



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 104597911 A

(43) 申请公布日 2015. 05. 06

(21) 申请号 201410712667. 4

(22) 申请日 2014. 11. 28

(71) 申请人 南京航空航天大学  
地址 210016 江苏省南京市御道街 29 号

(72) 发明人 袁锁中 甄子洋 张进 龚全铨

(74) 专利代理机构 南京钟山专利代理有限公司  
32252

代理人 戴朝荣

(51) Int. Cl.  
G05D 1/10(2006. 01)

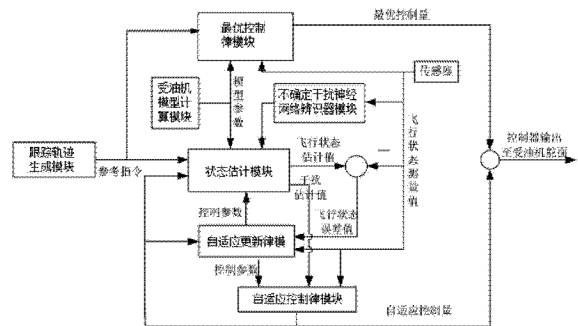
权利要求书5页 说明书14页 附图2页

(54) 发明名称

空中加油受油机自适应最优对接轨迹跟踪飞行控制方法

(57) 摘要

本发明一种空中加油机和受油机自适应最优对接轨迹跟踪的飞行控方法, 包括受油机模型计算模块、不确定干扰神经网络辨识器模块、跟踪轨迹生成模块、状态估计模块、自适应更新律模块、自适应控制律模块和最优控制律模块, 还包括信号采集的传感器和用于计算处理的运算器及存储器。通过引入投影算子对自适应系统的控制参数进行自适应更新和估计, 经过低通滤波器后对产生的自适应信号进行滤波, 得到相应的自适应信号增量, 再将这个增量同时作用与受油机及相应的状态估计模块, 然后根据两者的误差和受油机的实际状态量, 对下一个控制时刻的自适应控制算法的参数进行自适应更新和估计, 从而最终实现广义误差为零, 受油机与加油锥套精确对接。



1. 一种空中加油受油机自适应最优对接轨迹跟踪飞行控制方法,其特征在于,包括:

受油机模型计算模块,用于存储受油机气动参数,生成受油机的线性模型系统矩阵信号和控制矩阵信号,所述线性模型系统矩阵信号和控制矩阵信号发送到最优控制模块,线性模型系统矩阵信号和控制矩阵信号发送到状态估计模块;

传感器,用于采集空中受油机的飞行状态信号,传感器把所采集的飞行状态信号发送到最优控制律模块、不确定干扰神经网络辨识器模块、自适应更新律模块和自适应控制律模块;

不确定干扰神经网络辨识器模块,生成受油机系统的不确定干扰信号,发送到状态估计模块;

跟踪轨迹生成模块,生成受油机的受油插头与加油机的加油锥套相对接的受油机理想飞行轨迹信号,发送到最优控制律模块和状态估计模块;

状态估计模块,生成受油机的干扰估计值信号,发送到自适应控制律模块;生成受油机的飞行状态估计量信号,飞行状态估计量信号和传感器采集的飞行状态信号进行运算处理获得的飞行状态误差信号发送到自适应更新律模块;

自适应更新律模块,生成受油机的飞行状态控制参数估计值信号,发送到自适应控制律模块和状态估计模块;

自适应控制律模块,生成受油机的自适应控制量信号,发送到状态估计模块和自适应更新律模块;

最优控制律模块,生成受油机最优控制量信号,发送到状态估计模块,所述最优控制量信号与自适应控制律模块输出的自适应控制量信号综合后输出到受油机舵面控制器。

2. 根据权利要求1所述的一种空中加油受油机自适应最优对接轨迹跟踪飞行控制方法,其特征在于,所述受油机模型计算模块包括以下方程:

受油机简化为一个解耦的六维自由度飞机模型,其运动方程分为三个子系统,以状态方程的形式描述如下:

$$\dot{X}_i(t) = A_i X_i(t) + B_i \{ \Lambda_i u_i(t) + \Delta_i [Y(t)] \},$$

$$X_i(0) = X_{i0},$$

$$Y_i(t) = c_i^T X_i(t),$$

其中  $i = 1, 2, 3$ ;  $A_i \in \mathbb{R}^{n_i \times n_i}$ ,  $B_i \in \mathbb{R}^{n_i \times 1}$ ,  $c_i \in \mathbb{R}^{n_i \times 1}$ ;  $u_i \in \mathbb{R}$ ;  $\Lambda_i \in \mathbb{R}$  且  $\Lambda_1 \leq \Lambda_2 \leq \Lambda_3$ ;  $\Delta_i \in \mathbb{R}$ , 代表加油机尾涡流不确定干扰量信号。分析加油机风洞试验中受油机所受作用的数据,得到加油机尾涡流不确定干扰  $\Delta_i(Y)$  变化率的样本值,并通过不确定干扰神经网络辨识器模块进行拟合;

受油机的控制外回路的输入量  $X(t)$  和输出量  $Y(t)$  分别为:

$$X(t) = [X_1^T(t) \quad X_2^T(t) \quad X_3^T(t)]^T,$$

$$Y(t) = [Y_1(t) \quad Y_2(t) \quad Y_3(t)]^T = [l(t) \quad h(t) \quad y(t)]^T,$$

其中,第一个子系统使用受油机发动机的推力输入控制受油机和加油锥套之间的水平间距,它的状态向量、系统状态矩阵和控制输入分别是:

$$X_1 = \begin{bmatrix} l \\ V \end{bmatrix},$$

$$A_1 = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & X'_V \end{bmatrix}, \quad B_1 = \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix}, \quad c_1 = \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \end{bmatrix},$$

$$u_1 = X_{\delta_r} \delta_r,$$

式中,  $l$  为受油机相对于加油机的前向距离,  $V$  为受油机的飞行速度,  $\delta_r$  为受油机的油门输入量,  $X_{\delta_r}$  为受油机的气动参数。

第二个子系统使用受油机升降舵输入控制受油机和加油锥套之间的垂直间距, 它的状态向量、系统状态矩阵和控制输入分别是

$$X_2 = [\alpha \quad \theta \quad q \quad h]^T$$

$$A_2 = \begin{bmatrix} \frac{Z_\alpha}{V_0} & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ M'_\alpha & 0 & M'_q & 0 \\ -V_0 & V_0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad B_2 = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \\ 0 \end{bmatrix}, \quad c_2 = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix}$$

$$u_2 = M_{\delta_e} \delta_e$$

式中,  $\alpha$  为受油机迎角,  $\theta$  为受油机俯仰角,  $q$  为受油机俯仰角速率,  $h$  为受油机与加油机之间相对高度,  $\delta_e$  为升降舵输入。  $Z_\alpha$ ,  $M'_\alpha$ ,  $M'_q$ ,  $M_{\delta_e}$  为受油机气动参数。

第三个子系统使用受油机副翼输入控制受油机和加油锥套之间的侧向间距, 它的状态向量、系统矩阵和控制输入分别是

$$X_3 = [\phi \quad \beta \quad p \quad r \quad y]^T$$

$$A_3 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & \frac{\cos \gamma_0}{\cos \theta_0} & \frac{\sin \gamma_0}{\cos \theta_0} & 0 \\ \frac{g \cos \theta_0}{V_0} & \frac{Y'_\beta}{V_0} & 0 & -1 & 0 \\ 0 & L'_\beta & L'_p & L'_r & 0 \\ 0 & N'_\beta & N'_p & N'_r & 0 \\ Y'_\phi & V_0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix},$$

$$B_3 = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix},$$

$$C_3 = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix},$$

$$u_3 = M_{\delta_a} \delta_a,$$

式中,  $\beta$  为受油机的侧滑角,  $\phi$  为受油机的滚转角,  $p, r$  为受油机机体轴角速率;  $\delta_a$  为受油机副翼输入量;  $Y_c, L_c, N_c, M_c$  为受油机气动参数。  $\theta_0, \gamma_0$  为受油机基准俯仰角与轨迹角,  $V_0$  为受油机基准速度,  $g$  为重力加速度。

3. 根据权利要求 1 所述的一种空中加油受油机自适应最优对接轨迹跟踪飞行控制方法, 其特征在于, 所述不确定干扰神经网络辨识器模块包括以下方程:

采用径向基函数 (RBF) 神经网络对受油机系统的不确定干扰  $\Delta_i(Y)$  进行拟合, 得到拟合等效后的  $\Delta_i(Y)$  为

$$\Delta_i(Y) = w_i^T \Phi_i(Y) + \varepsilon_i(Y),$$

$$\|\varepsilon_i(Y)\| \leq \varepsilon_i^*,$$

$$Y \in D_i,$$

其中,  $\Phi_i(Y)$  代表  $p_i \times 1$  维矢量, 是输出  $Y$  的一个高斯分布函数矩阵;  $w_i \in \mathbb{R}^{p_i \times 1}$  代表一个未知常数权重矩阵, 可以通过自适应更新律模块进行更新估计;  $\varepsilon_i^*$  代表集合  $D_i$  上一致有界的近似误差;

高斯分布函数矩阵  $\Phi_i(Y)$  第  $i$  个元素的表达式为

$$\Phi_i(Y) = \exp\left(-\frac{(Y - \kappa_i)^T (Y - \kappa_i)}{v_i^2}\right),$$

式中, 参数  $\kappa_i$  和  $v_i$  代表预先定义的神经网络的中心和宽度, 通过分析加油机的加油尾涡流影响样本结果进行选定。

4. 根据权利要求 1 所述的一种空中加油受油机自适应最优对接轨迹跟踪飞行控制方法, 其特征在于, 所述跟踪轨迹生成模块包括以下方程:

初始时刻加油锥套距离受油插头在惯性空间下的相对位置为  $(X_d, Y_d, Z_d)$ , 要求受油机在  $t_f$  时间内完成对接; 设初始位移为  $(\bar{x}_d, \bar{y}_d, \bar{z}_d)$ , 侧最终要求的位置为  $(0, 0, 0)$ , 即实现受油插头与加油锥套的对接, 参考轨迹方程为

$$x_{\text{ref}}(t) = f(t) a_x,$$

$$y_{\text{ref}}(t) = f(t) a_y,$$

$$z_{\text{ref}}(t) = f(t) a_z,$$

$$\text{其中 } f(t) = [t^4 \quad t^5 \quad t^6 \quad t^7],$$

$$a_x = \begin{bmatrix} f(t_f) \\ f'(t_f) \\ f''(t_f) \\ f'''(t_f) \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} \bar{x}_d \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix},$$

$$a_y = \begin{bmatrix} f(t_1) \\ f'(t_1) \\ f''(t_1) \\ f'''(t_1) \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} \bar{y}_d \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix},$$

$$a_z = \begin{bmatrix} f(t_1) \\ f'(t_1) \\ f''(t_1) \\ f'''(t_1) \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} \bar{z}_d \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix},$$

参考轨迹分两个阶段：第一阶段在  $t_1$  时间内受油机完成  $Y_N, Z_N$  方向上的纠偏，使得受油插头在飞行方向上对准加油锥套；第二阶段消除受油机在飞行方向上相对距离差，使受油插头与加油锥套对接。

5. 根据权利要求 1 所述的一种空中加油受油机自适应最优对接轨迹跟踪飞行控制方法，其特征在于，所述状态估计模块用于对受油机的状态进行动态估计，对应的动态响应即为期望的受油机的动态响应，其状态方程为

$$\dot{\hat{x}}(t) = A_{m_i} \hat{x}(t) + B_{m_i} \mathfrak{R}_i(t) + B_i \left[ \hat{\Lambda}_i(t) u_{adi}(t) + \hat{k}_{x_i}^T x_i(t) + \hat{w}_i^T \Phi_i(Y) \right],$$

$$\hat{y}(t) = c^T \hat{x}(t),$$

$$\hat{x}(0) = x_0,$$

其中， $\hat{\Lambda}_i(t)$ ， $\hat{k}_{x_i}^T$ ， $\hat{w}_i^T$  代表自适应参数估计值。

6. 根据权利要求 1 所述的一种空中加油受油机自适应最优对接轨迹跟踪飞行控制方法，其特征在于，所述自适应更新律模块包括以下方程：

$$\dot{\hat{\Lambda}}_i(t) = \Gamma \text{Proj} \left[ \hat{\Lambda}_i(t), -u_{adi} \tilde{x}_i^T(t) P B_i \right], \quad \hat{\Lambda}_i(0) = \hat{\Lambda}_{i0},$$

$$\dot{\hat{k}}_{x_i}^T(t) = \Gamma \text{Proj} \left[ \hat{k}_{x_i}^T(t), -x_i(t) \tilde{x}_i^T(t) P B_i \right], \quad \hat{k}_{x_i}^T(0) = \hat{k}_{x_{i0}}^T,$$

$$\dot{\hat{w}}_i^T(t) = \Gamma \text{Proj} \left[ \hat{w}_i^T(t), -\Phi_i[Y(t)] \tilde{x}_i^T(t) P B_i \right], \quad \hat{w}_i^T(0) = \hat{w}_{i0}^T,$$

其中， $\tilde{x}(t) = \hat{x}(t) - x(t)$  为系统跟踪误差， $\Gamma > 0$  代表自适应率，可以设定为较大数值，从而保证系统的快速自适应性能； $P = P^T > 0$  代表李雅普诺夫方程  $A_{m_i}^T P_i + P_i A_{m_i} = -Q_i$  的解，且  $Q_i > 0$ ； $\text{Proj}(\cdot, \cdot)$  为投影算子。

7. 根据权利要求 1 所述的一种空中加油受油机自适应最优对接轨迹跟踪飞行控制方法，其特征在于，所述自适应控制律模块包括以下方程：

自适应控制输出  $u_{adi}$ ，其表达式为

$$u_{adi}(s) = -k_i D_i(s) r_{u_i}(s),$$

其中， $k_i > 0$  代表自适应系统反馈增益； $r_{u_i}(s)$  代表输入信号  $r_{u_i}(t)$  的拉氏变换，其表达式为

$$r_{u_i}(t) = \hat{\Lambda}_i(t) u_{adi}(t) + \hat{k}_{x_i}^T(t) x_i(t) + \hat{w}_i^T(t) \Phi[Y(t)],$$

传递函数  $D_i(s)$  能够保证闭环等效传递函数  $C_i(s)$  严格正稳， $C_i(s)$  为

$$C_i(s) = \frac{\Lambda_i k_i D_i(s)}{1 + \Lambda_i k_i D_i(s)},$$

其中， $i = 1, 2, 3$ ；且低通增益  $C_i(0) = 1$ 。

8. 根据权利要求 1 所述的一种空中加油受油机自适应最优对接轨迹跟踪飞行控制方法，其特征在于，所述最优控制律模块包括以下方程：

$$\dot{X}_i(t) = A_i X_i(t) + B_i u_i(t),$$

$$X_i(0) = X_{i0},$$

$$Y_i(t) = c_i^T X_i(t),$$

其中  $i = 1, 2, 3$ ；

引入积分误差变量

$$y_i(t) = \int_0^t [Y_i(\tau) - Y_{cmd_i}(\tau)] d\tau$$

得到增广后的系统动态方程

$$\begin{bmatrix} \dot{X}_i \\ \dot{y}_i \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_i & 0 \\ c_i^T & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_i \\ y_i \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B_i \\ 0 \end{bmatrix} u_i + \begin{bmatrix} 0 \\ -1 \end{bmatrix} Y_{cmd_i},$$

$$Y_i(t) = c_i^T X_i(t),$$

定义代价函数  $J_i = \int_0^{\infty} \left\{ [X_i^T y_i] Q_i [X_i^T y_i]^T + u_{ini}^2 R_i \right\} dt$ ，通过选择  $Q_i$  和  $R_i$ ，求解 Ricatti 方程方程得到最优控制量输出

$$u_{iqri} = K_i \begin{bmatrix} X_i(t) \\ y_i(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -k_{P_i} & -k_{I_i} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_i(t) \\ y_i(t) \end{bmatrix}.$$

## 空中加油受油机自适应最优对接轨迹跟踪飞行控制方法

### 技术领域

[0001] 本发明涉及飞行器飞行控制技术领域,尤其涉及一种空中加油机和受油机自适应最优对接轨迹跟踪的飞行控方法。

### 背景技术

[0002] 空中加油技术归纳来说,是在空中由一架航空器给另外一架或者几架航空器加注燃油,增长续航时间和增大飞行航程的飞行技术。在现代空中战斗中大领域的攻防要求下,空中加油技术能够大大增加参与作战飞机的战斗能力,并且逐渐成为各国增加无人机、侦察机、战斗机等国防军事力量的重要发展方向和现代军用飞机的基本功能之一。目前,空中加油技术因其突出的优点和重要的军事价值,已经逐渐成为不可或缺的空中后援平台,将现代战争中一些曾经不可想象的作战任务变成事实。根据相关资料显示,空中加油技术在近些年发生的高技术局域战争中应用更为广泛。

[0003] 参与空中加油操作的飞机分为加油机和受油机两类,空中加油技术的快速发展也带来了加油机的研发需求。空中加油机作为空中加油的支援平台,是专门装载燃油,提供加油操作的飞机。而受油机在空中加油的过程中,则主要负责跟踪加油机,与加油机的加油设备进行精确对接,接受加油机输送的燃油,从而增大其航程,延长其滞空时间。

[0004] 在受油机与加油锥套近距离对接和输送燃油的过程中,除了存在大气湍流的影响,加油机尾涡作用和控制失效等参数不确定性因素也不容忽视。由于很难建立精确的受油机模型,因此,亟需提高受油机控制系统的抗干扰能力、动态性能和鲁棒性能,提高受油机控制系统的快速自适应能力,使得受油机能够在稳定跟踪对接导引律的同时,达到期望的瞬态响应,且保证闭环系统性能和满足稳定性的要求。

### 发明内容

[0005] 受油机与加油锥套近距离对接和输送燃油的过程中,受油机受到大气湍流、加油尾涡干扰、执行机构失效等不确定动态干扰影响了空中加油对接和跟踪保持,受油机控制系统的快速自适应能力差,受油机跟踪对接导引律的同时达不到期望的瞬态响应,难以保证闭环系统性能和稳定性的要求。本发明的目的是针对前述的现有技术中存在的问题,提供如下的技术方案。

[0006] 本发明的技术方案是提供一种空中加油受油机自适应最优对接轨迹跟踪飞行控制方法,其设计要点在于,包括:

[0007] 受油机模型计算模块,用于存储受油机气动参数,生成受油机的线性模型系统矩阵信号和控制矩阵信号,所述线性模型系统矩阵信号和控制矩阵信号发送到最优控制模块,线性模型系统矩阵信号和控制矩阵信号发送到状态估计模块;

[0008] 传感器,用于采集空中受油机的飞行状态信号,传感器把所采集的飞行状态信号发送到最优控制律模块、不确定干扰神经网络辨识器模块、自适应更新律模块和自适应控制律模块;

[0009] 不确定干扰神经网络辨识器模块,生成受油机系统的不确定干扰信号,发送到状态估计模块;

[0010] 跟踪轨迹生成模块,生成受油机的受油插头与加油机的加油锥套相对接的受油机的理想飞行轨迹信号,发送到最优控制律模块和状态估计模块;

[0011] 状态估计模块,生成受油机的干扰估计值信号,发送到自适应控制律模块;生成受油机的飞行状态估计量信号,飞行状态估计量信号和传感器采集的飞行状态信号进行运算处理获得的飞行状态误差信号发送到自适应更新律模块;

[0012] 自适应更新律模块,生成受油机的飞行状态控制参数估计值信号,发送到自适应控制律模块和状态估计模块;

[0013] 自适应控制律模块,生成受油机的自适应控制量信号,发送到状态估计模块和自适应更新律模块;

[0014] 最优控制律模块,生成受油机最优控制量信号,发送到状态估计模块,所述最优控制量信号与自适应控制律模块输出的自适应控制量信号综合后输出到受油机舵面控制器。

[0015] 本发明还有如下进一步改进的技术方案。

[0016] 进一步地,所述受油机模型计算模块包括以下方程:

[0017] 受油机简化为一个解耦的六维自由度飞机模型,其运动方程分为三个子系统,以状态方程的形式描述如下:

$$[0018] \quad \dot{X}_i(t) = A_i X_i(t) + B_i \{ \Lambda_i u_i(t) + \Delta_i [Y(t)] \},$$

$$[0019] \quad X_i(0) = X_{i0},$$

$$[0020] \quad Y_i(t) = c_i^T X_i(t),$$

[0021] 其中  $i = 1, 2, 3$ ;  $A_i \in \mathbb{R}^{n_i \times n_i}$ ,  $B_i \in \mathbb{R}^{n_i \times 1}$ ,  $c_i \in \mathbb{R}^{n_i \times 1}$ ;  $u_i \in \mathbb{R}$ ;  $\Lambda_i \in \mathbb{R}$  且  $\Lambda_{1i} \leq \Lambda_{2i} \leq \Lambda_{3i}$ ;  $\Delta_i \in \mathbb{R}$ , 代表加油机尾涡流不确定干扰量信号。分析加油机风洞试验中受油机所受作用的数据,得到加油机尾涡流不确定干扰  $\Delta_i(Y)$  变化率的样本值,并通过不确定干扰神经网络辨识器模块进行拟合;

[0022] 受油机的控制外回路的输入量  $X(t)$  和输出量  $Y(t)$  分别为:

$$[0023] \quad X(t) = [X_1^T(t) \quad X_2^T(t) \quad X_3^T(t)]^T,$$

$$[0024] \quad Y(t) = [Y_1(t) \quad Y_2(t) \quad Y_3(t)]^T = [1(t) \quad h(t) \quad y(t)]^T,$$

[0025] 其中,第一个子系统使用受油机发动机的推力输入控制受油机和加油锥套之间的水平间距,它的状态向量、系统状态矩阵和控制输入分别是:

$$[0026] \quad X_1 = \begin{bmatrix} l \\ v \end{bmatrix},$$

$$[0027] \quad A_1 = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & X'_{\delta_r} \end{bmatrix}, \quad B_1 = \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix}, \quad c_1 = \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \end{bmatrix},$$

$$[0028] \quad u_1 = X_{\delta_r} \delta_r,$$

[0029] 式中,  $l$  为受油机相对于加油机的前向距离,  $v$  为受油机的飞行速度,  $\delta_r$  为受油机的油门输入量,  $X_{\delta_r}$  为受油机的气动参数。

[0030] 第二个子系统使用受油机升降舵输入控制受油机和加油锥套之间的垂直间距,它



的状态向量、系统状态矩阵和控制输入分别是

$$[0031] \quad X_2 = [\alpha \quad \theta \quad q \quad h]^T$$

$$[0032] \quad A_2 = \begin{bmatrix} \frac{Z_\alpha}{V_0} & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ M'_\alpha & 0 & M'_q & 0 \\ -V_0 & V_0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad B_2 = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \\ 0 \end{bmatrix}, \quad c_2 = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix}$$

$$[0033] \quad u_2 = M_{\delta_e} \delta_e$$

[0034] 式中,  $\alpha$  为受油机迎角,  $\theta$  为受油机俯仰角,  $q$  为受油机俯仰角速率,  $h$  为受油机与加油机之间相对高度,  $\delta_e$  为升降舵输入。  $Z_\alpha$ ,  $M'_\alpha$ ,  $M'_q$ ,  $M_{\delta_e}$  为受油机气动参数。

[0035] 第三个子系统使用受油机副翼输入控制受油机和加油锥套之间的侧向间距, 它的状态向量、系统矩阵和控制输入分别是

$$[0036] \quad X_3 = [\phi \quad \beta \quad p \quad r \quad y]^T$$

$$[0037] \quad A_3 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & \frac{\cos \gamma_0}{\cos \theta_0} & \frac{\sin \gamma_0}{\cos \theta_0} & 0 \\ \frac{g \cos \theta_0}{V_0} & \frac{Y'_\beta}{V_0} & 0 & -1 & 0 \\ 0 & L'_\beta & L'_p & L'_r & 0 \\ 0 & N'_\beta & N'_p & N'_r & 0 \\ Y'_\phi & V_0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix},$$

$$[0038] \quad B_3 = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix},$$

$$[0039] \quad C_3 = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix},$$

$$[0040] \quad u_3 = M_{\delta_a} \delta_a,$$

[0041] 式中,  $\beta$  为受油机的侧滑角,  $\phi$  为受油机的滚转角,  $p$ ,  $r$  为受油机机体轴角速率;  $\delta_a$  为受油机副翼输入量;  $Y_{(\cdot)}$ ,  $L_{(\cdot)}$ ,  $N_{(\cdot)}$ ,  $M_{(\cdot)}$  为受油机气动参数。  $\theta_0$ ,  $\gamma_0$  为受油机基准俯仰角与轨迹角,  $V_0$  为受油机基准速度,  $g$  为重力加速度。

[0042] 进一步地, 所述不确定干扰神经网络辨识器模块包括以下方程:

[0043] 采用径向基函数 (RBF) 神经网络对受油机系统的不确定干扰  $\Delta_i(Y)$  进行拟合, 得到拟合等效后的  $\Delta_i(Y)$  为  $\Delta_i(Y) = w_i^T \Phi_i(Y) + \varepsilon_i(Y)$ ,

$$[0044] \quad \|\varepsilon_i(Y)\| \leq \varepsilon_i^*,$$

[0045]  $Y \in D_i$ ,

[0046] 其中,  $\Phi_i(Y)$  代表  $p_i \times 1$  维矢量, 是输出  $Y$  的一个高斯分布函数矩阵;  $w_i \in \mathbb{R}^{p_i \times 1}$  代表一个未知常数权重矩阵, 可以通过自适应更新律模块进行更新估计;  $\varepsilon_i^*$  代表集合  $D_i$  上一致有界的近似误差;

[0047] 高斯分布函数矩阵  $\Phi_i(Y)$  第  $i$  个元素的表达式为

$$[0048] \quad \Phi_i(Y) = \exp\left(-\frac{(Y - \kappa_i)^T (Y - \kappa_i)}{v_i^2}\right),$$

[0049] 式中, 参数  $\kappa_i$  和  $v_i$  代表预先定义的神经网络的中心和宽度, 通过分析加油机的加油尾涡流影响样本结果进行选定。

[0050] 进一步地, 所述跟踪轨迹生成模块包括以下方程:

[0051] 初始时刻加油锥套距离受油插头在惯性空间下的相对位置为  $(X_d, Y_d, Z_d)$ , 要求受油机在  $t_f$  时间内完成对接; 设初始位移为  $(\bar{x}_d, \bar{y}_d, \bar{z}_d)$ , 则最终要求的位置为  $(0, 0, 0)$ , 即实现受油插头与加油锥套的对接, 参考轨迹方程为

$$[0052] \quad x_{\text{ref}}(t) = f(t) a_x,$$

$$[0053] \quad y_{\text{ref}}(t) = f(t) a_y,$$

$$[0054] \quad z_{\text{ref}}(t) = f(t) a_z,$$

[0055] 其中  $f(t) \equiv [t^4 \ t^5 \ t^6 \ t^7]$ ,

$$[0056] \quad a_x = \begin{bmatrix} f(t_f) \\ f'(t_f) \\ f''(t_f) \\ f'''(t_f) \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} \bar{x}_d \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix},$$

$$[0057] \quad a_y = \begin{bmatrix} f(t_f) \\ f'(t_f) \\ f''(t_f) \\ f'''(t_f) \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} \bar{y}_d \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix},$$

$$[0058] \quad a_z = \begin{bmatrix} f(t_f) \\ f'(t_f) \\ f''(t_f) \\ f'''(t_f) \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} \bar{z}_d \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix},$$

[0059] 参考轨迹分两个阶段: 第一阶段在  $t_1$  时间内受油机完成  $Y_N, Z_N$  方向上的纠偏, 使得受油插头在飞行方向上对准加油锥套; 第二阶段消除受油机在飞行方向上相对距离差, 使受油插头与加油锥套对接。

[0060] 进一步地, 所述状态估计模块用于对受油机的状态进行动态估计, 对应的动态响应即为期望的受油机的动态响应, 其状态方程为

[0061]

$$\hat{\dot{x}}(t) = A_m \hat{x}(t) + B_m \mathfrak{R}_i(t) + B_i \left[ \hat{\Lambda}_i(t) u_{ad_i}(t) + \hat{k}_{x_i}^T x_i(t) + \hat{w}_i^T \Phi_i(Y) \right],$$

$$[0062] \quad \hat{y}(t) = c^T \hat{x}(t),$$

[0063]  $\hat{x}(0) = x_0$ ,

[0064] 其中,  $\hat{\Lambda}_i(t)$ ,  $\hat{k}_{x_i}^T$ ,  $\hat{w}_i^T$  代表自适应参数估计值。

[0065] 进一步地, 所述自适应更新律模块包括以下方程:

[0066]  $\dot{\hat{\Lambda}}_i(t) = \Gamma \text{Proj}[\hat{\Lambda}_i(t), -u_{ad_i} \tilde{x}_i^T(t) P B_i]$ ,  $\hat{\Lambda}_i(0) = \hat{\Lambda}_{i0}$ ,

[0067]  $\dot{\hat{k}}_{x_i}^T(t) = \Gamma \text{Proj}[\hat{k}_{x_i}^T(t), -x_i(t) \tilde{x}_i^T(t) P B_i]$ ,  $\hat{k}_{x_i}^T(0) = \hat{k}_{x_{i0}}^T$ ,

[0068]  $\dot{\hat{w}}_i^T(t) = \Gamma \text{Proj}[\hat{w}_i^T(t), -\Phi_i[Y(t)] \tilde{x}_i^T(t) P B_i]$ ,  $\hat{w}_i^T(0) = \hat{w}_{i0}^T$ ,

[0069] 其中,  $\tilde{x}(t) = \hat{x}(t) - x(t)$  为系统跟踪误差,  $\Gamma > 0$  代表自适应率, 可以设定为较大数值, 从而保证系统的快速自适应性能;  $P = P^T > 0$  代表李雅普诺夫方程  $A_{m_i}^T P + P A_{m_i} = -Q_i$  的解, 且  $Q_i > 0$ ;  $\text{Proj}(\cdot, \cdot)$  为投影算子。

[0070] 进一步地, 所述自适应控制律模块包括以下方程:

[0071] 自适应控制量  $u_{ad_i}$ , 其表达式为

[0072]  $u_{ad_i}(s) = -k_i D_i(s) r_{u_i}(s)$ ,

[0073] 其中,  $k_i > 0$  代表自适应系统反馈增益;  $r_{u_i}(s)$  代表输入信号  $r_{u_i}(t)$  的拉氏变换, 其表达式为

[0074]  $r_{u_i}(t) = \hat{\Lambda}_i(t) u_{ad_i}(t) + \hat{k}_{x_i}^T(t) x_i(t) + \hat{w}_i^T(t) \Phi[Y(t)]$ ,

[0075] 传递函数  $D_i(s)$  能够保证闭环等效传递函数  $C_i(s)$  严格正稳,  $C_i(s)$  为

[0076]  $C_i(s) = \frac{\Lambda_i k_i D_i(s)}{1 + \Lambda_i k_i D_i(s)}$ ,

[0077] 其中,  $i = 1, 2, 3$ ; 且低通增益  $C_i(0) = 1$ 。

[0078] 进一步地, 所述最优控制律模块包括以下方程:

[0079]  $\dot{X}_i(t) = A_i X_i(t) + B_i u_i(t)$ ,

[0080]  $X_i(0) = X_{i0}$ ,

[0081]  $Y_i(t) = c_i^T X_i(t)$ ,

[0082] 其中  $i = 1, 2, 3$ ;

[0083] 引入积分误差变量

[0084]  $y_i(t) = \int_0^t [Y_i(\tau) - Y_{cmd_i}(\tau)] d\tau$

[0085] 得到增广后的系统动态方程

[0086]  $\begin{bmatrix} \dot{X}_i \\ \dot{y}_i \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_i & 0 \\ c_i^T & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_i \\ y_i \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B_i \\ 0 \end{bmatrix} u_i + \begin{bmatrix} 0 \\ -1 \end{bmatrix} Y_{cmd_i}$ ,

[0087]  $Y_i(t) = c_i^T X_i(t)$ ,

[0088] 定义代价函数  $J_i = \int_0^\infty \left\{ \begin{bmatrix} X_i^T & y_i \end{bmatrix} Q_i \begin{bmatrix} X_i^T & y_i \end{bmatrix}^T + u_{im_i}^2 R_i \right\} dt$ , 通过选择  $Q_i$  和  $R_i$ , 求解 Ricatti 方程得到最优控制量

$$[0089] \quad u_{\text{opt}} = K_i \begin{bmatrix} X_i(t) \\ y_i(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -k_{P_i} & -k_{I_i} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_i(t) \\ y_i(t) \end{bmatrix}。$$

[0090] 本发明的跟踪飞行控制方法,应用于空中加油受油机的对接轨迹跟踪飞行控制,建立精确的受油机模型,实现控制受油机在大气湍流、加油尾涡干扰、执行机构失效等不确定动态干扰情形下的空中加油对接和跟踪保持,保证控制系统具有快速的自适应反应能力。

[0091] 有益效果

[0092] 1) 理想对接跟踪轨迹的设计确保了参考飞行轨迹是可行的,并且不会导致舵面的控制饱和,使受油机飞行轨迹平滑,并能够平缓接近加油锥套并对接。

[0093] 2) 最优控制律中选择合适的反馈增益矩阵,使得在加油尾涡等干扰下,能够保证闭环系统具有期望的动态响应特性和稳定性能;而当加油尾涡等动态变化且存在执行机构失效等不确定干扰时,自适应控制信号不为零,且由自适应律不断在线更新自适应控制器参数,使得系统在自适应控制信号的控制下,误差信号收敛至零。

[0094] 3) 针对对接跟踪过程中的不确定干扰因素,采用自适应控制的方法设计了受油机对接跟踪控制系统,提高了受油机在不确定干扰、执行机构失效等情形下的空中加油对接和跟踪保持的性能,提高了系统的动态性能、自适应更新速率和鲁棒性能,适用于大动态干扰下的自主空中加油对接跟踪控制过程。

#### 附图说明

[0095] 图 1 本发明受油机自适应最优对接轨迹跟踪控制方法原理图。

[0096] 图 2 本发明参考对接轨迹与受油机实际对接轨迹曲线。

[0097] 图 3 本发明受油机与加油锥套的对接轨迹跟踪曲线。

#### 具体实施方式

[0098] 为了阐明本发明的技术方案及技术目的,下面结合附图及具体实施方式对本发明做进一步的介绍。

[0099] 自适应控制算法的设计思想在于采用状态估计模块代替固定的参考模型,使其更能代表实际对接情形下受油机期望的动态性能。通过引入投影算子对自适应系统的控制参数进行自适应更新和估计,经过低通滤波器后对产生的自适应信号进行滤波,得到相应的自适应信号增量,再将这个增量同时作用与受油机及相应的状态估计模块,然后根据两者的误差和受油机的实际状态量,对下一个控制时刻的自适应控制算法的参数进行自适应更新和估计,从而最终实现广义误差为零,受油机与加油锥套精确对接、跟踪的控制目标。

[0100] 自适应控制方法具有诸多优点:(1) 具有快速的自适应能力,仅受系统硬件计算速度的限制;(2) 能够将控制系统的自适应能力和鲁棒性能进行解耦设计;(3) 保证系统具有良好的瞬态性能;(4) 具有统一边界的瞬态响应,不受初始条件、未知参数值变化的影响。

[0101] 如图 1 所示,本发明的一种空中加油受油机自适应最优对接轨迹跟踪飞行控制方法,包括受油机模型计算模块、不确定干扰神经网络辨识器模块、跟踪轨迹生成模块、状态估计模块、自适应更新律模块、自适应控制律模块和最优控制律模块,还包括信号采集的传

传感器和用于计算处理的运算器及存储器。受油机模型计算模块,用于存储受油机气动参数,生成受油机的线性模型系统矩阵信号和控制矩阵信号,所述线性模型系统矩阵信号和控制矩阵信号发送到最优控制模块,线性模型系统矩阵信号和控制矩阵信号发送到状态估计模块;传感器,用于采集空中受油机的飞行状态信号,传感器把所采集的飞行状态信号发送到最优控制律模块、不确定干扰神经网络辨识器模块、自适应更新律模块和自适应控制律模块;不确定干扰神经网络辨识器模块,生成受油机系统的不确定干扰信号,发送到状态估计模块;跟踪轨迹生成模块,生成受油机的受油插头与加油机的加油锥套相对接的受油机的理想飞行轨迹信号,发送到最优控制律模块和状态估计模块;状态估计模块,生成受油机的干扰估计值信号,发送到自适应控制律模块;生成受油机的飞行状态估计量信号,飞行状态估计量信号和传感器采集的飞行状态信号进行运算处理获得的飞行状态误差信号发送到自适应更新律模块;自适应更新律模块,生成受油机的飞行状态的控制参数估计值信号,发送到自适应控制律模块和状态估计模块;自适应控制律模块,生成受油机的自适应控制量信号,发送到状态估计模块和自适应更新律模块最优控制律模块,生成受油机最优控制量信号,发送到状态估计模块,所述最优控制量信号与自适应控制律模块输出的自适应控制量信号综合后输出到受油机舵面控制器。

[0102] (1) 受油机模型计算模块

[0103] 为了开展自适应控制算法的设计工作,将受油机看作一个解耦的六自由度飞机模型,将受油机的运动方程分为三个子系统,以状态方程的形式描述如下:

$$[0104] \quad \dot{X}_i(t) = A_i X_i(t) + B_i \{ \Lambda_i u_i(t) + \Delta_i [Y(t)] \},$$

$$[0105] \quad X_i(0) = X_{i0},$$

$$[0106] \quad Y_i(t) = c_i^T X_i(t),$$

[0107] 其中  $i = 1, 2, 3$ ;  $A_i \in \mathbb{R}^{n_i \times n_i}$ ,  $B_i \in \mathbb{R}^{n_i \times 1}$ ,  $c_i \in \mathbb{R}^{n_i \times 1}$ ;  $u_i \in \mathbb{R}$ ;  $\Lambda_i \in \mathbb{R}$  且  $\Lambda_1 \leq \Lambda_2 \leq \Lambda_3$ ;  $\Delta_i \in \mathbb{R}$ , 代表加油机尾涡流不确定干扰量信号。分析加油机风洞试验中受油机所受作用的数据,得到加油机尾涡流不确定干扰  $\Delta_i(Y)$  变化率的样本值,并通过不确定干扰神经网络辨识器模块进行拟合。

[0108] 受油机的控制外回路的输入量  $X(t)$  和输出量  $Y(t)$  分别为:

$$[0109] \quad X(t) = [X_1^T(t) \quad X_2^T(t) \quad X_3^T(t)]^T,$$

$$[0110] \quad Y(t) = [Y_1(t) \quad Y_2(t) \quad Y_3(t)]^T = [l(t) \quad h(t) \quad y(t)]^T,$$

[0111] 其中,第一个子系统使用受油机发动机的推力输入控制受油机和加油锥套之间的水平间距,它的状态向量、系统状态矩阵和控制输入分别是:

$$[0112] \quad X_1 = \begin{bmatrix} l \\ V \end{bmatrix},$$

$$[0113] \quad A_1 = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & X_{\delta_1}' \end{bmatrix}, \quad B_1 = \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix}, \quad c_1 = \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \end{bmatrix},$$

$$[0114] \quad u_1 = X_{\delta_1} \delta_1,$$

[0115] 式中,  $l$  为受油机相对于加油机的前向距离,  $V$  为受油机的飞行速度,  $\delta_1$  为受油机的油门输入量,  $X_{\delta_1}'$  为受油机的气动参数。

[0116] 第二个子系统使用受油机升降舵输入控制受油机和加油锥套之间的垂直间距,它的状态向量、系统状态矩阵和控制输入分别是

$$[0117] \quad X_2 = [\alpha \quad \theta \quad q \quad h]^T$$

$$[0118] \quad A_2 = \begin{bmatrix} \frac{Z_\alpha}{V_0} & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ M'_\alpha & 0 & M'_q & 0 \\ -V_0 & V_0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad B_2 = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \\ 0 \end{bmatrix}, \quad c_2 = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix}$$

$$[0119] \quad u_2 = M_{\delta_e} \delta_e$$

[0120] 式中,  $\alpha$  为受油机迎角,  $\theta$  为受油机俯仰角,  $q$  为受油机俯仰角速率,  $h$  为受油机与加油机之间相对高度,  $\delta_e$  为受油机升降舵输入。  $Z_\alpha, M'_\alpha, M'_q, M_{\delta_e}$  为受油机气动参数。

[0121] 第三个子系统使用受油机副翼输入控制受油机和加油锥套之间的侧向间距,它的状态向量、系统矩阵和控制输入分别是

$$[0122] \quad X_3 = [\phi \quad \beta \quad p \quad r \quad y]^T$$

$$[0123] \quad A_3 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & \frac{\cos \gamma_0}{\cos \theta_0} & \frac{\sin \gamma_0}{\cos \theta_0} & 0 \\ \frac{g \cos \theta_0}{V_0} & \frac{Y'_\beta}{V_0} & 0 & -1 & 0 \\ 0 & L'_\beta & L'_p & L'_r & 0 \\ 0 & N'_\beta & N'_p & N'_r & 0 \\ Y'_\phi & V_0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix},$$

$$[0124] \quad B_3 = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix},$$

$$[0125] \quad C_3 = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix},$$

$$[0126] \quad u_3 = M_{\delta_a} \delta_a,$$

[0127] 式中,  $\beta$  为受油机的侧滑角,  $\phi$  为受油机的滚转角,  $p, r$  为受油机机体轴角速率;  $\delta_a$  为受油机副翼输入量;  $Y_\beta, L_\beta, N_\beta, M_\beta$  为受油机气动参数。  $\theta_0, \gamma_0$  为受油机基准俯仰角与轨迹角,  $V_0$  为受油机基准速度,  $g$  为重力加速度。

[0128] 当受油机系统输入信号为  $\mathfrak{R}_i(t)$ , LQR 轨迹控制器的反馈参数矩阵为  $K_i$  时, 第  $i$  个子系统的状态方程为:

[0129]

$$\dot{x}_i(t) = (A_i + B_i \Lambda_i K_i) x_i(t) + B_i \{ \Lambda_i u_{ad_i}(t) + \Delta_i [Y(t)] \} + B_{m_i} \mathfrak{R}_i(t)$$

[0130] 
$$Y_i(t) = c_i^T x_i(t)$$

[0131] 其中,  $i = 1, 2, 3$ ,  $\mathfrak{R}(t)$  代表受油机的参考对接轨迹输入,  $x_i(0) = x_{i_0}$ ;  $\Delta_i [Y(t)]$  代表系统的不确定动态干扰;  $\Lambda_i$  代表受油机执行机构的有效参数值, 当无控制失效时,  $\Lambda_i = 1$ 。在外回路 LQR 控制的基础上, 假设  $B_{m_i} \mathfrak{R}(t) = k_g^T B \mathfrak{R}(t)$ , 则受油机的状态方程可以修改为:

[0132]

$$\dot{x}(t) = A_m x(t) + B \{ \Lambda u_{ad}(t) + k_x^T x(t) + \Delta [Y(t)] + k_g \mathfrak{R}(t) \}$$

[0133] 
$$Y(t) = c^T x(t)$$

[0134] 其中,  $k_g$  代表相应的参考输入矩阵,

$$k_g = -(c^T A_m^{-1} B)^{-1}, A_{m_i} = A_i + B_i K_i, k_x^T = (\Lambda_i - 1) K_i。$$

[0135] (2) 不确定干扰神经网络辨识器模块

[0136] 对于受油机系统的不确定动态干扰  $\Delta_i(Y)$ , 采用神经网络辨识器模块进行逼近和动态拟合, 选择径向基函数 (Radical Basis Function, RBF) 神经网络模型, 以高精度逼近实际对接过程的不确定干扰。网络分三层, 第一层为信号源结点组成的输入层, 仅传输信号; 第二层为隐含层, 隐单元的变换函数是 RBF 函数, 采用非线性优化策略, 学习速度较慢; 第三层为输出层, 响应输入模式的作用, 调整线性权, 采用线性优化策略, 学习速度较快。建模学习算法中求解的参数有: 径向基函数中心、方差及隐含层到输出层的权值。设样本期望输出值为  $d$ , 样本总数为  $P$ , 隐含层结点数为  $h$ , 高斯函数为径向基函数, 则激活函数为

[0137] 
$$R(x_p - c_i) = \exp\left(-\frac{1}{2\sigma_i^2} \|x_p - c_i\|^2\right) \quad i = 1, 2, \dots, h$$

[0138] 其中, 参数  $c_i$  和  $\sigma_i$  代表预先定义的神经网络的中心和宽度, 由加油尾涡的影响结果进行选定。

[0139] 采用上述的径向基函数 (RBF) 神经网络对受油机系统的不确定干扰  $\Delta_i(Y)$  进行拟合, 得到拟合等效后的  $\Delta_i(Y)$  为

[0140] 
$$\Delta(Y) = w_i^T \Phi_i(Y) + \varepsilon_i(Y),$$

[0141] 
$$\|\varepsilon_i(Y)\| \leq \varepsilon_i^*,$$

[0142] 
$$Y \in D_i,$$

[0143] 其中,  $\Phi_i(Y)$  代表  $p_i \times 1$  维矢量, 是输出  $Y$  的一个高斯分布函数矩阵;  $w_i \in \mathfrak{R}^{p_i \times 1}$  代表一个未知常数权重矩阵, 可以通过自适应更新律模块进行更新估计;  $\varepsilon_i^*$  代表集合  $D_i$  上一致有界的近似误差;

[0144] 高斯分布函数矩阵  $\Phi_i(Y)$  第  $i$  个元素的表达式为

[0145] 
$$\Phi_i(Y) = \exp\left(-\frac{(Y - \kappa_i)^T (Y - \kappa_i)}{v_i^2}\right),$$

[0146] 式中, 参数  $\kappa_i$  和  $v_i$  代表预先定义的神经网络的中心和宽度, 通过分析加油机的加油尾涡流影响样本结果进行选定。

[0147] 在控制算法设计中,不确定加油尾涡干扰  $\Delta_i(Y)$  的拟合结果通常影响控制算法的性能,因此需要给出神经网络的拟合范围和要求。假设基于径向基神经网络分布的拟合误差集合  $D_i$  为:

$$[0148] \quad D_i = \left\{ x_i \mid \|x_i\|_{\infty} \leq \gamma_{r_i} + \gamma_{i_i} + \gamma_{o_i} + \sigma_i \right\}$$

[0149] 其中,  $\sigma_i > 0$  代表一个任意小的正常数,其他三个参数值分别代表参考信号瞬态跟踪误差边界、不确定性干扰因素拟合的误差边界和闭环参考系统的跟踪误差边界。

[0150] 当设计的自适应控制算法中,神经网络拟合误差范围属于集合  $D_i$  时,可以认为系统对加油尾涡的不确定干扰拟合较为准确,能够作为控制信号的参考输入之一。

[0151] (3) 状态估计模块

[0152] 状态估计模块用于对受油机的状态进行动态估计,对应的动态响应即为期望的受油机的动态响应,其状态方程为

[0153]

$$\dot{\hat{x}}(t) = A_{m_i} \hat{x}(t) + B_{m_i} \mathfrak{R}_i(t) + B_i \left[ \hat{\Lambda}_i(t) u_{ad_i}(t) + \hat{k}_{x_i}^T x_i(t) + \hat{w}_i^T \Phi_i(Y) \right],$$

$$[0154] \quad \hat{y}(t) = c^T \hat{x}(t),$$

$$[0155] \quad \hat{x}(0) = x_0,$$

[0156] 其中,  $\hat{\Lambda}_i(t)$ ,  $\hat{k}_{x_i}^T$ ,  $\hat{w}_i^T$  代表自适应参数估计值,由自适应控制算中的自适应更新律模块不断计算并更新得到该数值。

[0157] (4) 自适应更新律模块

[0158] 定义系统的状态量跟踪误差为

$$[0159] \quad \tilde{x}(t) = \hat{x}(t) - x(t)$$

[0160] 引入投影算子对可调机构参数进行自适应更新,则可调系统参数估计值的自适应律为包括以下方程

$$[0161] \quad \dot{\hat{\Lambda}}_i(t) = \Gamma \text{Proj} \left[ \hat{\Lambda}_i(t), -u_{ad_i} \tilde{x}_i^T(t) P B_i \right], \quad \hat{\Lambda}_i(0) = \hat{\Lambda}_{i0},$$

$$[0162] \quad \dot{\hat{k}}_{x_i}^T(t) = \Gamma \text{Proj} \left[ \hat{k}_{x_i}^T(t), -x_i(t) \tilde{x}_i^T(t) P B_i \right], \quad \hat{k}_{x_i}^T(0) = \hat{k}_{x_i0}^T,$$

$$[0163] \quad \dot{\hat{w}}_i^T(t) = \Gamma \text{Proj} \left[ \hat{w}_i^T(t), -\Phi_i[Y(t)] \tilde{x}_i^T(t) P B_i \right], \quad \hat{w}_i^T(0) = \hat{w}_{i0}^T,$$

[0164] 其中,  $\Gamma > 0$  代表自适应率,可以设定为较大数值,从而保证系统的快速自适应性能; $P = P^T > 0$  代表李雅普诺夫方程  $A_{m_i}^T P_i + P_i A_{m_i} = -Q_i$  的解,且  $Q_i > 0$ ;  $\text{Proj}(\cdot, \cdot)$  表示两者的投影算子。

[0165] (5) 自适应控制律模块

[0166] 可控制器的输出量经低通滤波器滤波之后,成为输入受油机的自适应控制信号  $u_{ad}$ ,各子系统的自适应控制信号设计如下:

[0167] 自适应控制输出  $u_{ad_i}$ ,其表达式为

$$[0168] \quad u_{ad_i}(s) = -k_i D_i(s) r_{u_i}(s),$$

[0169] 其中,  $k_i > 0$  代表自适应系统反馈增益;  $r_{u_i}(s)$  代表输入信号  $r_{u_i}(t)$  的拉氏变换,其表达式为



[0170]  $r_{u_i}(t) = \hat{\Lambda}_i(t)u_{ad_i}(t) + \hat{k}_{x_i}^T(t)x_i(t) + \hat{w}_i^T(t)\Phi[Y(t)],$

[0171] 传递函数  $D_i(s)$  能够保证闭环等效传递函数  $C_i(s)$  严格正稳,  $C_i(s)$  为

[0172] 
$$C_i(s) = \frac{\Lambda_i k_i D_i(s)}{1 + \Lambda_i k_i D_i(s)},$$

[0173] 其中,  $i = 1, 2, 3$ ; 低通增益  $C_i(0) = 1$ ;  $\Lambda_i$  代表各子系统执行机构效率, 正常工作时  $\Lambda_i = 1$ 。通过在反馈通道中加入低通滤波系统  $C_i(s)$ , 能够减弱控制信号中产生的高频振荡。

[0174] (6) 最优控制律模块

[0175] 外回路控制系统设计中, 基于状态反馈线性二次调节器 (LQR) 的控制算法作用是在一定的加油尾涡干扰下, 保证受油机轨迹控制系统的基本稳定。

[0176] 当不确定因素干扰为零, 即  $\Lambda_i = 1$  且  $\Delta_i = 0$  时, 子系统状态方程为

[0177]  $\dot{X}_i(t) = A_i X_i(t) + B_i u_i(t),$

[0178]  $X_i(0) = X_{i0},$

[0179]  $Y_i(t) = c_i^T X_i(t),$

[0180] 其中  $i = 1, 2, 3$ ;

[0181] 引入积分误差变量

[0182]  $y_i(t) = \int_0^t [Y_i(\tau) - Y_{cmd_i}(\tau)] d\tau$

[0183] 在系统的状态量中加入以上积分误差, 得到增广后的系统动态特性如下

[0184] 
$$\begin{bmatrix} \dot{X}_i \\ \dot{y}_i \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_i & 0 \\ c_i^T & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_i \\ y_i \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B_i \\ 0 \end{bmatrix} u_i + \begin{bmatrix} 0 \\ -1 \end{bmatrix} Y_{cmd_i},$$

[0185]  $Y_i(t) = c_i^T X_i(t),$

[0186] 各子系统控制信号  $u_i$  有如下形式:

[0187]  $u_i = u_{in_i}(t) + u_{ad_i}(t) = -k_{l_i} y_i(t) - k_{p_i} X_i(t) + u_{ad_i}(t)$

[0188] 其中,  $u_{in_i}(t)$  代表第  $i$  个子系统基础控制算法的控制信号,  $u_{ad_i}(t)$  代表自适应控制信号。

[0189] 当基本控制算法是 LQR 控制算法时, 可以通过求解状态反馈增益  $K_i = -[k_{l_i} \quad k_{p_i}]$

使得价值函数最小, 定义代价函数

[0190]  $J_i = \int_0^{\infty} \left\{ [X_i^T \ y_i^T] Q_i [X_i \ y_i]^T + u_{in_i}^2 R_i \right\} dt,$

[0191] 其中,  $Q_i$  和  $R_i$  代表各子系统中 LQR 控制算法的设计参数, 均为正定矩阵, 且满足 Ricatti 方程。

[0192] 由此, 推导出闭环系统的状态方程如下:

[0193]

$$\begin{bmatrix} \dot{X}_i \\ \dot{y}_i \end{bmatrix} = \underbrace{\begin{bmatrix} A_i & 0 \\ c_i^T & 0 \end{bmatrix}}_{A_{m_i}} \underbrace{\begin{bmatrix} X_i \\ y_i \end{bmatrix}}_{x_i} + \underbrace{\begin{bmatrix} 0 \\ -1 \end{bmatrix}}_{B_{m_i}} \underbrace{[Y_{cmd_i}]}_{\mathfrak{R}_i(t)} + B_i u_{ad_i}$$

[0194] 假设  $x_i(t) = [X_i(t) \ y_i(t)]^T$ , 得到增广后的闭环系统的状态方程为:

[0195]

$$\dot{x}_i(t) = A_{m_i} x_i(t) + B_i u_{ad_i}(t) + B_{m_i} \mathfrak{R}_i(t), \quad x_i(0) = x_{i0}$$

[0196]  $Y_i(t) = c_i^T X_i(t)$

[0197] 由上式分析可知, 外回路 LQR 轨迹控制算法设计的目标选择合适的反馈增益矩阵  $K_i$ , 使得在一定的加油尾涡干扰下, 能够保证闭环系统具有期望的动态响应特性和稳定性能。而当加油尾涡动态变化且存在执行机构失效等不确定干扰时, 自适应控制信号  $u_{ad}(t)$  不为零, 且由自适应律不断在线更新可调控制算法参数, 使得系统在自适应控制信号的控制下, 误差信号收敛至零。

[0198] (7) 跟踪轨迹生成模块

[0199] 跟踪轨迹生成模块的目的是产生一个可行轨迹, 这个轨迹能够驱动受油机的插头与加油锥套相接。假定对接机动在时间间隔  $(t_0, t_f)$  内完成。为了确保参考轨迹是可行的, 并且不会导致舵面的控制饱和, 可以将对接时刻  $t_f$  设定为一个受油机和加油锥套之间初始偏移量的函数。

[0200] 初始时刻加油锥套距离受油机插头在惯性空间  $(O_N X_N Y_N Z_N)$  下的相对位置为  $(X_d, Y_d, Z_d)$ , 要求受油机在  $t_f$  时间内完成对接。设计受油机参考飞行轨迹, 使受油机受油插头能够平缓接近加油锥套并对接。

[0201] 根据受油机状态和控制的约束, 最终时间  $t_f$  为:

[0202] 
$$t_f = 10 * \text{ceil}\left(\frac{|\bar{x}_d| + |\bar{y}_d| + |\bar{z}_d|}{\gamma_f}\right)$$

[0203] 其中, “ceil”函数是将括号中的结果四舍五入到最接近的整数, 并且  $\gamma_f$  是一个设计参数, 它的选择能够使得受油机和锥套之间的接近速率变得足够小。根据软式加油设备规格, 接近速率通常小于 1.2m/s。由于加油机和受油机具有相同的初始速度和方向, 所以  $t_0$  时刻的初始偏移量是一个常数。初始位移被定义为:

[0204]  $x_d(t_0) = \bar{x}_d$

[0205]  $y_d(t_0) = \bar{y}_d$

[0206]  $z_d(t_0) = \bar{z}_d$

[0207] 参考轨迹方程为

[0208]  $x_{\text{ref}}(t) = f(t) \alpha_x,$

[0209]  $y_{\text{ref}}(t) = f(t) \alpha_y,$

[0210]  $z_{\text{ref}}(t) = f(t) \alpha_z,$

[0211] 其中  $f(t) \equiv [t^4 \ t^5 \ t^6 \ t^7]$ ,

[0212]  $\alpha_x$  的四个系数可通过最终偏移量  $\bar{x}_d$  和  $t_f$  时刻的速度、加速度以及位置的三阶导数均为零确定为:

[0213] 
$$\alpha_x = \begin{bmatrix} f(t_f) \\ f'(t_f) \\ f''(t_f) \\ f'''(t_f) \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} \bar{x}_d \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}$$

[0214] 参考轨迹为  $y_{\text{ref}}, z_{\text{ref}}$ , 定义如下:

$$[0215] \quad y_{\text{ref}}(t) = f(t) \alpha_y$$

$$[0216] \quad z_{\text{ref}}(t) = f(t) \alpha_z$$

[0217] 其中,  $\alpha_y$  和  $\alpha_z$  的四个系数也是由在  $t_1$  时刻的最终偏移量、零初速度、加速度以及加速度的导数计算产生的:

$$[0218] \quad \alpha_y = \begin{bmatrix} f(t_1) \\ f'(t_1) \\ f''(t_1) \\ f'''(t_1) \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} \bar{y}_d \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}, \quad \alpha_z = \begin{bmatrix} f(t_1) \\ f'(t_1) \\ f''(t_1) \\ f'''(t_1) \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} \bar{z}_d \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}$$

[0219] 参考轨迹分两个阶段: 第一阶段在  $t_1$  时间内受油机完成  $Y_N, Z_N$  方向上的纠偏, 使得受油插头在飞行方向上对准加油锥套。第二阶段消除受油机在飞行方向上相对距离差, 使受油插头与加油锥套对接。

[0220] (一) 第一阶段

[0221] 对接机动的第一阶段的目的使得受油机在  $Y_N$  和  $Z_N$  方向上与锥套保持一致。第一阶段从  $t_0$  持续到  $t_1$ ,  $t_1$  由总时间的一个分数因子决定, 即

$$[0222] \quad t_1 = \gamma_1 t_f$$

[0223] 选择合适的参数  $\gamma_1$ , 确保参考轨迹光滑变化, 即使得受油机能够有足够的有效操纵裕度跟踪参考轨迹, 且保证下述边界条件成立

$$[0224] \quad \begin{cases} t = t_0, z_r(t) = 0, \dot{z}_r(t) = 0, \ddot{z}_r(t) = 0 \\ t = t_0, z_r(t) = Z_d, \dot{z}_r(t) = 0, \ddot{z}_r(t) = 0 \end{cases}$$

[0225] (二) 第二阶段

[0226] 在这个阶段中, 受油机必须跟踪锥套侧向和垂直方向上位置的扰动变化, 这个阶段将从  $t_1$  持续到  $t_f$ , 并在最终达到加油锥套的惯性位置, 完成对接。假设, 该阶段中锥套的惯性位置为:

$$[0227] \quad y_d = \bar{y}_d + \Delta y_d(t)$$

$$[0228] \quad z_d = \bar{z}_d + \Delta z_d(t)$$

[0229] 定义  $t_1$  时刻之后的跟踪轨迹为:

$$[0230] \quad y_{\text{ref}} = \bar{y}_d + K_{\text{ref}} \Delta y_d(t)$$

$$[0231] \quad z_{\text{ref}} = \bar{z}_d + K_{\text{ref}} \Delta z_d(t)$$

[0232] 其中增益  $K_{\text{ref}}$  的定义如下:

$$[0233] \quad K_{\text{ref}} = \begin{cases} 10\left(\frac{t-t_1}{t_2-t_1}\right)^3 - 15\left(\frac{t-t_1}{t_2-t_1}\right)^4 + 6\left(\frac{t-t_1}{t_2-t_1}\right)^5 & \text{for } t \leq t_2 \\ 1 & \text{for } t > t_2 \end{cases}$$

[0234] 通过  $K_{\text{ref}}$  的定义, 实现了一个从第一阶段到第二阶段的平稳切换, 即设计的参考轨迹中没有中断点。由增益  $K_{\text{ref}}$  的定义可知,  $K_{\text{ref}}$  在  $t_1$  时刻为 0 逐渐增加到  $t_2$  时刻为 1。  $t_2$  由下式决定:

$$[0235] \quad t_2 = \gamma_2 t_f$$

[0236] 其中, 参数  $\gamma_2$  是由设计得到。

[0237] 假如不考虑加油锥套的运动在  $Y_N$ 、 $Z_N$  上的运动,那么第二阶段的轨迹设计可以简化为:当受油机进入第二阶段以后,侧向和垂直方向上的相对位置没有变化,只有受油机相对于锥套在  $X_N$  方向上有相对速度。

[0238] 下面在综合动态干扰下,即同时存在剧烈大气湍流干扰、不确定加油尾涡干扰和控制失效的作用下,对自适应对接跟踪控制系统进行仿真验证,此时的空中加油高度同样设定为 6000 米,对应的大气湍流动荡幅度为  $\sigma_u = \sigma_v = \sigma_w = 3(\text{m/s})$ 。

[0239] 空中加油对接跟踪初始时刻,以受油机为参考坐标点,即受油机的坐标值为  $(0, 0, 0)\text{m}$ ,此时加油锥套的相对位置为  $(l_0, y_0, h_0) = (100, 50, 50)\text{m}$ ,在  $0 \sim 50\text{s}$  的对接跟踪过程中,自适应对接跟踪控制器应当控制受油机按照一定的光滑导引律接近加油锥套,克服初始的相对位置偏差,完成受油插头与加油锥套的精确对接。当存在综合动态干扰时,受油机自适应对接控制器的非线性仿真结果如图 2-3 所示。

[0240] 经理论建模和仿真分析,本发明成果达到了预期的目的:在剧烈大气湍流干扰、不确定加油尾涡流干扰和控制失效等综合动态干扰下,自适应控制器都能够对不确定干扰因素进行精确估计,产生对应的自适应信号从而减弱作用在受油机上的动态综合干扰,对接误差均小于,可以认为是成功的对接机动,保证了受油机与加油锥套完成精确对接和跟踪的飞行任务,且对接跟踪过程中,受油机的各控制量和状态量都在可行的范围之内。

[0241] 以上显示和描述了本发明的基本原理、主要特征和本发明的优点。本行业的技术人员应该了解,本发明不受上述实施例的限制,上述实施例和说明书中描述的只是说明本发明的原理,在不脱离本发明精神和范围的前提下,本发明还会有各种变化和改进,本发明要求保护范围由所附的权利要求书、说明书及其等效物界定。

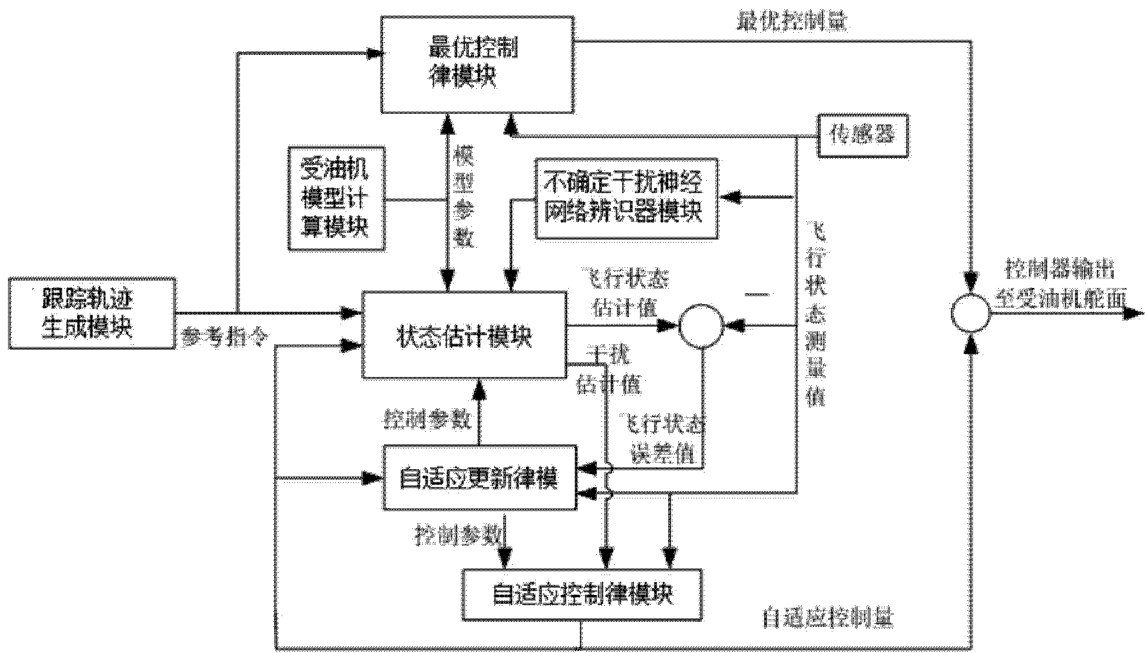


图 1

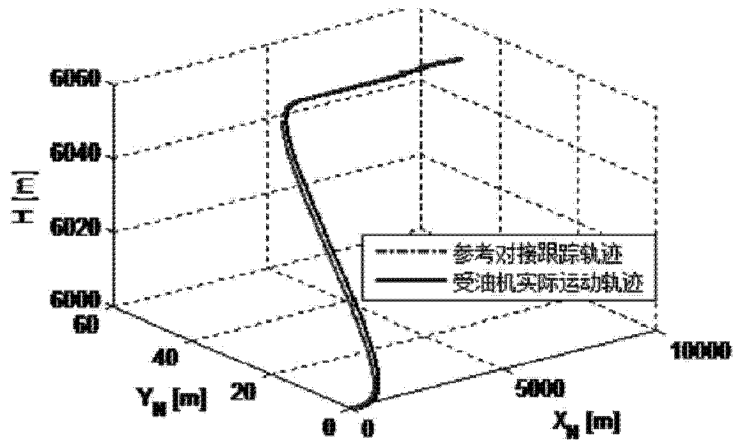


图 2

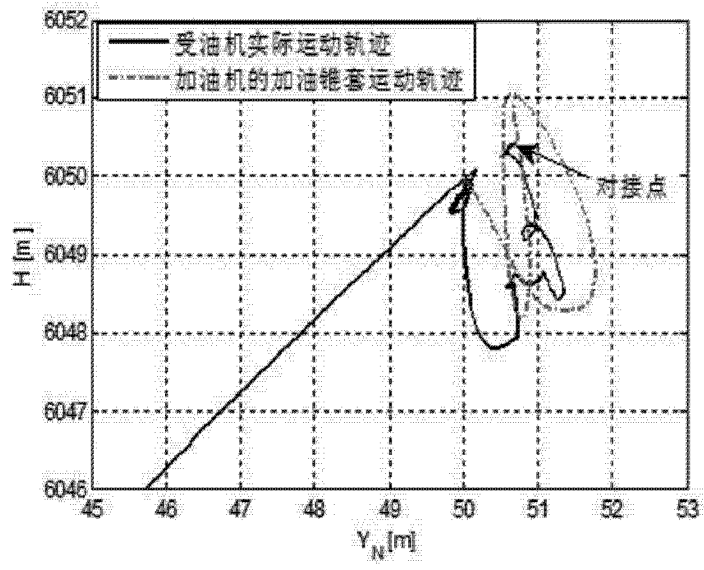


图 3