

# 自主空中加油时变质量无人作战飞机非线性控制

郭军, 董新民, 王龙

(空军工程大学 工程学院, 陕西 西安 710038)

**摘要:** 针对自主空中加油中无人作战飞机(UCAV)位置保持问题, 进行了时变质量UCAV的动力学建模与非线性控制设计. 综合考虑了燃油传输对UCAV的质量、惯性矩阵和质心位置的影响, 基于相对于惯性系的状态变量, 推导了UCAV时变质量动力学方程. 通过引入谱半径, 将局部化自适应边界指令滤波反推方法应用于UCAV的位置保持控制. 使用逼近器对未知模型不确定性进行在线逼近. 对于固有逼近误差和外部扰动, 采用局部化自适应边界进行补偿. 通过指令滤波反推, 设计了相对位置、速度、姿态角和角速度四个反馈回路来保证UCAV的稳定性. 最后, 三种不同加油方案下的非线性仿真验证了非线性飞行控制律的有效性.

**关键词:** 自主空中加油; 时变质量; 飞行控制; 局部化自适应边界; 指令滤波反推; 多输入多输出

**中图分类号:** V249.1      **文献标识码:** A

## Nonlinear control for unmanned combat air vehicle with time-varying mass in autonomous aerial refueling

GUO Jun, DONG Xin-min, WANG Long

(Engineering Institute, Air Force Engineering University, Xi'an Shaanxi 710038, China)

**Abstract:** To keep the position of an unmanned combat air vehicle (UCAV) during autonomous aerial refueling, we develop the dynamic model and put forward a nonlinear controller for the UCAV with time-varying mass. By comprehensively considering the effect of fuel transfer on the UCAV mass, the inertia matrix and the center of mass, we derive the time-varying mass dynamic equations of UCAV based on state variables relative to inertial reference frame. By introducing the spectral radius, we apply the command filtered backstepping (CFBS) method based on localized adaptive bounds to control the UCAV in a desired position. The unknown model uncertainties are approximated online by using approximators. Localized adaptive bounds are used to compensate inherent approximation errors and external disturbances. Using CFBS, we design four feedback control loops for the relative position, airspeed, attitude angle, and angular rate to guarantee the stability of the UCAV. Nonlinear simulation demonstrates the effectiveness of the nonlinear flight control law in three different refueling cases.

**Key words:** autonomous aerial refueling; time-varying mass; flight control; localized adaptive bounds; command filtered backstepping; multiple-input-multiple-output

### 1 引言(Introduction)

为提高无人作战飞机(unmanned combat air vehicle, UCAV)的作战效能, 自主空中加油(autonomous aerial refueling, AAR)技术得到越来越多的重视<sup>[1-2]</sup>. AAR技术能够增加UCAV的航程与留空时间, 极大地提升其远程作战和快速打击能力.

加油机尾流以及燃油传输带来的时变质量是影响UCAV动力学特性的两个重要因素. 关于加油机尾流的影响, 已经展开了广泛的研究<sup>[3-5]</sup>. 而针对燃油传输中的时变质量影响还没有得到足够重视. 燃油传输会导致UCAV质量大小和质心位置的迅速变化, 严重影响UCAV的稳定性. 文献[6-8]从相对运动出发, 采用相对加油机机体系的位置、姿态和角速

度推导了受油机时变质量动力学方程, 并使用线性二次型调节器(linear quadratic regulator, LQR)进行位置保持控制. 但相对状态量在实际中不能直接测量, 不便于控制律执行, 且控制设计中没有考虑对质量变化影响的补偿. 文献[9]结合LQR和 $\mathcal{L}_1$ 自适应控制方法, 来补偿控制效能和外部扰动带来的不确定性影响, 但它使用的仍是带有扰动的线性化模型. 相比线性控制方法, 非线性方法能够避免增益调度, 并且能够补偿线性化方法忽略的高阶扰动影响<sup>[10-11]</sup>. 虽然文献[12-13]研究了飞行器轨迹的非线性自适应控制问题, 但只考虑了气动参数的不确定性, 不适用于有风扰动和质量变化影响下的轨迹控制问题.

本文将针对加油机尾流和时变质量影响下的

UCAV非线性模型,将文献[14]提出的单输入单输出局部化自适应边界反推控制方法进行多输入多输出扩展,并应用于UCAV位置保持控制.通过在线逼近技术对模型误差进行逼近,使用局部化自适应边界控制技术补偿固有逼近误差和未知扰动的影响,并使用指令滤波反推方法设计4个反馈控制回路,实现UCAV与加油机相对位置的精确保持.最后通过3种不同的加油方案来验证控制律的性能.

## 2 UCAV时变质量模型(Time-varying mass model of UCAV)

为描述UCAV模型,引入坐标系:惯性坐标系 $I$ ,UCAV机体坐标系 $B_U$ ,UCAV气流坐标系 $W_U$ ,加油机机体坐标系 $B_T$ . $B_U$ 的原点为加油前UCAV质心位置,且不随UCAV质心的变化而改变.UCAV-燃油系统可分为4部分:1)固体部分(包含剩余燃油);2)即将进入UCAV的燃油;3)UCAV输油导管内的燃油;4)油箱中的燃油(仅指新加入的燃油).固体部分用常值质点 $M_i$ 表示,在 $B_U$ 中的位置为 $\rho_i, i=1, \dots, n$ .即将进入UCAV的燃油 $\Delta m$ 的惯性速度为 $V_0$ ,总流速为 $\dot{m}$ ,并通过受油孔 $R$ (在 $B_U$ 系的位置为 $\rho_{UR}$ )进入各油箱的输油管,每个油箱的燃油流速为 $\dot{m}_j, j=1, \dots, k, k$ 为油箱数.由于UCAV输油管中的燃油非常少,可将其忽略.油箱中的燃油用质点 $m_j$ 表示,在 $B_U$ 系的位置为 $\rho_{m_j}$ .UCAV总质量为

$$M_t = M + m, \quad M = \sum_{i=1}^n M_i, \quad m = \sum_{j=1}^k m_j.$$

不同于文献[6-8],这里选取相对于 $I$ 系的位置、姿态和角速度作为状态变量.使用类似的推导过程,可得到UCAV的非线性方程为

$$\dot{r}_{B_U} = R_{B_U I}^T R_{B_U W_U} V_U + R_{B_U I}^T W, \quad (1)$$

$$\dot{\chi}_U = \varepsilon_U^{-1} (R_{B_U W_U} V_U \times \omega_{B_U} + \frac{F_{B_U}}{M_t}) + D_\chi, \quad (2)$$

$$\dot{\Phi} = P \omega_{B_U}, \quad (3)$$

$$\dot{\omega}_{B_U} = I_t^{-1} [M_{B_U} - \omega_{B_U} \times (I_M \omega_{B_U})] + D_\omega, \quad (4)$$

$$P = \begin{bmatrix} 1 & \sin \phi \tan \theta & \cos \phi \tan \theta \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi \sec \theta & \cos \phi \sec \theta \end{bmatrix},$$

$$\varepsilon_U^{-1} = \frac{1}{V} \begin{bmatrix} V \cos \beta \cos \alpha & V \sin \beta & V \cos \beta \sin \alpha \\ -\sin \beta \cos \alpha & \cos \beta & -\sin \beta \sin \alpha \\ -\sec \beta \sin \alpha & 0 & \sec \beta \cos \alpha \end{bmatrix},$$

其中: $r_{B_U}$ 为UCAV的惯性位置矢量, $V_U = [V \ 0 \ 0]^T$ 为空速矢量,风速矢量 $W = [W_x \ W_y \ W_z]^T$ ;

$$\chi_U = [V \ \beta \ \alpha]^T, \quad \Phi = [\phi \ \theta \ \psi]^T,$$

$\beta, \alpha$ 分别为侧滑角和迎角, $\phi, \theta, \psi$ 分别为滚转、俯仰和偏航角, $\omega_{B_U} = [p \ q \ r]^T$ 为机体角速度, $R_{(\cdot)}$ 为坐

标系之间的坐标变换矩阵. $D_\chi, D_\omega$ 为质量变化带来的影响,具体形式见附录,惯性矩阵 $I_t \triangleq I_M + I_m$ ,其中:

$$I_M \triangleq \sum_{i=1}^n M_i (\rho_i^T \rho_i I_{3 \times 3} - \rho_i \rho_i^T), \quad (5)$$

$$I_m \triangleq \sum_{j=1}^k m_j (\rho_{m_j}^T \rho_{m_j} I_{3 \times 3} - \rho_{m_j} \rho_{m_j}^T). \quad (6)$$

由于上述方程是关于机体的几何固定点推导的,因此,空气动力和力矩的表达式与常见形式相同.但由于质量与质心的变化,重力不但发生变化,还将产生力矩.因此外力 $F_{B_U}$ 和外力矩 $M_{B_U}$ 可表示为

$$F_{B_U} = R_{B_U I} G_U + R_{B_U W_U} A_U + P_U, \quad (7)$$

$$M_{B_U} = \sum_{j=1}^k [\rho_{m_j} \times m_j (R_{B_U I} \bar{g}) + M_A + \rho_P \times P_U], \quad (8)$$

其中: $G_U = [0 \ 0 \ M_t g]^T, \bar{g} = [0 \ 0 \ g]^T, g$ 为重力加速度,推力矢量 $P_U = [0 \ 0 \ T]^T, \rho_P$ 为推力作用点在 $B_U$ 系的位置矢量,气动力 $A_U = [-D \ Y \ -L]^T$ ,气动力矩 $M_A = [\mathcal{L} \ \mathcal{M} \ \mathcal{N}]^T$ .

## 3 问题描述(Problem formulation)

燃油传输过程中飞行器的几何关系如图1所示.

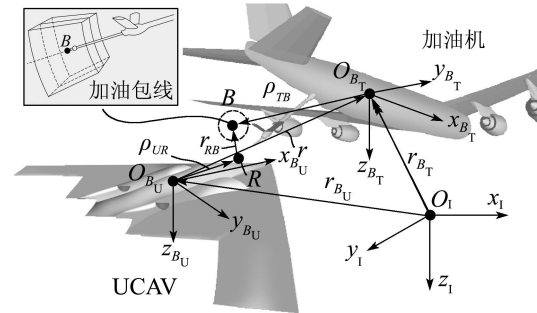


图1 燃油传输中的几何关系与参考系

Fig. 1 Geometry and reference frames in fuel transfer

图中, $B$ 为加油包线中心,也称标称加油点,它在 $B_T$ 的位置矢量为 $\rho_{TB}$ ;  $r_{RB}$ 为 $R$ 到 $B$ 的位置矢量; $r$ 为加油机相对UCAV的相对位置矢量.因此,UCAV与加油机的相对运动在 $I$ 系下可描述为

$$\dot{r} = \dot{r}_{B_T} - \dot{r}_{B_U}, \quad (9)$$

其中: $r$ 可通过相对导航系统获取,加油机惯性速度 $\dot{r}_{B_T}$ 可表示为 $\dot{r}_{B_T} = V_T^0 + \delta_T(t), V_T^0$ 为常值标称速度, $\delta_T(t) \in \mathcal{L}_2^3$ 为未知时变项.将式(1)代入式(9),并写为一般形式

$$\dot{X}_1 = F_1 + G_1(X_2, \alpha, \beta) + D_1, \quad (10)$$

其中: $X_1 = r, F_1 = V_T^0, X_2 = [V \ \phi \ \theta \ \psi]^T, G_1 = -R_{B_U I}^T R_{B_U W_U} V_U, D_1 = \delta_T(t) - R_{B_U I}^T W$ .

为保证燃油传输的正常进行,希望受油口 $R$ 保持

在加油包线中心 $B$ , 即 $r_{RB} = 0$ , 并且在加油机尾流和燃油质量变化影响下不会超出加油包线. 因此, 该控制问题可以看作是外部扰动影响下的位置保持问题, 同时可通过控制 $r$ 来实现 $r_{RB} = 0$ , 即令 $r$ 保持 $r_d = R_{BUI}^T \rho_{UR} - R_{BTI}^T \rho_{TB}$ .

为方便控制设计, 重新描述UCAV模型. 空气阻力可分为与控制舵面相关和不相关两部分, 即 $D = D_x + D_c$ . 由于控制舵面主要表现为力矩产生器, 通常在飞行控制设计中忽略舵面产生的空气动力. 因此,  $D \approx D_x = D_x^0 + \Delta_{D_x}$ ,  $D_x^0$ 为已知的标称部分,  $\Delta_{D_x}$ 为未知不确定部分. 因此, 根据式(2)可得速度微分方程:

$$\dot{V} = B_V T + A_V \Delta_{D_x} + F_V + \hat{d}_V, \quad (11)$$

其中:  $B_V = M^{-1} \cos \alpha \cos \beta$ ,  $F_V = G_V - M^{-1} D_x^0$ ,  $G_V = g[\cos \theta \sin \phi \sin \beta + \cos \beta(\cos \theta \cos \phi \sin \alpha - \sin \theta \cos \alpha)]$ ,  $A_V = -M^{-1}$ ,  $\hat{d}_V$ 为未知有界扰动.

令 $x_2 = \Phi$ ,  $X_3 = \omega_{B_U}$ , 则(3)可写为

$$\dot{x}_2 = P X_3. \quad (12)$$

气动力矩 $M_A = M_x + M_c + M_w$ , 其中:  $M_c = B_\delta \delta$ 由舵面产生,  $M_x = [\mathcal{L}_x \ \mathcal{M}_x \ \mathcal{N}_x]^T$ 与状态相关,  $M_w$ 为风的影响. 舵面偏转 $\delta = [\delta_e \ \delta_a \ \delta_r]^T$ ,  $B_\delta$ 为

$$B_\delta = \bar{q} S \begin{bmatrix} b & 0 & 0 \\ 0 & \bar{c} & 0 \\ 0 & 0 & b \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 & C_{l\delta_a} & C_{l\delta_r} \\ C_{m\delta_e} & 0 & 0 \\ 0 & C_{n\delta_a} & C_{n\delta_r} \end{bmatrix}, \quad (13)$$

其中:  $\bar{q}$ 为动压,  $S$ 为机翼参考面积,  $\bar{c}$ 为平均气动弦长,  $b$ 为翼展.  $C_{(\cdot)}$ 为气动系数. 所以, 式(4)可写成

$$\dot{X}_3 = A_3 (B_\delta^0 + \Delta_{B_\delta}) \delta + A_3 \Delta_{M_x} + F_3 + \hat{D}_3, \quad (14)$$

其中:  $F_3 = I_M^{-1} [M_x^0 - \omega_{B_U} \times (I_M \omega_{B_U}) + \rho_P \times P_U]$ ,  $A_3 = I_M^{-1}$ ,  $M_x^0$ 和 $B_\delta^0$ 为已知的标称值,  $\Delta_{M_x}$ ,  $\Delta_{B_\delta}$ 分别表示未知部分,  $\hat{D}_3$ 为未知有界扰动.

## 4 逼近器定义(Approximator definition)

### 4.1 模型误差逼近器(Approximator for model errors)

由于 $\Delta_{D_x}$ ,  $\Delta_{M_x}$ ,  $\Delta_{B_\delta}$ 未知, 为提高控制精度, 需对其进行在线逼近. 对气动系数的未知部分 $\Delta C_{(\cdot)}$ , 在线逼近器定义为 $\Delta \hat{C}_{(\cdot)} = \Phi_{(\cdot)}^T(x) \hat{\theta}_{(\cdot)}$ . 其中:

$$\hat{\theta}_{(\cdot)} = [\hat{\theta}_1 \ \cdots \ \hat{\theta}_N]^T, \ \Phi_{(\cdot)} = [\phi_1 \ \cdots \ \phi_N]^T, \quad (15)$$

$\phi_i$ 为基函数,  $N$ 为基函数个数. 存在最优参数 $\theta_{(\cdot)}^*$ , 使

$$\theta_{(\cdot)}^* = \arg \min_{\theta_{(\cdot)}} (\max_{x \in \mathcal{D}} |\Delta C_{(\cdot)} - \Phi_{(\cdot)}^T \theta_{(\cdot)}|)$$

成立. 因此, 以 $\hat{\Delta}_{D_x}$ 为例,  $\Delta_{D_x}$ 的逼近器可表示为

$$\begin{aligned} \hat{\Delta}_{D_x} &= \bar{q} S (\Delta \hat{C}_{D0} + \Delta \hat{C}_{D\alpha} \alpha + \Delta \hat{C}_{D\alpha^2} \alpha^2) = \\ & \bar{q} S (\Phi_{D0}^T \hat{\theta}_{D0} + \Phi_{D\alpha}^T \hat{\theta}_{D\alpha} \alpha + \Phi_{D\alpha^2}^T \hat{\theta}_{D\alpha^2} \alpha^2) = \\ & \Phi_{D_x}^T \hat{\theta}_{D_x}, \end{aligned} \quad (16)$$

其中:

$$\begin{aligned} \Phi_{D_x} &= \bar{q} S [\Phi_{D0}^T \ \Phi_{D\alpha}^T \ \Phi_{D\alpha^2}^T \alpha^2]^T, \\ \hat{\theta}_{D_x} &= [\hat{\theta}_{D0}^T \ \hat{\theta}_{D\alpha}^T \ \hat{\theta}_{D\alpha^2}^T]^T. \end{aligned}$$

同样,  $\Delta_{M_x}$  每个元素的逼近器定义为

$$\hat{\Delta}_{\mathcal{L}_x} = \Phi_{\mathcal{L}_x}^T \hat{\theta}_{\mathcal{L}_x}, \ \hat{\Delta}_{\mathcal{M}_x} = \Phi_{\mathcal{M}_x}^T \hat{\theta}_{\mathcal{M}_x}, \ \hat{\Delta}_{\mathcal{N}_x} = \Phi_{\mathcal{N}_x}^T \hat{\theta}_{\mathcal{N}_x},$$

所以,  $\hat{\Delta}_{M_x} = [\hat{\Delta}_{\mathcal{L}_x} \ \hat{\Delta}_{\mathcal{M}_x} \ \hat{\Delta}_{\mathcal{N}_x}]^T = \Phi_{M_x}^T \hat{\theta}_{M_x}$ , 其中:

$$\begin{aligned} \Phi_{M_x} &= \text{diag}\{\Phi_{\mathcal{L}_x}, \Phi_{\mathcal{M}_x}, \Phi_{\mathcal{N}_x}\}, \\ \hat{\theta}_{M_x} &= [\hat{\theta}_{\mathcal{L}_x}^T \ \hat{\theta}_{\mathcal{M}_x}^T \ \hat{\theta}_{\mathcal{N}_x}^T]^T. \end{aligned}$$

$\hat{\Delta}_{B_{\delta_j}}$  的每一列可表示为 $\hat{\Delta}_{B_{\delta_j}} = \Phi_{B_{\delta_j}}^T \hat{\theta}_{B_{\delta_j}}$ ,  $\hat{\Delta}_{B_\delta}$  可表示为 $\hat{\Delta}_{B_\delta} = \Phi_{B_\delta}^T \hat{\theta}_{B_\delta}$ , 其中:

$$\begin{aligned} \Phi_{B_\delta} &= [\Phi_{B_{\delta_1}}^T \ \Phi_{B_{\delta_2}}^T \ \Phi_{B_{\delta_3}}^T]^T, \\ \hat{\theta}_{B_\delta} &= \text{diag}\{\hat{\theta}_{B_{\delta_1}}, \hat{\theta}_{B_{\delta_2}}, \hat{\theta}_{B_{\delta_3}}\}. \end{aligned}$$

由于不能实现函数的完美逼近, 上述逼近器均存在固有逼近误差

$$\begin{aligned} \delta_{\Delta_{D_x}} &= \Delta_{D_x} - \Delta_{D_x}^*, \ \delta_{\Delta_{M_x}} = \Delta_{M_x} - \Delta_{M_x}^*, \\ \delta_{\Delta_{B_{\delta_j}}} &= \Delta_{B_{\delta_j}} - \Delta_{B_{\delta_j}}^*, \ \delta_{\Delta_{B_\delta}} = \Delta_{B_\delta} - \Delta_{B_\delta}^*, \end{aligned}$$

其中,  $\Delta_{D_x}^*$ ,  $\Delta_{M_x}^*$ ,  $\Delta_{B_{\delta_j}}^*$ ,  $\Delta_{B_\delta}^*$  为最优估计. 因此, 式(11)和式(14)可重写为

$$\begin{aligned} \dot{V} &= B_V T + A_V \Delta_{D_x}^* + F_V + d_V, \quad (17) \\ \dot{X}_3 &= A_3 (B_\delta^0 + \delta_{\Delta_{B_\delta}} + \Delta_{B_\delta}^*) \delta + A_3 \Delta_{M_x}^* + F_3 + D_3, \quad (18) \end{aligned}$$

其中:  $d_V = \hat{d}_V + A_V \delta_{\Delta_{D_x}}$ ,  $D_3 = A_3 \delta_{\Delta_{M_x}} + \hat{D}_3$ .

### 4.2 边界函数逼近器(Bounding function approximators)

假设对于 $\delta_{\Delta_{B_\delta}}$  的每个元素 $\delta_{\Delta_{(\cdot)}}$   $\in \mathbb{R}$ , 存在一个边界参数矢量 $W_{\delta_{(\cdot)}}^* = [W_{\delta_{(\cdot),1}}^* \ \cdots \ W_{\delta_{(\cdot),N}}^*]^T$ 和已知的有界函数矢量 $\Phi_{\delta_{(\cdot)}} = [\phi_{\delta_{(\cdot),1}} \ \cdots \ \phi_{\delta_{(\cdot),N}}]^T$ , 满足

$$|\delta_{\Delta_{(\cdot)}}| \leq \Phi_{\delta_{(\cdot)}}^T W_{\delta_{(\cdot)}}^*. \quad (19)$$

$W_{\delta_{(\cdot)}}^*$  需要在线估计, 令 $\hat{W}_{\delta_{(\cdot)}}$  为 $W_{\delta_{(\cdot)}}^*$  的估计值, 则参数估计误差为 $\tilde{W}_{\delta_{(\cdot)}} = \hat{W}_{\delta_{(\cdot)}} - W_{\delta_{(\cdot)}}^*$ , 其中:  $W_{\delta_{(\cdot)}}^M$  每个元素定义为 $W_{\delta_{(\cdot),k}}^M = \max\{W_{\delta_{(\cdot),k}}^*, W_{\delta_{(\cdot),k}}^0\}$ , 矢量 $W_{\delta_{(\cdot)}}^0 = [W_{\delta_{(\cdot),1}}^0 \ \cdots \ W_{\delta_{(\cdot),N}}^0]^T$  为鲁棒自适应律参数. 因此, 有 $\text{Abs}(\delta_{\Delta_{B_{\delta_j}}}) \leq \Phi_{\delta_{B_{\delta_j}}}^T W_{\delta_{B_{\delta_j}}}^*$ . 其中:

$$\begin{aligned} \Phi_{\delta_{B_{\delta_j}}} &= \text{diag}\{\Phi_{\delta_{B_{\delta_j},1}}, \Phi_{\delta_{B_{\delta_j},2}}, \Phi_{\delta_{B_{\delta_j},3}}\}, \\ W_{\delta_{B_{\delta_j}}}^* &= [W_{\delta_{B_{\delta_j},1}}^{*T} \ W_{\delta_{B_{\delta_j},2}}^{*T} \ W_{\delta_{B_{\delta_j},3}}^{*T}]^T. \end{aligned}$$

对于 $\delta_{\Delta_{B_\delta}}$ ,  $\text{Abs}(\delta_{\Delta_{B_\delta}}) \leq \Phi_{\delta_{B_\delta}}^T W_{\delta_{B_\delta}}^*$ , 其中:

$$\begin{aligned} \Phi_{\delta_{B_\delta}} &= [\Phi_{\delta_{B_{\delta_1}}}^T \ \Phi_{\delta_{B_{\delta_2}}}^T \ \Phi_{\delta_{B_{\delta_3}}}^T]^T, \\ W_{\delta_{B_\delta}}^* &= \text{diag}\{W_{\delta_{B_{\delta_1}}}^*, W_{\delta_{B_{\delta_2}}}^*, W_{\delta_{B_{\delta_3}}}^*\}. \end{aligned}$$

注意, 这里 $A \leq B$ 表示矩阵的对应元素 $a_{ij} \leq b_{ij}$ .  $\text{Abs}(A)$ 表示矩阵 $A = (a_{ij})_{m \times n}$ 的每个元素的绝对

值组成的矩阵,即  $\text{Abs}(A) = (|a_{ij}|)_{m \times n}$ .

假设对于未知扰动  $d_{(\cdot)}(x, t) \in \mathbb{R}$  ( $d_V$ 和  $D_i = [d_{i1} \ d_{i2} \ d_{i3}]^T$  的元素,  $i = 1, 3$ ), 存在一个已知的有界函数矢量

$$\Phi_{d_{(\cdot)}}(x, t) = [\phi_{d_{(\cdot)},1} \ \cdots \ \phi_{d_{(\cdot)},N}]^T$$

和未知常值矢量  $W_{d_{(\cdot)}}^* \in \mathbb{R}^N$ , 满足  $|d_{(\cdot)}| \leq \Phi_{d_{(\cdot)}}^T W_{d_{(\cdot)}}^*$ . 基矢量  $\Phi_{d_{(\cdot)}}$  可根据外部扰动信息选择. 扰动边界参数  $W_{(\cdot)}^*$  需在线估计, 且参数估计误差为  $\tilde{W}_{(\cdot)} = \hat{W}_{(\cdot)} - W_{(\cdot)}^*$ ,  $\hat{W}_{(\cdot)}$  为估计值. 因此,

$$|d_V(x, t)| \leq \Phi_{d_V}^T(x) W_{d_V}^*,$$

$$\text{Abs}[D_i(x, t)] \leq \Phi_{D_i}^T W_{D_i}^*,$$

其中:

$$\Phi_{D_i} = \text{diag}\{\Phi_{d_{i1}}, \Phi_{d_{i2}}, \Phi_{d_{i3}}\},$$

$$W_{D_i}^* = [W_{d_{i1}}^{*T} \ W_{d_{i2}}^{*T} \ W_{d_{i3}}^{*T}]^T.$$

## 5 非线性飞行控制律设计(Design of nonlinear flight control law)

为使UCAV实现精确位置保持, 下面开发一个鲁棒非线性飞行控制律. 假设已知  $X_{1d} = r_d$  及其导数  $\dot{X}_{1d} = \dot{r}_d$ , 且  $X_{1d}$  和  $\dot{X}_{1d}$  连续、有界. 基于局部化自适应边界指令滤波反推控制方法, 引入控制系数矩阵估计的谱半径, 分别对相对位置、空速、姿态角和角速度回路进行控制设计.

### 5.1 相对位置控制(Relative position control)

对于式(10), 将  $X_2$  作为中间控制变量. 定义相对轨迹跟踪误差  $\tilde{X}_1 = X_1 - X_{1d}$  和补偿跟踪误差  $\bar{X}_1 = \tilde{X}_1 - \xi_1$ . 其中,  $\xi_1$  的导数定义为

$$\dot{\xi}_1 = -k_1 \xi_1 + (G_1 - \alpha_1). \quad (20)$$

由于式(10)关于  $X_2$  是非仿射的, 不能直接得到  $X_2$  的虚拟控制指令. 因此, 首先将  $G_1$  看作控制量, 并选择  $G_1$  的虚拟控制律为

$$\alpha_1 = -k_1 \tilde{X}_1 - F_1 - \beta_{D_1} + \dot{X}_{1d}, \quad (21)$$

其中:  $k_1$  为正定对角阵, 鲁棒控制项  $\beta_{D_1}$  定义为

$$\beta_{D_1} = \Omega\left(\frac{\bar{X}_1}{\epsilon}\right) \Phi_{D_1}^T \hat{W}_{D_1}, \quad (22)$$

其中常数  $\epsilon > 0$ . 对于  $\forall x = [x_1 \ x_2 \ x_3]^T$ ,  $\Omega(x) = \text{diag}\{\tanh x_i\} \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ .  $\tanh(\cdot)$  为双曲正切函数.

因此, 相对位置补偿跟踪误差的动态方程为

$$\dot{\bar{X}}_1 = -k_1 \bar{X}_1 + D_1 - \beta_{D_1}. \quad (23)$$

虚拟控制量  $X_{2c}^0 = [V_c^0 \ \phi_c^0 \ \theta_c^0 \ \psi_c^0]^T$  需满足

$$G_1(X_{2c}^0, \alpha, \beta) = \alpha_1 = [\alpha_{11} \ \alpha_{12} \ \alpha_{13}]^T. \quad (24)$$

由于  $-\alpha_1$  可看作空速指令在  $I$  系下的表示, 因此可通过引入  $I$  系到  $W_U$  系的欧拉角  $(\chi_a, \gamma_a, \mu_a)$  [15], 首

先计算虚拟控制指令  $V_c^0, \gamma_{ac}^0, \chi_{ac}^0$ :

$$\begin{cases} V_c^0 = \|\alpha_1\|, \\ \gamma_{ac}^0 = -\arcsin\left(-\frac{\alpha_{13}}{V_c^0}\right), \\ \chi_{ac}^0 = \arctan\frac{\alpha_{12}}{\alpha_{11}}. \end{cases} \quad (25)$$

然后使用精确协调转弯公式[16]求解  $\phi_c^0$  和  $\theta_c^0$

$$\phi_c^0 = \arctan\left(Gl \frac{\cos \beta}{\cos \alpha}\right), \quad (26)$$

$$\ell = \frac{(a_1 - b_1^2) + b_1 \tan \alpha \sqrt{c(1 - b_1^2) + G^2 \sin^2 \beta}}{a_1^2 - b_1^2(1 + c \tan^2 \alpha)}, \quad (27)$$

$$\theta_c^0 = \arctan\left(\frac{a_2 b_2 + \sin \gamma_{ac}^0 \sqrt{a_2^2 - \sin^2 \gamma_{ac}^0 + b_2^2}}{a_2^2 - \sin^2 \gamma_{ac}^0}\right), \quad (28)$$

其中:  $G = \dot{\psi} V_c^0 / g$ ,  $a_1 = 1 - G \tan \alpha \sin \beta$ ,  $b_1 = \sin \gamma_{ac}^0 / \cos \beta$ ,  $c = 1 + G^2 \cos^2 \beta$ ,  $a_2 = \cos \alpha \cos \beta$ ,  $b_2 = \sin \phi_c^0 \sin \beta + \cos \phi_c^0 \sin \alpha \cos \beta$ .

由式(24)可知  $\alpha_{11} = a_3 \sin \psi_c^0 - b_3 \cos \psi_c^0$ , 因此, 可得  $\psi_c^0$  的计算式:

$$\psi_c^0 = \arctan\left(\frac{a_3 b_3 + \alpha_{11} \sqrt{a_3^2 - \alpha_{11}^2 + b_3^2}}{a_3^2 - \alpha_{11}^2}\right), \quad (29)$$

其中:

$$a_3 = V_c^0 (\sin \alpha \cos \beta \sin \phi_c^0 - \sin \beta \cos \phi_c^0),$$

$$b_3 = -V_c^0 (\cos \alpha \cos \beta \cos \theta_c^0 + \sin \beta \sin \theta_c^0 \sin \phi_c^0 + \sin \alpha \cos \beta \sin \theta_c^0 \cos \phi_c^0).$$

最后,  $X_{2c}^0$  通过二阶指令滤波器[13], 可得  $X_{2c}$  和  $\dot{X}_{2c}$ .

### 5.2 空速控制(Airspeed control)

定义空速跟踪误差  $\tilde{V} = V - V_c$  和空速补偿跟踪误差  $\bar{V} = \tilde{V} - \xi_V$ .  $\xi_V$  的导数定义为

$$\dot{\xi}_V = -k_V \xi_V + B_V(T_c - T_c^0), \quad (30)$$

针对空速微分方程(17), 推力的虚拟控制律选择为

$$T_c^0 = B_V^{-1}(-k_V \tilde{V} - A_V \hat{\Delta}_{D_x} - F_V - \beta_{d_V} + \dot{V}_c), \quad (31)$$

其中

$$\beta_{d_V} = \tanh\left(\frac{\bar{V}}{\epsilon}\right) \Phi_{d_V}^T \hat{W}_{d_V}. \quad (32)$$

$T_c^0$  经过二阶指令滤波器, 产生滤波指令信号  $T_c$ , 最终推力指令为  $T = T_c$ . 因此, 可得空速补偿跟踪误差动态方程为

$$\dot{\bar{V}} = -k_V \bar{V} + A_V(\Delta_{D_x}^* - \hat{\Delta}_{D_x}) + d_V - \beta_{d_V}. \quad (33)$$

### 5.3 姿态角控制(Attitude angle control)

定义姿态角跟踪误差  $\tilde{x}_2 = x_2 - x_{2c}$  和姿态角补偿跟踪误差  $\bar{x}_2 = \tilde{x}_2 - \xi_2$ ,  $\xi_2$  的导数定义为

$$\dot{\xi}_2 = -k_2 \xi_2 + P(X_{3c} - X_{3c}^0). \quad (34)$$

针对姿态角微分方程(12), 将 $X_3$ 看作控制量, 设计虚拟控制信号

$$\alpha_2 = P^{-1}(-k_2\tilde{x}_2 + \dot{x}_{2c}), \quad (35)$$

$$X_{3c}^0 = \alpha_2 - \xi_3. \quad (36)$$

同样,  $X_{3c}^0$  经过指令滤波器产生 $X_{3c}$ 和 $\dot{X}_{3c}$ . 最终, 可得姿态角补偿跟踪误差动态方程为

$$\dot{\tilde{x}}_2 = -k_2\tilde{x}_2 + P\tilde{X}_3. \quad (37)$$

#### 5.4 角速度控制(Angular rate control)

定义角速度跟踪误差 $\tilde{X}_3 = X_3 - X_{3c}$ 和补偿跟踪误差 $\bar{X}_3 = \tilde{X}_3 - \xi_3$ ,  $\xi_3$ 的导数定义为

$$\dot{\xi}_3 = -k_3\xi_3 + (A_3B_\delta^0 + A_3\hat{\Delta}_{B_\delta} + \beta_{\delta_{B_\delta}} + \tau I_{3 \times 3})(\delta_c - \delta_c^0). \quad (38)$$

对式(18)设计 $\delta$ 的虚拟控制律 $\alpha_3$

$$\begin{cases} \alpha_3 = \hat{G}_3^{-1}(-k_3\tilde{X}_3 - F_3 - A_3\hat{\Delta}_{M_x} - \beta_{D_3} + \dot{X}_{3c} - P^T\tilde{x}_2 + \tau\delta_c), \\ \hat{G}_3 = (A_3B_\delta^0 + A_3\hat{\Delta}_{B_\delta} + \beta_{\delta_{B_\delta}} + \tau I_{3 \times 3}), \\ \tau = \varrho(A_3B_\delta^0 + A_3\hat{\Delta}_{B_\delta} + \beta_{\delta_{B_\delta}}) + v, v > 0, \end{cases} \quad (39)$$

其中 $\varrho(\cdot)$ 表示矩阵的谱半径. 根据文献[17]的引理6, 引入谱半径能够保证 $\hat{G}_3$ 非奇异. 鲁棒控制项 $\beta_{D_3}$ ,  $\beta_{\delta_{B_\delta}}$ 分别为

$$\beta_{D_3} = \Omega\left(\frac{\bar{X}_3}{\epsilon}\right)\Phi_{D_3}^T \hat{W}_{D_3}, \quad (40)$$

$$\beta_{\delta_{B_\delta}} = \text{Abs}(A_3)\Phi_{\delta_{B_\delta}}^T \hat{W}_{\delta_{B_\delta}} \odot \hat{\Omega}\left(\frac{\bar{X}_3\delta_c^T}{\epsilon}\right), \quad (41)$$

其中: 对于任意矩阵 $A = (a_{ij})_{m \times n}$ ,  $B = (b_{ij})_{m \times n}$ ,

$$A \odot B \triangleq (a_{ij}b_{ij})_{m \times n}, \quad \hat{\Omega}(A) = (\tanh a_{ij})_{m \times n}.$$

将 $\delta_c^0 = \alpha_3$ 进行滤波后得到 $\delta_c$ , 最终控制为 $\delta = \delta_c$ . 因此, 角速度补偿跟踪误差动态方程为

$$\begin{aligned} \dot{\tilde{X}}_3 = & -k_3\tilde{X}_3 + A_3\Delta_{M_x}^* - A_3\hat{\Delta}_{M_x} + D_3 - \beta_{D_3} - \\ & P^T\tilde{x}_2 + (A_3\Delta_{B_\delta} - A_3\hat{\Delta}_{B_\delta} - \beta_{\delta_{B_\delta}})\delta. \end{aligned} \quad (42)$$

#### 6 稳定性分析(Stability analysis)

为了保证系统的稳定性和估计参数的有界性, 并尽可能地减小跟踪误差, 对每个控制回路分别选择带有局部化 $\sigma$ -修改项的自适应律:

$$\dot{W}_{D_1} = \Gamma_{D_1}[\Phi_{D_1}\Omega\left(\frac{\bar{X}_1}{\epsilon}\right)\bar{X}_1 + Q_{D_1}], \quad (43)$$

$$\begin{cases} \dot{\hat{\theta}}_{D_x} = \Gamma_{D_x}(\Phi_{D_x}A_v\bar{V} + Q_{D_x}), \\ \dot{W}_{d_v} = \Gamma_{d_v}[\Phi_{d_v}\tanh\left(\frac{\bar{V}}{\epsilon}\right)\bar{V} + Q_{d_v}], \end{cases} \quad (44)$$

$$\begin{cases} \dot{\hat{\theta}}_{M_x} = \Gamma_{M_x}(\Phi_{M_x}A_3^T\bar{X}_3 + Q_{M_x}), \\ \dot{\hat{\theta}}_{B_{\delta_j}} = \Gamma_{B_{\delta_j}}(\Phi_{B_{\delta_j}}A_3^T\bar{X}_3\delta_{c_j} + Q_{B_{\delta_j}}), \\ \dot{W}_{\delta_{B_{\delta_j}}} = \Gamma_{\delta_{B_{\delta_j}}}[\Phi_{\delta_{B_{\delta_j}}}\text{Abs}(A_3^T)\Omega\left(\frac{\bar{X}_3\delta_{c_j}}{\epsilon}\right) \\ \quad \bar{X}_3\delta_{c_j} + Q_{\delta_{B_{\delta_j}}}], \\ \dot{W}_{D_3} = \Gamma_{D_3}[\Phi_{D_3}\Omega\left(\frac{\bar{X}_3}{\epsilon}\right)\bar{X}_3 + Q_{D_3}], \end{cases} \quad (45)$$

其中:  $j = 1, 2, 3$ ,  $\Gamma_{(\cdot)}$ 表示正定自适应增益矩阵,  $Q_{(\cdot)}$ 为局部化 $\sigma$ -修改项, 用于保证估计参数的有界性, 其形式为 $Q_{(\cdot)} = -\sigma_{(\cdot)}R_{(\cdot)}(\hat{W}_{(\cdot)} - W_{(\cdot)}^0)$ 或 $Q_{(\cdot)} = -\sigma_{(\cdot)}R_{(\cdot)}(\hat{\theta}_{(\cdot)} - \theta_{(\cdot)}^0)$ . 其中:  $\sigma_{(\cdot)} > 0$ , 对角阵 $R_{(\cdot)}$ 的对角线元素对应于 $\Phi_{(\cdot)}$ 中的基函数.  $R_{(\cdot)}$ 的引入会使每个参数估计 $\hat{\theta}_i$ 只在一个局部状态空间 $\mathcal{S}_i$ 影响函数逼近. 当状态不在 $\mathcal{S}_i$ 时,  $\hat{\theta}_i$ 的逼近信息会被保留, 当状态重新返回 $\mathcal{S}_i$ 时, 可继续使用原来的逼近信息. 由于所有与基矢量零元素相关的参数将不需要更新, 因此该方法也降低了在线计算量.

为了证明系统的稳定性, 选择Lyapunov函数 $\mathcal{V} = \mathcal{V}_1 + \mathcal{V}_V + \mathcal{V}_2 + \mathcal{V}_3$ , 其中

$$\mathcal{V}_1 = \frac{1}{2}(\bar{X}_1^T\bar{X}_1 + \tilde{W}_{D_1}^T\Gamma_{D_1}^{-1}\tilde{W}_{D_1}),$$

$$\mathcal{V}_V = \frac{1}{2}(\bar{V}^T + \tilde{\theta}_{D_x}^T\Gamma_{D_x}^{-1}\tilde{\theta}_{D_x} + \tilde{W}_{d_v}^T\Gamma_{d_v}^{-1}\tilde{W}_{d_v}),$$

$$\mathcal{V}_2 = \frac{1}{2}\tilde{x}_2^T\tilde{x}_2,$$

$$\mathcal{V}_3 = \frac{1}{2}(\bar{X}_3^T\bar{X}_3 + \tilde{\theta}_{M_x}^T\Gamma_{M_x}^{-1}\tilde{\theta}_{M_x} +$$

$$\sum_{j=1}^3\tilde{\theta}_{B_{\delta_j}}^T\Gamma_{B_{\delta_j}}^{-1}\tilde{\theta}_{B_{\delta_j}} +$$

$$\sum_{j=1}^3\tilde{W}_{\delta_{B_j}}^T\Gamma_{\delta_{B_j}}^{-1}\tilde{W}_{\delta_{B_j}} + \tilde{W}_{D_3}^T\Gamma_{D_3}^{-1}\tilde{W}_{D_3}).$$

对 $\mathcal{V}$ 进行求导并化简(见附录), 最终可得

$$\dot{\mathcal{V}} \leq -k\|\bar{X}\|^2 + \bar{d} + \bar{\rho}, \quad (46)$$

其中:  $k = \min\{\lambda_{\min}(k_1), k_V, \lambda_{\min}(k_2), \lambda_{\min}(k_3)\}$ ,  $\bar{X} = [\bar{X}_1^T \bar{V} \tilde{x}_2^T \bar{X}_3^T]^T$ ,  $\bar{d}$ ,  $\bar{\rho}$ 均为正的有界变量, 所以存在 $c_0 = \sup_{\tau \in [0, t]} [\bar{d}(\tau) + \bar{\rho}(\tau)]$ . 从式(46)可以看到,

当 $k\|\bar{X}\|^2 \geq c_0$ 时,  $\dot{\mathcal{V}}$ 负定. 因此当 $\|\bar{X}\| \geq \sqrt{c_0/k}$ 时,  $\mathcal{V}$ 是递减的. 所以可知 $\bar{X}$ 有界,

$$\|\bar{X}\| \leq \max\{\|\bar{x}(0)\|, \sqrt{c_0/k}\}, \quad (47)$$

且最终收敛到紧集 $\Omega \triangleq \{\bar{X} \in \mathbb{R}^{10} \mid \|\bar{X}\| \leq \sqrt{c_0/k}\}$ .

从上述分析可知, 设计的非线性飞行控制律能够保证UCAV的状态有界, 并且可通过选择合适的参数使位置和状态跟踪误差满足设计需求. 最终完整的非线性飞行控制律的结构框图如图2所示.

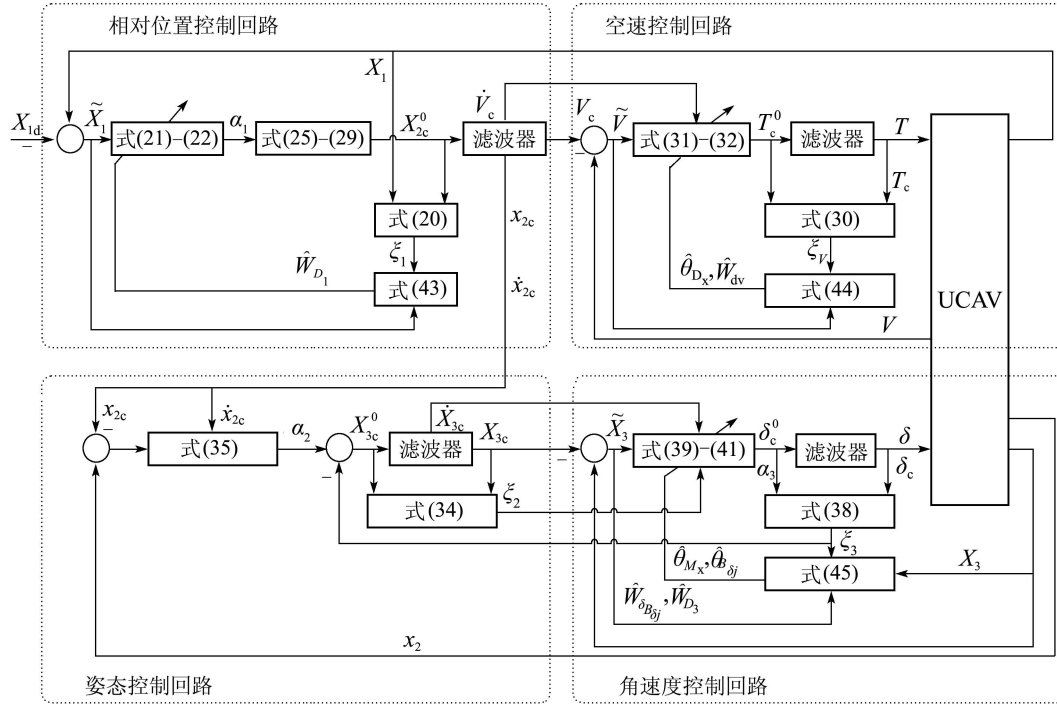


图2 非线性飞行控制律结构

Fig. 2 Structure of nonlinear flight control law

7 仿真(Simulation)

为验证控制律的有效性,在Simulink环境下进行空中加油仿真.加油机在7124 m高空以200 m/s的速度作匀速直线平飞.加油机尾流的模型采用的等效气动效应法<sup>[3]</sup>建立.UCAV采用ICE101飞行器的数据<sup>[6]</sup>.仿真开始时,UCAV以相同速度和航向作匀速直线平飞,且 $\rho_{RB} = 0$ .采用提出的控制律,基函数 $\phi_{(\cdot)}(\alpha, \beta)$ 选择为归一化四次幂函数<sup>[14]</sup>,自变量 $\alpha, \beta$ 在 $[-5, 5]$ 度内以间隔1度取点.指令滤波器的参数见表1,阻尼系数 $\xi$ 均为1.控制律参数选择如下:

$$\begin{aligned}
 k_1 &= 0.4I_3, k_V = 2, k_2 = 5I_3, \\
 k_3 &= 50I_3, \Gamma_{D_x} = 50I_{3N}, \\
 \Gamma_{M_x} &= 50I_{11N}, \Gamma_{B_{\delta_1}} = 50I_N, \\
 \Gamma_{B_{\delta_2}} &= \Gamma_{B_{\delta_3}} = 50I_{2N}, \hat{\theta}_{(\cdot)}(0) = 0, \theta_{(\cdot)}^0 = 0, \\
 \Gamma_{\delta_{B_{\delta_j}}} &= 10I_{3N}, \hat{W}_{\delta_{B_{\delta_j}}}(0) = 0_{3N \times 1}, \\
 W_{\delta_{B_{\delta_j}}}^0 &= [0.05 \ \dots \ 0.05]^T \in \mathbb{R}^{3N}, \\
 \Gamma_{d_v} &= 10I_N, \Gamma_{D_1} = \Gamma_{D_3} = 10I_{3N}, \\
 \hat{W}_{d_v}(0) &= [10 \ \dots \ 10]^T, W_{d_v}^0 = 0_{N \times 1}, \\
 \hat{W}_{D_1}(0) &= \hat{W}_{D_3}(0) = [10 \ \dots \ 10]^T, \\
 W_{D_1}^0 &= [5 \ \dots \ 5]^T, W_{D_3}^0 = [1 \ \dots \ 1]^T, \\
 \epsilon &= 0.01, \sigma_{(\cdot)} = 0.05, \rho_{TB} = [-22 \ 0 \ 8]^T \text{ m}, \\
 \rho_{UR} &= [1 \ 0 \ 0]^T \text{ m}.
 \end{aligned}$$

表1 指令滤波器参数

Table 1 Command filter parameters

变量	$\omega_n/(\text{rad} \cdot \text{s}^{-1})$	幅值限制	速率限制
$V$	2	—	—
$\phi$	10	—	—
$\theta$	10	$\pm 90^\circ$	—
$\psi$	5	—	—
$p$	20	—	—
$q$	20	—	—
$r$	20	—	—
$\delta_e$	40	$\pm 25^\circ$	$\pm 60^\circ/\text{s}$
$\delta_a$	40	$\pm 25^\circ$	$\pm 80^\circ/\text{s}$
$\delta_r$	40	$\pm 30^\circ$	$\pm 120^\circ/\text{s}$
$T$	10	1000 – 100000 N	$\pm 40000 \text{ N/s}$

给UCAV配置4个油箱,油箱1,2长4 m,宽3.5 m,在 $B_U$ 系的初始位置分别为 $[4, -4, 0.2]$ ,  $[4, 4, 0.2]$ ,容量2148 kg;油箱3,4长8 m,宽3.5 m,在 $B_U$ 系的初始位置分别为 $[-4, -4, 0.2]$ ,  $[-4, 4, 0.2]$ ,容量3898 kg.令燃油总流速 $\dot{m} = 35.46 \text{ kg/s}$ ,  $V_{\dot{m}} = [-4.72 \ 0 \ 2.72]^T \text{ m/s}$ ,航空煤油密度 $\rho_{\text{fuel}} = 780 \text{ kg/m}^3$ .为检验控制律的性能,设置3种不同的加油方案.第1种方案首先对油箱1,2进行加油,然后对油箱3,4进行加油,每个油箱的燃油流速分别为 $\dot{m}/2$ ;第2种方案首先对油箱1进行加油,然后对油箱3进行加油;第3种方案首先对油箱1进行加油,然后对油箱4进行加油.为对比方便,第1种方案中对每个油箱只加一半油量,而其它方案中每个油箱均加满.因此可通过

积分得到 $m_j$ , 同时根据油箱的长和宽, 可通过体积来确定位置矢量 $\rho_{m_j}$ . 仿真结果如图3-7所示.

图3和图4分别显示了 $r_{RB}$ 的变化和 $R$ 相对于 $B$ 的轨迹. 可以看到, 整个加油过程中, 3种加油方案下的 $x$ 方向的偏差保持在 $[0, 0.12]$  m,  $y$ 方向偏差保持在 $[-0.1, 0.05]$  m,  $z$ 方向的偏差保持在 $[-0.12, 0.06]$  m. 3种方案的首次位置偏离出现在25 s, 并且第2, 3方案的位置变化相同, 这是因为它们都是首先对油箱1加油(前左). 第3种方案的 $y$ 向最大位置偏差出现在85 s, 这是由于燃油传输从油箱1(前左)转到油箱4(后右), 带来了较大的侧向扰动. 在195 s, 在3种方案下均出现偏差, 这是由于加油完成, 加油带来的冲量消失, UCAV将会重新回到一个新的平衡状态.

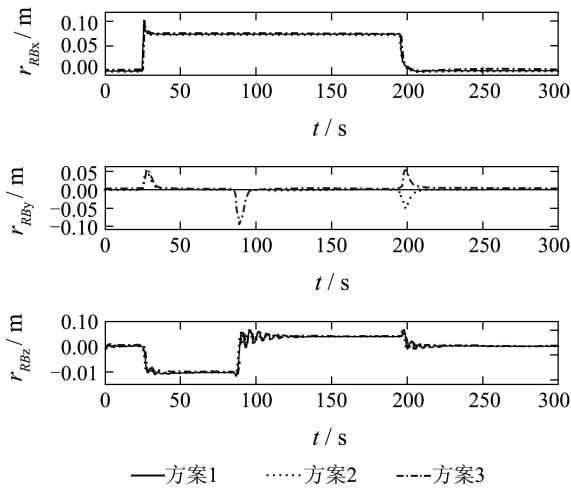


图 3  $r_{RB}$  时间变化曲线  
Fig. 3 Time history of  $r_{RB}$

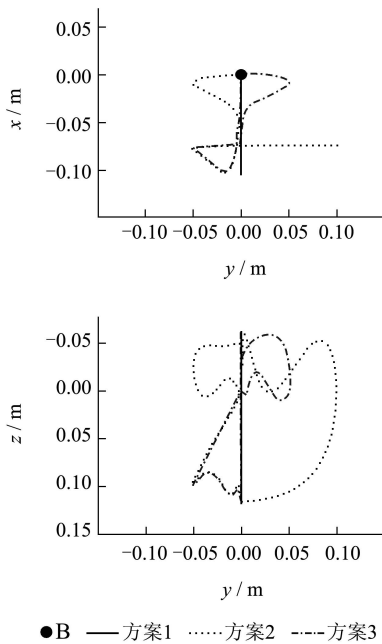


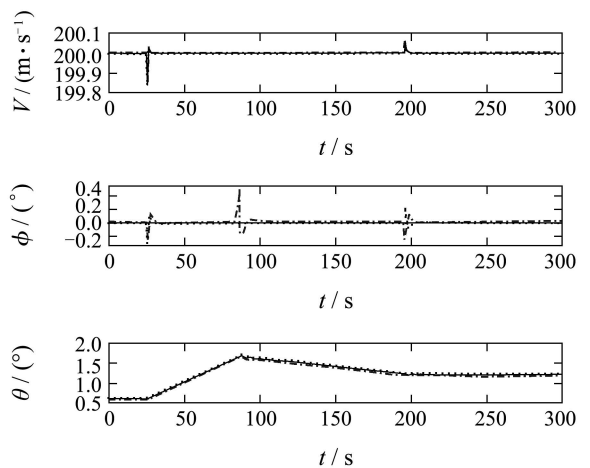
图 4 UCAV受油口相对于标称加油点的轨迹  
Fig. 4 Trajectory of UCAV's receptacle w.r.t. nominal refueling point

表2给出了加油前后质量的惯性矩的变化, 可以看到, 在3种方案下虽然加油前后UCAV的质量和惯性矩变化很大, 但是控制律均能够实现相对位置的精确保持.

表 2 加油前后UCAV的质量和惯性矩  
Table 2 UCAV' mass and inertial matrix before and after refueling

	质量/ kg	惯性矩阵/(kg · m <sup>2</sup> )
加油前	11281	$\begin{bmatrix} 31860 & 0 & -546.394 \\ 0 & 87570 & 0 \\ -546.394 & 0 & 122300 \end{bmatrix}$
方案1	17327	$\begin{bmatrix} 128739 & 0 & 580.412 \\ 0 & 184449 & 0 \\ 580.412 & 0 & 315772 \end{bmatrix}$
方案2	17327	$\begin{bmatrix} 128666 & -28000 & 307.215 \\ -28000 & 184376 & 2600 \\ 307.215 & 2600 & 315772 \end{bmatrix}$
方案3	17327	$\begin{bmatrix} 128666 & 96736 & 307.215 \\ 96736 & 184376 & -853.609 \\ 307.215 & -853.609 & 315772 \end{bmatrix}$

图5为UCAV空速和姿态角的时间变化曲线. 可以看到, 每种加油方案中空速和姿态角的变化都很小. 空速和俯仰角变化基本相同, 这是因为不同加油方案下燃油传输对UCAV纵向状态的影响是基本相同. 滚转角和偏航角的变化在3种方案下明显不同, 在85 s后, 第2, 3种方案中的变化方向是相反的. 图6为UCAV的控制输入, 可以看到, 控制律只需要很小的控制舵面偏转和发动机推力的变化就能实现精确位置保持. 并且对应于图3和图5, UCAV的 $\delta_a$ 和 $\delta_r$ 在85 s后变化的方向是相反的. 图7为迎角和侧滑角的时间变化. 虽然控制律设计中并没有对 $\alpha, \beta$ 进行直接控制, 但从图中可知, 控制律仍能保证 $\alpha, \beta$ 稳定.



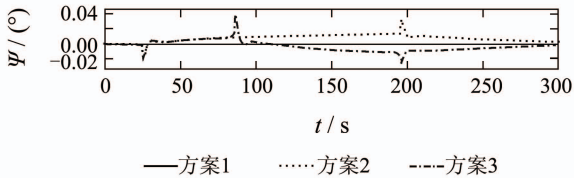


图5 UCAV空速和姿态角时间变化曲线

Fig. 5 Time history of UCAV's airspeed and attitude angles

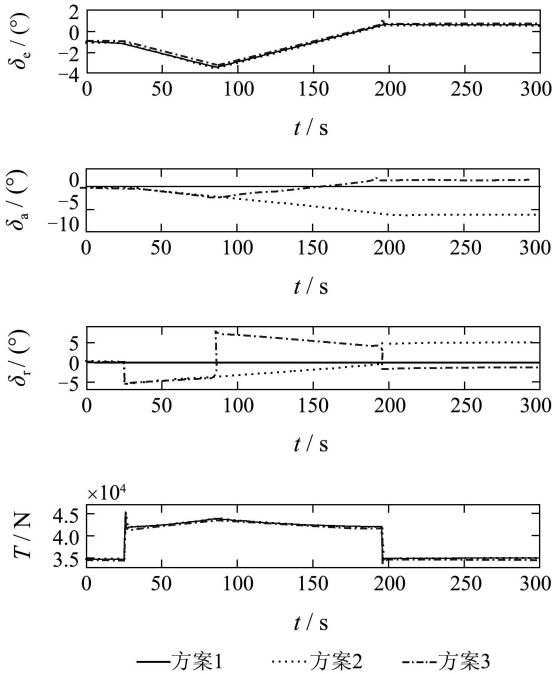


图6 控制输入

Fig. 6 Control inputs

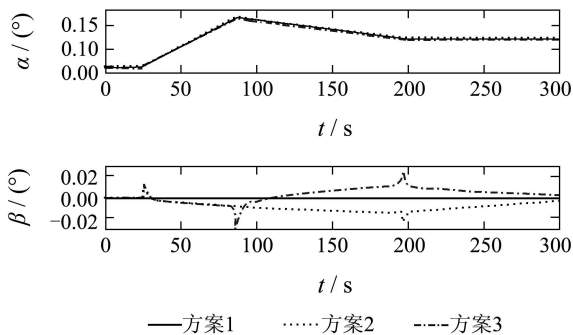


图7 气流角时间变化曲线

Fig. 7 Time history of aerodynamic angles

## 8 结论(Conclusions)

本文使用非线性控制方法,解决了自主空中加油燃油传输过程中UCAV位置保持控制问题.首先建立了UCAV变质量动力学模型.该模型能够直接体现质量和质心变化带来的对UCAV动力学特性的影响,适合自主空中加油控制律设计和仿真验证.针对该模型,采用局部化自适应边界反推控制方法设计UCAV位置保持控制律,并引入谱半径来

保证控制系数矩阵的非奇异性,同时局部化自适应边界控制能够有效补偿质量变化带来的影响.最后通过3种不同加油情况下的非线性仿真,验证了设计的控制律能够实现空中加油相对位置的精确保持.

## 参考文献(References):

- [1] JOSEPH P N, JACOB L H. Automated aerial refueling: extending the effectiveness of unmanned air vehicles[C] // *Proceedings of AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit*. San Francisco: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2005: 1 – 8.
- [2] 董新民, 徐跃鉴, 陈博. 自动空中加油技术研究进展与关键问题[J]. 空军工程大学学报(自然科学版), 2008, 9(6): 1 – 5. (DONG Xinmin, XU Yuejian, CHEN Bo. Progress and challenges in automatic aerial refueling[J]. *Journal of Air Force Engineering University (Natural Science Edition)*, 2008, 9(6): 1 – 5.)
- [3] 陈博, 董新民, 徐跃鉴, 等. 加油机尾流场建模及UCAV飞行安全性分析[J]. 系统仿真学报, 2008, 20(8): 1994 – 1997. (CHEN Bo, DONG Xinmin, XU Yuejian, et al. Modeling of the tanker's wake field and flight safety analysis of the receiver aircraft[J]. *Journal of System Simulation*, 2008, 20(8): 1994 – 1997.)
- [4] DOGAN A, LEWIS T A, BLAKE W. Wake-vortex induced wind with turbulence in aerial refueling, part A: flight data analysis[C] // *Proceedings of AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit*. Honolulu: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2008: 1 – 14.
- [5] DOGAN A, LEWIS T A, BLAKE W. Wake-vortex induced wind with turbulence in aerial refueling, part B: model and simulation validation[C] // *Proceedings of AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit*. Honolulu: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2008: 1 – 26.
- [6] VENKATARAMANAN S, DOGAN A. Dynamic effects of trailing vortex with turbulence and time-varying inertia in aerial refueling[C] // *Proceedings of AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit*. Providence: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2004: 1 – 31.
- [7] WAISHEK J, DOGAN A, BLAKE W. Derivation of the dynamics equations of receiver aircraft in aerial refueling[C] // *Proceedings of 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*. Reno: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2007: 1 – 42.
- [8] WAISHEK J, DOGAN A, BLAKE W. Derivation of the dynamics equations of receiver aircraft in aerial refueling[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2009, 32(2): 585 – 597.
- [9] WANG J, PATEL V, CAO C, et al. Novel  $\mathcal{L}_1$  adaptive control methodology for aerial refueling with guaranteed transient performance[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2008, 31(1): 182 – 193.
- [10] ELLIOTT C M, DOGAN A. Investigating nonlinear control architecture options for aerial refueling[C] // *Proceedings of AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference*. Toronto: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2009: 1 – 10.
- [11] 周丽, 姜长生, 都延丽. 一种基于反步法的鲁棒自适应终端滑模控制[J]. 控制理论与应用, 2009, 26(6): 678 – 682. (ZHOU Li, JIANG Changsheng, DU Yanli. A robust and adaptive terminal sliding mode control based on backstepping[J]. *Control Theory & Applications*, 2009, 26(6): 678 – 682.)
- [12] KEUM W L, SUBRAMANIAN R, SAHJENDRA N S. Adaptive sliding mode 3-D trajectory control of F/A-18 model via SDU decomposition[C] // *Proceedings of AIAA Guidance, Navigation and Control*



Conference and Exhibit. Honolulu: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2008: 1 – 22.

- [13] SONNEVELDT L, OORT E R, CHU Q P, et al. Nonlinear adaptive trajectory control applied to an F-16 model[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2009, 32(1): 25 – 39.
- [14] ZHAO Y, FARRELL J. Localized adaptive bounds for approximation-based backstepping[J]. *Automatica*, 2008, 44(10): 2607 – 2613.
- [15] 肖业伦, 金长江. 大气扰动中的飞行原理[M]. 北京: 国防工业出版社, 1993: 74 – 76.  
(XIAO Yelun, JIN Changjiang. *Flight Principles in Atmospheric Disturbance*[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1993: 74 – 76.)
- [16] STEVENS B L, LEWIS F L. *Aircraft Control and Simulation*[M]. New York: Wiley, 1992: 131 – 132.
- [17] CHEN M, GE S S, HOW B V E. Robust adaptive neural network control for a class of uncertain MIMO nonlinear systems with input nonlinearities[J]. *IEEE Transactions on Neural Networks*, 2010, 21(5): 796 – 812.

## 附录(Appendix)

1) 经推导, UCAV时变质量模型中的质量变化影响项 $D_\chi$ ,  $D_\omega$ 分别为

$$D_\chi = \varepsilon_U^{-1} \{ (-\omega_{B_U} \times W - \dot{W}) + M_t^{-1} [-\dot{m}(R_{B_U} W_U V_U + W - R_{B_U} I V_0) - \sum_{j=1}^k m_j (\ddot{\rho}_{m_j} + \dot{\omega}_{B_U} \times \rho_{m_j} + \omega_{B_U} \times (\omega_{B_U} \times \rho_{m_j}) + 2\omega_{B_U} \times \dot{\rho}_{m_j}) - \sum_{j=1}^k \dot{m}_j (\dot{\rho}_{m_j} + \omega_{B_U} \times \rho_{m_j})] \}, \quad (A1)$$

$$D_\omega = I_t^{-1} \{ \sum_{j=1}^k [-\rho_{m_j} \times m_j (\omega_{B_U}^T \rho_{m_j} \omega_{B_U} + \ddot{\rho}_{m_j}) - \rho_{m_j} \times \dot{m}_j (\dot{\rho}_{m_j} + R_{B_U} W_U V_U + W) - \rho_{m_j} \times m_j (\varepsilon_U \dot{\chi}_U + \omega_{B_U} \times (R_{B_U} W_U V_U + W) + \dot{W}) - 2m_j (\rho_{m_j}^T \dot{\rho}_{m_j} I_{3 \times 3} - \dot{\rho}_{m_j} \rho_{m_j}^T) \omega_{B_U} - \dot{m}_j (\rho_{m_j}^T \rho_{m_j} I_{3 \times 3} - \rho_{m_j} \rho_{m_j}^T) \omega_{B_U}] + \rho_U R \times \dot{m} R_{B_U} I V_0 \}, \quad (A2)$$

其中:  $V_0 = \dot{r}_{B_T} + R_{B_T}^T I V_{\dot{m}} + R_{B_T}^T I \omega_{B_T} \times \rho_c$ ,  $\rho_c$ 为即将加入UCAV的燃油流在 $B_T$ 系中的位置矢量,它是随两飞行器相对运动而变化的,  $V_{\dot{m}}$ 为燃油流相对于加油机的速度矢量;  $\omega_{B_T}$ 为加油机机体角速度矢量.

2) 推导Lyapunov函数 $\mathcal{V}$ 的时间导数. 为证明闭环系统的稳定性, 首先使用不等式<sup>[13]</sup>

$$0 \leq |z| - z \tanh\left(\frac{z}{\epsilon}\right) \leq \eta\epsilon, \forall z \in \mathbb{R}, \quad (A3)$$

及其扩展形式: 对于 $x, y, z = [z_1 \ \dots \ z_m]^T \in \mathbb{R}^m$ , 且 $z_i \geq 0$ ,  $A \in \mathbb{R}^{m \times m}$ ,

$$x^T (\text{sgn } x) z - x^T \Omega \left(\frac{x}{\epsilon}\right) z \leq \eta\epsilon \|z\|_{m_1}, \quad (A4)$$

$$x^T \text{sgn } x \text{Abs}(A) (\text{sgn } y) y - \text{Abs}(A) \odot \widehat{\Omega} \left(\frac{xy^T}{\epsilon}\right) \leq \eta\epsilon \|A\|_{m_1}, \quad (A5)$$

其中: 对角阵  $\text{sgn}(x) = \text{diag}\{\text{sgn}(x_j)\}$ ,  $\eta = 0.2785$ . 分别对 $\mathcal{V}_1, \mathcal{V}_V, \mathcal{V}_2, \mathcal{V}_3$ 求导, 可得

$$\dot{\mathcal{V}}_1 \leq -\bar{X}_1^T k_1 \bar{X}_1 + \eta\epsilon \|\Phi_{D_1}^T W_{D_1}^M\|_{m_1} + \tilde{W}_{D_1}^T Q_{D_1}, \quad (A6)$$

$$\dot{\mathcal{V}}_V \leq -k_V \bar{V}^2 + \eta\epsilon \Phi_{d_V}^T \hat{W}_{d_V}^M + \tilde{\theta}_{D_x}^T Q_{D_x} + \tilde{W}_{d_V}^T Q_{d_V}, \quad (A7)$$

$$\dot{\mathcal{V}}_2 = -k_2 \bar{x}_2 + \bar{x}_2^T P \bar{X}_3, \quad (A8)$$

$$\begin{aligned} \dot{\mathcal{V}}_3 \leq & -\bar{X}_3^T k_3 \bar{X}_3 - \bar{X}_3^T P^T \bar{x}_2 + \tilde{\theta}_{M_x}^T Q_{M_x} + \tilde{W}_{D_3}^T Q_{D_3} + \\ & \eta\epsilon (\|\Phi_{D_3}^T W_{D_3}^M\|_{m_1} + \|\text{Abs}(A_3) \Phi_{\delta_{B_\delta}}^T W_{\delta_{B_\delta}}^M\|_{m_1}) + \\ & \sum_{j=1}^3 \tilde{\theta}_{B_{\delta_j}}^T Q_{B_{\delta_j}} + \sum_{j=1}^3 \tilde{W}_{\delta_{B_{\delta_j}}}^T Q_{\delta_{B_{\delta_j}}}, \end{aligned} \quad (A9)$$

其中:  $\|\cdot\|_{m_1}$ 表示矩阵的 $m_1$ 范数和向量的1范数. 最终,  $\mathcal{V}$ 的时间导数为

$$\begin{aligned} \dot{\mathcal{V}} = \dot{\mathcal{V}}_1 + \dot{\mathcal{V}}_V + \dot{\mathcal{V}}_2 + \dot{\mathcal{V}}_3 \leq & -\bar{X}_1^T k_1 \bar{X}_1 - k_V \bar{V}^2 - k_2 \bar{x}_2 - \bar{X}_3^T k_3 \bar{X}_3 + \bar{d} + \rho \leq \\ & -k \bar{X}^T \bar{X} + \bar{d} + \rho, \end{aligned} \quad (A10)$$

其中:

$$\begin{aligned} \bar{d} = & \eta\epsilon (\|\Phi_{D_1}^T W_{D_1}^M\|_{m_1} + \Phi_{d_V}^T \hat{W}_{d_V}^M + \|\Phi_{D_3}^T W_{D_3}^M\|_{m_1} + \\ & \|\text{Abs}(A_3) \Phi_{\delta_{B_\delta}}^T W_{\delta_{B_\delta}}^M\|_{m_1}), \\ \rho = & \tilde{W}_{D_1}^T Q_{D_1} + \tilde{\theta}_{D_x}^T Q_{D_x} + \tilde{W}_{d_V}^T Q_{d_V} + \tilde{\theta}_{M_x}^T Q_{M_x} + \\ & \sum_{j=1}^3 (\tilde{\theta}_{B_{\delta_j}}^T Q_{B_{\delta_j}} + \tilde{W}_{\delta_{B_{\delta_j}}}^T Q_{\delta_{B_{\delta_j}}}) + \tilde{W}_{D_3}^T Q_{D_3}. \end{aligned}$$

使用不等式<sup>[14]</sup>

$$-\sigma \tilde{a}^T R (\hat{a} - a^0) \leq \frac{\sigma}{2} (a^* - a^0)^T R (a^* - a^0), \quad (A11)$$

可得 $\rho \leq \bar{\rho}$ , 其中 $\bar{\rho}$ 为

$$\begin{aligned} \bar{\rho} = & \frac{1}{2} \{ \sum_{i=1,3} \sigma_{D_i} (W_{D_i}^M - W_{D_i}^0)^T R_{D_i} (W_{D_i}^M - W_{D_i}^0) + \\ & \sigma_{d_V} (W_{d_V}^M - W_{d_V}^0)^T R_{d_V} (W_{d_V}^M - W_{d_V}^0) + \\ & \sigma_{D_x} (\theta_{D_x}^* - \theta_{D_x}^0)^T R_{D_x} (\theta_{D_x}^* - \theta_{D_x}^0) + \\ & \sum_{j=1}^3 [\sigma_{B_{\delta_j}} (\theta_{B_{\delta_j}}^* - \theta_{B_{\delta_j}}^0)^T R_{B_{\delta_j}} (\theta_{B_{\delta_j}}^* - \theta_{B_{\delta_j}}^0) + \\ & \sigma_{\delta_{B_{\delta_j}}} (W_{\delta_{B_{\delta_j}}}^M - W_{\delta_{B_{\delta_j}}}^0)^T R_{\delta_{B_{\delta_j}}} (W_{\delta_{B_{\delta_j}}}^M - W_{\delta_{B_{\delta_j}}}^0)] \} + \\ & \sigma_{M_x} (\theta_{M_x}^* - \theta_{M_x}^0)^T R_{M_x} (\theta_{M_x}^* - \theta_{M_x}^0), \end{aligned} \quad (A12)$$

最终可得

$$\dot{\mathcal{V}} \leq -k \|\bar{X}\|^2 + \bar{d} + \bar{\rho}. \quad (A13)$$

作者简介:

郭军 (1982—), 男, 博士研究生, 研究方向为非线性飞行控制, E-mail: gj\_lockon@163.com;

董新民 (1963—), 男, 教授, 研究方向为飞行器控制理论与应用, E-mail: dongxinmin@139.com;

王龙 (1978—), 男, 博士研究生, 研究方向为飞行器导航、制导与控制, E-mail: afeu78@126.com.