

基于非线性干扰观测器的 VTOL 飞行器跟踪控制^①

邹立颖^{②*} 李惠光* 李国友*

(* 燕山大学电气工程学院 秦皇岛 066004)

(** 齐齐哈尔大学通信与电子工程学院 齐齐哈尔 161006)

摘要 研究了输入存在不确定干扰的垂直起降(VTOL)飞行器的跟踪控制问题,提出了一种基于非线性干扰观测器对干扰进行实时估计的控制方案。为便于控制器设计,采用坐标变换和输入变换将原系统解耦成一个最小相位误差子系统和一个非最小相位误差子系统,将原系统的输出跟踪问题转换为两个子系统的镇定问题。为使所设计的控制器能够保证两个闭环子系统指数稳定,基于非线性干扰观测器,采用滑模变结构控制和最优控制,对两个子系统分别设计了控制器。仿真结果表明,所设计的控制器在输入干扰作用下能保证跟踪控制的稳定性,对干扰具有良好的鲁棒性。

关键词 垂直起降(VTOL)飞行器, 输出跟踪, 非线性干扰观测器, 干扰抑制

0 引言

近些年来,垂直起降(vertical take-off and landing, VTOL)飞行器的控制研究得到了国内外学者的广泛关注^[1]。VTOL 飞行器是典型的欠驱动、非最小相位系统^[2,3],这使其控制器的设计极具挑战性,到目前为止依然是开放性课题。VTOL 飞行器控制研究主要有两个方向:镇定控制和轨迹跟踪控制,已有大量文献对其进行了深入的研究^[1-9]。文献[4,5]在忽略飞行器滚动控制输入和横向加速度间耦合关系的情况下,采用近似输入-输出线性化方法克服了零动态不稳定的难题。文献[6]采用模型分解的方法研究了输出轨迹跟踪问题。文献[7,8]采用观测器重构速度信号,采用反步法实现了 VTOL 飞行器全局输出渐近跟踪。文献[9]应用饱和函数法进一步解决了输入受限情况下 VTOL 飞行器的轨迹跟踪问题。上述文献都没有考虑真实系统受到的输入干扰问题,而输入干扰会严重影响系统的控制

性能。

非线性干扰观测器技术是解决系统不确定和外部干扰的一种有效手段,在很多领域得到了应用。其控制思想为:利用干扰观测器对系统干扰进行在线估计,并在控制律中进行补偿,从而消除干扰对系统的影响,提高控制精度。它具有设计简单、计算量小、鲁棒性强等优点^[10-12]。本文针对存在输入干扰的 VTOL 飞行器的输出跟踪控制问题,提出了一种将非线性干扰观测器、最优控制和滑模变结构控制方法相结合的控制策略。为便于控制器设计,本研究首先应用坐标变换和输入变换将原系统解耦成一个最小相位误差子系统和一个非最小相位子系统;为了克服输入干扰对系统的不利影响,设计了非线性干扰观测器对干扰进行在线估计,通过选择合适的观测器增益函数,保证观测误差系统指数收敛;基于非线性干扰观测器,设计了鲁棒跟踪控制器;利用 Lyapunov 稳定性理论证明了所提控制方案的稳定性。仿真结果表明,本文提出的方法在输入受扰情况下,能够保证系统输出快速、稳定地跟踪给定参考

① 黑龙江省自然科学基金(F201438)和河北省自然科学基金(F2012203111)资助项目。

② 女,1980年生,博士生,讲师;研究方向:飞行器控制,非线性控制;联系人,E-mail: zouliping2007@126.com (收稿日期:2015-06-10)

轨迹。

1 问题阐述

根据文献[5], VTOL 飞行器动力学模型表示为

$$\begin{aligned} \dot{x}_1 &= x_2 \\ \dot{x}_2 &= -(u_1 + \xi_1(t))\sin x_5 + \varepsilon(u_2 + \xi_2(t))\cos x_5 \\ \dot{x}_3 &= x_4 \\ \dot{x}_4 &= (u_1 + \xi_1(t))\cos x_5 + \varepsilon(u_2 + \xi_2(t))\sin x_5 - g \\ \dot{x}_5 &= x_6 \\ \dot{x}_6 &= u_2 + \xi_2(t) \end{aligned} \quad (1)$$

其中, (x_1, x_3) 是 VTOL 飞行器质心的水平和垂直方向位置, x_5 为滚转角, u_1 和 u_2 为飞行器底部推力控制输入和滚动控制输入, g 为重力加速度, ε 是描述滚动控制输入和横向加速度关系的耦合系数, 系统输出为 $y_1 = x_1, y_2 = x_3, y_3 = x_5, \xi_1(t)$ 和 $\xi_2(t)$ 分别为推力不确定性干扰和滚动输入不确定性干扰。由式(1)可见, VTOL 飞行器为非最小相位系统。

假设 1: 假设干扰 $\xi_1(t)$ 和 $\xi_2(t)$ 未知有界且它们的导数也是有界的。

定义

$$\begin{aligned} d_1(t) &= -\xi_1(t)\sin x_5 + \varepsilon\xi_2(t)\cos x_5 \\ d_2(t) &= \xi_1(t)\cos x_5 + \varepsilon\xi_2(t)\sin x_5 \\ d_3(t) &= \xi_2(t) \end{aligned}$$

则 $d_i(t)$ 及其一阶导数也是有界的。式(1)表示的动力学模型变为

$$\begin{aligned} \dot{x}_1 &= x_2 \\ \dot{x}_2 &= -u_1\sin x_5 + \varepsilon u_2\cos x_5 + d_1(t) \\ \dot{x}_3 &= x_4 \\ \dot{x}_4 &= u_1\cos x_5 + \varepsilon u_2\sin x_5 - g + d_2(t) \\ \dot{x}_5 &= x_6 \\ \dot{x}_6 &= u_2 + d_3(t) \end{aligned} \quad (2)$$

本文解决的是 VTOL 的鲁棒输出跟踪问题, 给定飞行器的位置参考轨迹为 $Y_d = (y_{1d}, y_{2d})$, 控制目标为设计控制律 u_1 和 u_2 使得式(2)所示的系统在不确定性输入干扰存在的情况下, $y_1(t)$ 和 $y_2(t)$ 分别渐近跟踪 y_{1d} 和 y_{2d} , 同时保证内部动态 (x_5, x_6) 稳定到 $(0, 0)$ 。

1.1 输入变换

对式(2), 选择可逆的控制变换:

$$\begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\sin x_5 & \varepsilon\cos x_5 \\ \cos x_5 & \varepsilon\sin x_5 \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} v_1 + \ddot{y}_{1d} \\ v_2 + g + \ddot{y}_{2d} \end{bmatrix} \quad (3)$$

其中 v_1 和 v_2 为新的控制律输入, 则式(2)变为

$$\begin{aligned} \dot{x}_1 &= x_2 \\ \dot{x}_2 &= v_1 + \ddot{y}_{1d} + d_1(t) \\ \dot{x}_3 &= x_4 \\ \dot{x}_4 &= v_2 + \ddot{y}_{2d} + d_2(t) \\ \dot{x}_5 &= x_6 \\ \dot{x}_6 &= \frac{1}{\varepsilon}v_1\cos x_5 + \frac{1}{\varepsilon}\ddot{y}_{1d}\cos x_5 + \frac{1}{\varepsilon}v_2\sin x_5 \\ &\quad + \frac{1}{\varepsilon}\ddot{y}_{2d}\sin x_5 + \frac{g}{\varepsilon}\sin x_5 + d_3(t) \end{aligned} \quad (4)$$

1.2 系统解耦

为便于控制器设计, 利用以下坐标变换将式(4)进行解耦。定义坐标变换

$$\begin{aligned} e_1 &= x_1 - y_{1d} \\ e_2 &= x_2 - \dot{y}_{1d} \\ e_3 &= x_3 - y_{2d} \\ e_4 &= x_4 - \dot{y}_{2d} \\ \eta_1 &= x_5 \\ \eta_2 &= \varepsilon x_6 - e_2\cos x_5 - e_4\sin x_5 \end{aligned} \quad (5)$$

把式(5)代入式(4)中, 得到下式所示的跟踪误差系统:

$$\begin{aligned} \dot{e}_1 &= e_2 \\ \dot{e}_2 &= v_1 + d_1(t) \\ \dot{e}_3 &= e_4 \\ \dot{e}_4 &= v_2 + d_2(t) \\ \dot{\eta}_1 &= \frac{1}{\varepsilon}(\eta_2 + e_2\cos\eta_1 + e_4\sin\eta_1) \\ \dot{\eta}_2 &= \frac{1}{\varepsilon}(\eta_2 + e_2\cos\eta_1 + e_4\sin\eta_1)(e_2\sin\eta_1 \\ &\quad - e_4\cos\eta_1) + \ddot{y}_{1d}\cos\eta_1 + (\ddot{y}_{2d} + g)\sin\eta_1 \end{aligned} \quad (6)$$

式中 \ddot{y}_{1d} 和 \ddot{y}_{2d} 分别为给定的位置参考轨迹的二阶导数。

误差系统(式(6))的不稳定零动态为

$$\dot{\eta} = \Gamma(\eta, e, \ddot{Y}_d) \quad (7)$$

其中 $\eta = (\eta_1, \eta_2)^T, e = (e_1, e_2, e_3, e_4)^T, \ddot{Y}_d = (\ddot{y}_{1d}, \ddot{y}_{2d})^T$ 为给定参考轨迹的二阶导数向量。

由于零动态与跟踪误差有如下关系:

$$\left. \frac{\partial \Gamma(\eta, e, \ddot{Y}_d)}{\partial (e_1, e_2)} \right|_0 \neq \mathbf{O}_{2 \times 2} \quad (8)$$

所以系统零动态与 (e_1, e_2) 无关,与 (e_3, e_4) 相关,因此,误差系统可以分解为最小相位部分

$$\begin{aligned} \dot{e}_3 &= e_4 \\ \dot{e}_4 &= v_2 + d_2(t) \end{aligned} \quad (9)$$

和非最小相位部分

$$\begin{aligned} \dot{e}_1 &= e_2 \\ \dot{e}_2 &= v_1 + d_1(t) \\ \dot{\eta} &= \Gamma(\eta, e, \ddot{Y}_d) \end{aligned} \quad (10)$$

因此,原系统(式(2))的跟踪问题就转换成跟踪误差子系统(式(9)和(10))的镇定控制问题。基于以上分解方法,我们分别对这两个子系统设计控制律。

2 非线性干扰观测器的设计

由于系统输入存在不确定性干扰,为抑制干扰对系统性能的影响,提高系统控制精度,本节将引入干扰观测器在线估计输入干扰。

定义辅助变量 $z_1 = \hat{d}_1 - p_1(e_1, e_2)$ 和 $z_2 = \hat{d}_2 - p_2(e_3, e_4)$, 式中 \hat{d}_i 为 d_i 的估计值, $p_i(\cdot)$ 为待设计的非线性函数, $i = 1, 2$ 。

设计非线性干扰观测器如下:

$$\left. \begin{aligned} \hat{d}_1 &= z_1 + p_1(e_1, e_2) \\ \dot{z}_1 &= -L_1(e_1, e_2)z_1 + L_1(e_1, e_2)(-p_1(e_1, e_2) - v_1) \end{aligned} \right\} \quad (11)$$

$$\left. \begin{aligned} \hat{d}_2 &= z_2 + p_2(e_3, e_4) \\ \dot{z}_2 &= -L_2(e_3, e_4)z_2 + L_2(e_3, e_4)(-p_2(e_3, e_4) - v_2) \end{aligned} \right\} \quad (12)$$

式中 $L_1(e_1, e_2), L_2(e_3, e_4)$ 为待定非线性观测器的增益函数, 应满足: $L_1(e_1, e_2)\dot{e}_2 = \frac{dp_1(e_1, e_2)}{dt}$;

$$L_2(e_3, e_4)\dot{e}_4 = \frac{dp_2(e_3, e_4)}{dt}。$$

定义非线性干扰观测器的观测误差为 $\tilde{d}_1 = d_1 - \hat{d}_1, \tilde{d}_2 = d_2 - \hat{d}_2$, 假设相对于观测器动态特性干扰的变化是缓慢的, 即 $\dot{d}_1 \approx \dot{d}_2 \approx 0$ 。则观测器误差动态方程为

$$\begin{aligned} \dot{\tilde{d}}_1 &= \dot{d}_1 - \dot{\hat{d}}_1 = -\dot{z}_1 - \dot{p}_1(e_1, e_2) \\ &= -L_1(e_1, e_2)\tilde{d}_1 \end{aligned} \quad (13)$$

同理可得:

$$\dot{\tilde{d}}_2 = -L_2(e_3, e_4)\tilde{d}_2 \quad (14)$$

由式(13)、(14)可见,通过适当选择 $L_1(e_1, e_2) > 0, L_2(e_3, e_4) > 0$, 可以使观测器的观测误差按指数收敛。

因此,选择 $L_1(e_1, e_2) = k_1, L_2(e_3, e_4) = k_2$ (k_1, k_2 为正常数), 设计 $p_1(e_1, e_2) = k_1 e_2, p_2(e_3, e_4) = k_2 e_4$ 。

3 基于非线性干扰观测器的控制器设计

为实现对给定轨迹的鲁棒跟踪,本节基于干扰观测器,对误差子系统(式(9)和式(10))分别设计了滑模控制器和线性二次调节(LQR)最优控制器。

对最小相位子系统(式(9)),选择最优控制律

$$v_2 = -l_1 e_3 - l_2 e_4 - \hat{d}_2 \quad (15)$$

式中 \hat{d}_2 为式(12)定义的干扰估计, $(l_1, l_2) = K = R^{-1}B^T P$ 为最优反馈增益, P 是 Riccati 方程: $PA + A^T P - PBR^{-1}B^T P = -Q$ 的正定解 $A = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}, B =$

$\begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix}, R$ 和 Q 为合适维数的正定、对称矩阵。

将控制律(式(15))代入式(9)中,得闭环系统

$$\begin{aligned} \dot{e}_3 &= e_4 \\ \dot{e}_4 &= -l_1 e_3 - l_2 e_4 + \tilde{d}_2 \end{aligned} \quad (16)$$

由于干扰观测误差 \tilde{d}_2 按指数收敛于零, $(l_1, l_2) = K = R^{-1}B^T P$ 为最优增益,因此,闭环系统(式(16))是指数稳定的。即对于任意二阶可导的参考

轨迹 $Y_d = (y_{1d}, y_{2d})$, 在有限时间内有 $y_2 = x_3 \rightarrow y_{2d}$, $\dot{y}_2 = x_4 \rightarrow \dot{y}_{2d}$ 。

对非最小相位子系统(式(10)), 采用滑模变结构方法设计控制律 v_1 , 令 $\mu_1 = e_2$, $\mu_2 = [e_1, \eta_1, \eta_2]^T$, 则(10)式变为

$$\begin{aligned} \dot{\mu}_1 &= v_1 + d_1(t) \\ \dot{\mu}_2 &= p(e, \eta, \ddot{Y}_d) \end{aligned} \quad (17)$$

其中

$$p(e, \eta, \ddot{Y}_d) = \begin{bmatrix} e_2 \\ \frac{1}{\varepsilon}(\eta_2 + e_2 \cos \eta_1 + e_4 \sin \eta_1) \\ \frac{1}{\varepsilon}(\eta_2 + e_2 \cos \eta_1 + e_4 \sin \eta_1)(e_2 \sin \eta_1 - e_4 \cos \eta_1) + \ddot{y}_{d1} \cos \eta_1 + (\ddot{y}_{d2} + g) \sin \eta_1 \end{bmatrix}$$

将式(17)的第二个方程线性化得

$$\dot{\mu}_2 = A_2 \mu_2 + A_1 \mu_1 + o(e, \eta, \ddot{Y}_d) \quad (18)$$

式中:

$$A_2 = \left. \frac{\partial p(e, \eta, \ddot{Y}_d)}{\partial e_2} \right|_o = \begin{bmatrix} 1 & \frac{1}{\varepsilon} & 0 \end{bmatrix}^T,$$

$$A_1 = \left. \frac{\partial p(e, \eta, \ddot{Y}_d)}{\partial [e_1 \quad \eta_1 \quad \eta_2]} \right|_o = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{\varepsilon} \\ 0 & g & 0 \end{bmatrix},$$

$o(e, \eta, \ddot{Y}_d) = p(e, \eta, \ddot{Y}_d) - A_2 \mu_2 - A_1 \mu_1$, 为高阶项。显而易见, (A_2, A_1) 完全能控。

对系统(式(17))定义滑模函数为

$$s = \mu_1 - M \mu_2 \quad (19)$$

其中 $M = [m_1 \quad m_2 \quad m_3]^T$, 其选取需保证 $A_2 + A_1 M$ 是 Hurwitz 的。

设计滑模控制律 v_1 为

$$v_1 = M p - \hat{d}_1 - h \text{sign}(s) \quad (20)$$

其中: $h > 0$ 。

考虑 Lyapunov 函数

$$V = \frac{1}{2} s^2 \quad (21)$$

则有 $\dot{V} = s \dot{s} = s(\dot{\mu}_1 - M \dot{\mu}_2) = -\tilde{d}_1 s - h |s|$, 由于 \tilde{d}_1 按指数形式收敛于零, 则 $\dot{V} < 0$, 存在有限时间

t_{s1} , 当 $t \geq t_{s1}$ 时, 有 $s = \mu_1 - M \mu_2 = 0$ 。因此, 对于 $t \geq t_{s1}$, 有

$$\begin{aligned} \dot{\mu}_2 &= A_2 \mu_2 + A_1 \mu_1 + o(e, \eta, \ddot{Y}_d) \\ &= (A_2 + A_1 M) \mu_2 + o(e, \eta, \ddot{Y}_d) \end{aligned} \quad (22)$$

由于 $o(e, \eta, \ddot{Y}_d)$ 为高阶项且 $A_2 + A_1 M$ 为 Hurwitz 的, 则非最小相位闭环系统(式(22))是指数稳定的, 因此有 $\lim_{t \rightarrow \infty} e_1 = 0$, $\lim_{t \rightarrow \infty} \eta_1 = 0$, $\lim_{t \rightarrow \infty} \eta_2 = 0$ 。又由 $s = 0$ 得, $\lim_{t \rightarrow \infty} e_2 = 0$, 因此, $y_1 = x_1 \rightarrow y_{1d}$, $\dot{y}_1 = x_2 \rightarrow \dot{y}_{1d}$, $\lim_{t \rightarrow \infty} \eta_1 = 0$, $\lim_{t \rightarrow \infty} \eta_2 = 0$, 由式(5)可得, $\lim_{t \rightarrow \infty} x_5 = 0$, $\lim_{t \rightarrow \infty} x_6 = 0$, 即系统内部动态稳定。

下面我们以前定理 1 形式给出本文主要成果。

定理 1: 对于 VTOL 系统(式(2)), 如果采用由式(3)、(11)、(12)、(15)和(20)组成的控制器, 则闭环系统的跟踪误差渐近稳定且内部动态稳定, 即 $y_1 = x_1 \rightarrow y_{1d}$, $\dot{y}_1 = x_2 \rightarrow \dot{y}_{1d}$, $y_2 = x_3 \rightarrow y_{2d}$, $\dot{y}_2 = x_4 \rightarrow \dot{y}_{2d}$, $\lim_{t \rightarrow \infty} x_5 = 0$, $\lim_{t \rightarrow \infty} x_6 = 0$ 。

4 仿真结果

为验证本文所提控制器在输入存在干扰下的跟踪能力, 在 Matlab/Simulink 环境下进行了 VTOL 飞行器仿真试验。设定期望轨迹为 $y_{d1} = \cos(0.2t)$, $y_{d2} = \sin(0.2t)$, 模型参数为 $\varepsilon = 0.5$, 不确定性输入干扰 $\xi_1(t) = 0.5 \sin(2t) + 0.2 \cos(4t + \pi/3)$, $\xi_2(t) = 0.2 \sin(4t + \pi/3) + 0.5 \cos(2t)$, 初始状态为 $x(0) = [1.4 \quad 0.01 \quad -0.5 \quad 0.01 \quad 0.05 \quad 0]^T$ 。控制器参数为 $k_1 = 50$, $k_2 = 20$, $h = 2$, $l_1 = 1.4142$, $l_2 = 2.1974$, $Q = \text{diag}(100, 100)$, $R = 50$ 。

仿真结果如图 1 至图 4 所示, 图 1 表示输出轨迹跟踪曲线, 图 2 表示飞行器滚转角及其角速度变化曲线。从图 1 和图 2 看出, VTOL 飞行器能够快速、准确地跟踪给定输出参考轨迹, 同时保证滚转角及其角速度渐近稳定地收敛到零, 表明本文设计的控制器跟踪效果良好。图 3 给出了干扰观测器估计曲线, 可以看出, 干扰估计速度快且精度高, 这充分说明了所设计的干扰观测器的有效性。图 4 为 VTOL 飞行器控制输入曲线, 由图 4 可见, 控制器响应迅速、稳定收敛。由仿真结果可以看出, 本文设计

的控制器能够在输入存在干扰时完成轨迹跟踪,并且对干扰的变化具有鲁棒性。

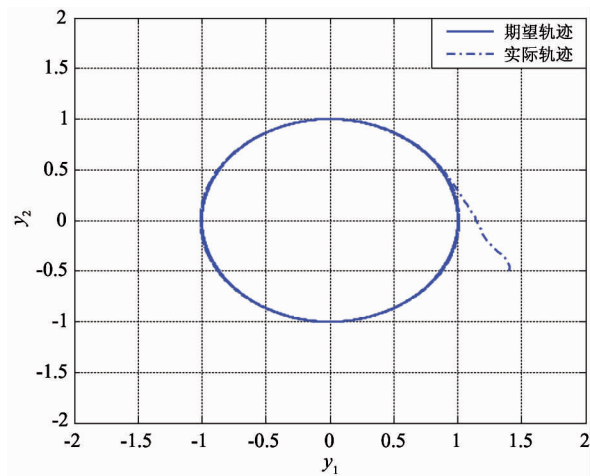


图 1 输出轨迹跟踪曲线

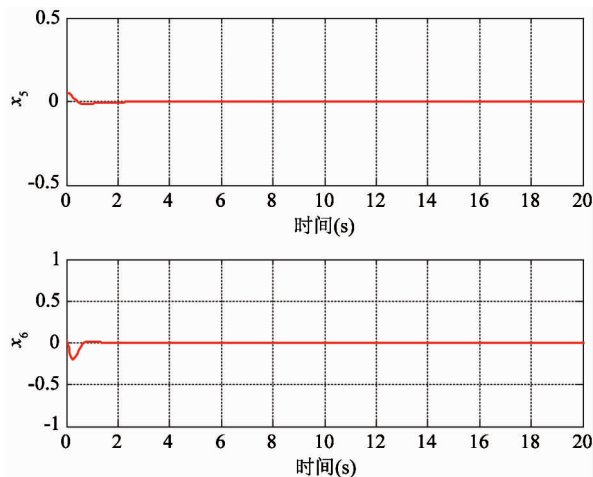


图 2 滚转角及滚转角速度

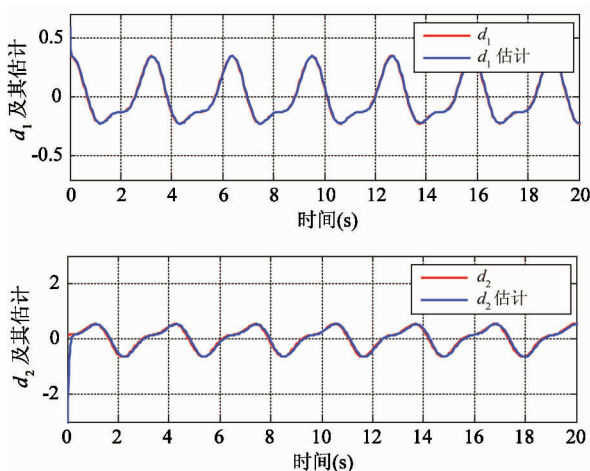


图 3 干扰观测器估计曲线

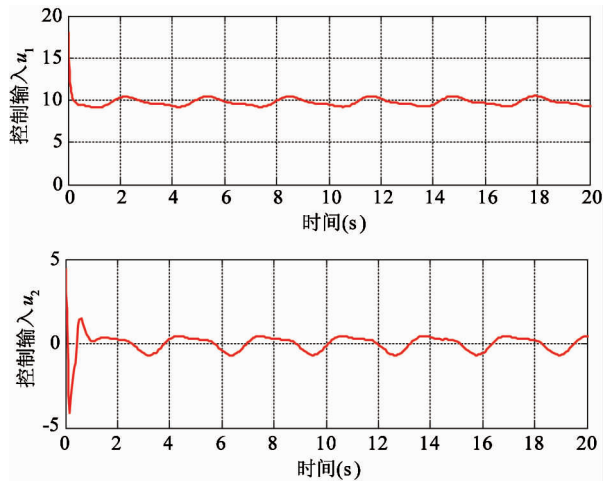


图 4 控制输入

5 结论

对于存在不确定干扰的 VTOL 飞行器的输出跟踪问题,本文提出一种基于非线性干扰观测器的控制方案。对于输入干扰,采用非线性干扰观测器进行估计。通过选取合适的增益函数,能够保证干扰观测误差指数收敛。基于非线性干扰观测器、滑模控制和最优控制方法,设计了控制器,利用 Lyapunov 理论证明了闭环系统的渐近稳定性。仿真结果表明该控制器表现出良好的跟踪性能,能够有效抑制输入干扰对系统的影响。因此,本方法是有效可行的。

参考文献

- [1] Zhu B, Cai K Y. Approximate trajectory tracking of input-disturbed PVTOL aircraft with delayed attitude measurements. *International Journal of Robust and Nonlinear Control*, 2010, 20(14): 1610-1621
- [2] Al-Hiddabi S A, McClamroch N H. Output tracking for nonminimum phase VTOL aircraft. In: *Proceedings of the 37th IEEE Conference on Decision and Control*, Tampa, USA, 1998. 4573-4578
- [3] Olfati-Saber R. Global configuration stabilization for the VTOL aircraft with strong input coupling. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 2002, 47(11): 1949-1952
- [4] Hauser J, Sastry S, Meyer G. Nonlinear control design for slightly nonminimum phase systems. *Automatica*, 1992, 28(4): 665-679

- [5] Huang C S, Yuan K. Output tracking of a nonlinear non-minimum phase PVTOL aircraft based on nonlinear state feedback. *International Journal of Control*, 2002, 75 (6) : 466-473
- [6] Al-Hiddabi S A, McClamroch N H. Tracking and maneuver regulation control for nonlinear nonminimum phase system; application to flight control. *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, 2002, 10(6) : 780-792
- [7] Wang X H, Liu J K, Cai K Y. Tracking control for a velocity-sensorless VTOL aircraft with delayed outputs. *Automatica*, 2009, 45(12) : 2876-2882
- [8] Do K D, Jiang Z P, Pan J. On global tracking control of a VTOL aircraft without velocity measurements. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 2003, 48 (12) : 2212-2217
- [9] Ailon A. A control for autonomous VTOL aircraft with restricted inputs. In: Proceedings of the 17th IEEE Mediterranean Conference on Control and Automation, Thessaloniki, Greece, 2009. 1569-1574
- [10] 宋超, 赵国荣, 盖俊峰. 基于非线性干扰观测器的高超声速飞行器反演滑模控制. *系统工程与电子技术*, 2012, 34(6) : 1231-1234
- [11] Chen W H, Balance D J, Gawthrop P J. A nonlinear disturbance observer for robotic manipulators. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 2000, 47(4) : 932-938
- [12] Chen M, Chen W H. Sliding mode control for a class of uncertain nonlinear systems based on disturbance observer. *International Journal of Adaptive Control and Signal Processing*, 2010, 24(1) : 51-64

Tracking control for VTOL aircrafts based on nonlinear disturbance observer

Zou Liying^{**}, Li Huiguang^{*}, Li Guoyou^{*}

(^{*} College of Electrical Engineering, Yanshan University, Qinhuangdao 066004)

(^{**} College of Communications and Electronics, Qiqihar University, Qiqihar 161006)

Abstract

The trajectory tracking control problem of a vertical take-off and landing (VTOL) aircraft with uncertain input disturbance was studied, and a tracking control strategy using a nonlinear disturbance observer to conduct the real-time estimation of the uncertain input disturbance was proposed. To make the controller design easier, the tracking system of a VTOL aircraft was converted into the minimum phase error subsystem and the non-minimum phase error subsystem by employing two global coordinate transformations to convert the system's output tracking problem into the stabilizing problem of the two error subsystems. To ensure that the designed controller makes its two closed-loop subsystems exponentially stable, based on nonlinear disturbance observers, one low-dimensional controller was designed for the minimum phase error subsystem by using the optimal control and another was designed for the non-minimum phase error subsystem by using the sliding mode control. The results of the numerical simulation and stability analysis demonstrated the better effectiveness and robustness of the proposed control method in trajectory tracking control under the input disturbance.

Key words: vertical take-off and landing (VTOL) aircraft, output tracking, nonlinear disturbance observer, disturbance rejection