

自抗扰实现飞翼布局无人机全包线飞行控制

张波¹, 周洲², 祝小平^{3†}

(1. 西北工业大学 无人机特种技术重点实验室, 陕西 西安 710065;

2. 西北工业大学 航空学院, 陕西 西安 710072; 3. 西北工业大学 无人机研究所, 陕西 西安 710065)

摘要: 本文以大展弦比飞翼布局无人机为研究对象, 基于线性自抗扰控制(linear active disturbance rejection control, LADRC)理论设计了包含内环姿态控制和外环轨迹控制的全包线飞行控制器. 在姿态控制中, 提出一种抗时滞LADRC控制方法, 可以有效解决控制延迟和执行机构动态特性引起的LADRC响应振荡; 在轨迹控制中, 考虑飞翼布局无人机的气动特性, 分别设计了高度、航向、侧向偏离等常用飞行模式的跟踪控制器. 仿真结果表明, 在气动参数存在不确定性及强风干扰的全包线环境中连续飞行时, 所设计的控制器具有较好的控制性能和较强的鲁棒特性. 与常规全包线控制方案相比, 本文设计的全包线飞行控制器待整定参数较少, 参数整定过程相对简单, 为进一步的工程应用提供了参考.

关键词: 无人机; 飞翼布局; 全包线; 自抗扰控制; 时滞

中图分类号: V249.1 文献标识码: A

Practical active disturbance-rejection solution to a fly wing UAV flight control within full envelope

ZHANG Bo¹, ZHOU Zhou², ZHU Xiao-ping^{3†}

(1. Science and Technology on UAV Laboratory, Northwestern Polytechnical University, Xi'an Shaanxi 710065, China;

3. College of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an Shaanxi 710072, China;

3. UAV Research Institute, Northwestern Polytechnical University, Xi'an Shaanxi 710065, China

Abstract: Based on linear active disturbance-rejection control (LADRC) theory, a full envelope flight controller is designed for high aspect ratio flying wing unmanned aerial vehicles. This controller consists of two parts, which are inner attitude controller and outer trajectory controller. In attitude controller design, an anti-delay LADRC is proposed to handle effects of control delay and actuator dynamic process, which can cause response oscillation in normal LADRC. In trajectory controller design, considering the UAV aerodynamic characteristic, we design respectively the altitude controller, heading angle controller and lateral deviation tracking controller for each common flight mode. Simulation results show that the designed controller has high value of control performance index and strong robustness when parameter uncertainty and severe wind disturbance exist. Compared with conventional methods, we find that the proposed controller has fewer parameters and a much simpler tuning process, providing a reference solution for further engineering application.

Key words: unmanned aerial vehicles (UAV); fly wing; full envelope; active disturbance rejection control; time delay

1 引言(Introduction)

大展弦比飞翼布局相比正常式布局具有很多优势, 比如结构重量更轻、气动效率更高、隐身性能更好、机身空间利用更充分等. 近些年来大展弦比飞翼布局无人机逐渐成为执行战场侦察、高空探测等多种任务的首先作战平台. 但是飞翼布局无人机飞行范围较广、巡航高度较高, 具有较为宽泛的飞行包线, 并且在飞行过程中容易受到外界干扰, 自身纵向运动与横航向运动之间、结构弹性运动与刚体运动之间都存在

较强的耦合作用, 这些都增加了大展弦比飞翼布局无人机的全包线飞行控制律的设计难度.

目前在工程实践中, 无人机全包线飞行控制律的设计主要还是基于多飞行状态点的增益调度(gain scheduling)实现. 虽然该方法相对成熟, 但仍然存在诸多缺点: 增益调度方法基于配平状态点上的小扰动线性化模型进行设计, 所设计的控制器在本质上只具有平衡点邻域内的局部稳定性, 无法保证在整个包线内全局稳定^[1-2]; 由于在每一个状态点上控制器的鲁

收稿日期: 2015-06-01; 录用日期: 2015-07-27.

†通信作者. E-mail: zhouzhou@nwpu.edu.cn; Tel.: +86 29-88451030.

国防预研项目(513250201)资助.

Supported by Defense Pre-research Project (513250201).

棒性有限, 所以增益调度方法需要在飞行包线内选取尽可能多的状态点进行重复设计, 增加了控制器设计的复杂性和工作量; 无人机飞行包线被限制在气动参数的线性范围内, 无法充分利用无人机的潜在性能。

为解决上述不足, 国内外学者从不同的思路对全包线飞行控制方法进行了深入研究. 一种思路是对参数调度方法的改进, 如线性变参数(linear parameter varying, LPV)控制^[3-4], 该方法方法通过求解线性矩阵不等式设计控制器, 克服了增益调度中的插值问题和稳定性问题. 而针对单一LPV控制器在大包线范围内使用时性能的削弱, LU^[5-6]将LPV控制与切换控制结合, 提出一种切换LPV控制方法并应用于高性能飞机控制中. 张增辉^[7]进一步提出一种基于重叠区域的滞后切换策略, 保证切换系统的稳定性和切换平稳性. LIU^[8]基于模糊T-S模型设计了全包线模糊鲁棒控制器, 通过隶属度平滑连接多个子控制器, 减小参数求解复杂度, 降低控制保守性。

另一种设计思路是直接针对无人机全量非线性模型, 设计具有强鲁棒性的全局稳定控制器, 避免增益调度的设计过程. 韩京清^[9-10]提出的自抗扰控制(active disturbance rejection control, ADRC)是一种可以解决大范围及复杂结构不确定系统控制问题的有效方法. 自抗扰控制不依赖于被控对象的精确模型, 具有抗干扰能力强、控制结构简单、控制精度高、响应速度快等诸多优点^[11]. 针对ADRC方法选取参数较多、参数整定较困难的问题, 高志强^[12-13]提出线性自抗扰控制(linear active disturbance rejection control, LADRC), 减少控制参数的数量, 并使其具有较明确的物理意义, 便于工程应用. 陈增强等^[14]、XUE等^[15]分别对线性自抗扰控制器的稳定性、闭环动态性能等进行了研究分析, 为线性自抗扰控制器的设计提供了理论依据。

目前已有一些研究工作将自抗扰控制应用于无人机全包线飞行控制之中^[16-17], 并取得了一定的研究成果, 但从工程应用角度看仍存在一些不足: 控制器未考虑执行机构动态响应特性和控制延迟的影响; 以气流角为受控状态设计姿态控制器时, 由于测量精度问题导致控制性能会受到影响, 而以欧拉角作为受控状态时, 又缺乏结合无人机自身特性的轨迹控制研究。

基于上述分析, 本文以大展弦比飞翼布局无人飞机为研究对象, 采用LADRC理论设计了包含姿态控制和轨迹控制的全包线飞行控制器. 以精度较高的欧拉角作为姿态控制变量, 提出一种抗时滞LADRC控制方法, 有效解决控制延迟和执行机构动态特性引起的LADRC响应振荡; 针对飞翼布局无人机的气动及操纵特性, 设计了相应的轨迹控制器. 仿真结果表明, 所设计的全包线控制器具有较好的控制性能和较强的鲁棒特性。

2 弹性飞翼布局无人机非线性模型(Nonlinear model of flexible fly wing UAV)

WASZAK等^[18]基于平均轴系和Lagrange方程建立了适用于弹性飞机的非线性动力学模型. 在Waszak模型中, 弹性飞机的刚体运动与弹性运动仅在形式上解耦, 实质上仍通过广义力产生耦合作用. 本文在Waszak模型基础上, 联立无人机运动方程^[19], 得到了如下的弹性飞翼布局无人机非线性模型方程:

$$M\dot{\mathbf{V}}_K = \mathbf{Q}_F - M(\boldsymbol{\Omega} \times \mathbf{V}_K) + M\mathbf{g}, \quad (1)$$

$$\mathbf{J}\dot{\boldsymbol{\Omega}} = \mathbf{Q}_M - \boldsymbol{\Omega} \times (\mathbf{J}\boldsymbol{\Omega}), \quad (2)$$

$$\dot{\boldsymbol{\Theta}} = \mathbf{L}_B^E \boldsymbol{\Omega}, \quad (3)$$

$$\dot{\mathbf{P}} = \mathbf{H}_B^E \mathbf{V}_K, \quad (4)$$

$$M_i(\ddot{\eta}_i + \omega_i^2 \eta_i) = Q_i, \quad (5)$$

式中: M 为无人机质量; $\mathbf{V}_K = [u \ v \ w]^T$ 为在体轴系下无人机的航迹速度; $\boldsymbol{\Omega} = [p \ q \ r]^T$ 为绕机体轴转动的角速度; $\mathbf{Q}_F = [F_x \ F_y \ F_z]^T$ 为定义在体轴系下的气动力和推力的合力; $\mathbf{Q}_M = [l \ m \ n]^T$ 为无人机受到的气动力矩; $\boldsymbol{\Theta} = [\phi \ \theta \ \psi]^T$ 为无人机的欧拉角; \mathbf{L}_B^E 表示由机体轴角速度计算欧拉角角速度的转换矩阵^[19]; $\mathbf{P} = [x_e \ y_e \ z_e]^T$ 为无人机在地面坐标系下的位置; \mathbf{H}_B^E 表示从体轴系到地面坐标系的旋转矩阵; \mathbf{J} 为无人机惯量矩阵; M_i 为*i*阶广义质量; η_i 为*i*阶弹性模态; ω_i 为*i*阶弹性模态的频率; Q_i 为*i*阶广义力。

针对大展弦比机翼的气动布局特点, 应用“片条理论”和“格罗斯曼准定常假设”, 可以计算出飞翼布局无人机所受的气动力^[20]. 将升力、俯仰力矩和各阶广义力表示为如下形式:

$$\begin{cases} L = L_0 + L_\alpha + L_q + L_\delta + L_{\eta, \dot{\eta}}, \\ m = m_0 + m_\alpha + m_q + m_\delta + m_{\eta, \dot{\eta}}, \\ Q_i = Q_{i,0} + Q_{i,\alpha} + Q_{i,q} + Q_{i,\delta} + Q_{i,\eta, \dot{\eta}}, \end{cases} \quad (6)$$

式中: L_0 , m_0 和 $Q_{i,0}$ 分别表示无人机在零迎角时的升力、俯仰力矩和各阶广义力; 其他下标 α , q , δ 和 η 的变量分别表示由迎角、俯仰角速度、操纵舵面和结构弹性运动产生的力和力矩. 类似地, 可以得到无人机阻力、侧力、滚转力矩和偏航力矩的表达式。

由于无人机在大包线飞行中会受到风干扰影响, 所以根据文献[21], 本文从两个方面对风干扰的影响进行修正. 一方面是风速对无人机飞行速度、迎角和侧滑角的影响, 可以采用下式进行简化计算:

$$\begin{cases} V_t = V_K - u_w, \\ \alpha = \alpha_K + \alpha_w \approx \alpha_K - \frac{u_w}{V_t}, \\ \beta = \beta_K + \beta_w \approx \beta_K - \frac{v_w}{V_t}, \end{cases} \quad (7)$$

式中: V_t , α , β 分别表示修正后的空速、迎角、侧滑角; V_K , α_K , β_K 分别为航迹速度及航迹气流角; u_w , v_w ,

w_W 分别为风速在体轴系下的分量. 另一方面, 在考虑风速梯度时, 风速沿机体的非均匀分布会引起附加的气动作用. 本文按照下式对气动力矩系数进行修正:

$$\begin{cases} \Delta C_l = -(C_l^p \cdot w_{Wy} + C_l^r \cdot v_{Wx}) \frac{b}{2V_t}, \\ \Delta C_m = C_m^q \cdot w_{Wx} \cdot \frac{\bar{c}}{2V_t}, \\ \Delta C_n = -(C_n^p \cdot w_{Wy} + C_n^r \cdot v_{Wx}) \frac{b}{2V_t}, \end{cases} \quad (8)$$

式中: b 为展长; \bar{c} 为平均气动弦长;

$$v_{Wx} = \frac{\partial v_W}{\partial x}, \quad w_{Wx} = \frac{\partial w_W}{\partial x}, \quad w_{Wy} = \frac{\partial w_W}{\partial y}$$

为风速梯度.

3 控制器设计(Controller design)

3.1 基于抗时滞LADRC的姿态控制器(Attitude controller based on anti-delay LADRC)

为便于采用LADRC设计姿态控制器, 将式(2)–(3)表示的无人机姿态动力学方程改写成如下形式:

$$\begin{cases} \dot{\Theta} = F_{\Theta} + L_B^E \Omega_c, \\ \dot{\Omega} = F_{\Omega} + G_{\Omega} M_{\delta c}, \end{cases} \quad (9)$$

式中: $\Omega_c = [p_c \ q_c \ r_c]^T$ 为期望的角速度指令; $M_{\delta c} = [l_{\delta c} \ m_{\delta c} \ n_{\delta c}]^T$ 为期望的无人机舵面操纵力矩指令; F_{Θ} 和 F_{Ω} 表示待观测的非线性动态, 定义如下:

$$\begin{cases} F_{\Theta} = L_B^E (\Omega - \Omega_c) + d_{\Theta}, \\ F_{\Omega} = f_{\Omega} + G_{\Omega} (M_{\delta} - M_{\delta c}) + w(\eta_i, \dot{\eta}_i) + d_{\Omega}, \end{cases} \quad (10)$$

式中: $L_B^E (\Omega - \Omega_c)$, $G_{\Omega} (M_{\delta} - M_{\delta c})$ 表示实际控制偏差量; $f_{\Omega} = [f_p \ f_q \ f_r]^T$ 为光滑向量场; $w(\eta_i, \dot{\eta}_i)$ 表示无人机弹性振动的耦合作用; d_{Θ} , d_{Ω} 表示风干扰等未知外界扰动. L_B^E , G_{Ω} 的具体的表达式为

$$L_B^E = \begin{bmatrix} 1 & \sin \phi \tan \theta & \cos \phi \tan \theta \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi \sec \theta & \cos \phi \sec \theta \end{bmatrix}, \quad (11)$$

$$G_{\Omega} = \begin{bmatrix} \frac{I_{zz}}{I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2} & 0 & \frac{I_{xz}}{I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2} \\ 0 & I_{yy}^{-1} & 0 \\ \frac{I_{xz}}{I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2} & 0 & \frac{I_{xx}}{I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2} \end{bmatrix}, \quad (12)$$

式中: I_{xx} , I_{yy} , I_{zz} , I_{xz} 分别为机体坐标系下的转动惯量和惯性积. 由于该飞翼布局无人机为面对称构型, I_{xz} 与 I_{xx} , I_{zz} 量级相差较大, 故 G_{Ω} 可近似为对角阵, 所以 G_{Ω} 可逆. 考虑到所研究的飞翼布局无人机在飞行过程中并不执行大机动动作, 并且 θ 通常保持在 $\pm 25^\circ$ 以内, 故 L_B^E 也是可逆的.

以下分别针对式(9)中的欧拉角子系统和角速度子系统, 逐级设计线性自抗扰控制器.

Step 1 针对欧拉角子系统, 以 Θ_{cmd} 为指令跟踪目标, Ω_c 作为虚拟控制变量, 按照自抗扰控制的基本结构可以设计如下一阶LADRC控制器:

1) 设计跟踪微分器, 为欧拉角跟踪指令安排过渡过程:

$$\begin{cases} e(k) = \Theta_{ref}(k) - \Theta_{cmd}(t), \\ \Theta_{ref}(k+1) = \Theta_{ref}(k) + h \cdot \dot{\Theta}_{ref}(k), \\ \dot{\Theta}_{ref}(k+1) = \\ \dot{\Theta}_{ref}(k) + h \cdot \text{fhan}(e, \dot{\Theta}_{ref}(k), r_{\Theta}, h_{0,\Theta}), \end{cases} \quad (13)$$

式中: h 为仿真步长; $\text{fhan}(\cdot)$ 为最速控制综合函数, 具体形式见参考文献 [9].

2) 设计线性ESO在线估计 F_{Θ} :

$$\begin{cases} e_{\Theta} = \hat{\Theta} - \Theta, \\ \dot{\hat{\Theta}} = \hat{\Delta}_{\Theta} - 2\omega_{o,\Theta} e_{\Theta} + L_B^E \Omega_c, \\ \dot{\hat{\Delta}}_{\Theta} = -\omega_{o,\Theta}^2 e_{\Theta}, \end{cases} \quad (14)$$

式中: $\omega_{o,\Theta}$ 称为欧拉角子系统的线性ESO的带宽, 是需要整定的设计参数.

3) 状态误差反馈并补偿“总和扰动”:

$$\Omega_c = L_B^E [\omega_{c,\Theta} (\Theta_{ref} - \Theta) - \hat{\Delta}_{\Theta}], \quad (15)$$

式中: $L_B^E \triangleq (L_B^E)^{-1}$; $\omega_{c,\Theta}$ 为欧拉角子系统的LADRC控制带宽, 也是待整定的设计参数.

Step 2 针对姿态角速度子系统, 以 Ω_c 为指令跟踪目标, $M_{\delta c}$ 作为虚拟控制变量, 设计一阶抗时滞LADRC控制器.

因为控制结构中存在控制分配过程和执行机构, 所以姿态角速度子系统的实际的控制量 M_{δ} 与设计的期望控制量 $M_{\delta c}$ 之间存在较大的时间延迟. 此时如果仍按照常规自抗扰设计控制器, 控制输入和系统输出的不同步使得ESO观测值存在较大误差. 本文借鉴文献[22]中对ESO的“输入时滞”处理, 同时引入状态速率误差项以提高响应速度并抑制抖动, 可得到如下控制算法:

1) 设计包含“输入时滞”项的LESO, 在线估计 F_{Ω} :

$$\begin{cases} e_{\Omega} = \hat{\Omega} - \Omega, \\ \dot{\hat{\Omega}} = \hat{\Delta}_{\Omega} - 2\omega_{o,\Omega} e_{\Omega} + G_{\Omega} M_{\delta c} \cdot e^{-\tau s}, \\ \dot{\hat{\Delta}}_{\Omega} = -\omega_{o,\Omega}^2 e_{\Omega}, \end{cases} \quad (16)$$

式中: $\omega_{o,\Omega}$ 为角速度子系统的线性ESO的带宽, $e^{-\tau s}$ 表示在ESO输入端之前加入时滞环节, τ 表示该时滞环节的时间常数, 为待整定的参数.

2) 在状态误差反馈中引入速率反馈抑制振荡, 并补偿“总和扰动”:

$$M_{\delta c} = G_{\Omega}^{-1}[\omega_{c,\Omega}(\Omega_c - \Omega) + \omega_{c,\dot{\Omega}}(\dot{\Omega}_c - \dot{\Omega}) - \hat{\Delta}_{\Omega}], \quad (17)$$

式中 $\omega_{c,\Omega}$, $\omega_{c,\dot{\Omega}}$ 为待整定的设计参数.

3.2 轨迹控制器(Trajectory controller)

针对目前工程中常用的高度跟踪/保持(爬升、定高、下滑)、航向跟踪/保持、侧向偏离等轨迹飞行模式, 以内环姿态控制器跟踪的欧拉角作为虚拟控制量, 可以进一步设计相应的轨迹控制器.

3.2.1 高度控制器(Height controller)

由式(4)中关于分量 z_e 的方程并注意地面坐标系中 $z_e = -H$, 其中 H 表示无人机高度, 则可以得到

$$\dot{H} = u \sin \theta - v \sin \phi \cos \theta - w \cos \phi \cos \theta, \quad (18)$$

那么以 H_{cmd} 为跟踪指令, θ_c 为虚拟控制量, 类似姿态控制器, 可以得到如下一阶LADRC高度控制器:

$$\begin{cases} e(k) = H_{\text{ref}}(k) - H_{\text{cmd}}(t), \\ H_{\text{ref}}(k+1) = H_{\text{ref}}(k) + h \cdot \dot{H}_{\text{ref}}(k), \\ \dot{H}_{\text{ref}}(k+1) = \dot{H}_{\text{ref}}(k) + h \cdot \text{fhan}(e, \dot{H}_{\text{ref}}(k), r_H, h_{0,H}), \\ e_H = \hat{H} - H, \\ \dot{\hat{H}} = \hat{\Delta}_H - 2\omega_{o,H}e_H + u \cdot \theta, \\ \dot{\hat{\Delta}}_H = -\omega_{o,H}^2 e_H, \\ \theta_c = \frac{1}{u}[\omega_{c,H}(H_{\text{ref}} - H) - \hat{\Delta}_H], \end{cases} \quad (19)$$

式中: r_H , $h_{0,H}$, $\omega_{o,H}$, $\omega_{c,H}$ 为待整定参数.

3.2.2 航向角控制器(Heading angle controller)

对于飞翼布局无人机, 由于缺少垂直安定面, 航向静稳定性导数 C_n^β 、航向阻尼导数 C_n^r 很小, 航向接近中立稳定, 所以在航向控制中需要将侧滑角维持在一定的范围内.

在滚转通道中, 根据协调转弯公式

$$\dot{\psi} = \frac{g}{V} \tan \phi. \quad (20)$$

同时考虑对侧滑角的补偿, 可以得到滚转角指令为

$$\phi_c = \text{sat}[\arctan\left(\frac{V}{g}\dot{\psi}\right) - K_\beta\beta], \quad (21)$$

式中: K_β 为待整定参数, $\text{sat}(\cdot)$ 为饱和函数, 用于避免控制过程中出现过大的滚转角.

在偏航通道中, 除了将机头转向指定航向外, 还需要额外考虑对侧风引起的风速侧滑角的修正. 根据文

献[21], 可以按下式对风速侧滑角进行估计:

$$\hat{\beta}_W = \beta - (\theta - \gamma) \sin \phi + (\psi - \chi) \cos \gamma \cos \phi. \quad (22)$$

这样, 修正后的偏航角指令为

$$\psi_c = \chi_{\text{cmd}} + \hat{\beta}_W. \quad (23)$$

3.2.3 侧向偏离控制器(Lateral deviation tracking controller)

由式(4)中关于分量 y_e 的方程并转换到航迹坐标下, 可以得到:

$$\dot{y}_e = V_K \cos \gamma \sin \chi, \quad (24)$$

式中 γ 为航迹倾角. 以 y_{cmd} 为跟踪指令, χ_c 为虚拟控制量, 可以得到如下一阶LADRC侧向偏离控制器:

$$\begin{cases} e(k) = y_{\text{ref}}(k) - y_{\text{cmd}}(t), \\ y_{\text{ref}}(k+1) = y_{\text{ref}}(k) + h \cdot \dot{y}_{\text{ref}}(k), \\ \dot{y}_{\text{ref}}(k+1) = \dot{y}_{\text{ref}}(k) + h \cdot \text{fhan}(e, \dot{y}_{\text{ref}}(k), r_y, h_{0,y}), \\ e_y = \hat{y} - y, \\ \dot{\hat{y}} = \hat{\Delta}_y - 2\omega_{o,y}e_y + V_K \cdot \chi, \\ \dot{\hat{\Delta}}_y = -\omega_{o,y}^2 e_y, \\ \chi_c = \frac{1}{V_K}[\omega_{c,y}(y_{\text{ref}} - y) - \hat{\Delta}_y], \end{cases} \quad (25)$$

式中: r_y , $h_{0,y}$, $\omega_{o,y}$, $\omega_{c,y}$ 为待整定的设计参数.

4 仿真分析(Simulation and analysis)

4.1 飞翼布局无人机仿真参数(Simulation parameters of fly wing UAV)

本文研究的大展弦比飞翼布局无人机布局外形如图1所示, 该无人机质量为5000 kg, 展长为21 m, 平均气动弦长为2.63 m, 参考面积为43.5 m². 无人机转动惯量为

$$I_{xx} = 26613 \text{ kg} \cdot \text{m}^2, \quad I_{yy} = 8458 \text{ kg} \cdot \text{m}^2,$$

$$I_{zz} = 34377 \text{ kg} \cdot \text{m}^2,$$

惯性积为 $I_{xz} = 400 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$. 无人机配置有8个操纵舵面, 其中靠近翼尖的为阻力方向舵, 其他的为升降副翼. 对该大展弦比飞翼布局无人机的弹性运动取4阶弹性模态进行计算, 模态频率见表1.

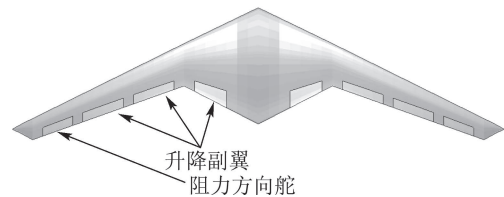


图 1 大展弦比飞翼布局无人机布局示意图

Fig. 1 Configuration of high-aspect-ratio fly wing UAV

表1 弹性模态频率

Table 1 Frequency of aeroelastic modes

	f_i/Hz	模态描述
1	6.204	对称一阶弯曲模态
2	8.530	反对称一阶弯曲模态
3	21.089	对称二阶弯曲模态
4	26.348	反对称二阶弯曲模态

仿真中考虑无人机存在气动参数摄动,其中气动导数偏离-30%,操纵导数偏离30%,同时在仿真中考虑突风和紊流对无人机的干扰,突风模型采用半波长(1-cosine)离散模型:

$$V_W = \begin{cases} 0, & x < 0, \\ \frac{V_{Wm}}{2} (1 - \cos \frac{\pi x}{d_m}), & 0 \leq x \leq d_m, \\ V_{Wm}, & x > d_m, \end{cases} \quad (26)$$

式中: x 为遭遇阵风后的飞行距离;仿真中阵风尺度 $d_m = 80 \text{ m}$ 、阵风强度 $V_{Wm} = 10 \text{ m/s}$. 紊流模型采用 Von Karman连续紊流模型, 频谱函数为^[21]

$$\begin{cases} \Phi_{uu}(\Omega) = \sigma_u^2 \frac{L_u}{\pi} \frac{1}{[1 + (aL_u\Omega)^2]^{5/6}}, \\ \Phi_{vv}(\Omega) = \sigma_v^2 \frac{L_v}{\pi} \frac{1 + \frac{8}{3}(2aL_v\Omega)^2}{[1 + (2aL_v\Omega)^2]^{11/6}}, \\ \Phi_{ww}(\Omega) = \sigma_w^2 \frac{L_w}{\pi} \frac{1 + \frac{8}{3}(2aL_w\Omega)^2}{[1 + (2aL_w\Omega)^2]^{11/6}}, \end{cases} \quad (27)$$

式中: Ω 表示空间频率;常数项 $a = 1.339$;仿真过程中选取紊流尺度为

$$L_u = 2L_v = 2L_w = 762 \text{ m},$$

紊流强度

$$\sigma_u = \sigma_v = \sigma_w = 4.27 \text{ m/s},$$

从而对应产生高空重度紊流.

仿真中采用二阶非线性舵回路模型,自然频率为 15 Hz , 阻尼比为1, 舵面偏转位置及速率约束为

$$\delta_{\max} = [90 \ 20 \ 20 \ 20 \ 20 \ 20 \ 20 \ 90]^T (^\circ),$$

$$\delta_{\min} = -[0 \ 20 \ 20 \ 20 \ 20 \ 20 \ 20 \ 0]^T (^\circ).$$

舵面偏转速率约束为 $\pm 100 (^\circ)/\text{s}$.

图2给出了根据无人机基本气动参数和发动机参数计算得到的飞行包线. 按照高度间隔和马赫数间隔分别为

$$\Delta H = 1000 \text{ m}, \Delta Ma = 0.05,$$

在包线内部和边界处选取150个状态点,其中实心点为设计状态点,用于控制器参数整定,空心点为测试状态点,用于控制器全包线仿真验证.

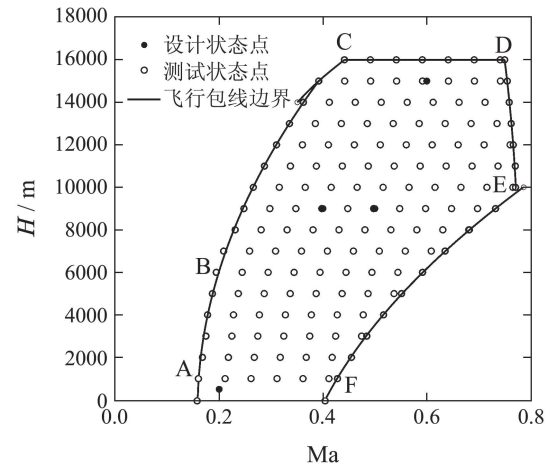


图2 无人机飞行包线及仿真状态点

Fig. 2 Flight envelope and simulation points

4.2 控制器参数整定(Controller tuning)

首先,整定各控制器中的状态误差反馈参数.为确定姿态控制器中 $\omega_{c,\Theta}$ 和 $\omega_{c,\Omega}$ 取值,先不考虑系统中的未知扰动和控制输入延迟,并将 $\omega_{c,\dot{\Omega}}$ 取为0,那么此时姿态控制中每一通道的闭环传递函数可以表示为

$$G^i(s) = \frac{\Theta^i(s)}{\Theta_c^i(s)} = \frac{\omega_n^2}{s^2 + 2\zeta\omega_n s + \omega_n^2}, \quad (28)$$

式中:

$$\omega_n = \sqrt{\omega_{c,\Theta}^i \cdot \omega_{c,\Omega}^i}, \zeta = \frac{1}{2} \sqrt{\omega_{c,\Theta}^i / \omega_{c,\Omega}^i},$$

上标 i 表示向量的第 i 个分量或矩阵的第 i 个主对角线元素.根据控制器性能要求可以确定闭环响应的动态特性参数 ω_n 和 ζ 值,这样对应地可以确定 $\omega_{c,\Theta}$ 和 $\omega_{c,\Omega}$,通过进一步仿真调试可以确定 $\omega_{c,\dot{\Omega}}$. 本文选取 $\omega_{c,\Theta} = \mathbf{I}_{3 \times 3}$, $\omega_{c,\Omega} = 5\mathbf{I}_{3 \times 3}$, $\omega_{c,\dot{\Omega}} = 2\mathbf{I}_{3 \times 3}$, 其中 $\mathbf{I}_{3 \times 3}$ 表示维数为 3×3 的单位对角矩阵.类似地,选取轨迹控制器中状态反馈参数 $\omega_{c,H} = 0.3$, $\omega_{c,y} = 0.23$.

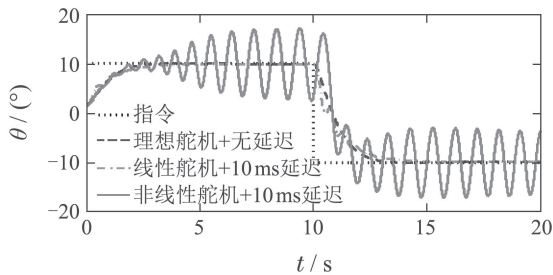
其次,整定线性ESO参数.当线性ESO的带宽参数取值越大,其对抗扰动的估计速度越快、估计精度越高,但对噪声也越敏感.根据文献[23]并结合仿真测试,将线性ESO的带宽选取为 $\omega_{o,H} = \omega_{o,y} = 30$, $\omega_{o,\Theta} = \omega_{o,\Omega} = 30\mathbf{I}_{3 \times 3}$.同时根据对控制延迟和执行机构动态特性的估计,本文选取参数 $\tau = 0.05$.

最后,整定跟踪微分器及其他参数.跟踪微分器中 h_0 取值适当大于仿真步长时能够有效抑制噪声; r 的取值决定过渡过程的快慢,取值越大则指令的过渡过程越快,初始响应速度也越快,但是对执行机构的动态性能要求也更高.本文选取 $h_{0,H} = h_{0,y} = h_{0,\Theta} = 0.01$, $\mathbf{r}_\Theta = [0.5 \ 0.5 \ 0.2]^T$, $r_H = 0.01$, $r_y = 1.6$, $r_H = 0.01$, $K_\beta = 3$.

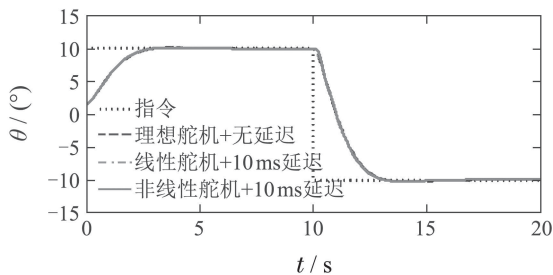
4.3 仿真实例(Simulation examples)

1) 在设计状态点处(9000 m, 0.5 Ma),分别采用常规自抗扰控制器(normal LADRC)和本文设计的抗扰

滞自抗扰控制器(anti-delay LADRC)进行俯仰姿态跟踪验证. 每组仿真中均对比了3种不同的滞后情况: (a) 理想舵机且无控制延迟, 对应于舵面能瞬时偏转到指令位置且无任何延迟的理想情况; (b) 线性舵机且存在10 ms延迟, 该线性舵机用一阶惯性环节近似, 时间常数为0.05, 对应于设计标称延迟情况; (c) 非线性舵机且存在10 ms延迟, 对应于接近工程实际且具有较强时滞的情况. 仿真结果如图3所示, 图3(a)为normal LADRC在3种滞后情况下的俯仰角响应曲线, 图3(b)为anti-delay LADRC在3种滞后情况下的俯仰角响应曲线.



(a) Normal LADRC俯仰角响应曲线



(b) Anti-delay LADRC俯仰角响应曲线

图 3 不同时滞情况下两种控制器的响应曲线

Fig. 3 Simulation response of two controllers in different delay condition

Normal LADRC虽然有比较好的抗干扰性能, 但从图3(a)的仿真结果可知, 当控制器结构中存在舵机动态环节和控制延迟时, normal LADRC已经无法准确估计及补偿系统中的“总和扰动”, 控制性能受到影响. 在仿真采用的3种情况下, 舵机动态逐渐变慢、时滞逐渐增大, 而normal LADRC的控制效果也逐渐恶化. 在线性舵机时, 虽然响应最终收敛, 但动态过程出现了一定的抖动; 在非线性舵机时, 跟踪响应出现非常明显的振荡, 无法实现有效控制. 从图3(b)可知, 除了与设计参数 $\tau = 0.05$ 对应的线性舵机情况外, 在理想舵机和非线性舵机两种不同延迟情况下, anti-delay LADRC都能够较好的估计扰动, 保持指令响应跟踪平稳且无振荡. 所以本文所设计的anti-delay LADRC具有更强的鲁棒性及更优的控制性能.

2) 在全包线内的150个测试状态点处进行轨迹指令的跟踪验证. 跟踪指令为: 高度爬升 $\Delta H_c = 100$ m并保持、侧向偏离 $\Delta y_c = 100$ m并保持. 仿真结果如

图4-5所示.

由图4可知, 在全包线内的150个测试状态点处, 无人机均能够准确的跟踪给定的高度和侧向偏离指令. 从仿真结果知高度跟踪的最大超调量为0.4548 m, 侧向偏离跟踪的最大超调量为1.6746 m, 控制器具有较好的轨迹跟踪性能. 由图5可知, 在测试状态点下, 随着动压变小, 无人机在跟踪侧向偏离指令时侧滑角的变化幅值也逐渐变大, 但始终保持在以内, 说明所设计的控制器具有较好的航向协调控制性能.

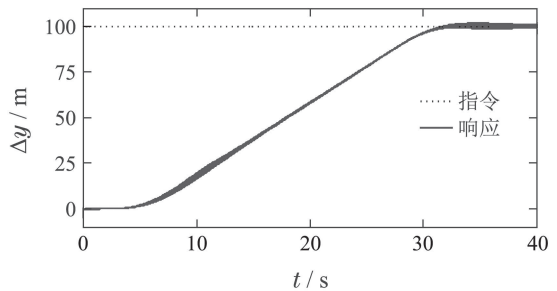
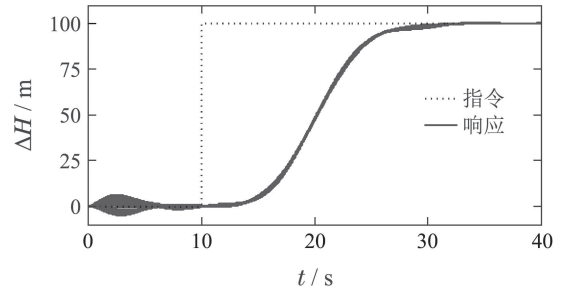


图 4 全包线测试状态点下高度和侧向偏离跟踪曲线

Fig. 4 Height and lateral deviation response in full envelope test points

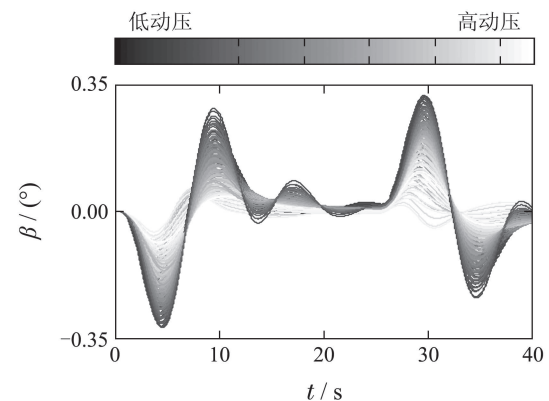


图 5 全包线测试状态点下侧滑角响应曲线

Fig. 5 Sideslip angle response in full envelope test points

3) 根据无人机任务剖面给出预设的高度、航向跟踪指令, 验证无人机在全包线内连续飞行时的综合控制性能. 仿真中考虑阵风及紊流影响, 其中在爬升阶段, 加入垂直阵风干扰($t = 150 \sim 180$ s); 在巡航阶段, 加入侧向阵风($t = 920 \sim 930$ s)和三维紊流干扰($t = 950 \sim 1050$ s). 仿真结果如图6-7所示.

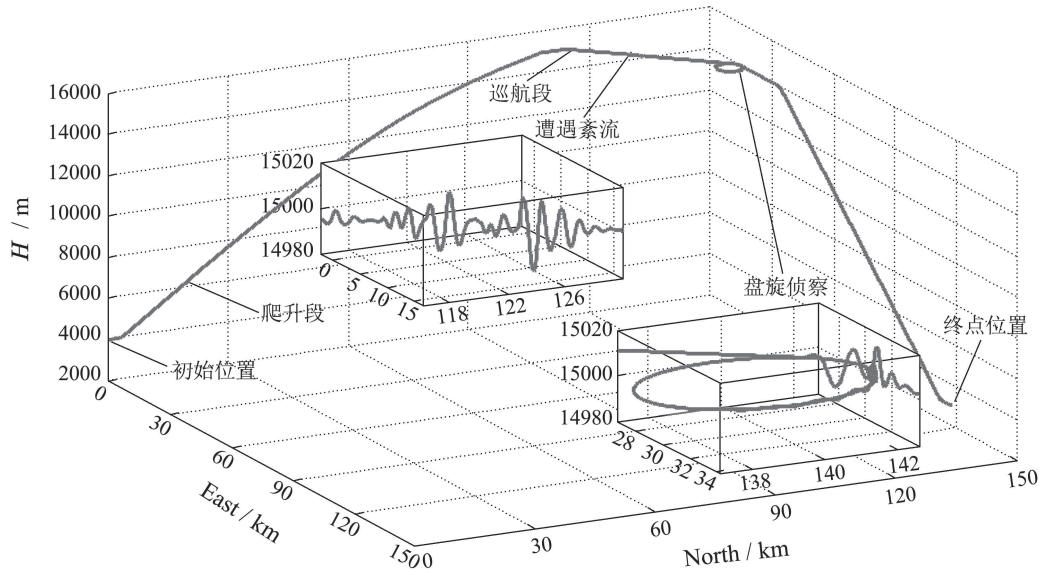


图6 全包线连续飞行中的轨迹曲线

Fig. 6 Trajectory of continuous full envelop flight

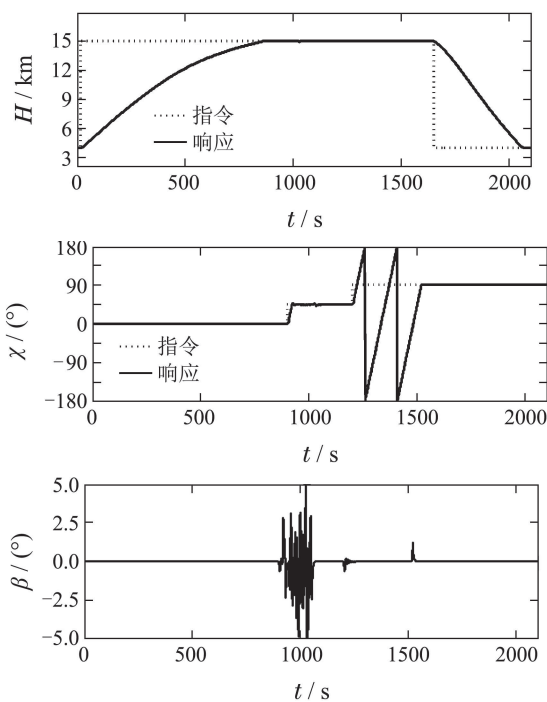


图7 全包线连续飞行中的轨迹和侧滑角曲线

Fig. 7 Trajectory and sideslip angle response in continuous full envelop flight

由图6-7可知,无人机在全包线连续飞行时能够准确的跟踪预设轨迹指令,在遭遇强风干扰时,能够保证姿态稳定,轨迹及侧滑角波动均在可接受的范围内.因此所设计的全包线飞行控制器具有较好的控制性能,对参数摄动、阵风及紊流干扰等都具有较强的鲁棒性能.

5 结论(Conclusions)

1) 基于LADRC理论设计的全包线飞行控制器具有较好的控制性能和鲁棒性能,控制器结构简

单、待整定参数较少且参数在全包线适用,适合在工程中应用.

2) 常规LADRC的控制性能受执行机构动态特性及控制延迟的影响较大, anti-delay LADRC则可以有效处理延迟影响.

3) 航向控制中采用滚转、偏航协调控制的方式,可以有效限制无人机轨迹跟踪时的侧滑角,这对飞翼布局无人机十分必要.

参考文献(References):

- [1] HASSAN K J. *Nonlinear Systems* [M]. Englewood Cliffs NJ: Prentice Hall, 2001.
- [2] SHAMMA J S, ATHANS M. Analysis of gain – scheduled control for nonlinear plants [J]. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 1990, 35(8): 898 – 907.
- [3] LEE C H, SHIN M H, CHUNG M J. A design of gain – scheduled control for a linear parameter varying system: an application to flight control [J]. *Control Engineering Practice*, 2001, 9(1): 11 – 21.
- [4] WU L, YANG X B, LI F B. Nonfragile output tracking control of hypersonic air – breathing vehicles with an LPV model [J]. *IEEE Transactions on Mechatronics*, 2013, 18(4): 1280 – 1288.
- [5] LU B, WU F. Switching LPV control designs using multiple parameter – dependent Lyapunov functions [J]. *Automatica*, 2004, 40(11): 1973 – 1980.
- [6] LU B, WU F, KIM S. *Switching LPV control for high performance tactical aircraft* [R]. Reston: AIAA, 2004: AIAA – 2004 – 4999.
- [7] 张增辉, 杨凌宇, 申功璋. 高超声速飞行器大包线切换LPV控制方法[J]. *航空学报*, 2012, 33(9): 1706 – 1716.
(ZHANG Zenghui, YANG Lingyu, SHEN Gongzhang. Switching LPV control method in wide flight envelope for hypersonic vehicles [J]. *Acta Aeronautica Et astronautica Sinica*, 2012, 33(9): 1706 – 1716.)
- [8] LIU Z, WANG Y. Fuzzy adaptive tracking control within the full envelope for an unmanned aerial vehicle [J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2014, 27(5): 1273 – 1287.

- [9] 韩京清. 自抗扰控制技术 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2008. (HAN Jingqing. *Active Disturbance Rejection Control Technique* [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2008.)
- [10] HAN J Q. From PID to active disturbance rejection control [J]. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 2009, 56(3): 900 – 906.
- [11] SUN D. Comments on active disturbance rejection control [J]. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 2007, 54(6): 3428 – 3429.
- [12] GAO Z. Scaling and bandwidth – parameterization based controller tuning [C] // *Proceedings of the 2003 American Control Conference*. New York: IEEE, 2003: 4989 – 4996.
- [13] GAO Z. Active disturbance rejection control: a paradigm shift in feedback control system design [C] // *Proceedings of the 2006 American Control Conference*. New York: IEEE, 2006: 2399 – 2405.
- [14] 陈增强, 孙明玮, 杨瑞光. 线性自抗扰控制器的稳定性研究 [J]. 自动化学报, 2013, 39(5): 574 – 580. (CHEN Zengqiang, SUN Mingwei, YANG Rruiguang. On the stability of linear active disturbance rejection control [J]. *Acta Automatica Sinica*, 2013, 39(5): 574 – 580.)
- [15] XUE W C, HUANG Y. On performance analysis of ADRC for a class of MIMO lower – triangular nonlinear uncertain systems [J]. *ISA Transactions*, 2014, 53(4): 955 – 962.
- [16] ZHANG B, ZHU X P, ZHOU Z, et al. Design of nonlinear flight control law for a tailless unmanned aerial vehicle [C] // *Proceedings of the IEEE Region 10 Annual International Conference*. Piscataway, NJ: IEEE, 2013: 1 – 4.
- [17] SUN M, WANG Z, CHEN Z. Practical solution to attitude control within wide envelope [J]. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, 2014, 86(2): 117 – 128.
- [18] WASZAK M R, SCHMIDTF D K. Flight dynamics of aeroelastic vehicles [J]. *Journal of Aircraft*, 1988, 25(6): 563 – 571.
- [19] STENGEL R F. *Flight Dynamics* [M]. Princeton NJ: Princeton University Press, 2004.
- [20] 张子健, 安国锋, 刘斌. 飞翼飞行器气动伺服弹性耦合动力学特性研究 [J]. 工程力学, 2014, 31(11): 231 – 236. (ZHANG Zijian, AN Guofeng, LIU Bin. Investigation of aeroservoelastic dynamic characteristics of elastic flight – wings [J]. *Engineering Mechanics*, 2014, 31(11): 231 – 236.)
- [21] 肖亚伦, 金长江. 大气扰动中的飞行原理 [M]. 北京: 国防工业出版社, 1993. (XIAO Yalun, JIN Changjiang. *Flight Principles in Atmospheric Disturbance* [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1993.)
- [22] ZHAO S. *Practical solutions to the non – minimum phase and vibration problems under the disturbance rejection paradigm* [D]. Cleveland: Cleveland State University, 2012.
- [23] 张超, 朱纪洪, 高亚奎. 自抗扰控制器的阶次与参数的选取 [J]. 控制理论与应用, 2014, 31(11): 1480 – 1485. (ZHANG Chao, ZHU Jihong, GAO Yakui. Order and parameter selections for active disturbance rejection controller [J]. *Control Theory & Applications*, 2014, 31(11): 1480 – 1485.)

作者简介:

张波 (1989–), 男, 博士研究生, 目前研究方向为无人机动力学与控制, E-mail: hugh123go@mail.nwpu.edu.cn;

周洲 (1966–), 女, 教授, 博士生导师, 目前研究方向为无人机总体设计, E-mail: zhouzhou@nwpu.edu.cn;

祝小平 (1963–), 男, 教授, 博士生导师, 目前研究方向为无人机总体设计、导航制导与控制, E-mail: zhouzhou@nwpu.edu.cn.