

水上无人机自主着水控制系统设计

杜欢, 范国梁[†], 易建强

(中国科学院自动化研究所, 北京 100190)

摘要: 针对水上无人机在高海况下的着水问题, 本文在分析了不同着水阶段特性的基础上, 提出了一种自主着水控制系统设计方案. 该方案将整个系统分为速度控制子系统和姿态控制子系统. 速度控制子系统包含速度动态逆控制器和油门切换模块, 姿态控制子系统包含海浪滤波器俯仰角反步控制器、高度PID控制器、俯仰角切换模块和T-S模糊推理模块. 其中, 海浪滤波器能有效滤除受扰姿态角中的海浪高频扰动, 避免了着水之后舵面的频繁抖动; 俯仰角反步控制器采用指令滤波的反步法设计, 有效缓解了高海况下的舵面饱和问题. 最后, 在不同海况条件下进行了仿真. 仿真结果表明所设计的控制系统具有良好的控制性能.

关键词: 水上无人机; 自主着水控制; 高海况; 速度控制; 姿态控制

中图分类号: TP273; V249.122 文献标识码: A

Autonomous landing control system design for an unmanned seaplane

DU Huan, FAN Guo-liang[†], YI Jian-qiang

(Institute of Automation, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)

Abstract: For landing of an unmanned seaplane in severe sea states, we propose a new autonomous landing control system design scheme, based on the analysis of the characteristics in different landing phases. This scheme divides the total system into a velocity control subsystem and an attitude control subsystem. The velocity control subsystem consists of a velocity dynamic inversion controller and a throttle switch module, while the attitude control subsystem consists of a wave filter, a pitch angle backstepping controller, an altitude PID controller, a pitch angle switch module and a T-S fuzzy reasoning module. The wave filter can effectively filtrate the wave-frequency motion from the disturbed attitude angle, avoiding the chattering of the elevator after landing. The command filtered backstepping method is used to design the pitch angle controller, which can reduce the actuator saturation in severe sea states. Finally, simulations are performed in different wave conditions. Results show that the designed control system has satisfactory performance.

Key words: unmanned seaplane; autonomous landing control; severe sea states; velocity control; attitude control

1 引言(Introduction)

水上无人机是指具有自主起降、飞行甚至是完成特定任务的水上飞机, 近些年来得到了越来越广泛的关注和研究. 相比于一般的陆基飞行器, 水上无人机具有独特的水上起降和水面驻留作业能力, 因此在军用和民用方面都有极为广泛的用途, 如海上快速救援、侦察作战、海上运输、森林与城市灭火等^[1-5].

无人机飞行过程中, 着陆阶段是事故发生最高的一个阶段, 因此自主着陆控制技术已成为影响无人机发展和应用的关键技术. 对于一般的无人机, 着陆控制系统的设计已经取得了较多的研究成果, 多种控制方法应用于着陆控制器的设计^[6-11], 如文献[6]采用PID控制方法设计了无人机自动着陆的纵向和横侧向

控制律, 并在实际飞行试验中得到了验证; 文献[7]采用非线性动态逆方法设计了无人机快、慢状态子系统的控制器, 使无人机在无风及定值风干扰下完成自动着陆; 文献[8]采用滑模控制方法设计了无人机自动着陆系统, 相比PID方法, 滑模控制器具有更好的轨迹跟踪性能; 文献[9]使用航迹角指令发生器产生精确的下滑轨迹, 并在参数不确定的情况下采用自适应反步法设计了自动着陆控制律; 文献[10]和文献[11]分别采用模糊系统和神经网络设计了智能着陆控制器, 均具有较强的鲁棒性. 但对于水上无人机, 仅有少量的文献提及自主着水控制的研究^[12-13]. 美国的“飞鱼(flying fish)”水上无人机在着水阶段采取开环控制策略, 着水过程中关闭发动机, 并将升降舵维持在最大

偏转角度^[12];文献[13]中总结了水上飞机在不同海况下的最优着水方向,但没有给出具体的控制系统设计方法。

要实现不同海况下水上无人机的自主着水,主要面临以下两个方面的问题:首先,在水上无人机着水的一瞬间,水动撞击很大,如果不能保持较好的入水姿态,极易引发动力学不稳定现象,造成严重的上下颠簸和左右摇晃,从而损坏机身结构和机载设备;其次,在高海况条件下,着水之后海浪对水上无人机的冲击尤为明显,如果不能较好地实现海浪跟随,有可能出现抛出海面的跳跃现象^[2,5]。因此,自主着水控制系统应当能够缓解水上无人机与水面的撞击,并提高其在高海况下的抗浪性能和适航性能。

针对以上问题,本文设计了一种高海况下水上无人机自主着水控制系统。该系统包含速度控制子系统和姿态控制子系统。速度控制子系统由速度动态逆控制器和油门切换模块组成,姿态控制子系统由海浪滤波器、俯仰角反步控制器、高度PID控制器、俯仰角切换模块和T-S模糊推理模块组成。其中,俯仰角反步控制器采用指令滤波的反步法设计,引入对控制量的幅值、速率和带宽的限制^[14-16],有效地缓解了高海况下的舵面饱和问题;海浪滤波器采用基于无源理论的非线性状态观测器设计^[17-20],能有效滤除输出姿态角信号中的海浪高频扰动,并对低频状态进行重构,避免了舵面对海浪高频扰动的过度补偿。

本文剩余章节安排如下:第2节描述了水上无人机模型和海浪模型;第3节分析了水上无人机在不同着水阶段的特性,并给出了相应的参考指令;第4节设计了水上无人机自主着水控制系统;第5节在不同海况下进行了仿真实验,验证所设计控制系统的有效性;第6节对全文进行了总结。

2 模型描述(Model formulation)

2.1 水上无人机模型(Model of unmanned seaplanes)

文献[2,21]中给出了水上无人机的非线性数学模型,其纵向动力学方程可以描述为

$$\begin{cases} m\dot{V} = T \cos(\alpha + \alpha_t) - D_a - N_w \sin \alpha - D_f \cdot \cos \alpha + G_{xa}, \\ mV\dot{\alpha} = mVq - T \sin(\alpha + \alpha_t) - L_a - N_w \cdot \cos \alpha + D_f \cdot \sin \alpha + G_{za}, \\ I_y \dot{q} = M_a + M_w + M_T, \\ \dot{\theta} = q, \\ \dot{x}_g = u \cos \theta + w \sin \theta, \\ \dot{z}_g = -u \sin \theta + w \cos \theta, \end{cases} \quad (1)$$

其中: $V, \alpha, q, \theta, x_g, z_g$ 分别为水上无人机的速度、攻

角、俯仰角速度、俯仰角以及重心在地球坐标系下沿 X_g, Z_g 坐标轴的投影值; G, T, L_a, D_a, N_w, D_f 分别为自身重力、发动机推力、气动升力、气动阻力、水动压力、水摩擦阻力; M_a, M_w, M_T 分别为气动力矩、水动力矩和发动机推力力矩; u, w 分别为机体坐标系下沿 X_b, Z_b 坐标轴的速度分量; I_y 为水上无人机在 Y_b 轴的转动惯量; α_t 为发动机推力和 X_b 轴的夹角; m 为水上无人机的质量。

水上无人机的受力示意图如图1所示,详细的力和力矩的计算方法见文献[2,21]。

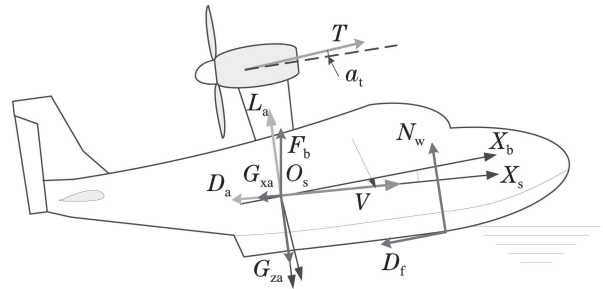


图1 水上无人机受力示意图

Fig. 1 Forces acting on the unmanned seaplane

2.2 海浪模型(Wave model)

为了描述水上无人机在不同海况下的运动,需建立海浪模型。在波浪研究中常用的波谱有很多种,本文采用P-M谱来产生仿真中所使用的不规则长峰波海浪,P-M谱的表达式如下^[22]:

$$S(\omega) = \frac{8.1 \cdot 10^{-3} g^2}{\omega^5} \exp[-0.74(\frac{g}{U\omega})^4], \quad (2)$$

其中: U 为海面以上19.4 m处的平均风速, g 为重力加速度。当 $U = 7$ m/s时,对应的P-M谱如图2所示。

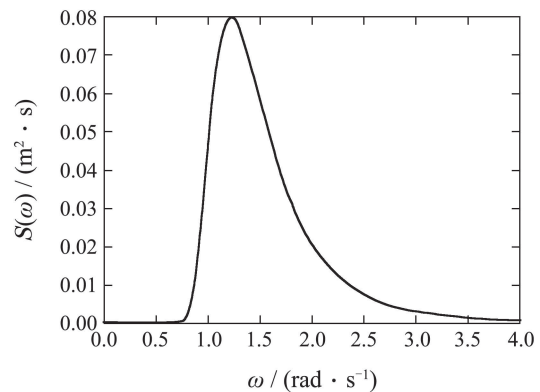


图2 风速 $U = 7$ m/s时的P-M谱

Fig. 2 P-M spectrum with $U = 7$ m/s

上述P-M谱的近似线性模型可以表示成如下传递函数形式^[22]:

$$h(s) = \frac{K_w s}{s^2 + 2\zeta\omega_e s + \omega_e^2}, \quad (3)$$

其中: K_w 为海浪强度系数, ζ 为阻尼比, ω_e 为遭遇频

率, 可以表示为

$$\omega_e = \omega_0 + \frac{\omega_0^2}{g} V \cos \beta, \quad (4)$$

其中: ω_0 为主导海浪频率, β 为水上无人机滑行方向与海浪传播反方向的夹角, 即遭遇角(迎浪时, $\beta = 0$).

将式(3)写成如下的状态空间形式:

$$\dot{\xi} = A_w \xi + E_w w_H, \quad (5)$$

$$\theta_H = C_w \xi, \quad (6)$$

其中:

$$A_w = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -\omega_e^2 & -2\zeta\omega_e \end{bmatrix}, \quad C_w = [0 \quad 1],$$

$$E_w = \begin{bmatrix} 0 \\ K_w \end{bmatrix}, \quad \xi = [\xi_H \quad \theta_H]^T, \quad \dot{\xi}_H = \theta_H,$$

w_H 为标准零均值高斯白噪声, θ_H 为由海浪扰动产生的高频俯仰运动.

注 1 线性模型用于海浪滤波器设计, P-M 谱用于仿真.

2.3 风模型(Wind model)

水上无人机在整个着水过程中, 会遭遇各种风干扰, 因此需要建立风干扰模型. 本文主要考虑风紊流, 即叠加在常值风上的连续随机脉冲. 本文采用德莱顿(Dryden)模型来产生风紊流^[23], 其中水平风紊流 u_{turb} 和垂直风紊流 w_{turb} 可以表示为

$$u_{\text{turb}} = L^{-1}[N(s)H_u(s)], \quad (7)$$

$$H_u(s) = \sigma_u \sqrt{\frac{2L_u}{\pi V}} \frac{1}{1 + (L_u/V)s}, \quad (8)$$

$$w_{\text{turb}} = L^{-1}[N(s)H_w(s)], \quad (9)$$

$$H_w(s) = \sigma_w \sqrt{\frac{L_w}{\pi V}} \frac{1 + (\sqrt{3}L_w/V)s}{(1 + (L_w/V)s)^2}, \quad (10)$$

其中: L^{-1} 为拉普拉斯反变换符号, $N(s)$ 为高斯白噪声的频域信号, $H_u(s)$, $H_w(s)$ 分别为水平方向和垂直方向的成形滤波器, L_u , L_w 分别为水平方向和垂直方

向的紊流尺度, σ_u , σ_w 分别为水平方向和垂直方向的紊流强度, V 为无人机速度.

当高度 H 小于 300 m 时,

$$L_w = H, \quad (11)$$

$$L_u = \frac{H}{(0.177 + 0.000823H)^{1.2}}, \quad (12)$$

$$\sigma_w = 0.1W_{20}, \quad (13)$$

$$\sigma_u = \frac{1}{(0.177 + 0.000823H)^{0.4}} \sigma_w, \quad (14)$$

其中 W_{20} 为高度 6 m 处的实测风速值.

3 水上无人机自主着水过程分析(Autonomous landing process analysis of unmanned seaplanes)

3.1 自主着水阶段(Phases of autonomous landing)

本文仅考虑水上无人机的纵向着水控制. 参考一般无人机的着陆过程, 并防止水上无人机着水后与海浪的撞击, 将整个着水过程分为直线下滑段、末端拉平段、飘落段和水面滑行段, 如图 3 所示.

下面分别给出这 4 个阶段的控制任务.

1) 直线下滑段. 从高度 H_2 开始预先规划好一条参考轨迹, 使水上无人机能够稳定而快速的到达近水面. 此阶段要稳定其空速, 并进行高度跟踪控制.

2) 末端拉平段. 当高度下降到 H_1 时, 进入末端拉平段, 水上无人机沿指数轨迹下滑. 为了避免着水时的剧烈撞击, 此阶段保持较低的油门开度, 以减小到达水面时的速度.

3) 飘落段. 当高度下降到 H_0 时, 进入飘落段. 此阶段关闭发动机, 使速度进一步减小. 为了保证着水时较好的入水角度, 此阶段要进行姿态控制.

4) 水面滑行段. 此阶段水上无人机开始沿水面滑行. 刚着水的一段时间, 速度仍比较快, 应当保持其姿态稳定, 避免与水面的撞击; 当速度减慢后, 应当使其进行波面跟随, 避免被剧烈的海浪再次掀起.

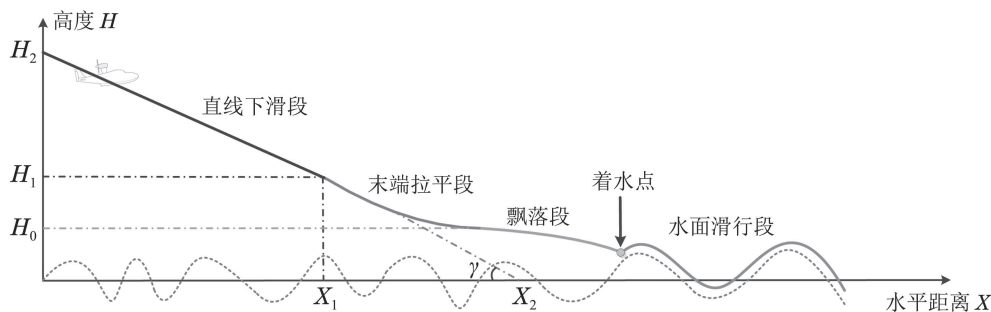


图 3 自主着水不同阶段示意图

Fig. 3 Different phases of autonomous landing

3.2 参考指令(Reference command)

根据第3.1节中的分析,不同的阶段应采取不同的控制策略,总结如表1所示.

表 1 不同阶段的控制策略

Table 1 Control strategy in different phases

着水阶段	直线下滑段	末端拉平段
控制策略	高度控制、速度控制	高度控制
飘落段	水面滑行段	
姿态控制	姿态控制	

下面给出不同阶段的参考指令.

1) 直线下滑段. 此阶段的高度指令可设计为^[24]

$$H_{c1}(x) = (X_2 - x) \tan \gamma, \quad 0 < x \leq X_1, \quad (15)$$

其中:

$$X_2 = \frac{H_2}{\tan \gamma}, \quad X_1 = X_2 - \frac{H_1}{\tan \gamma}.$$

X_2 为下滑轨迹的延长线与海平面的交点, X_1 为拉平的初始水平坐标, H_2 和 H_1 分别为下滑段和拉平段的初始高度, γ 为航迹倾角.

此阶段的速度维持在恒定值, 表示如下:

$$V_c = V_0. \quad (16)$$

2) 末端拉平段. 此阶段的高度指令可设计为^[24]

$$H_{c2}(x) = H_1 e^{-\frac{x-X_1}{2H_1/\tan \gamma}}, \quad x > X_1, \quad H > H_0, \quad (17)$$

其中 H_0 为飘落段的初始高度.

3) 飘落段. 此阶段, 水上无人机的俯仰角维持

在恒定值, 表示如下:

$$\theta_c = \theta_0. \quad (18)$$

4) 水面滑行段. 为了实现此阶段的控制目标, 俯仰角参考指令可通过如下T-S模糊推理给出^[2,25]:

$R_{j,l}$: IF $V(t)$ is A_j and $h_w(t)$ is B_l , THEN

$$\theta_{j,l} = a_j(b_{j,l} + w_v(t)) + c_j\theta_{j,l}^c + k_q q(t), \quad (19)$$

其中: $h_w(t)$ 为与海浪的相对高度, A_j 为速度 $V(t)$ 的第 i 个模糊集, B_l 为相对高度 $h_w(t)$ 的第 j 个模糊集, $\theta_{j,l}$ 为俯仰角参考指令, a_j 为实现水上无人机波面跟随控制的控制参数, $b_{j,l}$ 为波面跟随控制中期望的飞机和水面的相对俯仰角角度值, c_j 为姿态保持的控制参数, $\theta_{j,l}^c$ 为期望的俯仰角, k_q 为提高水上无人机阻尼的参数.

方程(19)的详细介绍和参数选择见文献 [2, 25], 本文不再详细讨论.

注 2 本文上述参数的取值为

$$H_2 = 200 \text{ m}, \quad H_1 = 20 \text{ m}, \quad H_0 = 3 \text{ m}, \\ \gamma = 3.5^\circ, \quad V_0 = 50 \text{ m/s}, \quad \theta_0 = 12^\circ.$$

4 自主着水控制系统设计(Autonomous landing control system design)

根据第3节对水上无人机着水过程的分析, 本节设计了自主着水控制系统, 系统框图如图4所示. 由图4可以看出, 整个控制系统可分为速度控制子系统和姿态控制子系统. 速度控制子系统包含速度动态逆控制器和油门切换模块; 姿态控制子系统包含海浪滤波器、俯仰角反步控制器、高度PID控制器、俯仰角切换模块和T-S模糊推理模块. 下面分别介绍各部分设计.

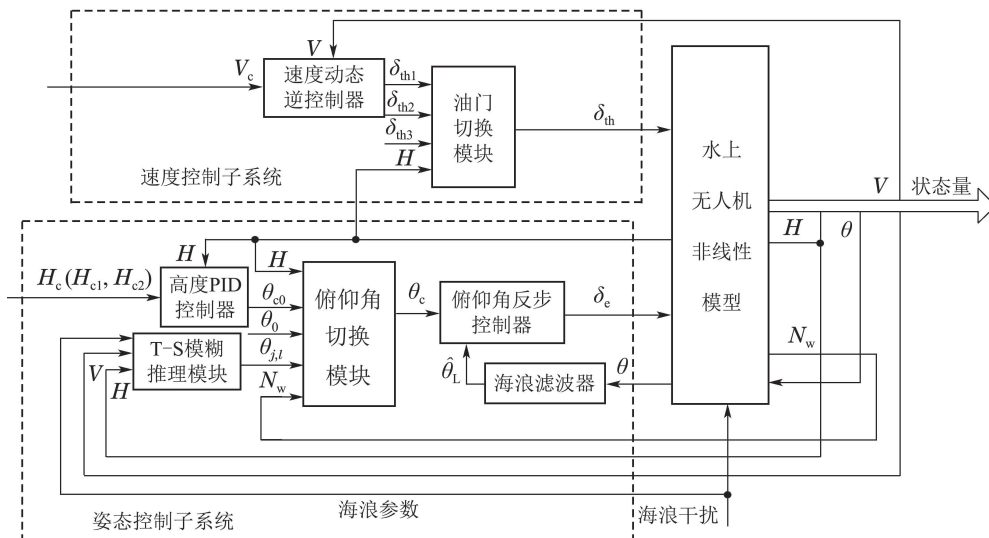


图 4 水上无人机自主着水控制系统框图

Fig. 4 Autonomous landing control system architecture

4.1 速度动态逆控制器(Velocity dynamic inversion controller)

定义

$$f_V = \frac{-D_a - N_w \sin \alpha - D_f \cos \alpha + G_{xa}}{m}, \quad (20)$$

$$b_V = \frac{C_T^{\delta_{th}} \cos(\alpha + \alpha_t)}{m}, \quad (21)$$

其中 $C_T^{\delta_{th}}$ 为推力系数.

非线性模型(1)中的第1个方程可写成如下形式:

$$\dot{V} = f_V + b_V \delta_{th1}. \quad (22)$$

定义速度跟踪误差 $\tilde{V} = V - V_c$, 则速度跟踪误差的动态方程为

$$\dot{\tilde{V}} = f_V + b_V \delta_{th1} - \dot{V}_c. \quad (23)$$

设计油门控制信号 δ_{th1} 为

$$\delta_{th1} = \frac{1}{b_V} (-f_V + \dot{V}_c - k_V \tilde{V}), \quad (24)$$

其中 $k_V > 0$. 则式(23)可写为

$$\dot{\tilde{V}} = -k_V \tilde{V}. \quad (25)$$

4.2 油门切换模块(Throttle switch module)

油门切换模块的作用是在不同的着水阶段提供不同的油门指令. 根据上一节的分析, 油门切换模块可以设计为

$$\delta_{th} = \begin{cases} \delta_{th1}, & H > H_1, \\ \delta_{th2}, & H_0 < H \leq H_1, \\ \delta_{th3}, & H \leq H_0, \end{cases} \quad (26)$$

其中: δ_{th1} 由式 (24) 得到, $\delta_{th2} = 0.1 \max(\delta_{th})$, $\delta_{th3} = 0$.

4.3 海浪滤波器(Wave filter)

在波浪干扰下, 水上无人机的姿态运动可以看作低频运动和高频运动的叠加. 因此, 结合式(1)和式(5)–(6), 姿态运动方程可以写成如下形式:

$$\begin{cases} \dot{\xi} = A_w \xi + E_w w_H, & \dot{\theta}_L = q_L, \\ \dot{q}_L = \frac{f(\theta_L, q_L)}{I_y} + \left(\frac{M_a^{\delta_e}}{I_y}\right) \delta_e, \\ \theta = \theta_L + \theta_H = \theta_L + C_w \xi, \end{cases} \quad (27)$$

其中: θ_L 和 q_L 分别为低频俯仰角和低频俯仰角速率, δ_e 为升降舵偏转量, $M_a^{\delta_e}$ 为气动力俯仰力矩操纵系

数, $f(\theta_L, q_L)$ 为气动力、水动力和发动机推力的合力矩.

海浪滤波器的功能是利用状态观测器从受海浪扰动的姿态角信息中重构低频运动成分, 避免高频海浪扰动进入控制回路. 仿照船舶运动控制中海浪滤波器的设计方法, 基于无源理论设计如下的非线性状态观测器^[17, 19–20]:

$$\begin{cases} \dot{\hat{\xi}} = A_w \hat{\xi} + k_1 \tilde{\theta}, \\ \dot{\hat{\theta}}_L = \hat{q}_L + k_2 \tilde{\theta}, \\ \dot{\hat{q}}_L = \frac{f(\hat{\theta}_L, \hat{q}_L)}{I_y} + \left(\frac{M_a^{\delta_e}}{I_y}\right) \delta_e + k_3 \tilde{\theta}, \\ \dot{\hat{\theta}} = \hat{\theta}_L + C_w \hat{\xi}, \end{cases} \quad (28)$$

其中: $\hat{\xi}$, $\hat{\theta}_L$, \hat{q}_L , $\hat{\theta}$ 分别为 ξ , θ_L , q_L , θ 的估计值, $\tilde{\theta} = \theta - \hat{\theta}$ 为估计误差, $k_1 = [k_{11} \ k_{12}]^T \in \mathbb{R}^2$, $k_2, k_3 \in \mathbb{R}$ 为观测增益系数.

由式(27)–(28)得如下的观测器误差动力学方程:

$$\begin{cases} \dot{\tilde{x}} = A \tilde{x} + B \tilde{q}_L + E w_H, \\ \dot{\tilde{q}}_L = \frac{f(\tilde{\theta}_L, \tilde{q}_L)}{I_y} - C \tilde{x}, \end{cases} \quad (29)$$

其中:

$$\tilde{x} = [\tilde{\xi}^T \ \tilde{\theta}_L]^T, \quad A = \begin{bmatrix} A_w - k_1 C_w - k_1 \\ -k_2 C_w & -k_2 \end{bmatrix},$$

$$B = \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix}, \quad E = \begin{bmatrix} E_w \\ 0 \end{bmatrix}, \quad C = [k_3 C_w \ k_3].$$

通过选取合适的观测增益系数, 可以保证非线性观测器(28)是无源的和稳定的. 在忽略白噪声的情形下, 即假定 $w_H \equiv 0$, \tilde{x} 和 \tilde{q}_L 渐近收敛于零. 具体的参数选择和观测器无源性、稳定性的证明, 见文献^[17, 19–20], 本文不再详细讨论.

4.4 俯仰角反步控制器(Pitch angle backstepping controller)

水上无人机在高海况下着水之后, 极易引发舵面饱和现象. 本节采用指令滤波的反步法设计俯仰角控制器, 引入对舵面和中间状态量的幅值、速率和带宽的限制, 可有效缓解饱和现象的发生.

带幅值、速率和带宽限制的指令滤波器如图5所示^[14–15], 其中, x_{cd} 为控制输入信号, x_c 和 \dot{x}_c 为实际可执行的控制输入信号及其导数.

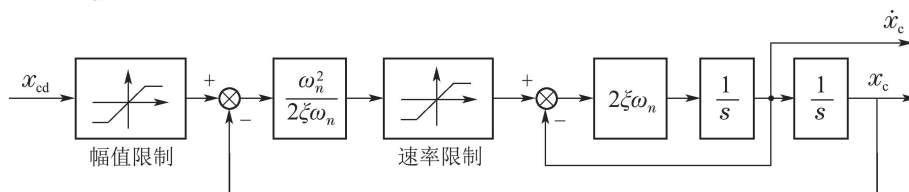


图 5 带幅值、速率和带宽限制的指令滤波器

Fig. 5 Command filter with magnitude, rate and bandwidth constraints

下面进行俯仰角反步控制器设计.

第1步 为了避免高频海浪扰动进入控制回路, 定义低频俯仰角跟踪误差为 $z_1 = \hat{\theta}_L - \theta_c$, 由式(28)可得跟踪误差的动态方程为

$$\dot{z}_1 = \hat{q}_L + k_2 \tilde{\theta} - \dot{\theta}_c. \quad (30)$$

设计虚拟控制量 $\hat{q}_{L.cd}$ 为

$$\hat{q}_{L.cd} = -k_\theta z_1 + \dot{\theta}_c - \varepsilon_q, \quad (31)$$

其中 $k_\theta > 0$, ε_q 为辅助滤波误差, 将在第2步给出定义. 将 $\hat{q}_{L.cd}$ 通过上述指令滤波器, 得到实际可执行的俯仰角速率指令 $\hat{q}_{L.c}$ 及其导数 $\dot{\hat{q}}_{L.c}$.

定义扩展俯仰角跟踪误差为

$$\bar{z}_1 = z_1 - \varepsilon_\theta, \quad (32)$$

其中辅助滤波误差 ε_θ 为

$$\dot{\varepsilon}_\theta = -k_\theta \varepsilon_\theta + (\hat{q}_{L.c} - \hat{q}_{L.cd}). \quad (33)$$

对式(32)求导, 可得

$$\dot{\bar{z}}_1 = -k_\theta \bar{z}_1 + \bar{z}_2 + k_2 \tilde{\theta}, \quad (34)$$

其中 \bar{z}_2 为扩展俯仰角速率跟踪误差, 将在第2步给出定义.

第2步 定义低频俯仰角速率跟踪误差为 $z_2 = \hat{q}_L - \hat{q}_{L.c}$, 由式(28)可得其跟踪误差的动态方程为

$$\dot{z}_2 = \frac{f(\hat{\theta}_L, \hat{q}_L)}{I_y} + \left(\frac{M_a^{\delta_e}}{I_y}\right) \delta_e + k_3 \tilde{\theta} - \dot{\hat{q}}_{L.c}. \quad (35)$$

设计虚拟升降舵偏转量 $\delta_{e.cd}$ 为

$$\delta_{e.cd} = \left(\frac{I_y}{M_a^{\delta_e}}\right) \cdot (-k_q z_2 + \dot{\hat{q}}_{L.c} - \frac{f(\hat{\theta}_L, \hat{q}_L)}{I_y} - \bar{z}_1), \quad (36)$$

其中 $k_q > 0$. 将 $\delta_{e.cd}$ 通过上述指令滤波器, 得到实际可执行的升降舵偏转量 $\delta_{e.c}$. 由于 $\delta_{e.c}$ 是物理可实现的, 可假定 $\delta_e = \delta_{e.c}$.

定义扩展俯仰角速率跟踪误差为

$$\bar{z}_2 = z_2 - \varepsilon_q, \quad (37)$$

其中辅助滤波误差 ε_q 为

$$\dot{\varepsilon}_q = -k_q \varepsilon_q + \left(\frac{M_a^{\delta_e}}{I_y}\right) \cdot (\delta_{e.c} - \delta_{e.cd}). \quad (38)$$

对式(37)求导, 可得

$$\dot{\bar{z}}_2 = -k_q \bar{z}_2 - \bar{z}_1 + k_3 \tilde{\theta}. \quad (39)$$

稳定性分析 取如下的Lyapunov函数:

$$V = \frac{1}{2} \bar{z}_1^2 + \frac{1}{2} \bar{z}_2^2 \quad (40)$$

求导, 并结合式(34)(39), 可得

$$\dot{V} = -k_\theta \bar{z}_1^2 - k_q \bar{z}_2^2 + (k_2 \bar{z}_1 + k_3 \bar{z}_2) \tilde{\theta}. \quad (41)$$

式(41)可以写成如下形式:

$$\dot{V} = -k_\theta \bar{z}_1^2 - k_q \bar{z}_2^2 + k_2 \bar{z}_1 \tilde{\theta}_H + k_3 \bar{z}_2 \tilde{\theta}_H + k_2 \bar{z}_1 \tilde{\theta}_L + k_3 \bar{z}_2 \tilde{\theta}_L. \quad (42)$$

使用Young's不等式, 可得

$$\begin{aligned} \dot{V} \leq & -(k_\theta - \frac{|k_2|}{2k_{\xi_1}} - \frac{|k_2|}{2k_{\theta_1}}) \bar{z}_1^2 - (k_q - \frac{|k_3|}{2k_{\xi_2}} - \\ & \frac{|k_3|}{2k_{\theta_2}}) \bar{z}_2^2 + (\frac{|k_2|}{2} k_{\xi_1} + \frac{|k_3|}{2} k_{\xi_2}) \tilde{\theta}_H^2 + \\ & (\frac{|k_2|}{2} k_{\theta_1} + \frac{|k_3|}{2} k_{\theta_2}) \tilde{\theta}_L^2 \leq \\ & -\bar{z}^T U \bar{z} + \tilde{x}^T W \tilde{x}, \end{aligned} \quad (43)$$

其中: $k_{\xi_1}, k_{\xi_2}, k_{\theta_1}, k_{\theta_2} > 0$ 且 $\bar{z} = [\bar{z}_1 \ \bar{z}_2]^T$,

$$\begin{aligned} U = \text{diag} \{ & k_\theta - \frac{|k_2|}{2k_{\xi_1}} - \frac{|k_2|}{2k_{\theta_1}}, \\ & k_q - \frac{|k_3|}{2k_{\xi_2}} - \frac{|k_3|}{2k_{\theta_2}} \}, \\ W = \text{diag} \{ & 1, \frac{|k_2|}{2} k_{\xi_1} + \frac{|k_3|}{2} k_{\xi_2}, \\ & \frac{|k_2|}{2} k_{\theta_1} + \frac{|k_3|}{2} k_{\theta_2} \}. \end{aligned}$$

由矩阵 U 和 W 的表达式可知, 存在 $k_{\xi_1}, k_{\xi_2}, k_{\theta_1}, k_{\theta_2}$ 使得 U 和 W 正定. 式(43)表明姿态闭环控制系统的扩展跟踪误差 \bar{z} 相对于状态观测误差 \tilde{x} 是渐近稳定的. 又由第4.3节可知, 状态观测误差 \tilde{x} 渐近收敛于零. 因此, 根据文献[26], 整个姿态闭环控制系统的稳定性得到保证, 且扩展跟踪误差 \bar{z} 渐近收敛于零.

注3 上述分析过程是针对扩展跟踪误差 z_1 和 z_2 而言, 无法直接保证实际跟踪误差 z_1 和 z_2 渐近收敛于零. 当指令滤波器未饱和时, 辅助滤波误差 ε_θ 和 ε_q 收敛于零, 因此实际跟踪误差也渐近收敛于零; 但当指令滤波器发生饱和时, 期望的控制输入信号无法被完全执行, 导致实际跟踪误差可能增大, 而由于辅助滤波误差的补偿作用, 扩展跟踪误差仍是渐近收敛的.

4.5 高度PID控制器(Altitude PID controller)

作为外环控制器, 高度PID控制器给出在直线下滑段和末端拉平段的期望俯仰角指令, 具体表达为

$$\theta_{c0} = k_{hp} e_h + k_{hi} \int e_h dt + k_{hd} \dot{e}_h, \quad (44)$$

其中: $e_h = H_c - H$, k_{hp}, k_{hi}, k_{hd} 为相应的比例、积分、微分系数. 根据第3节的描述, H_c 可以表示为

$$H_c(x) = \begin{cases} H_{c1}(x), & 0 < x \leq X_1, \\ H_{c2}(x), & x > X_1, \end{cases} \quad (45)$$

4.6 俯仰角切换模块(Pitch angle switch module)

俯仰角切换模块的作用是在不同的着水阶段为俯仰角控制器提供不同的期望俯仰角指令. 根据

第3节的分析, 俯仰角切换模块可以设计为

$$\theta_c = \begin{cases} \theta_{c0}, & H > H_0, \\ \theta_0, & H \leq H_0, N_w = 0, \\ \theta_{j,l}, & N_w \neq 0, \end{cases} \quad (46)$$

其中: N_w 为水动力, θ_{c0} 由式(44)得到, θ_0 和 $\theta_{j,l}$ 已在第3节中给出.

T-S模糊推理模块已在第3节中讨论过, 本节不再具体给出.

上述几个部分组成了整个自主着水控制系统, 此系统可使水上无人机在不同的海况状态下自主着水.

5 仿真结果(Simulation results)

为了验证本文设计的自主着水控制系统的有效性, 本节将选取以下几种不同的海况条件进行仿真实验: i) 无风紊流, 静水面; ii) 有风紊流, 三级海况, 遭遇角为 180° (顺浪); iii) 有风紊流, 三级海况, 遭遇角为 60° ; iv) 有风紊流, 三级海况, 遭遇角为 0° (逆浪). 其中, 三级海况的平均风速设定为 $U = 7 \text{ m/s}$, 风紊流参数取为 $W_{20} = 7 \text{ m/s}$. 水上无人机的初始配平状态选择为: $V = 50 \text{ m/s}$, $\alpha = -1.97^\circ$, $q = 0 \text{ rad/s}$, $\theta = -1.97^\circ$, $H = 200 \text{ m}$. 控制器参数选择为: $k_V = 10$, $k_\theta = 5$, $k_q = 5$; 观测器参数选择为: $k_1 = [-80 \ 24]^T$, $k_2 = 5$, $k_3 = 1$. 俯仰角速率 q 和升降舵偏转量 δ_e 的指令滤波器参数设置如表2.

表 2 指令滤波器参数

Table 2 Parameters of command filter

指令变量	$\omega_n / (\text{rad} \cdot \text{s}^{-1})$	幅值限制/ $(^\circ) \cdot \text{s}^{-1}$
q	20	$-30 \leq q \leq 30$
δ_e	40	$-30 \leq \delta_e \leq 30$
指令变量	速率限制/ $(^\circ) \cdot \text{s}^{-1}$	阻尼 ζ
q	—	1.0
δ_e	$-90 \leq \dot{\delta}_e \leq 90$	1.0

首先, 条件i)下的仿真曲线如图6和图7所示.

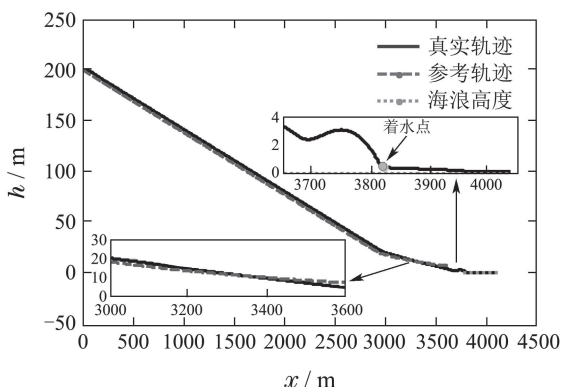
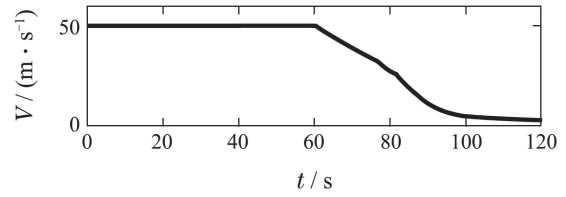
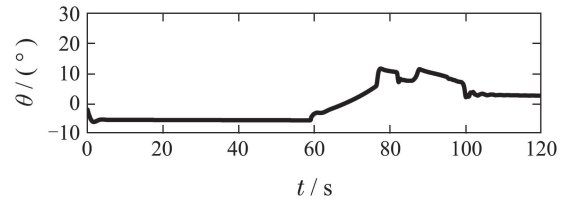


图 6 条件i)下的着水轨迹

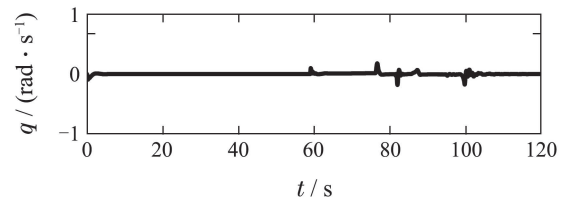
Fig. 6 Landing trajectory of case i)



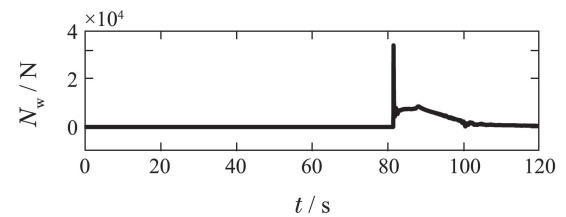
(a) 速度曲线



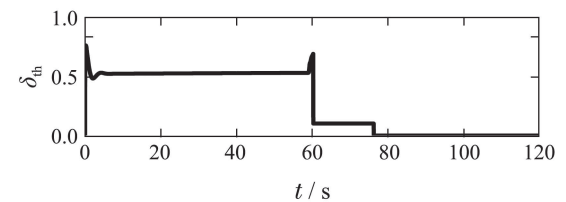
(b) 俯仰角曲线



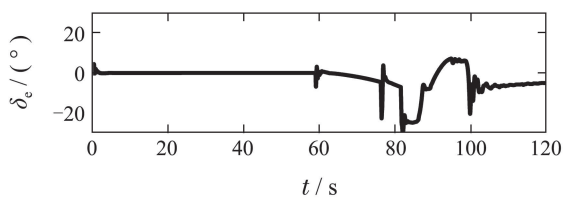
(c) 俯仰角速率曲线



(d) 水动力曲线



(e) 油门曲线



(f) 升降舵曲线

图 7 条件i)下的状态响应

Fig. 7 The state response of case i)

从图6中的着水轨迹可以看出, 在直线下滑段, 水上无人机可以较好地跟踪参考轨迹, 图7(a)表明在此阶段空速维持在一个恒定值. 在大约60s左右, 水上无人机开始转入末端拉平段. 由于此阶段的油

门开度设置为一个较低的数值(如图7(e)所示),速度开始减小,俯、仰角开始增加(如图7(a)(b)所示).从图6左下角的放大部分可以看出,此阶段的轨迹跟踪仍然有较好的效果.在大约76 s~83 s之间,水上无人机处于飘落阶段.在此阶段,发动机关闭,速度继续减小.俯仰角控制在一个较大的数值,使其着水时有较好的入水角度,避免与水面的过大冲击.从图6右上角的放大部分可以看出,由于俯仰角的增加,此阶段的高度略有上升.在大约83 s时,水上无人机开始着水.着水的瞬间水动力冲击很大(如图7(d)所示),此时的升降舵也会产生一个较大的偏转量(如图7(f)所示).在着水之后,水动力逐渐减小,水上无人机的状态也趋于稳定.

其次,条件ii)下的仿真曲线如图8和图9所示.

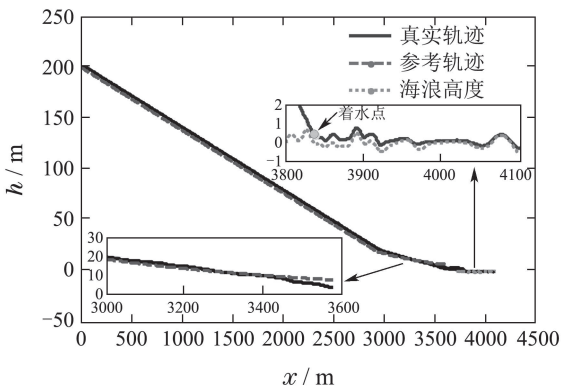
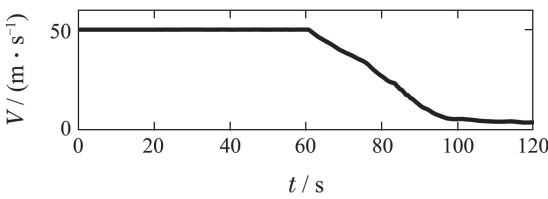
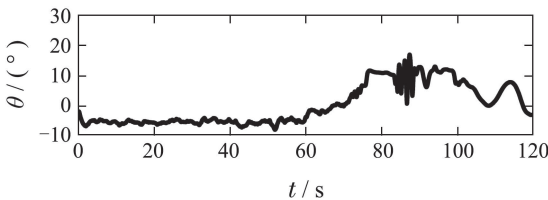


图8 条件ii)下的着水轨迹

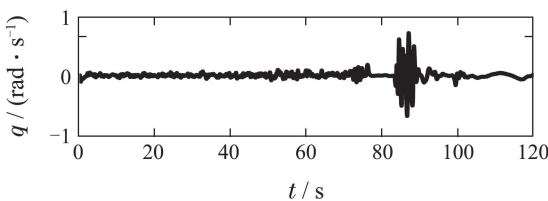
Fig. 8 Landing trajectory of case ii)



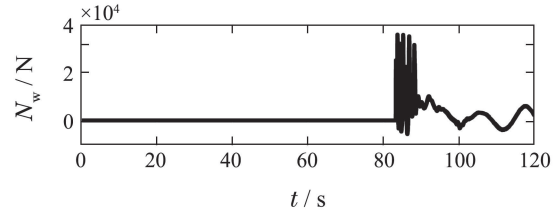
(a) 速度曲线



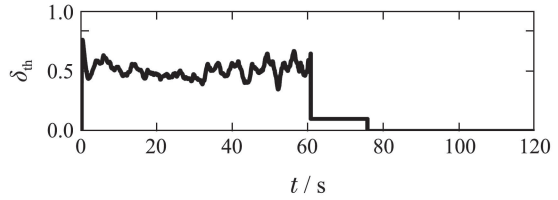
(b) 俯仰角曲线



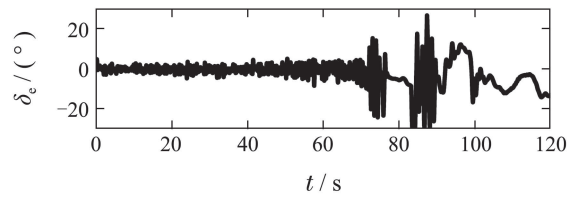
(c) 俯仰角速率曲线



(d) 水动力曲线



(e) 油门曲线



(f) 升降舵曲线

图9 条件ii)下的状态响应

Fig. 9 The state response of case ii)

本文所采用的水上无人机模型对应的重心和机身底部之间的距离为0.552 m,而三级海况的有义波高超过了1 m,因此三级海况相对飞机的尺寸而言属于较大的海况级别.从图9的(b)–(c)(e)–(f)可以看出,由于加入了风紊流,在前3个阶段水上无人机的俯仰角和俯仰角速率出现了振荡,油门和舵面偏转也出现了抖动,但在控制器作用下,其状态仍能稳定在一定范围内.图9的(b)–(d)表明,在三级海况下,着水之后海浪对飞机的冲击较大,俯仰角和俯仰角速率在较大范围内波动.由于引入了海浪滤波器,并在控制器设计时考虑了舵面特性,着水之后升降舵仅出现了几次饱和并且偏转变化在允许的范围之内(如图9(f)所示).从图8右上角的放大部分可以看出,着水之后水上无人机对海浪的跟随效果较好,有效的避免了海浪的冲击.

为了验证不同遭遇角对水上无人机着水的影响,在条件ii)、iii)和iv)下进行对比实验.由于着水过程的前3个阶段相同(如图9所示),这里只对着水之后3种条件下水上无人机的状态响应进行比较,如图10–12所示.从图10的(a)–(b),图11的(a)–(b)和图12的(a)–(b)可以看出,遭遇角为180°(顺浪)时水上无人机跟踪海浪的效果最好,俯仰角在较小范围内波动,海浪的冲击也最小.在遭遇角为60°时,由于遭遇频率变大,海浪对机身的冲击也变大,俯仰角变

化范围也较大, 着水之后出现了被海浪抛起的现象. 而在遭遇角为 0° (逆浪)时, 此现象更为明显. 图 11(c)和图 12(c)表明在后两种条件下舵面饱和现象也较为严重, 均出现了多次饱和. 但在这 3 种条件下, 所设计的自主着水控制系统均能使水上无人机成功着水. 此对比实验表明, 调整水上无人机和海浪的遭遇角度、减少海浪遭遇频率能有效减弱海浪的冲击, 改善着水性能.

为了验证海浪滤波器的作用, 图 13 给出了条件 ii) 下测量姿态角和滤波后姿态角的变化曲线. 由

图 13 可以看出, 海浪滤波器能有效滤除高频扰动, 并在受海浪扰动的俯仰角测量值中重构出低频运动状态. 为了进一步验证海浪滤波器的有效性, 图 14 给出了条件 ii) 下着水之后有无海浪滤波器时升降舵面偏转的对比.

由图 14 可以看出, 未加入海浪滤波器时, 升降舵会出现频繁的抖动现象, 这会造成舵机的磨损和额外的能量消耗; 而加入海浪滤波器之后, 这种现象得到明显的缓解, 有效避免了舵面对海浪高频扰动的过度补偿.

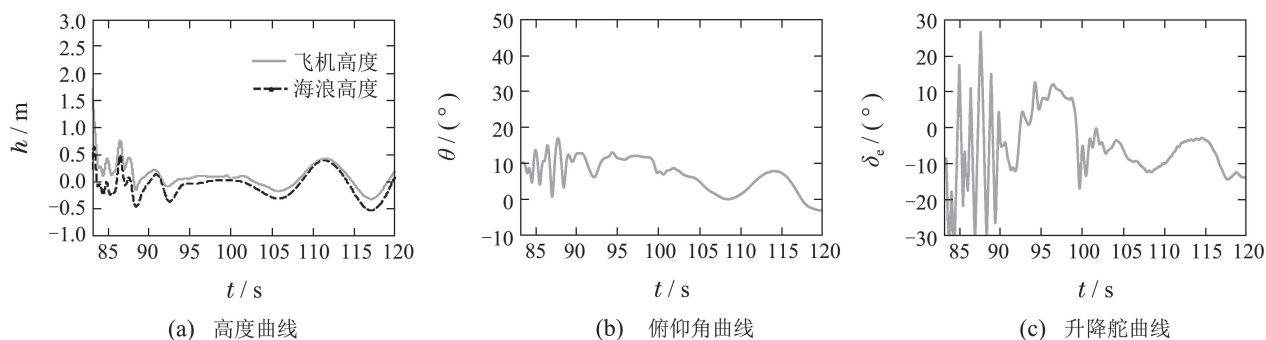


图 10 着水之后条件 ii) 下的状态响应

Fig. 10 The state response of case ii) after landing

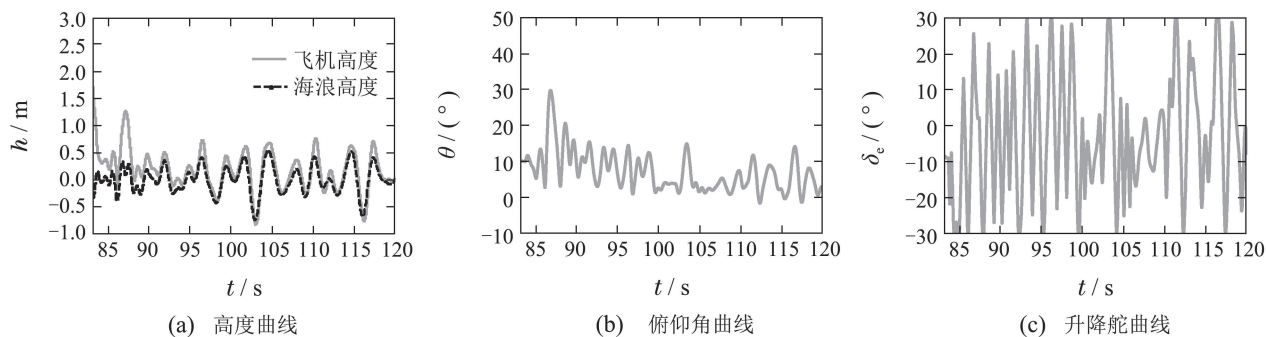


图 11 着水之后条件 iii) 下的状态响应

Fig. 11 The state response of case iii) after landing

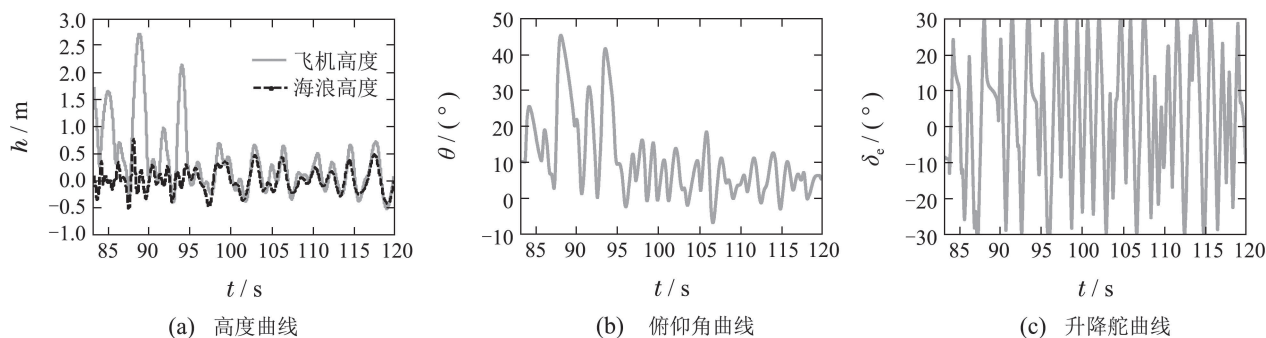


图 12 着水之后条件 iv) 下的状态响应

Fig. 12 The state response of case iv) after landing

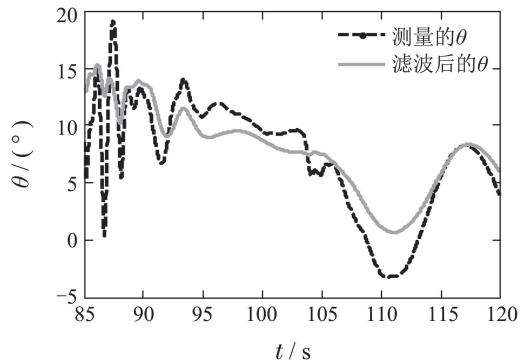


图13 测量姿态角和滤波后的姿态角

Fig. 13 Measured attitude and filtered attitude

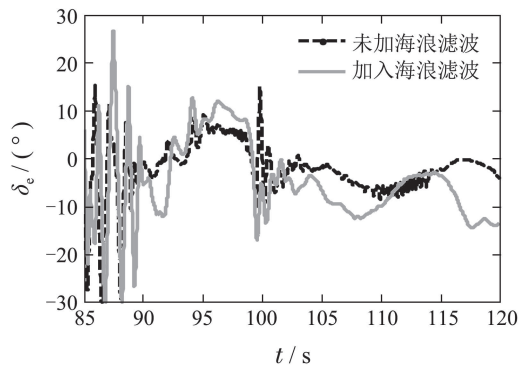


图14 有无海浪滤波器时舵面偏转的对比

Fig. 14 Comparison of the elevator deflection

6 结论(Conclusions)

本文针对水上无人机在高海况下的着水问题,提出了一种自主着水控制系统设计方案,目的在于提高水上无人机的抗浪性能和安全性能。所设计的控制系统包含速度控制子系统和姿态控制子系统。速度控制子系统包含速度动态逆控制器和油门切换模块,姿态控制子系统包含海浪滤波器、俯仰角反步控制器、高度PID控制器、俯仰角切换模块和T-S模糊推理模块。仿真结果表明所设计的控制系统可使水上无人机在不同海况下成功自主着水,提高了适航性能,有利于水上无人机装备的发展和运用。

参考文献(References):

- [1] EUBANK R D. *Autonomous flight, fault, and energy management of the flying fish solar-powered seaplane* [D]. Michigan: University of Michigan, 2012.
- [2] 朱迎谷. 水上无人机建模与起飞控制研究 [D]. 北京: 中国科学院大学, 2013.
(ZHU Yinggu. *Modeling and taking off control design for an unmanned flying boat* [D]. Beijing: University of Chinese Academy of Sciences, 2013.)
- [3] 褚林塘, 叶树林. 水上飞机文集 [M]. 北京: 航空工业出版社, 2011.
(CHU Lintang, YE Shulin. *Collected Works of Seaplane* [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2011.)
- [4] YANG X B, WANG T M, LIANG J H, et al. Survey on the novel hybrid aquatic-aerial amphibious aircraft: Aquatic unmanned aerial

- vehicle (AquaUAV) [J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2014, 74: 131 – 151.
- [5] DU H, FAN G L, YI J Q. Autonomous takeoff control system design for unmanned seaplanes [J]. *Ocean Engineering*, 2014, 85(3): 21 – 31.
- [6] 张剑锋, 刘秉华, 贾彩娟. 无人机的自动着陆控制 [J]. *控制理论与应用*, 2009, 26(12): 1383 – 1386.
(ZHANG Jianfeng, LIU Binghua, JIA Caijuan. Automatic landing-control for an unmanned aerial vehicle [J]. *Control Theory & Applications*, 2009, 26(12): 1383 – 1386.)
- [7] 韩英华, 范彦铭. 基于非线性动态逆的无人机自动着陆控制系统 [J]. *航空学报*, 2008, 29(增刊): 66 – 72.
(HAN Yinghua, FAN Yanming. Control system of automatic landing of UAV based on nonlinear dynamic inversion [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2008, 29(Sup): 66 – 72.)
- [8] RAO D V, GO T H. Automatic landing system design using sliding mode control [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2014, 32(1): 180 – 187.
- [9] JU H S, TSAI C C. Longitudinal auto-landing controller design via adaptive backstepping [J]. *International Journal of Adaptive Control and Signal Processing*, 2009, 23(7): 640 – 666.
- [10] NHO K, AGARWAL R K. Automatic landing system design using fuzzy logic [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2000, 23(2): 298 – 304.
- [11] JUANG J G, CHENG K C. Application of neural networks to disturbances encountered landing control [J]. *IEEE Transactions on Intelligent Transportation Systems*, 2006, 7(4): 582 – 588.
- [12] EUBANK R D, ATKINS E M, MACY D. Autonomous guidance and control of the flying fish ocean surveillance platform [C] // *AIAA Infotech@Aerospace Conference*. Seattle: AIAA, 2009: 2009 – 2021.
- [13] NEBYLOV A, NEBYLOV V. Seaplane landing smart control at wave disturbances [C] // *Proceedings of the 18th IFAC World Congress*. Milano: IFAC, 2011: 3021 – 3026.
- [14] FARRELL J, POLYCARPOU M, SHARMA M. On-line approximation based control of uncertain nonlinear systems with magnitude, rate and bandwidth constraints on the states and actuators [C] // *Proceedings of the American Control Conference*. Boston: IEEE, 2004: 2557 – 2562.
- [15] FARRELL J, SHARMA M, POLYCARPOU M. Backstepping-based flight control with adaptive function approximation [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2005, 28(6): 1089 – 1102.
- [16] FARRELL J, POLYCARPOU M, SHARMA M, et al. Command filtered backstepping [J]. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 2009, 54(6): 1391 – 1395.
- [17] FOSSEN T I, STRAND J P. Passive nonlinear observer design for ships using Lyapunov methods: full-scale experiments with a supply vessel [J]. *Automatica*, 1999, 35(1): 3 – 16.
- [18] TORSETNES G, JOUFFROY J, FOSSEN T I. Nonlinear dynamic positioning of ships with gain-scheduled wave filtering [C] // *Proceedings of the 43rd IEEE Conference on Decision and Control*. Atlantis: IEEE, 2004: 5340 – 5347.
- [19] 彭秀艳, 胡忠辉. 带有海浪滤波器的船舶航向反步自适应输出反馈控制 [J]. *控制理论与应用*, 2013, 30(7): 863 – 868.
(PENG Xiuyan, HU Zhonghui. Adaptive nonlinear output feedback control with wave filter for ship course [J]. *Control Theory & Applications*, 2013, 30(7): 863 – 868.)
- [20] DU H, FAN G L, YI J Q. Nonlinear longitudinal attitude control of an unmanned seaplane with wave filtering [J]. *International Journal of Automation and Computing*, 2015, (Accepted).
- [21] ZHU Y G, FAN G L, YI J Q. Modeling for flying boats in regular wave [C] // *Proceedings of the 10th World Congress on Intelligent Control and Automation*. Beijing: IEEE, 2012: 3019 – 3024.

- [22] FOSSEN T I. *Guidance and Control of Ocean Vehicles* [M]. New York: Wiley, 1994.
- [23] U. S. Military specification MIL-F-8785C [S]. November 5, 1980.
- [24] XIONG H, YI J Q, FAN G L, et al. Anti-crosswind autoland of UAVs based on active disturbance rejection control [C] // *Proceedings of the Guidance, Navigation, and Control Conference*. Toronto: AIAA, 2010: 2010 – 7734.
- [25] ZHU Y G, FAN G L, YI J Q. Controller design based on T-S fuzzy reasoning and ADRC for a flying boat [C] // *Proceedings of the 10th IEEE International Conference on Control and Automation*. Hangzhou: IEEE, 2013: 1578 – 1583.
- [26] ASTOLFI A, KARAGIANNIS D, ORTEGA R. *Nonlinear and Adaptive Control with Applications* [M]. London: Springer, 2008.

作者简介:

杜欢 (1989–), 男, 博士研究生, 目前研究方向为非线性控制、飞行控制, E-mail: huan.du@ia.ac.cn;

范国梁 (1979–), 男, 副研究员, 目前研究方向为无人自主系统、飞行控制, E-mail: guoliang.fan@ia.ac.cn;

易建强 (1963–), 男, 研究员, 博士生导师, 目前研究方向为智能控制、自适应控制、飞行控制, E-mail: jianqiang.yi@ia.ac.cn.