

基于趋近律滑模最优控制的无人机撞网回收轨迹控制

李若兰, 甄子洋, 龚华军
(南京航空航天大学自动化学院, 南京 210016)

摘要: 针对舰载无人机撞网回收过程的下滑轨迹跟踪控制问题, 在设计基于 α - β 滤波器的轨迹控制外回路的基础上, 着重设计了趋近律滑模控制与最优控制相结合的姿态控制内回路, 提高了系统的稳定性并改善了系统的动态性能。以某小型无人机为例进行了撞网回收全过程三维数值仿真, 仿真结果表明, 该撞网回收着舰轨迹控制系统能够实现下滑过程飞行姿态及轨迹的精确控制, 且能够在舰船甲板运动情况下实现较精确的撞网回收。

关键词: 小型无人机; 撞网回收; 滑模控制; 最优控制

中图分类号: V279 **文献标志码:** A **文章编号:** 1671-637X(2014)09-0058-03

Trajectory Control of a UAV During Net Recovery Based on Sliding Mode Control and Optimal Control

LI Ruo-lan, ZHEN Zi-yang, GONG Hua-jun
(College of Automation Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: As to the problem of tracking the glide trajectory of a UAV during net recovery, an inner-loop controller combining reaching law based sliding mode control with optimal control was designed on the basis of the outer loop controller with α - β filter. The stability and dynamic performance of the system were improved. Taking a small UAV as an example, we made a three-dimensional digital simulation to the whole net-recovery process. The simulation results show that this controller can realize accurate control of the attitude and trajectory of the UAV during its landing, and realize net-recovery accurately even when the deck is in movement.

Key words: small UAV; net recovery; sliding mode control; optimal control

0 引言

无人机撞网回收适合小型固定翼无人机在狭窄回收场地或舰船上使用^[1]。国外对无人机撞网回收的研究始于20世纪70年代,“先锋”、“天鹰座/苍鹰”、“银狐”等无人机均成功实现了撞网回收。国内相关研究始于20世纪90年代,主要停留在系统建模、分析仿真阶段,对无人机撞网回收技术的研究和应用与国外存在着较大差距^[2-3]。

撞网回收过程中,要考虑多种因素对无人机的影响,如甲板运动、舰尾流、风干扰等。与陆基回收方式

相比,撞网回收对控制装置的精度要求更高,实现难度也更大。

在无人机撞网回收控制过程中,理想着舰点(回收网中心点)随着舰船的运动而移动,由于甲板运动使理想着舰点不规则运动,又增加了控制难度。目前,撞网回收无人机一般采用PID控制方法^[4-5],采用先进控制方法的实例也偶有报道^[6]。

鉴于本文研究小型舰载无人机,对控制系统的鲁棒性及抗干扰能力要求较高,因此考虑用先进控制方法。在工程实现可行性前提下,采用滑模控制与最优控制相结合方法实现小型无人机的姿态及轨迹控制,并对撞网回收过程进行仿真,综合分析着舰性能。

1 小型舰载无人机数学模型

小型无人机动力学关系可用六自由度全量非线性模型来描述。本文研究具有常规气动布局的某小型舰载无人机,基于气动参数,建立小型舰载无人机的全量

收稿日期:2013-09-10

修回日期:2013-10-28

基金项目:国家自然科学基金(61304223);教育部博士点基金(20123218120015);南京航空航天大学基本科研业务费专项科研基金(NS2013029, NN2012101)

作者简介:李若兰(1988—),女,河北秦皇岛人,硕士,研究方向为先进飞行控制技术。

非线性数值仿真模型。由于非线性模型非常不利于控制律设计,因此一般根据小扰动原理得到平衡点附近的线性增量模型来进行控制律设计。本文选取无人机定直平飞平衡状态,基准速度为 20 m/s,选取 $\mathbf{X} = [V \ \alpha \ \beta \ p \ q \ r \ \phi \ \theta]^T$,为状态变量,通过计算获得配平状态,配平时各状态导数值均小于 10^{-8} 级别,精度较高。

对非线性模型进行线性化,可得纵侧向的线性状态空间模型 $\dot{\mathbf{X}}_{\text{lon}} = \mathbf{A}_{\text{lon}} \mathbf{X}_{\text{lon}} + \mathbf{B}_{\text{lon}} \mathbf{U}_{\text{lon}}$, $\dot{\mathbf{X}}_{\text{lat}} = \mathbf{A}_{\text{lat}} \mathbf{X}_{\text{lat}} + \mathbf{B}_{\text{lat}} \mathbf{U}_{\text{lat}}$,其具体数值模型为

$$\begin{bmatrix} \dot{\Delta V} \\ \dot{\Delta \alpha} \\ \dot{\Delta q} \\ \dot{\Delta \theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.0785 & 6.0293 & -1.6485 & -9.7783 \\ -0.0489 & -3.9919 & -0.7386 & 0.0326 \\ -0.0003 & -96.9781 & -260.2504 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta V \\ \Delta \alpha \\ \Delta q \\ \Delta \theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -2.1657 & 1.4976 \\ -0.575 & -0.0052 \\ -95.5596 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta \delta_e \\ \Delta \delta_r \end{bmatrix} \quad (1)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\Delta \beta} \\ \dot{\Delta p} \\ \dot{\Delta r} \\ \dot{\Delta \phi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.1798 & 0.069 & -0.9976 & 0.49 \\ -22.4565 & -8.213 & 2.0046 & 0.0000 \\ 15.0747 & -0.6578 & -0.7095 & 0.0000 \\ 0.0000 & 1.0000 & 0.0025 & 0.0000 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta \beta \\ \Delta p \\ \Delta r \\ \Delta \phi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0.0000 & 0.0873 \\ 99.5144 & 2.4034 \\ -7.9397 & -10.1124 \\ 0.0000 & 0.0000 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_a \\ \delta_r \end{bmatrix} \quad (2)$$

舰载无人机的全量非线性运动方程用于着舰飞控系统的仿真研究,线性纵侧向运动方程组将用于设计姿态控制器,并在此基础上设计外回路轨迹控制器。

2 舰载无人机着舰姿态控制律设计

对于系统 $\dot{x} = f(x, u, t)$,设计滑模控制器需解决的两个问题^[7]:1) 设计切换函数 $s(x)$, $x \in \mathbf{R}^m$;2) 求解控制函数 $u = \begin{cases} u^+(x), & s(x) > 0 \\ u^-(x), & s(x) < 0 \end{cases}$ 。其中, $u^+(x) \neq u^-(x)$,控制函数需在滑模运动稳定的前提下满足到达条件,并保证在切换面以外的所有运动点都将于有限时间内到达切换面。

下文结合具体实例详述滑模控制与最优控制在无人机内回路姿态控制的应用。

2.1 趋近律滑模控制律设计

针对舰载无人机纵向模型,选取积分型切换函数

$$s(t) = \begin{bmatrix} s_1(t) \\ s_2(t) \end{bmatrix} = \mathbf{C}_{\text{lon}} [\mathbf{x}(t) - \int_0^t (\mathbf{A}_{\text{lon}} + \mathbf{B}_{\text{lon}} \mathbf{K}_{\text{lon}}) \mathbf{x}(t) dt] \quad (3)$$

式中: \mathbf{K}_{lon} 为状态反馈增益矩阵; \mathbf{C}_{lon} 为正常数构成的矩阵。

当系统所有状态处于滑模面上时,有 $s(t) = \dot{s}(t) = 0$,即 $\dot{\mathbf{X}}_{\text{lon}}(t) = (\mathbf{A}_{\text{lon}} + \mathbf{B}_{\text{lon}} \mathbf{K}_{\text{lon}}) \mathbf{X}_{\text{lon}}(t)$ 。此时,通过设计状态反馈矩阵 \mathbf{K}_{lon} 可达到理想控制效果, \mathbf{K}_{lon} 通过最优控制方法得到。

无人机滑模控制指数趋近律表达式为

$$\dot{s} = -\varepsilon \cdot \text{sgn}(s) - ks = - \begin{bmatrix} \varepsilon_1 & 0 \\ 0 & \varepsilon_2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \text{sgn}(s_1(t)) \\ \text{sgn}(s_2(t)) \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} k_1 & 0 \\ 0 & k_2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} s_1(t) \\ s_2(t) \end{bmatrix} \quad (4)$$

式中: $-\varepsilon \text{sgn}(s)$ 为等速趋近项; $-ks$ 为指数趋近项。显然,指数趋近律满足滑模运动的到达条件,即

$$s \dot{s} = s(-\varepsilon \cdot \text{sgn}(s) - ks) = -\varepsilon \cdot \frac{s}{|s|} \cdot s - ks^2 = -s^2 \left(\frac{\varepsilon}{|s|} + k \right) \leq 0 \quad (5)$$

确定了切换函数和趋近律就可以对控制函数进行求解。令

$$\dot{s} = \mathbf{C}_{\text{lon}} \dot{\mathbf{X}}_{\text{lon}} - \mathbf{C}_{\text{lon}} (\mathbf{A}_{\text{lon}} + \mathbf{B}_{\text{lon}} \mathbf{K}_{\text{lon}}) \mathbf{X}_{\text{lon}} \quad (6)$$

又 $\dot{\mathbf{X}}_{\text{lon}} = \mathbf{A}_{\text{lon}} \mathbf{X}_{\text{lon}} + \mathbf{B}_{\text{lon}} \mathbf{U}_{\text{lon}}$,由式(6)可得

$$\mathbf{C}_{\text{lon}} (\mathbf{A}_{\text{lon}} \mathbf{X}_{\text{lon}} + \mathbf{B}_{\text{lon}} \mathbf{U}_{\text{lon}}) - \mathbf{C}_{\text{lon}} (\mathbf{A}_{\text{lon}} + \mathbf{B}_{\text{lon}} \mathbf{K}_{\text{lon}}) \mathbf{X}_{\text{lon}} = -\varepsilon \text{sgn}(s) - ks \quad (7)$$

由式(7)可以求解出控制函数

$$\mathbf{U} = \begin{bmatrix} u_1(t) \\ u_2(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \delta_e(t) \\ \delta_r(t) \end{bmatrix} = (\mathbf{C}_{\text{lon}} \mathbf{B}_{\text{lon}})^{-1} \cdot (\mathbf{C}_{\text{lon}} \mathbf{B}_{\text{lon}} \mathbf{K}_{\text{lon}} \mathbf{X}_{\text{lon}} - \varepsilon \text{sgn}(s) - ks) \quad (8)$$

2.2 最优反馈控制矩阵设计

最优控制系统的性能指标为

$$J^* = \frac{1}{2} \int_{t_0}^{t_f} [\mathbf{x}^T(t) \mathbf{Q}_{\text{lon}} \mathbf{x}(t) + \mathbf{u}^T(t) \mathbf{R}_{\text{lon}} \mathbf{u}(t)] dt \quad (9)$$

式中: \mathbf{Q}_{lon} 为非负定矩阵; \mathbf{R}_{lon} 为正定矩阵;要求 J^* 达到最小。对于上述最优控制问题,存在最优控制律能够满足性能指标要求,即

$$\mathbf{K}_{\text{lon}} = -\mathbf{R}_{\text{lon}}^{-1} \mathbf{B}_{\text{lon}}^T \mathbf{P}_{\text{lon}} \quad (10)$$

式中, \mathbf{P}_{lon} 为对称正定阵,满足黎卡提微分方程

$$-\dot{\mathbf{P}}_{\text{lon}} = \mathbf{P}_{\text{lon}} \mathbf{A}_{\text{lon}} + \mathbf{A}_{\text{lon}}^T \mathbf{P}_{\text{lon}} - \mathbf{P}_{\text{lon}} \mathbf{B}_{\text{lon}} \mathbf{R}_{\text{lon}}^{-1} \mathbf{B}_{\text{lon}}^T \mathbf{P}_{\text{lon}} + \mathbf{Q}_{\text{lon}} \quad (11)$$

通过选取适当的 \mathbf{Q}_{lon} 阵和 \mathbf{R}_{lon} 阵求解出 \mathbf{P}_{lon} 阵,可以得到使系统稳定并达到理想控制效果的状态反馈增益矩阵 \mathbf{K}_{lon} 。

横侧向姿态控制系统的结构与设计与纵向控制系统相同,只是参数有所不同,在此不再赘述。

3 舰载无人机着舰轨迹控制律设计

含有 α - β 滤波器的轨迹控制器结构配置如图1所示,其中, P_{er} 表示位置误差信息, \dot{P}_e 表示位置指令的一阶导数,即角度指令。 α 滤波器用来滤去位置误差信息 P_{er} 中的噪声, β 滤波器预估 \dot{P}_e 的信息并经 α_1 滤波器再次滤波,最后经 α_2 滤波器对整个引导信息进行软化处理。它在对着舰误差进行修正的同时又能保证足够的带宽滤去噪声。

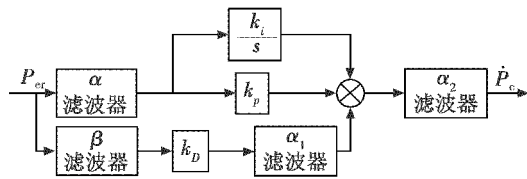


图1 α - β 滤波器的结构配置

Fig. 1 Configuration structure of α - β filter

α - β 滤波器、 α_1 滤波器、 α_2 滤波器具有如下传递函数形式: $G_\alpha(s) = (\alpha Ts + \beta) / (T^2 s^2 + \alpha Ts + \beta)$, $G_\beta(s) = \frac{\beta s}{T^2 s^2 + \alpha Ts + \beta}$, $G_{\alpha_1}(s) = \frac{\alpha_1}{Ts + \alpha_1}$, $G_{\alpha_2}(s) = \frac{\alpha_2}{Ts + \alpha_2}$ 。其中, T 为采样周期,本文取0.01。 α 和 β 的取值通常在0~1之间,研究表明,当 $\beta = \alpha^2 / (2 - \alpha)$ 时, α - β 滤波器的暂态和稳态性能都较为理想。

对于无人机纵向轨迹控制器, P_{er} 为高度指令与实际高度之差, \dot{P}_e 为俯仰角指令;侧向轨迹控制器中 P_{er} 为侧偏指令与实际侧偏之差, \dot{P}_e 为滚转角指令。

4 数值仿真分析

在无人机撞网回收下滑阶段,姿态控制回路要求纵向运动保持速度不变、俯仰角跟踪指令 $\Delta\theta_e$,横侧向运动保证无侧滑、滚转角跟踪指令 $\Delta\phi_e$;轨迹控制回路要求跟踪高度指令的同时消除侧向误差;无人机下滑过程中的目标着舰点即回收网的中心点。仿真中纵向及横侧向控制器参数设计参照表1。

表1 参数设计表

Table 1 Parameter design table

纵向参数		横侧向参数	
$Q = \text{diag}(1000, 500, 100, 500)$		$Q = \text{diag}(100, 100, 10, 500)$	
$R = \text{diag}(1, 1)$		$R = \text{diag}(50, 1)$	
$k = \text{diag}(0, 5, 0, 5)$		$\epsilon = \text{diag}(1, 1)$	
$\alpha = 0.45$	$\beta = 0.13$	$\alpha = 0.58$	$\beta = 0.24$
$\alpha_1 = 0.25$	$\alpha_2 = 0.65$	$\alpha_1 = 0.25$	$\alpha_2 = 0.45$

回收网中心点初始位置为(1300 m, 0 m, 0 m),舰船以7 m/s的速度运动;无人机初始位置为(0 m, 5 m, 100 m),前向速度20 m/s、垂向速度1 m/s,前向速度

方向与舰船运动方向一致。

仿真开始阶段先不考虑甲板运动,令无人机跟踪随舰船运动的理想着舰点,在着舰前12.5 s令无人机跟踪加入甲板运动影响的理想着舰点。仿真全过程加入舰尾流影响。

图2所示为舰载无人机的高度轨迹、高度误差及侧向误差曲线,图3所示为无人机下滑轨迹的三维视图。

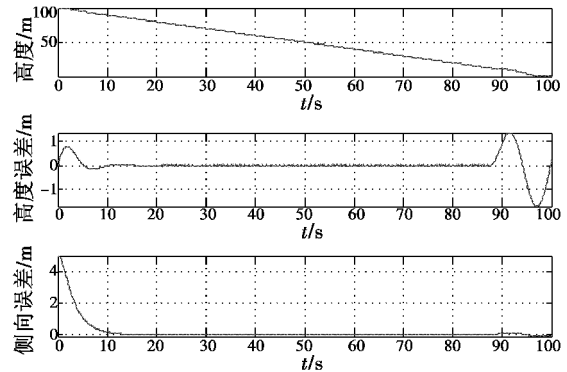


图2 高度轨迹、高度误差及侧向误差

Fig. 2 Height trajectory, height error and lateral error

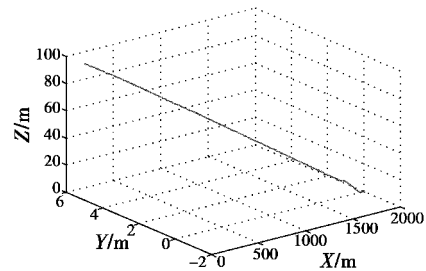


图3 无人机着舰下滑轨迹三维视图

Fig. 3 The 3D view of the trajectory of UAV during carrier landing

由上述仿真结果图可见,所设计的姿态及轨迹控制器能使无人机准确地跟踪高度下滑指令,并且在下滑过程中能快速准确地消除侧向位置误差。在着舰前12.5 s跟踪理想着舰点时,由于加入了甲板运动对理想着舰点的影响且着舰全过程考虑了舰尾流干扰,使无人机在触网时存在纵向及横侧向位置误差。但从仿真结果可以看出,最终的位置误差较小,在可接受范围内。这表明本文所设计的控制器准确实现了无人机的撞网回收过程,具有一定的工程应用参考价值。

5 结束语

本文采用滑模控制结合最优控制方法设计了一种无人机撞网回收阶段的姿态控制器,将最优控制方法设计的 K 阵用于滑模控制的积分型切换函数中。在外环轨迹跟踪控制中,采用 α - β 滤波器实现高度轨迹控制并消除侧向误差。仿真结果表明,这种方法很好

(下转第84页)

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.