文章编号 1004-924X(2016)07-1799-08

无人机自主着陆纵向控制律设计

高九州[1,2*]，贾宏光[1]
(1. 中国科学院 长春光学精密机械与物理研究所，吉林 长春 130033；
2. 中国科学院大学，北京 100039)

摘要：针对无人机的自主高精度定点着陆，应用自适应内模控制(AIMC)原理设计了自主着陆纵向飞行控制律。以轮式无人机为平台，将纵向非线性模型解耦并线性化。然后，以地速和下沉率为控制目标，应用 AIMC 理论设计了纵向飞行控制律。通过对 AIMC 滤波参数进行自调整改善了系统的动态特性，基于对模型的辨识增强了系统的鲁棒性。在顺逆风 6 m/s 的条件下对 AIMC 系统进行了数字仿真，结果显示其落点精度达到前后向 30 m 范围内。与传统内模控制(IMC)系统相比，提出的自适应内模控制(AIMC)系统在动态性能和落点精度等方面均有明显提高。最后，搭建了半物理测试平台，通过半物理仿真测试复现了系统数字仿真结果，验证了系统功能的完整性和协调性。

关 键 词：无人机；自主着陆；自适应内模控制；纵向飞行控制律；数字仿真；半物理测试
中图分类号：V249.1 **文献标识码**：A **doi**：10.3788/OPE.20162407.1799

Design of longitudinal control law for small fixed-wing UAV during auto landing

GAO Jiu-zhou[1,2*], JIA Hong-guang[1]

(1. *Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, Changchun* 130033, *China*;
2. *University of Chinese Academy of Sciences, Beijing* 100039, *China*)
* *Corresponding author, E-mail: gaojiuzhou@126.com*

Abstract: For the auto landing precisely of an Unmanned Aerial Vehicle (UAV), the longitudinal control law for the auto landing of the UVA was designed based on Adaptive Internal Model Control (AIMC) principle. By taking a small wheeled UVA as a working platform, the longitudinal nonlinear model was decoupled and linearized. Then, the ground speed and sink rate were selected as control targets and longitudinal control law was designed based on the AIMC and applied to control system design. The filter parameter was adjusted to improve the dynamic characteristics of the system and the model was identified to enhanced the robustness of the system. The AIMC system was simulated digitally under the conditions of ownwind or headwind in a speed of 6 m/s, and the results show that the landing precision of system is in a scope of 30 m for forward or backward directions. Finally, a hardware test platform was established to verify the simulation results and the hardware-in-loop-simulation (HILS) proves the harmony and integrality of the system.

收稿日期：2015-12-15；**修订日期**：2016-01-12.
基金项目：中国科学院三期知识创新工程(No. YYJ-1122)

?1994-2016 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

Key words: Unmanned Aerial Vehicle(UAV); auto landing; Adaptive Internal Model Control(AIMC); longitudinal control law; digital simulation; Hardware in Loop Simulation(HILS)

1 引 言

自主着陆是轮式无人机回收的重要方式之一,其着陆点的特性指标较高,对导航系统和飞行控制系统均提出了严格要求。文献[1]指出在着陆过程中,气动参数会因地面效应发生明显变化,同时风场的存在更会影响定点着陆的精度。文献[2]采用稳态逆结合反馈控制器设计了自主着陆控制律,文献[3]在构造非线性干扰观测器的基础上设计了滑模控制器,在没有考虑风场的影响下文献[2-3]的方法均达到了精确跟踪着陆航迹的要求。文献[4-7]分别应用神经网络和鲁棒 H_∞ 控制算法对着陆飞控系统进行设计,并在仿真中加入风场,得到了较好的控制效果,但其算法复杂,工程实现难度较大。文献[8]采用 LQG/LTR (Linear Quadratic Gaussian/Loop Transfer Recovery)方法设计控制律,在风场中具有一定的鲁棒性。本文针对自主着陆中高精度着陆点的指标要求,提出一种基于自适应内模原理的控制律设计方法[9-14],对自主着陆过程中纵向运动进行控制律设计,加入风场效应,并通过系统数字仿真跟踪着陆预设航迹,在线调整控制参数,优化控制效果。最后进行半物理测试,验证系统软硬件工作的完整性和协调性[15]。

2 控制系统设计

本文以某固定翼无人机为平台,其为 V 型尾翼布局,采用活塞螺旋桨发动机,其主要结构及性能参数如表 1 所示。

表 1 样例无人机结构及性能参数

Tab. 1 Characteristics and parameters of sample UAV

参量	参量值	单位	参量意义
c_A	0.543 4	m	平均气动弦长
b	6.051	m	翼展
S_w	3.11	m^2	参考面积
m	200	kg	质量
V_c	120～200	km/h	巡航速度
H_c	4 000	m	巡航高度
T_e	6	h	航时

2.1 自适应内模控制

内模控制是一种基于模型的控制器设计方法,通常由被控过程、过程模型和含滤波器的内模控制器组成,常规内模控制结构如图 1 所示。

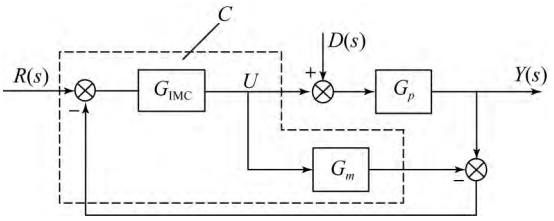

图 1 常规内模控制结构

Fig. 1 Structure of conventional internal model control

常规内模控制器的设计过程如式(1)～(3):

$$G_m(s)=G_{m+}(s)\cdot G_{m-}(s), \tag{1}$$

$$F(s)=\frac{1}{(\varepsilon s+1)^{\gamma}}, \tag{2}$$

$$G_{IMC}=G_{m-}^{-1}(s)F(s). \tag{3}$$

式中:$G_{m+}(s)$和 $G_{m-}(s)$分别表示过程模型的不可逆和可逆部分。$G_{m+}(s)$通常包括被控对象 $G_p(s)$的时滞和右半平面零点环节,而 $G_{m-}(s)$ 代表被控对象 $G_p(s)$具有最小相位特征的部分。ε 为滤波器的时间常数,γ 为滤波器的阶数。

常规内模控制器对模型的依赖程度较大,且只有一个可调的控制参数,无法同时兼顾系统的响应特性和鲁棒性能。本文在常规内模控制器的基础上进行了改进,加入内模滤波参数的自调整和被控过程模型估计环节,构成自适应内模控制器。其结构如图 2 所示。

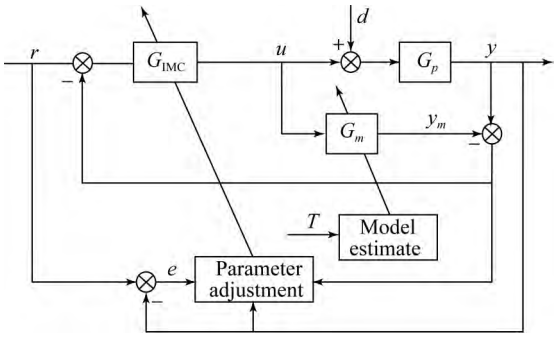

图 2 自适应内模控制结构

Fig. 2 Structure of adjustment internal model control

?1994-2016 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

初始设计内模控制器的滤波参数 ε 时，可取较小值，使系统得到较好的动态特性，当模型误差较大而危及系统稳定性时，自适应放大滤波参数 ε，从而保证系统稳定。滤波参数自适应律设计为：

$$\varepsilon=\varepsilon_0\left(1+\int_{t_r}^{t_s}|e|\left|\frac{y-y_m}{y_m}\right|\mathrm{d}t\right). \tag{4}$$

其中：ε_0 为初始滤波参数，e 为系统误差，y 为系统输出，y_m 为过程模型输出，t_r 为系统输出首次到达设定值的时间，t_s 为系统设定的调节时间。

过程模型内部参数 T 的变化将导致过程模型改变，过程模型参数的估计采用最小二乘法，考虑系统的输入输出模型为：

$$\begin{aligned}y(n)=&-a_1y(n-1)-a_2y(n-2)-\cdots+\\&b_0u(n-k)+b_1u(n-k-1)+\cdots+\omega(n)=\\&\boldsymbol{\varphi}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\theta}+\boldsymbol{\omega}(n).\end{aligned} \tag{5}$$

其中：$\boldsymbol{\varphi}$ 为输入输出观测向量，$\boldsymbol{\theta}$ 为未知参数向量，$\boldsymbol{\omega}$ 为噪声。

$$\begin{aligned}\boldsymbol{\varphi}^{\mathrm{T}}=&[-y(n-1),y(n-2),\cdots,y(n-k),\\&u(n-m),u(n-m-1),\cdots,u(n-m-k)],\\\boldsymbol{\theta}=&[a_1,a_2,\cdots,a_k,b_0,b_1,\cdots,b_k],\end{aligned} \tag{6}$$

则未知参数向量 $\boldsymbol{\theta}$ 的最小二乘估计 $\hat{\theta}$ 的递推算法为：

$$\begin{cases}\hat{\theta}(n+1)=\hat{\theta}(n)+K(n+1)[y(n+1)-\boldsymbol{\varphi}^{\mathrm{T}}(n+1)\hat{\theta}(n)]\\K(n+1)=\dfrac{P(n)\varphi(n+1)}{1+\boldsymbol{\varphi}^{\mathrm{T}}(n+1)P(n)\varphi(n+1)}\\P(n+1)=[I-K(n+1)\boldsymbol{\varphi}^{\mathrm{T}}(n+1)]P(n)\end{cases}. \tag{7}$$

2.2　系统动力学模型

本文在稳态飞行的前提下将飞行运动进行解耦，并利用系数冻结法和小扰动线性化原理将解耦的非线性纵向运动进行线性化。

纵向状态空间表达式为：

$$\dot{\boldsymbol{x}}=\boldsymbol{E}^{-1}\boldsymbol{A}\boldsymbol{x}+\boldsymbol{E}^{-1}\boldsymbol{B}\boldsymbol{u}, \tag{8}$$

其中状态向量 $\boldsymbol{x}=[\alpha\quad q]^{\mathrm{T}}$，输入向量 $\boldsymbol{u}=[\delta_{\mathrm{T}}\quad\delta_{\mathrm{e}}]^{\mathrm{T}}$，雅克比矩阵 $\boldsymbol{E}=\begin{bmatrix}V+\dfrac{L^{(\dot{\alpha})}}{m}&0\\-c_7\overline{M}^{(\dot{\alpha})}&1\end{bmatrix}$，输入矩阵 $\boldsymbol{B}=\begin{bmatrix}-\dfrac{T^{(\delta_T)}\sin(\alpha_T+\alpha)}{m}&-\dfrac{L^{(\delta_e)}}{m}\\c_7\overline{M}^{(\delta_T)}&c_7\overline{M}^{(\delta_e)}\end{bmatrix}$，状态矩阵 $\boldsymbol{A}=\begin{bmatrix}-\dfrac{L^{(\alpha)}}{m}-\dfrac{D}{m}&V-\dfrac{L^{(q)}}{m}\\c_7\overline{M}^{(\alpha)}&c_7\overline{M}^{(q)}\end{bmatrix}$。

其中 c_7 为系统结构参数，其余气动参数可通过式(5)～(7)进行离线辨识得到，辨识数据来源于风洞试验，最终得到不同速度和不同高度条件下的过程模型。风动测量数据表明，在高度小于 30 m 时，由于地面效应的影响，气动参数变化明显，辨识得到的过程模型变化较大。

2.3　地速控制

根据自适应内模控制原理，利用油门作为控制输入对地速进行控制，控制结构如图 3 所示。

为保证自主着陆的高精度特性，本文采用地速进行控制，地速由测量数据北、东、地三者速度经滤波和融合处理得到。同时为保证飞行不失速，对空速进行测量，当空速有失速趋势时，将地速控制切换为空速控制，以进行定高盘旋飞行。根据空速和高度的不同在模型估计器中调用相应的气动参数形成地速与油门关系的过程模型。

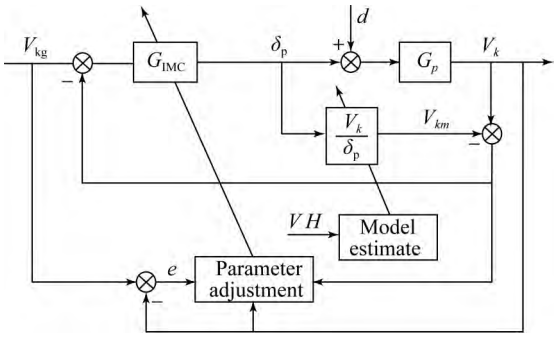

图 3　地速控制结构

Fig. 3　Structure of ground speed control

当地速误差 e 大于 1 时，内模滤波参数 $\varepsilon=\varepsilon_0=0.5$，当地速误差 e 小于 1 时，采用式(4)对内模滤波参数 ε 进行调整。

2.4　下沉率控制

通过高度指令对下沉率进行控制，其控制结构如图 4 所示。

高度指令为：

$$H_{\mathrm{g}}=H_0-V_{\mathrm{zg}}(t-t_0), \tag{9}$$

其中：H_0 为进入下滑阶段的起始高度，V_{zg} 为设定下沉率，t_0 为进入下滑阶段的起始时间。

?1994-2016 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net

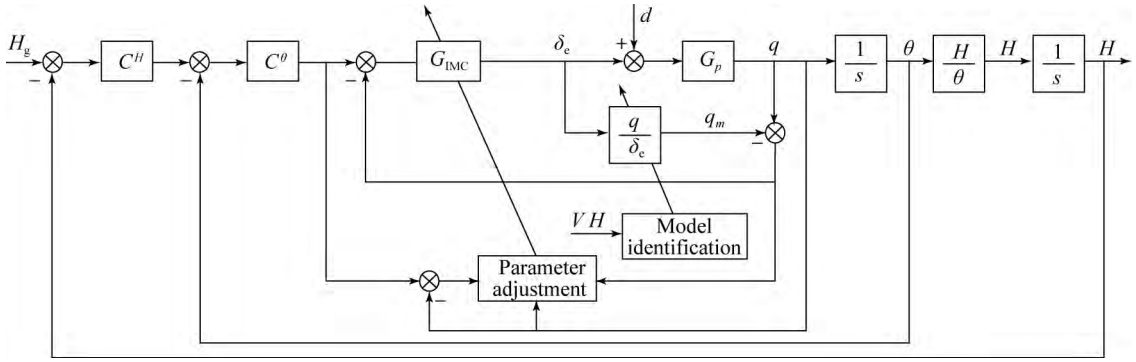

图 4 下沉率控制结构

Fig. 4 Structure of sink rate control

俯仰角速率作为下沉率控制的内环控制目标，应用自适应内模原理进行控制器设计。根据空速和高度的不同在模型估计器中调用相应的气动参数形成反映俯仰角速率与升降舵关系的过程模型。当俯仰角速率误差 e 大于 5 时，内模滤波参数 $\varepsilon=\varepsilon_0=0.2$，当地速误差 e 小于 5 时，采用式(1)对内模滤波参数 ε 进行调整。

自适应内模控制器为无稳差控制，因此将俯仰角和高度依次作为次外环和外环控制目标，根据系统带宽和最佳阻尼比等性能要求，进行 PID 控制参数的选择，其选择参考值为 $C^\theta=1.6$，$C^H=2$。

3 非线性数字仿真

自主着陆的标称航迹规划如图 5 所示，自主着陆过程由进场飞行、陡下滑、浅下滑和接地减速滑停 4 部分组成。进场飞行环节是无人机对准航路，准备进入下滑线的预备环节。此时无人机离开任务飞行，降低高度，进入预定的起始下滑高度后转入平飞，待姿态、高度和速度稳定后便可以捕获下滑轨迹准备下滑。

着陆指标设计如表 2 所示。

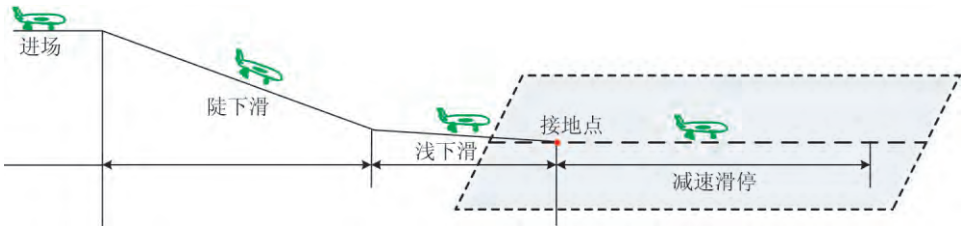

图 5 自主着陆航迹规划

Fig. 5 Track plan of auto landing

表 2 标称航迹着陆指标

Tab. 2 Performance parameters of standard track

参量	指标	单位
进场高度	100	m
陡下沉率	2	m/s
浅下滑起始高度	15	m
浅下沉率	0.5	m/s
下滑地速	45	0.5
接地点俯仰角	0～6	°

系统非线性数字仿真是检验控制律设计有效性的通用方法，本文将常规 IMC 与 AIMC 系统仿真结果进行了对比。对于本文控制系统，着陆仿真从进入下滑开始，着陆飞行接地为止。仿真初始位置设置为(−3 231，5，100)，初始地速为 45 m/s。分别在无风、顺风(风速为 6 m/s)和逆风(风速为 6 m/s)的条件下进行仿真，其飞行状态对比如图 6～8 所示。

?1994-2016 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

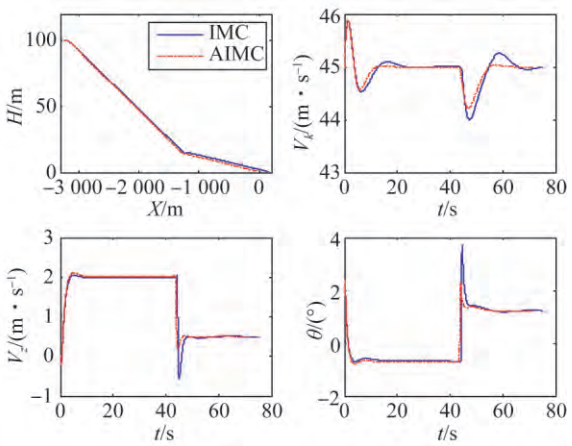

图 6　无风着陆飞行状态

Fig. 6　Flight states in windless condition

在无风条件下，AIMC 系统着陆理想坐标约为(0，0，0.6)，IMC 系统的着陆理想坐标约为(115，0，0.6)，当飞行指令切入或改变时，AIMC 系统飞行状态抖动较小，控制效果优于 IMC 系统。

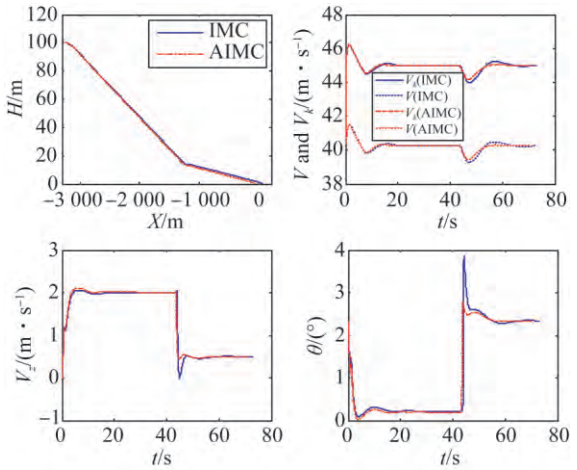

图 7　顺向风场着陆飞行状态

Fig. 7　Flight states in downwind condition

在顺风(6 m/s)的条件下，飞行着陆点都位于理想着陆点后方，AIMC 系统的着陆点在理想着陆点后方 27 m，IMC 系统的着陆点在理想着陆点后方 102 m，上述实验结果显示，在顺风情况下，AIMC 系统动态性能与着陆精度均明显优于 IMC 系统。

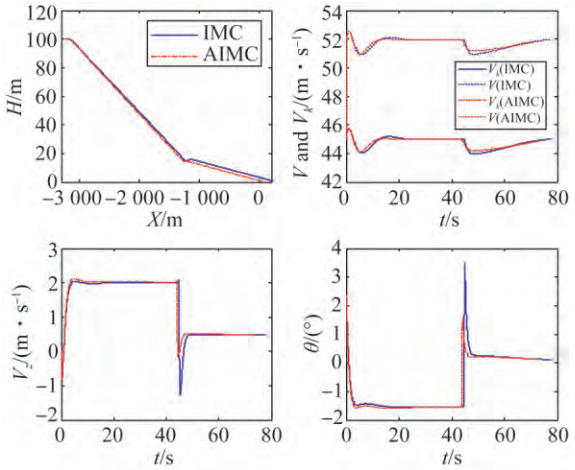

图 8　逆侧向风场着陆飞行状态

Fig. 8　Flight states in headwind condition

在逆风(6 m/s)的条件下，两种方法的行着陆点均位于理想着陆点前方，AIMC 系统的着陆点在理想着陆点前方 25 m，IMC 系统的着陆点在理想着陆点前方 82 m，实验结果显示，AIMC 系统的动态性能和着陆精度均明显优于 IMC 系统。

表 3　接地点飞行状态

Tab. 3　Landing states of touching ground

方式	风速	接地点	空速	地速	俯仰
IMC	(0,0,0)	(114,1.1,0.6)	45	45	1.6
AIMC	(0,0,0)	(0.3,0.6,0.6)	45	45	1.6
IMC	(6,10,0)	(12,3.6,0.6)	40.2	45	2.5
AIMC	(6,10,0)	(−27,3.2,0.6)	40.2	45	2.5
IMC	(−6,−10,0)	(206,−1.6,0.6)	52	46	0.2
AIMC	(−6,−10,0)	(25,−1,0.6)	51.6	45.2	0.2

在不同风场条件下，不同控制方式的自主着陆接地点的飞行状态对比结果如表 3 所示。从表中可以看出，常规 IMC 与 AIMC 系统均能实现对地速、高度和侧偏距的稳态控制，但 AIMC 系统动态响应过程明显优于 PID 控制系统，而动态响应过程将直接影响着陆点的精度，因此，在相同条件下，AIMC 系统的着陆精度要优于 PID 控制系统。

?1994-2016 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net

4 半物理测试

半物理测试原理及平台搭建分别如图 9～10 所示。

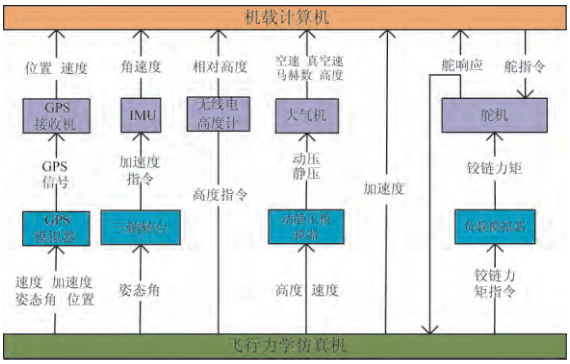

图 9 半物理测试原理图

Fig. 9 Illustration of HILS

实验中，由飞行动力学仿真机实时记录飞行状态，GPS 模拟器接收仿真机输出的地速、加速度、姿态及位置来模拟 GPS 信号，再由 GPS 接收机解算出地速和位置。三轴转台接收仿真机输出的姿态角驱动转台转动，安装在转台上的 INS 随转台一同转动，模拟机体的角运动。利用动静压模拟器接收仿真机输出的速度和高度，以模拟相应的动静压，利用大气机接收动静压信号，并解算出空速、真空速、马赫数和气压高度。负载模拟器用以接收仿真机解算的铰链力矩指令来模拟舵面产生的铰链力矩。机载计算机接收到上述全部信息后，解算出相应的控制律，并输出舵指令给舵系统，舵系统将采集到的舵响应给机载计算机和动力学仿真机，用以计算控制律和飞行参数，从而形成整个闭环系统。

图 10 半物理测试平台

Fig. 10 Platform of HILS

半物理测试条件设定为无风，初始位置坐标为(－3 231，5，100)，初始地速为 45 m/s，实验结果如图 11～12 所示。

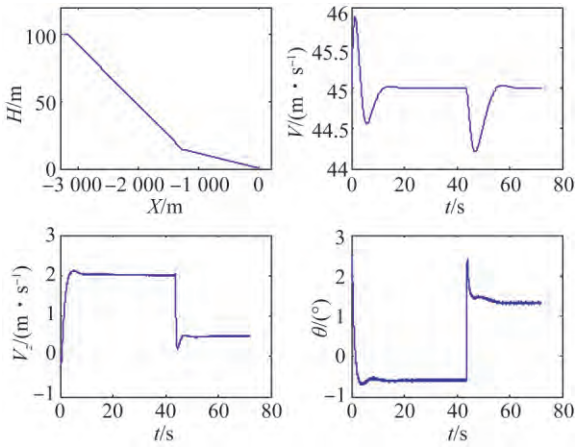

图 11 半物理测试飞行状态

Fig. 11 Flight states of HILS

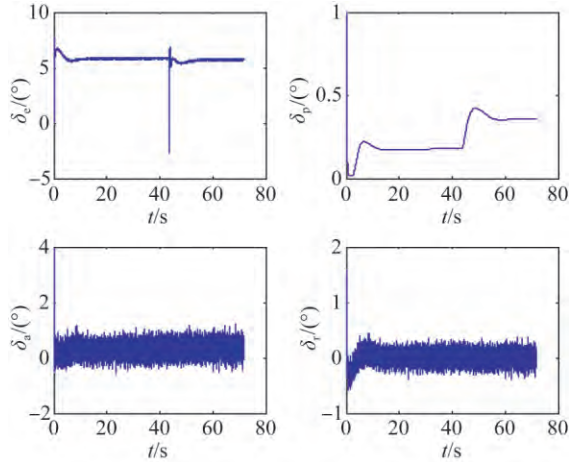

图 12 半物理测试舵反馈

Fig. 12 Servo feedback of HILS

半物理测试接地点坐标为(1.8，0.9，0.6)，接地俯仰角为 1.2°，接地速度为 45 m/s，接地下沉率为0.5 m/s，且整个着陆过程中，控制指令切入或改变时，飞行状态抖动较小。将半物理测试结果分别和数字仿真结果图 6 相比较可见，二者响应基本一致，半物理测试复现了数字仿真结果，但半物理测试相对于系统数字仿真结果具有一定的噪声，这是由于实际舵系统及整个传感器系统产生的。

?1994-2016 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

5 结　论

本文以无人机自主高精度定点着陆为目标，应用自适应内模控制原理设计了自主着陆纵向飞行控制律。自适应内模控制器滤波参数可自调整；从而改善了系统的动态特性，引入模型辨识增强了系统的鲁棒性。数字仿真在顺逆风场 6 m/s 的条件下，落点精度在理想落点 30 m 范围内，与传统 IMC 系统相比较，AIMC 系统在动态性能和落点精度等方面均有明显提高。最后搭建半物理测试平台，且通过半物理测试复现了数字仿真的结果，并验证了系统的完整性与协调性，为无人机自主着陆飞行试验提供了基础和保证。

参考文献：

[1] 宋辉. 复杂条件下无人机自动着陆控制技术研究[D]. 南京：南京航空航天大学，2011.
SONG H. *Research on automatic landing control technologies for UAV under complex conditions* [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2011. (in Chinese)

[2] 车军，张新国. 自动着陆精确轨迹跟踪控制[J]. 北京航空航天大学学报，2005，9(31)：975-979.
CHE J, ZHANG X G. Exact trajectory tracking control of automatic landing [J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2005, 9(31): 975-979. (in Chinese)

[3] 张建宏，张平. 无人机自主精确着陆控制律设计及仿真研究[J]. 系统仿真学报，2009，21(3)：743-748.
ZHANG J H, ZHANG P. Autonomous precise landing control law for UAV [J]. *Journal of System Simulation*, 2009, 21(3): 743-748. (in Chinese)

[4] AGUSTIN G M, RODOLFO E, HABER G. Internal mode control based on neuro fuzzy system for network application [J]. *IEEE Transactions on Automatics Science and Engineering*, 2009, 6(2): 367-372.

[5] 郭艳艳，陈澜，杨常伟. 无人机着陆抗风鲁棒 H_∞ 控制器设计研究[J]. 计算机测量与控制，2010，21(2)：348-350.
GUO Y Y, CHEN L, YANG CH W. Design of a robust H_∞ controller for UAV automatic landing under wind shear [J]. *Computer Measurement &Control*, 2010, 21(2): 348-350. (in Chinese)

[6] JIAQ L, WANG X M. Design of a robust H_∞ controller for automatic landing system of an aircraft [J]. *Flight Dynamics*, 2003, 21(1): 32-35.

[7] SIEBERLING S, CHU Q P, MULDER J A. Robust flight control using incremental nonlinear dynamic inversion and angular acceleration prediction [J]. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 2010, 33(6): 1732-1742.

[8] 陈华坤，章卫国，王新民. 舰载机纵向自动着舰控制系统设计[J]. 弹箭与制导学报，2007，27(1)：73-77.
CHEN H K, ZHANG W G, WANG X M. Design of automatic control system for longitudian landing on carrier [J]. *Journal of projectiles, rockets, missiles and guidance*, 2007, 27(1): 73-77. (in Chinese)

[9] 段镇，高九州. 无人机滑跑线性化建模与增益调节纠偏控制[J]. 光学 精密工程，2014，22(6)：1507-1516.
DUAN ZH, GAO J ZH. Linearized modeling and gain scheduling control for UAV taxiing [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2014, 22(6): 1507-1516. (in Chinese)

[10] 李迪，陈向坚，续志军. 增益自适应滑模控制器在微型飞行器飞行姿态控制中的应用[J]. 光学 精密工程，2013，21(5)：1183-1192.
LI D, CHEN X J, XU ZH J. Gain adaptive sliding mode controller for flight attitude control MAV [J]. *Opt. Precision Eeg.*, 2013, 21(5): 1183-1192. (in Chinese)

[11] 王洋，张京娟. 基于自适应控制的无人机飞行控制系统研究[J]. 弹箭与制导学报，2010，30(4)：15-19.
WANG Y, ZHANG J J. Research on flight control system based adaptive controller for UAV [J]. *Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance*, 2010, 30(4): 15-19. (in Chinese)

[12] ALCANTARA S, PEDRET C, VILANOVA R, *et al.*. Generalized internal model control for balancing input/output disturbance response [J]. *Ind Eng Chem Res.*, 2011, 50(19): 70-80.

[13] 蔡红明，昂海松，郑祥明. 基于自适应逆的微型飞行器飞行控制系统[J]. 南京航天航空大学学报，2011，43(2)：137-142.
CAI H M, ANG H S, ZHENG X M. Flight control system of MAV based on adaptive dynamic inversion [J]. *Journal of Nanjing University of*

?1994-2016 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net

Aeronautics and Astronautics, 2011, 43(2): 137-142. (in Chinese)

[14] **李艳辉，历明，周凌. 基于模型匹配的光电侦查无人机飞行控制器设计方法**[J]. **红外与激光工程**, 2015,44(2): 693-670.
LI Y H, LI M, ZHOU L. UAV flight controller design method based on model matching used for electro-optical reconnaissance[J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2015,44(2): 693-670. (in Chinese)

[15] **吴德伟，胡奕明. 无人机自主着陆半实物仿真系统设计**[J]. **系统仿真学报**, 2008, 20(24): 6815-6820.
WU D W, HU Y M. Design of hardware-in-the-loop simulation system to UAV automatic landing guidance[J]. *Journal of Simulation*, 2008, 20(24): 6815-6820. (in Chinese)

作者简介：

高九州(1987—)，**男，辽宁本溪人，博士研究生**，2006 **年**、2010 **年于哈尔滨工业大学分别获得学士、硕士学位，主要从事飞行力学与控制等方面的研究**。E-mail: gaojiuzhou@126.com

导师简介：

贾宏光(1971—)，**黑龙江五常人，研究员，博士生导师**，1994 **年于哈尔滨工业大学获得学士学位**，1997 **年于长春光机学院获得硕士学位**，2000 **年于中国科学院长春光学精密机械与物理研究获得博士学位，主要从事复合制导与目标识别等方面的研究**。E-mail: jiahg@ciomp..ac.cn

?1994-2016 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net