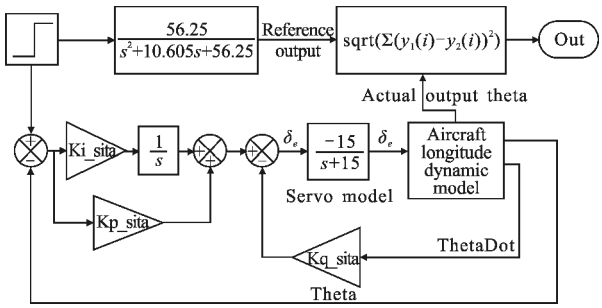

图 3 俯仰角稳定控制器设计原理图

Fig.3 Pitch angle stability controller design schematics

优化变量:Kp_sita,Ki_sita,Kq_sita。

优化目标:$\min(\mathrm{sqrt}(\sum_{i=1}^{n}(y_1(iT)^2-y_2(iT)^2)))$。

采用 Matlab 优化工具箱的遗传算法进行参数优化,优化目标函数由 M 文件编写。

3.2.2 高度稳定保持控制器设计

高度稳定保持控制器算法为:

$$\delta_e=-Kq_h\times\dot{\theta}+(Kp_h+Ki/s_h)[Kh\times(h_{ref}-h)-Khdot\times\dot{h}-\theta] \tag{14}$$

式中:δ_e 为升降舵偏角;h_{ref} 为平飞高度指令;h 为高度反馈;θ 为俯仰角反馈;$\dot{\theta}$为俯仰角速率反馈;Kp_h,Ki_h,Kq_h 为控制器调节参数。

构建模型匹配控制器结构如图 4 所示。

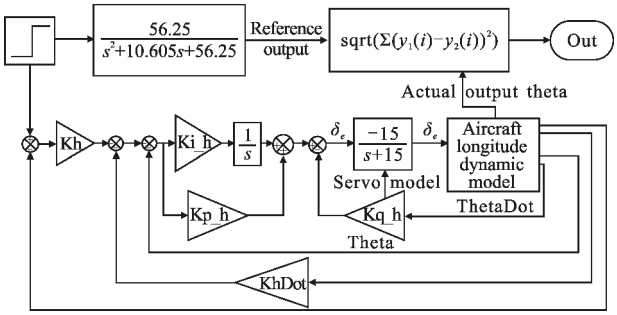

图 4 高度稳定保持控制器设计原理图

Fig.4 Height stability controller design schematics

3.2.3 滚转角稳定保持控制器设计

滚转角稳定保持控制器算法为:

$$\delta_a=[(Kp_phi+Ki_phi/s)(\phi_{ref}-\phi)]-Kq_phi*\dot{\phi} \tag{15}$$

式中:δ_a 为副翼舵偏角;ϕ_{ref} 为滚转指令;ϕ 为滚转角反馈;$\dot{\phi}$为滚转角速率反馈;Kp_phi,Ki_phi,Kq_phi 为控制器调节参数。

PDF 檔案使用 "pdfFactory Pro" 試用版本建立 www.pdffactory.com

构建模型匹配控制器结构如图 5 所示。

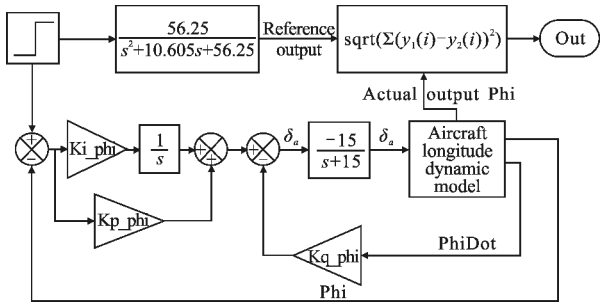

图 5 滚转角稳定控制器设计原理图

Fig.5 Roll angle stability controller design schematics

4 飞行仿真

为验证所设计控制器的有效性，采用 Matlab/Simulink 为建模工具，以某小型无人机为原型进行六自由度数字仿真。

4.1 基于有限状态机的飞行管理系统设计

无人机飞行剖面管理涉及的逻辑切换较为复杂,该文通过有限状态机方法,设计飞行器的飞行管理系统,实现各剖面的飞行控制器切换。

有限元状态机是具有有限个状态的系统理论表述。它以某些缺省的状态为起点,根据所定义的事件和转移进行操作。转移表示状态机如何对事件进行响应(控制流程)。它有明确的输入和输出的个数,可以明确地配置所有的模式或状态。它也定义了导致系统从一个状态转换到另一个状态的逻辑或事件。文中采用 Matlab/Simulink 自带的 Stateflow 模块来实现基于有限状态机方法的飞行管理系统设计。各任务剖面的次序及切换条件如图 6 所示。仿真过程所实现的任务剖面为:等俯仰角爬升、等高巡航、等高盘旋,等俯仰角下降。任务剖面的实现通过 simulink 的有限状态机模块 stateflow 来实现。

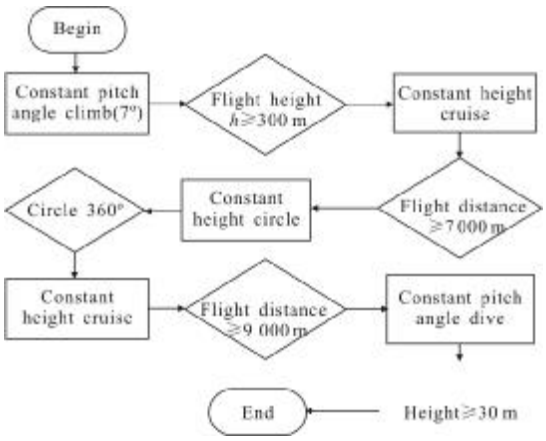

图 6 飞行剖面

Fig.6 Flight modes

4.2 仿真结果

根据优化结果,俯仰角稳定/保持控制器控制参数取值如下:Ki_sita=0.41,Kp_sita=1.62,Kq_sita=0.54。

高度稳定/保持控制器控制参数取值如下:

Ki_h=0.41,Kp_h=1.62,Kq_h=0.54

Kh=1.35,Khdot=1.4

滚转角稳定/保持控制器控制参数取值如下:

Ki_phi=0.11,Kp_phi=0.8,Kq_phi=0.12

通过仿真,所得结果如下:图 7 为无人机三维飞行航迹坐标曲线;图 8(a)~(d)分别为无人机滚转角、俯仰角、偏航角、速度随时间变化曲线。

将基于模型匹配设计方法所得的控制器与采用

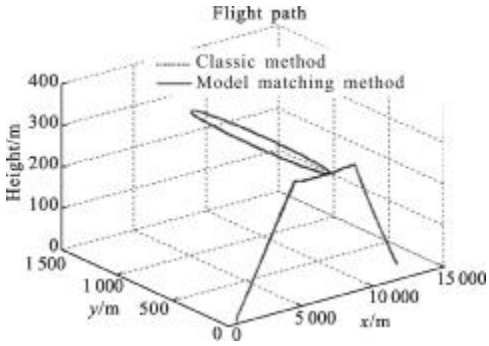

图 7 航迹曲线

Fig.7 Flight path

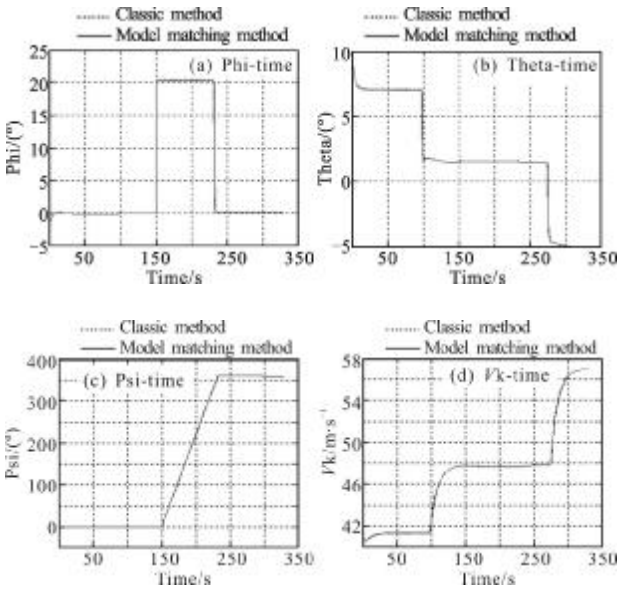

图 8 飞行状态

Fig.8 Flight status

PDF 檔案使用 "pdfFactory Pro" 試用版本建立 www.pdffactory.com

经典方法所得的控制器应用于同一飞行剖面，所得飞行轨迹、姿态响应及舵偏指令对比如 9 图所示。

从上述结果可以看出，所设计的控制器能够满足飞行要求，实现规划航迹，且飞行过程中，无人机姿态角稳定，与经典方法相比跟踪精度更高。

由图 9 可以看出，由文中方法所得控制律舵偏角及舵偏角速率均在理想范围之内。经典方法所得控制律的舵偏角指令在飞行模态切换时存在较大阶跃。

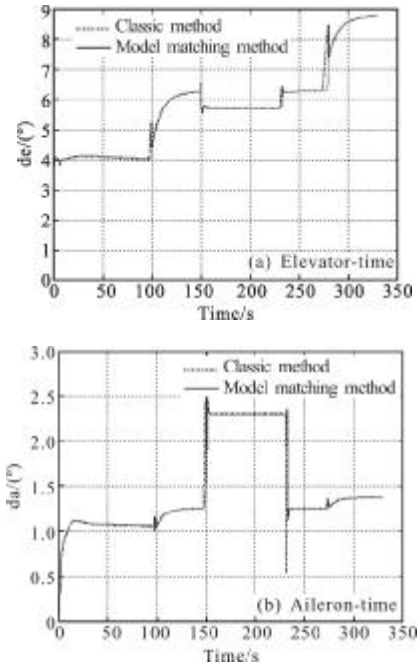

图 9 升降舵及副翼舵指令

Fig.9 Elevator and aileron command

综上，与经典设计方法相比，该文方法具有以下优点：

(1) 省去配平、线性化过程，直接采用非线性模型为控制对象；(2) 采用非线性仿真模型为对象进行控制器设计，实现了飞行仿真和飞行控制设计的一体化过程；(3) 参数选择采用遗传算法寻优，代替经典方法的人工试凑方法，设计过程更简便，更具智能化和通用化；(4) 保证控制参数的最优化。

5 结束语

文中建立了包含气动、发动机和环境模型的某型无人机六自由度非线性全量数学模型，然后基于此模型，采用基于模型匹配和遗传算法寻优的以非线性模型为被控对象的飞行控制器设计方法设计了俯仰角稳定控制、高度稳定控制、滚转角稳定控制器。通过非线性仿真验证，证明所设计的控制器能够很好地满足相关要求，实现了飞机的等俯仰角爬升、等高巡航、等高盘旋、等俯仰角下降的飞行剖面。与经典的控制器设计方法相比，该方法可以直接针对非线性模型进行控制器设计，即只需建立好飞行器的非线性仿真模型，就可以直接进行控制器设计，而无需将其进行线性化。且控制器参数无需人工调参，通过寻优方法即可得能够满足控制器设计要求的最优控制器参数，实现了飞行器飞行控制器与飞行仿真模型的一体化快速设计与仿真。

参考文献：

[1] Lou Shuli. UAV electro-optical reconnaissance and surveillance technology [J]. Infrared and Laser Engineering, 2006, 10: 120-121. (in Chinese)

[2] Wang Xiao, Yi Ming, Hong Ming. Application of UAV system in electro-optical countermeasure [J]. Infrared and Laser Engineering, 2006, 10: 122-125. (in Chinese)

[3] Guo Suofeng, Shen Gongzhang. Advanced flight control system [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2003. (in Chinese)

[4] Wang Xiaoping, Cao Liming. Genetic Algorithm [M]. Xi'an: Xi'an Jiaotong University Press, 2005. (in Chinese)

[5] Pan Wei, Wang Xueyong, Jing Yuanwei. Mixed H2/H∞ state feedback controllers based on genetic algorithm [J]. Control and Decision, 2005, 20(2): 132-136. (in Chinese).

[6] Li Guangwen. NGA based on uniform design and its application in optimization of FCS[J]. Acta Aeronautica ET Astronautica Sinica, 2008, 29: 73-78. (in Chinese)

[7] Wang Yong. Lateral deviation correction control for UAV taxiing[J]. Acta Aeronautica ET Astronautica Sinica, 2008, 29: 142-149. (in Chinese)

[8] Qian Xingfang, Lin Ruixiong, Zhao Yanan. Flight DynaIlic S0, Missile [M]. Beijing: Beijing Institute of Technology Press, 2000. (in Chinese)

[9] Li Ming. Hardware in closed loop simulation system for aircraft based on rapid simulation prototype [J]. Optics and Precision Engineering, 2008, 16: 1950-1955. (in Chinese)

PDF 檔案使用 "pdfFactory Pro" 試用版本建立 www.pdffactory.com