

doi: 10.7690/bgzdh.2018.01.005

基于 L1 动态逆的自主空中加油对接控制

朱 虎, 袁锁中, 申 倩

(南京航空航天大学自动化学院, 南京 211106)

摘要:为实现无人受油机与加油机的自主安全对接, 提出基于 L1 自适应动态逆的无人机自主空中加油对接跟踪控制方法。根据时标分离的原则, 将无人受油机的姿态控制分为快、慢回路, 采用动态逆方法设计姿态回路控制器, 设计 L1 自适应系统补偿外界气流干扰和系统模型误差, 并采用自主空中加油对接段仿真系统对所设计控制系统进行验证。仿真结果表明: 该对接跟踪控制系统具有很高的抗干扰能力和鲁棒性, 能满足自主空中加油的控制精度要求。

关键词: 自主空中加油; 动态逆; L1 自适应; 对接控制; 无人受油机

中图分类号: TJ810 **文献标志码:** A

Autonomous Aerial Refueling Docking Control Based on L1 Adaptive Dynamic Inversion

Zhu Hu, Yuan Suozhong, Shen Qian

(College of Automation Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing 211106, China)

Abstract: For realizing the autonomous and safe docking of unmanned receiver and refueling aircraft, put forward unmanned autonomous aerial refueling docking and tracking control method based on L1 self adaptive dynamic inversion. According to principle of time-scale separation, divide unmanned receiver gesture control into fast and slow loop. Use dynamic inversion method to design gesture loop, and design L1 self-adaptive system to compensate external air flow disturbance and system model error, and verify the control system by autonomous aerial refueling docking simulation system. The simulation results show that the docking trace control system has high capacity of resisting disturbance and robustness, and it can satisfy the control precision of autonomous aerial refueling.

Keywords: autonomous aerial refueling; dynamic inversion; L1 adaptive; docking control; unmanned receiver aircraft

0 引言

无人机已广泛应用于现代军事战争中, 承担着侦查、信息获取和军事打击等多种任务^[1]。由于无人机受到作战半径小、有效载荷低等因素的影响, 使其应用场景受限, 无法执行远距离作战任务, 而无人机自主空中加油技术可以有效解决这个问题。

作为空中加油的重要环节, 对接段对受油机的控制精度、抗干扰能力和鲁棒性等有着很高的要求。文献[2-3]采用线性二次型方法设计了空中加油控制器来实现受油机对加油机的跟踪控制, 但由于飞机具有高度非线性且空中加油对接段可能会出现较强的气流干扰, 普通的线性控制器很难满足对接精度要求。文献[4-5]采用时标分离的内外环动态逆方法设计了无人机跟踪控制系统, 实现无人机间的跟踪与编队飞行, 具有较好的效果, 但动态逆系统存在逆误差, 直接将基于动态逆的控制系统应用于空中加油对接段并不能保证其控制效果。文献[6]采用自适应神经网络系统补偿姿态回路动态逆误差, 具

有较好的鲁棒性并取得了良好的控制效果, 但在补偿较大的模型不确定参数时需要很大的自适应增益, 这使得控制系统容易产生震荡, 可能会造成控制系统的不稳定。

Chengyu Cao 和 Naira Hovakimyan 等^[7-8]提出一种新的 L1 自适应控制方法。这种方法通过设置一个低通滤波器, 使控制系统的自适应性能和鲁棒性能相对独立, 可以很好地解决大自适应增益下的震荡现象。文献[9]在导弹的控制系统中利用 L1 自适应系统补偿模型的参数不确定和姿态回路动态逆误差, 相比于模型参考自适应系统^[10], L1 自适应系统提高了控制系统的稳态性能且在大自适应增益下并未有明显的震荡出现。

在自主空中加油对接段, 无人受油机对加油机位置的精确跟踪尤为重要, 而确保位置精确跟踪的前提是对受油机姿态的准确控制。笔者提出基于 L1 自适应动态逆的无人机自主空中加油对接跟踪控制方法, 并通过仿真系统验证其有效性。

收稿日期: 2017-10-12; 修回日期: 2017-11-19

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(61273050); 航空科学基金资助项目(20121352026)

作者简介: 朱 虎(1992-), 男, 安徽人, 在读硕士, 从事自主空中加油研究。

1 自主空中加油方案

空中加油对接实际上就是跟踪控制问题。加油机在前方保持直线平飞，受油机在加油机后方以一定的飞行策略跟踪加油机，最终实现对接。笔者采用软式空中加油，加油机的软管锥套会受到大气紊流等干扰进行飘摆运动，需要受油机能够精确快速跟踪加油锥套的位置，才能保证受油插头与加油锥套的精确对接。自主空中加油系统结构如图 1。

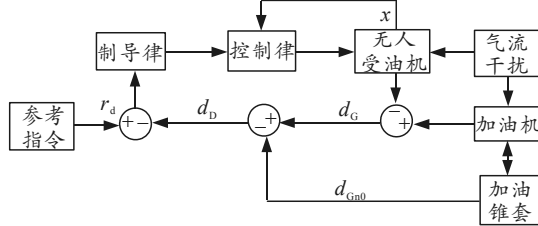


图 1 自主空中加油系统结构

由于软式加油中加油软管的柔性，在对接过程中加油锥套会有一些的飘摆运动。要建立软管锥套和大气紊流的模型，就要模拟加油锥套的运动。笔者采用有限元方法建立加油锥套模型^[2]。由于经典的 Dryden 模型^[11-12]能够较为真实地模拟大气紊流对无人受油机及加油锥套的影响，所以笔者采用该模型构建大气紊流模型。

2 L1 动态逆对接跟踪姿态控制器设计

动态逆方法设计控制律时，对被控对象的数学模型精确度要求很高，而且在空中加油对接过程中，受油机受到大气紊流及加油机尾涡流等气流干扰，要求控制器具有较高的鲁棒性和抗干扰能力。单纯的动态逆控制方法不能满足此项需求。文中自主空中加油对接控制系统采用 L1 自适应控制系统补偿逆误差及干扰，使其具有足够的带宽和跟踪性能，提高系统的鲁棒性。

由于动态逆方法设计控制器需要求矩阵的逆，因此控制变量和状态变量的个数关系到矩阵逆的求取。具体到受油机模型上，其控制量为升降舵、副翼、方向舵和油门杆，与状态量数目不对等，不能直接使用动态逆。笔者根据时标分离原则，将受油机的状态量分为快、慢 2 个回路，快回路为 3 个角速度分量 $[p, q, r]$ ，慢回路为 3 个气流姿态角 $[\phi, \theta, \beta]$ 。由于角速度快回路存在逆误差，因此笔者采用 L1 自适应方法补偿快回路模型误差。

2.1 动态逆慢回路控制系统设计

根据受油机运动学方程得慢回路状态方程为：

$$\left. \begin{aligned} \dot{\phi} &= p + (r \cos \phi + q \sin \phi) \tan \theta \\ \dot{\theta} &= q \cos \phi - r \sin \phi \\ \dot{\beta} &= (-T \cos \alpha \sin \beta + Y + G_{ya}) / mV + p \sin \alpha - r \cos \alpha \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

其中 $G_{ya} = mg(\cos \alpha \sin \beta \sin \theta + \cos \beta \sin \phi \cos \theta - \sin \alpha \sin \beta \cos \phi \cos \theta)$ 。

整理慢回路模型的状态方程可得：

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\beta} \end{bmatrix} &= \mathbf{f}_s + \mathbf{g}_s \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix}; \\ \mathbf{f}_s &= \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ (-T \cos \alpha \sin \beta + Y + G_{ya}) / mV \end{bmatrix}, \\ \mathbf{g}_s &= \begin{bmatrix} 1 & \sin \phi \tan \theta & \cos \phi \tan \theta \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ \sin \alpha & 0 & -\cos \alpha \end{bmatrix}. \end{aligned} \quad (2)$$

式(2)中的 $[\dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\beta}]^T$ 可由外部参考指令求得，其具体计算公式如下：

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\beta} \end{bmatrix} = \mathbf{K}_1 \begin{bmatrix} \phi_c - \phi \\ \theta_c - \theta \\ \beta_c - \beta \end{bmatrix} \quad (3)$$

其中 $\mathbf{K}_1 = [k_\phi, k_\theta, k_\beta]$ ， $[k_\phi, k_\theta, k_\beta]$ 分别为被控状态 $[\phi, \theta, \beta]$ 的带宽， $[\phi_c, \theta_c, \beta_c]$ 为期望的气流姿态角。将式(4)代入式(2)可得：

$$\mathbf{K}_1 \begin{bmatrix} \phi_c - \phi \\ \theta_c - \theta \\ \beta_c - \beta \end{bmatrix} = \mathbf{f}_s + \mathbf{g}_s \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (4)$$

通过动态逆理论可知，当 \mathbf{g}_s 可逆时，可以通过对式(4)求逆，得到系统慢回路控制律：

$$\begin{bmatrix} p_c \\ q_c \\ r_c \end{bmatrix} = \mathbf{g}_s^{-1} \left(\mathbf{K}_1 \begin{bmatrix} \phi_c - \phi \\ \theta_c - \theta \\ \beta_c - \beta \end{bmatrix} - \mathbf{f}_s \right) \quad (5)$$

2.2 动态逆快回路控制系统设计

快回路系统与受油机的力学方程相对应，利用气动参数 C_1, C_m, C_n ，可求得其气动力矩为：

$$\mathbf{M}_{BA} = \begin{bmatrix} \bar{L}_A \\ M_A \\ N_A \end{bmatrix} = QS \begin{bmatrix} bC_1 \\ \bar{c}C_m \\ bC_n \end{bmatrix} \quad (6)$$

受油机在 $X-Z$ 平面是对称的，则惯性力矩 $I_{xy} = I_{yx} = I_{yz} = I_{zy} = 0$ ，则由式(7)可以得到：

$$\left. \begin{aligned} \dot{p} &= \frac{I_y - I_z}{I_x} qr + \frac{I_{xz}}{I_x} (\dot{r} + pq) + \bar{L}_A \\ \dot{q} &= \frac{I_z - I_x}{I_y} pr + \frac{I_{xz}}{I_y} (r^2 - p^2) + M_A \\ \dot{r} &= \frac{I_x - I_y}{I_z} pq + \frac{I_{xz}}{I_z} (\dot{p} - qr) + N_A \end{aligned} \right\} \circ \quad (8)$$

由式 (8) 可以得到 $[\bar{L}_A, M_A, N_A]^T$ ，用 $[\bar{L}_{A_c}, M_{A_c}, N_{A_c}]^T$ 替换 $[\bar{L}_A, M_A, N_A]^T$ ，则：

$$\begin{bmatrix} \bar{L}_{A_c} \\ M_{A_c} \\ N_{A_c} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -I_{xz}pq + (I_z - I_y)qr \\ I_{xz}(p^2 - r^2) + (I_x - I_z)pr \\ I_{xz}qr + (I_y - I_x)pq \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} I_x & 0 & -I_{xz} \\ 0 & I_y & 0 \\ -I_{xz} & 0 & I_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix}; \quad (9)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \mathbf{K}_2 \begin{bmatrix} p_c - p \\ q_c - q \\ r_c - r \end{bmatrix}. \quad (10)$$

其中 $\mathbf{K}_2 = [k_p, k_q, k_r]$ ， $[k_p, k_q, k_r]$ 分别为被控对象 $[p, q, r]$ 的带宽。根据 $[\bar{L}_A, M_A, N_A]^T$ 与舵面之间的关系可得舵面指令信号为：

$$\begin{bmatrix} \delta_{ac} \\ \delta_{ec} \\ \delta_{rc} \end{bmatrix} = \mathbf{g}_f^{-1} \left(\begin{bmatrix} C_{l_c} \\ C_{m_c} \\ C_{n_c} \end{bmatrix} - \mathbf{f}_f \right). \quad (11)$$

其中：

$$\mathbf{f}_f = \begin{bmatrix} C_{l_0} + C_{l_\beta} \beta + C_{l_p} \frac{pb}{2V} + C_{l_r} \frac{rb}{2V} \\ C_{m_0} + C_{m_\alpha} \alpha + C_{m_q} \frac{q\bar{c}}{2V} \\ C_{n_0} + C_{n_\beta} \beta + C_{n_p} \frac{pb}{2V} + C_{n_r} \frac{rb}{2V} \end{bmatrix}; \quad (12)$$

$$\mathbf{g}_f = \begin{bmatrix} C_{l_{\delta_a}} & 0 & C_{l_{\delta_r}} \\ 0 & C_{m_{\delta_e}} & 0 \\ C_{n_{\delta_a}} & 0 & C_{n_{\delta_r}} \end{bmatrix}. \quad (13)$$

2.3 L1 自适应补偿系统设计

L1 自适应控制系统主要由被控对象、伴随模型、自适应律和控制律 4 个部分构成。L1 自适应控制器通过增加一个低通滤波器将系统的自适应性能与鲁棒性能分为 2 个部分，可通过增大系统的自适应增益使得系统快速响应且具有良好的鲁棒性。

不确定系统的数学模型有如下形式：

$$\left. \begin{aligned} \dot{x}(t) &= \mathbf{A}_m x(t) + \mathbf{B}_m (\omega u(t) + \theta^T(t)x(t) + \sigma(t)) \\ y(t) &= \mathbf{c}^T x(t) \end{aligned} \right\} \circ \quad (14)$$

其中： $x(t) \in R^n$ 是可观测的系统状态变量； $u(t) \in R^m$

是系统的控制输入； $y(t) \in R^m$ 为系统的输出； $\mathbf{B}_m, \mathbf{c} \in R^{n \times m}$ 为已知的常矩阵； $\mathbf{A}_m \in R^{n \times n}$ 是一个已知的 Hurwitz 矩阵，代表了系统期望的动态特性； $\mathbf{w} \in R^{m \times m}$ 是一个未知但极性已知的矩阵； $\theta(t) \in R^{m \times n}$ 是一个时变的未知参数； $\sigma(t) \in R^m$ 是一个时变干扰。式(14)中的未知参数和时变干扰满足以下条件：

$$\left. \begin{aligned} \theta(t) &\in \Theta, \quad |\sigma(t)| \leq \Delta_0, \quad \forall t \geq 0 \\ \|\dot{\theta}(t)\| &\leq d_\theta < \infty, \quad \|\dot{\sigma}(t)\| \leq d_\sigma < \infty, \quad \forall t \geq 0 \\ 0 &< \omega_l \leq \omega \leq \omega_u \end{aligned} \right\} \circ \quad (15)$$

其中： Θ 为已知的紧集； Δ_0 为已知的上界。上述条件确定未知参数一致有界，参数变化率一致有界。

系统的伴随模型为：

$$\left. \begin{aligned} \dot{\hat{x}}(t) &= \mathbf{A}_m \hat{x}(t) + \mathbf{B}_m (\hat{\omega} u_{ad}(t) + \hat{\theta}^T(t)x(t) + \hat{\sigma}(t)) \\ \hat{y}(t) &= \mathbf{c}^T \hat{x}(t) \end{aligned} \right\} \circ \quad (16)$$

其中： $\hat{x}(t)$ 为预测状态量； $\hat{\omega}, \hat{\theta}, \hat{\sigma}$ 分别为自适应参数的估计值。

L1 自适应系统的自适应律为：

$$\left. \begin{aligned} \dot{\hat{\theta}}(t) &= \Gamma \text{Proj}(\hat{\theta}(t), -\tilde{x}^T(t)PB_m x(t)), \quad \hat{\theta}(0) = \hat{\theta}_0 \\ \dot{\hat{\omega}}(t) &= \Gamma \text{Proj}(\hat{\omega}(t), -\tilde{x}^T(t)PB_m u(t)), \quad \hat{\omega}(0) = \hat{\omega}_0 \\ \dot{\hat{\sigma}}(t) &= \Gamma \text{Proj}(\hat{\sigma}(t), -\tilde{x}^T(t)PB_m), \quad \hat{\sigma}(0) = \hat{\sigma}_0 \end{aligned} \right\} \circ \quad (17)$$

其中： $\tilde{x}(t) = \hat{x}(t) - x(t)$ ； Γ 为自适应增益； P 可通过解李雅普诺夫方程 $\mathbf{A}_m^T P + P \mathbf{A}_m = -Q$ 得到。

L1 自适应系统的控制律为

$$u_{ad}(s) = -kD(s)(\hat{\eta}(s) - k_g r(s)). \quad (18)$$

其中： $r(s)$ ， $\hat{\eta}(s)$ 分别为输入 $r(t)$ 和 $\hat{\eta}(t) = \hat{\omega}u(t) + \hat{\theta}^T(t)x(t) + \hat{\sigma}(t)$ 的拉普拉斯变换形式； $k_g = -1/(\mathbf{c}^T \mathbf{A}_m^{-1} \mathbf{B}_m)$ ； k 是反馈增益； k 和 $D(s)$ 的选取决定了低通滤波器的带宽。低通滤波器的形式为：

$$C(s) = \omega k D(s) / (1 + \omega k D(s)). \quad (19)$$

一般选择 $D(s) = 1/s$ ，则 $C(s) = \omega k / (s + \omega k)$ 。其中， k 的大小可通过下式计算获得。

$$\left. \begin{aligned} L &= \max_{\theta \in \Theta} \|\theta\| \\ H(s) &= (sI - \mathbf{A}_m)^{-1} \mathbf{B}_m \\ G(s) &= H(s)(1 - C(s)) \\ \|G(s)\|_{L_1} &L < 1 \end{aligned} \right\} \circ \quad (20)$$

通过上述动态逆理论设计受油机姿态回路控制环节，可将受油机快回路模型转换成式(10)所描述的线性模型。但因受油机受到外界干扰，姿态回路

存在逆误差及建模误差等, 受油机快回路模型为:

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \mathbf{K}_2 \begin{bmatrix} p_c - p \\ q_c - q \\ r_c - r \end{bmatrix} + \Delta. \quad (21)$$

其中 Δ 包括姿态回路逆误差、外界干扰及建模误差等。选取 $\mathbf{x}(t)=[p \ q \ r]^T$, $\mathbf{r}(t)=[p_c \ q_c \ r_c]^T$ 将式(21)写成式(14)的形式可得:

$$\dot{\mathbf{x}} = -\mathbf{K}_2 \mathbf{x} + \mathbf{K}_2 (\omega \mathbf{u}_{ad} + \theta^T \mathbf{x} + \sigma). \quad (22)$$

根据式(16)可确定系统的参考模型, 其中 $\mathbf{A}_m = -\mathbf{K}_2$, $\mathbf{B}_m = \mathbf{K}_2$, \mathbf{u}_{ad} 有式(18)的形式。根据式(16)一(19)可确定 L1 动态逆控制系统的相关参数, 最终得到的 L1 动态逆控制系统结构图如图 2 所示。

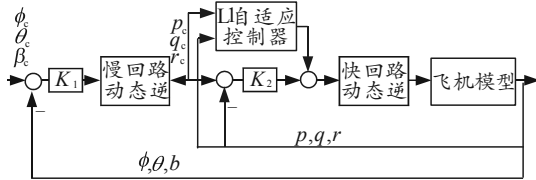


图 2 L1 动态逆控制系统结构

3 综合仿真与分析

笔者基于 Matlab/Simulink 搭建无人机自主空中加油对接跟踪控制系统, 受油机模型为某型无人机的六自由度动力学模型, 加油机以固定的速度和方向保持水平前飞。根据时标分离的条件, 动态逆控制系统的内外回路带宽需要相差 3~5 倍, 选取快回路带宽 $\mathbf{K}_2=(10,10,10)$ rad/s, 慢回路带宽为 $\mathbf{K}_1=(2,2,2)$ rad/s, 再根据 L1 自适应原理计算 L1 自适应补偿系统的各项参数。无人机自主空中加油对接段综合仿真中, 加油机以速度 $v=200$ m/s, 高度 $H=5\ 025$ m 水平直飞, 加油锥套的初始位置在受油机后下方, 其相对于加油机的位置为 $d_{Gn0}=[-15,0,-5]$ m, 受油机初始位置相对于加油锥套为 $d_D(0)=[-105,-20,-20]$ m。由于加油锥套受到大气紊流等气流扰动的干扰, 会在某平衡位置附近做一定的飘摆运动, 文中仿真采用中度 Dryden 大气紊流模型。

自主空中加油对接段控制分为 3 个阶段: 1) 无人机首先移动到初始跟踪位置 $r_d=[-20,0,-3]$ m, 在此过程中消除无人机与加油锥套的 y 向位置差; 2) 无人机移动到预对接位置 $r_d=[-6,0,0]$ m, 消除 z 向位置差; 3) 无人机精确追踪加油锥套位置, 实现对接。无人受油机制导回路控制问题解耦为水平方向

和垂直方向的跟踪控制, 垂直方向控制问题将距离误差最小化, 可采用线性姿态控制方法, 水平方向控制器设计采用动态逆控制方法, 具体实现方法参考文献[11]。根据以上设计方案, 笔者在中度大气紊流干扰下对自主空中加油对接段跟踪控制系统进行仿真, 无人受油机跟踪加油锥套的 3 维运动轨迹曲线如图 3 所示, 无人受油机与加油锥套的三轴位置差曲线如图 4 所示。

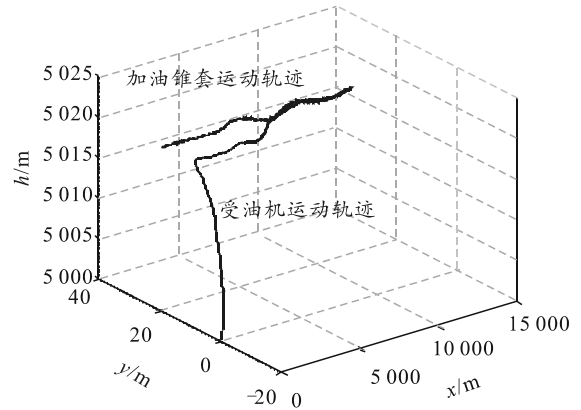


图 3 无人受油机与加油锥套的运动轨迹

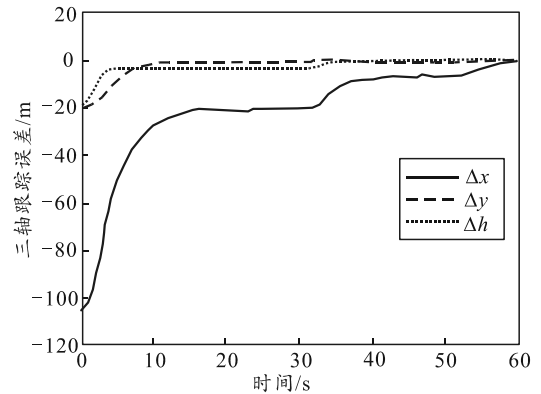
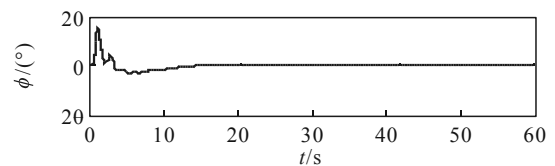
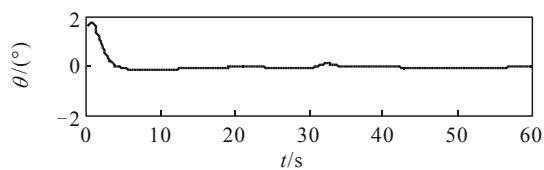


图 4 无人受油机与加油锥套的三轴位置差

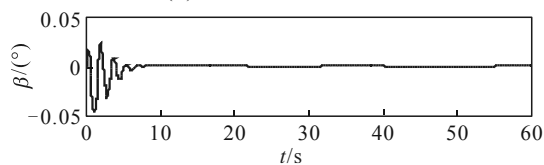
由图 3 和图 4 可以看出: 无人受油机在所设计控制器下能够快速跟踪加油锥套的位置。根据综合仿真的结果, 在自主空中加油跟踪对接的最终阶段, 无人受油机与加油锥套的三轴位置误差分别为 $\Delta x=0$ m, $\Delta y=0.10$ m, $\Delta h=0.06$ m, 满足软式空中加油的对接要求。图 5 和图 6 分别为动态逆慢回路和快回路状态响应曲线。从中可以看出: 无人受油机各状态均能快速响应, 并最终保持相对稳定。



(a) 滚转角响应曲线

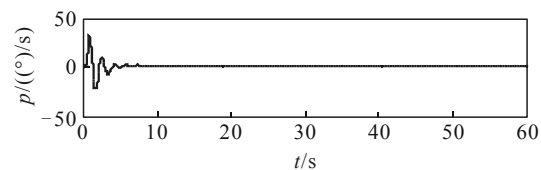


(b) 俯仰角响应曲线

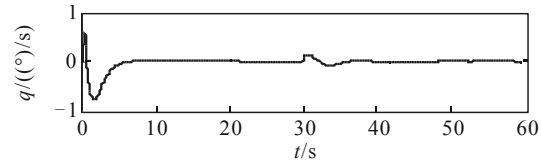


(c) 侧滑角响应曲线

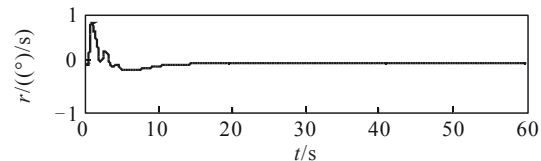
图 5 动态逆慢回路状态响应曲线



(a) 滚转角速度响应曲线



(b) 俯仰角速度响应曲线



(c) 偏航角速度响应曲线

图 6 动态逆快回路状态响应曲线

以上仿真结果表明：在大气紊流等气流干扰下，笔者设计的控制器可满足自主空中加油鲁棒性和快速性的要求，最终实现无人受油机与加油锥套的精确对接。

4 结论

笔者根据时标分离原则，采用动态逆方法设计了无人受油机的姿态控制回路，在动态逆快回路加入了 L1 自适应系统对其进行补偿。自主空中加油对接段仿真结果表明：所设计的控制系统能够有效地消除逆误差和大气紊流等干扰的影响，有效避免大自适应增益的震荡现象，具有良好的控制精度和

鲁棒性。

参考文献：

- [1] FRAVOLINI M L, FICOLA A, NAPOLITANO M R, et al. Development of modeling and control tools for aerial refueling for UAVs[C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, Austin, TX. 2003.
- [2] FRAVOLINI M L, FICOLA A, CAMPA G, et al. Modeling and control issues for autonomous aerial refueling for UAVs using a probe-drogue refueling system[J]. Aerospace Science and Technology, 2004, 8(7): 611-618.
- [3] TANDALE M D, BOWERS R, VALASEK J. Trajectory Tracking Controller for Vision-Based Probe and Drogue Autonomous Aerial Refueling[J]. Journal of Guidance Control & Dynamics, 2006, 29(4): 846-857.
- [4] 宋敏, 魏瑞轩, 沈东, 等. 基于非线性动态逆的无人机编队协同控制[J]. 控制与决策, 2011, 26(3): 448-452.
- [5] ENOMOTO K, YAMASAKI T, TAKANO H, et al. Guidance and control system design for chase UAV[C]// Proceedings of GN & C Conference, AIAA Paper. 2008, 6842.
- [6] SCHUMACHER C. Adaptive flight control using dynamic inversion and neural networks[C]// Proceedings of the 1999 AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. 1999.
- [7] CAO C, HOVAKIMYAN N. Design and analysis of a novel L1 adaptive controller, Part I: Control signal and asymptotic stability[C]//2006 American Control Conference. IEEE, 2006: 3397-3402.
- [8] CAO C, HOVAKIMYAN N. Design and analysis of a novel L1 adaptive controller, part ii: Guaranteed transient performance[C]//2006 American Control Conference. IEEE, 2006: 3403-3408.
- [9] PETER F, HOLZAPFEL F, XARGAY E, et al. L1 adaptive augmentation of a missile autopilot[C]//Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. 2012.
- [10] PETER F, LEITÃO M, HOLZAPFEL F. Adaptive augmentation of a new baseline control architecture for tail-controlled missiles using a nonlinear reference model[C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. 2012: 5037.
- [11] 项林杰. 自主空中加油受油机精确控制与仿真[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2015: 38-41.
- [12] 高栋栋, 许丽人, 张鹏, 等. 一种三维大气紊流并行仿真算法[J]. 中国体视学与图像分析, 2010(3): 319-323.