

牵引车-飞机系统的自适应滑模变结构控制

周丽杰, 王能建, 张德福

(哈尔滨工程大学 机电学院, 黑龙江 哈尔滨 150001)

摘要: 将自动转向技术应用于牵引车-飞机系统, 并以侧偏位移和相对横摆角作为反馈, 提出一种牵引车四轮主动转向控制策略. 重点考虑牵引车和飞机的侧向和横摆运动, 建立含铰接角在内的牵引车-飞机系统非线性动力学模型. 将牵引车和飞机的轮胎侧偏刚度视为有界的不确定性参数, 将侧向风等因素视为未知的外在扰动, 采用自适应滑模变结构控制方法设计牵引车转向角控制器. 仿真结果表明, 设计出的前、后轮转向控制器能使控制系统同时获得很好的轨迹跟踪性和操纵稳定性, 并且能够有效的克服参数摄动和外界干扰对系统操作性的影响.

关键词: 牵引车; 轨迹跟踪; 操纵稳定性; 自适应滑模变结构控制

中图分类号: V351.34 **文献标识码:** A

Adaptive and variable structure control with sliding mode for tractor-aircraft system

ZHOU Li-jie, WANG Neng-jian, ZHANG De-fu

(College of Mechanical and Electrical Engineering, Harbin Engineering University, Harbin Heilongjiang 150001, China)

Abstract: For a tractor-aircraft system, we propose a new active four-wheel steering control strategy, in which the lateral displacement and the relative yaw angle are taken as the feedback signals. Considering the lateral and yaw motions of the tractor as well as the aircraft and taking the articulated angle into account, we derive a nonlinear dynamic model of the tractor-aircraft system. The lateral tire stiffness of the tractor and the aircraft are considered as the bounded uncertain parameters, and the crosswind is taken as the unknown external disturbance; the tractor steering controllers are designed by using the adaptive and variable structure control with sliding mode method. Simulation results show that the front and rear steering controllers effectively control the trajectory-tracking with a good steering stability and reduce the impacts from parameter perturbations and external disturbance.

Key words: tractor; trajectory tracking; steering stability; adaptive and variable structure control with sliding mode

1 引言(Introduction)

飞机牵引车按牵引方式不同, 可分为有杆牵引车和无杆牵引车. 无杆牵引车省略了牵引车和飞机之间的牵引杆, 依靠自身特有的夹持-举升机构与飞机前轮相连, 具有牵引力大、操纵灵活和工作效率高的特点, 在现代机场中被广泛使用^[1]. 牵引车牵引飞机在机库、廊桥、停机坪和维修车间等范围内移动时, 要求整个系统能够很好的跟随理想轨迹并且在转弯行驶时保持很好的操纵稳定性. 目前对牵引车-飞机系统的研究, 大多是针对牵引车单车进行的. 由于飞机在铰接点处与牵引车之间存在相互作用力, 致使牵引车-飞机系统的行驶特性与单车相比要复杂得多. 飞机质量的不确定性及多变的机场环境, 更增加了牵引车的驾驶难度.

由于铰接点的存在, 牵引车-飞机系统的整体结构属于铰接列车. 近些年来, 为提高铰接列车的行驶性能, 自动转向技术被广泛采用^[2], 其通过设计牵引

车和列车车轮自动转向控制器, 在改善瞬态响应的基础上, 保证了路径跟踪精度和操纵稳定性^[3-5]. 本文针对牵引车-飞机系统行驶速度较低大转角的特点, 建立了包含铰接角在内的系统非线性动力学模型. 考虑飞机质量不同时轮胎侧偏刚度会在一定范围内发生变化, 加上侧向风等未知外在扰动对系统操纵性的影响, 采用对参数不确定性及外界扰动具有全局鲁棒性的自适应滑模变结构控制方法进行了牵引车前、后轮转角自动转向控制器设计, 并对控制模型进行了仿真分析, 结果表明控制器具有良好的控制效果和鲁棒性.

2 非线性系统模型(Nonlinear system model)

整个牵引车-飞机系统模型由无杆牵引车和飞机组成, 如图1所示. 图中: x_1, x_2 为牵引车和飞机的纵向位移; y_1, y_2 为牵引车和飞机的侧向位移.

在行驶速度高, 转弯半径小的铰接列车的研究中, 各节列车间的相对横摆角较小, 为计算方便, 常

常被忽略. 无杆牵引车牵引飞机行驶时, 由于临界工作速度为3~10m/s, 属于低速行驶; 并且机场面积较小, 牵引车经常需要大转角转向, 因此必须考虑相对横摆角(即铰接角)引起的非线性因素^[6].

飞机的侧向速度和加速度可以通过牵引车来求得

$$\dot{y}_2 = u \sin \varepsilon_f + (\dot{y}_1 - l_5 \dot{\varepsilon}_1) \cos \varepsilon_f - l_3 (\dot{\varepsilon}_1 - \dot{\varepsilon}_f), \quad (1)$$

$$\ddot{y}_2 = u \cos \varepsilon_f \dot{\varepsilon}_f + (\ddot{y}_1 - l_5 \ddot{\varepsilon}_1) \cos \varepsilon_f - l_3 (\ddot{\varepsilon}_1 - \ddot{\varepsilon}_f) - (\dot{y}_1 - l_5 \dot{\varepsilon}_1) \sin \varepsilon_f \dot{\varepsilon}_f, \quad (2)$$

其中: u 为牵引车和飞机的纵向速度; $\varepsilon_1, \varepsilon_f$ 分别为牵引车横摆角、牵引车和飞机的相对横摆角; l_3 为飞机前轴到其质心的距离; l_5 为牵引车质心到铰接点的距离.

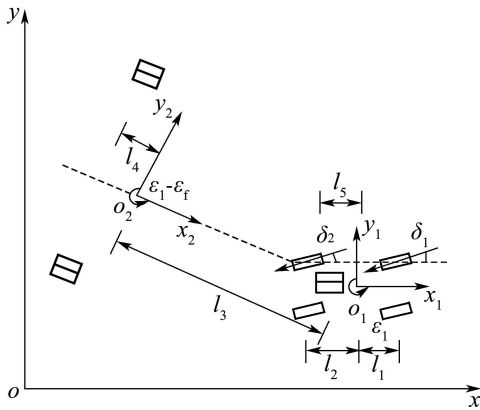


图1 系统模型

Fig. 1 System model

本文忽略俯仰和侧倾运动, 建立牵引车-飞机系统在牵引车连体坐标系下的侧向和横摆运动方程, 并结合铰接点处牵引车和飞机的相互关系(1)–(2), 即可得耦合系统的三自由度非线性动力学方程:

$$M(q)\ddot{q} + c(q, \dot{q}) = \tau(q)\delta, \quad (3)$$

其中:

$$q = (y_1, \varepsilon_1, \varepsilon_f), \quad \delta = (\delta_1, \delta_2),$$

$$M_{11} = m_1 l_5, \quad M_{12} = I_{z1}, \quad M_{13} = 0,$$

$$M_{21} = m_2 l_3 \cos \varepsilon_f,$$

$$M_{22} = -m_2 l_3^2 - m_2 l_3 l_5 \cos \varepsilon_f - I_{z2},$$

$$M_{23} = m_2 l_3^2 + I_{z2}, \quad M_{31} = m_1 \cos \varepsilon_f + m_2 \cos \varepsilon_f,$$

$$M_{32} = -m_2 l_3 - m_2 l_5 \cos \varepsilon_f, \quad M_{33} = m_2 l_3,$$

$$c_{11} = ((l_5 + l_1)c_1/u + (l_5 - l_2)c_2/u)\dot{y}_1,$$

$$c_{12} = (m_1 l_5 u + (l_5 + l_1)c_1 l_1/u - (l_5 - l_2)c_2 l_2/u)\dot{\varepsilon}_1,$$

$$c_{13} = 0,$$

$$c_{21} = (m_2 l_3 (-\sin \varepsilon_f \dot{\varepsilon}_f) + (l_3 + l_4)c_3 \cos \varepsilon_f/u)\dot{y}_1,$$

$$c_{22} = (m_2 l_3 l_5 \sin \varepsilon_f \dot{\varepsilon}_f + m_2 l_3 u - (l_3 + l_4)^2 c_3/u - (l_3 + l_4)c_3 l_5/u \cos \varepsilon_f)\dot{\varepsilon}_1,$$

$$c_{23} = (m_2 l_3 u \cos \varepsilon_f - m_2 l_3 u - (l_3 + l_4)^2 c_3/u)\dot{\varepsilon}_f + (l_3 + l_4)c_3 \sin \varepsilon_f,$$

$$c_{31} = (m_2 \sin \varepsilon_f \dot{\varepsilon}_f + \cos \varepsilon_f (c_1 + c_2 + c_3)/u)\dot{y}_1,$$

$$c_{32} = (m_1 \cos \varepsilon_f u + m_2 l_5 \sin \varepsilon_f \dot{\varepsilon}_f + m_2 u + \cos \varepsilon_f (c_1 l_1 - c_2 l_2)/u - c_3 ((l_3 + l_4) + l_5 \cos \varepsilon_f)/u)\dot{\varepsilon}_1,$$

$$c_{33} = (m_2 u \cos \varepsilon_f - m_2 u + c_3 ((l_3 + l_4) - l_5 \cos \varepsilon_f)/u)\dot{\varepsilon}_f + c_3 \sin \varepsilon_f,$$

$$\tau_{11} = (l_5 + l_1)c_1, \quad \tau_{12} = (l_5 - l_2)c_2,$$

$$\tau_{21} = 0, \quad \tau_{22} = 0, \quad \tau_{31} = \cos \varepsilon_f c_1, \quad \tau_{32} = \cos \varepsilon_f c_2,$$

其中: δ_1, δ_2 为牵引车前、后轮转角; m_1, m_2 为牵引车和飞机的质量; I_{z1}, I_{z2} 为牵引车和飞机的转动惯量; c_1, c_2 为牵引车前后轮胎的侧偏刚度; c_3 为飞机主起落架轮胎的侧偏刚度; l_1, l_2 为牵引车前后轴到质心的距离; l_4 为飞机后轴到质心的距离.

将上述方程整理成状态空间形式:

$$\dot{z} = f(z) + g(z)\delta, \quad (4)$$

其中:

$$z = [y_1 \quad \varepsilon_1 \quad \varepsilon_f \quad \dot{y}_1 \quad \dot{\varepsilon}_1 \quad \dot{\varepsilon}_f],$$

$$f(z) = [\dot{y}_1 \quad \dot{\varepsilon}_1 \quad \dot{\varepsilon}_f \quad f_1(z) \quad f_2(z) \quad f_3(z)],$$

$$g(z) = [0 \quad 0; 0 \quad 0; 0 \quad 0; g_{11}(z) \quad g_{12}(z); g_{21}(z) \quad g_{22}(z); g_{31}(z) \quad g_{32}(z)],$$

$$\delta = [\delta_1 \quad \delta_2].$$

3 轨迹参考坐标系(Road reference coordinate)

牵引车质心的侧向位移为控制系统的反馈, 因此为便于控制器的设计, 进一步建立轨迹参考坐标系 $o_r x_r y_r$, 其与牵引车连体坐标系 $o_1 x_1 y_1$ 的关系如图2所示^[7].

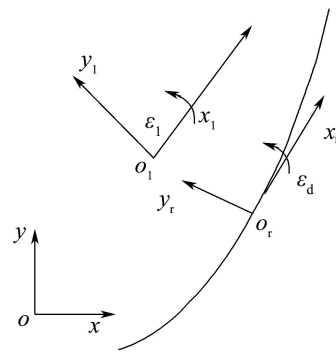


图2 牵引车坐标系和轨迹坐标系

Fig. 2 Tractor coordinate and road coordinate

图2中的曲线为牵引车质心跟随的理想轨迹, 轨迹坐标系原点 o_r 在轨迹上, x_r 轴与轨迹相切并且其

方向与 x_1 相同, y_r 轴与 x_r 轴垂直并经过牵引车质心, ε_d 为 o_r 点处轨迹的曲率半径. 牵引车侧向速度, 侧向加速度以及横摆角速度, 横摆角加速度在坐标系 $o_r x_r y_r$ 中可表示为

$$\begin{cases} \dot{y}_1 \approx \dot{y}_r - \dot{x}_r \varepsilon_r, \\ \ddot{y}_1 \approx \ddot{y}_r - \ddot{x}_r \varepsilon_r - \dot{x}_r \dot{\varepsilon}_r, \end{cases} \quad (5)$$

$$\begin{cases} \dot{\varepsilon}_1 = \dot{\varepsilon}_r + \dot{\varepsilon}_d, \\ \ddot{\varepsilon}_1 = \ddot{\varepsilon}_r + \ddot{\varepsilon}_d, \end{cases} \quad (6)$$

其中 ε_r 为牵引车在轨迹坐标系中的横摆角速度.

得牵引车-飞机系统在轨迹坐标系下的动力学方程为

$$\dot{z}' = f(z') + g(z')\delta, \quad (7)$$

其中:

$$\begin{aligned} z' &= [y_r \ \varepsilon_r \ \varepsilon_f \ \dot{y}_r \ \dot{\varepsilon}_r \ \dot{\varepsilon}_f], \\ f(z') &= [\dot{y}_r \ \dot{\varepsilon}_r \ \dot{\varepsilon}_f \ f_1(z') \ f_2(z') \ f_3(z')], \\ g(z') &= [0 \ 0; 0 \ 0; 0 \ 0; g_{11}(z') \ g_{12}(z'); \\ &\quad g_{31}(z') \ g_{32}(z')], \\ \delta &= [\delta_1 \ \delta_2]. \end{aligned}$$

4 控制策略(Control strategy)

4.1 自适应变结构控制器设计(Adaptive and variable structure controller design)

根据牵引车-飞机系统控制的两个目标: 牵引车质心的侧偏位移趋近0; 保证牵引车和飞机的相对横摆角小于一定值, 对系统式(7)进行解耦得到

$$\ddot{y}_r = f_1(z') + g_{11}(z')\delta_1 + g_{12}(z')\delta_2 + \tilde{f}_1(z'), \quad (8)$$

$$\ddot{\varepsilon}_f = f_3(z') + g_{31}(z')\delta_1 + g_{32}(z')\delta_2 + \tilde{f}_3(z'), \quad (9)$$

其中 $\tilde{f}_1(z')$, $\tilde{f}_3(z')$ 为系统的不确定项.

为采用自适应滑模变结构方法设计牵引车-飞机系统的转向控制器, 将式(8)–(9)中的不确定项分为未知有界绕动引起的不确定项和时变参数引起的不确定项^[8-9]. 在牵引车-飞机系统中, 轮胎侧偏刚度是影响其侧向控制性能的主要因素, 因此选择 c_1 , c_2 , c_3 作为系统的不确定参数. 将上述方程整理为

$$\begin{cases} \ddot{y}_r = f_a(z') + \phi_{2a}^T \theta + g_{11}(z')\delta_1 + \\ \quad g_{12}(z')\delta_2 + \Delta f_1(z'), \\ \ddot{\varepsilon}_f = f_b(z') + \phi_{2b}^T \theta + g_{31}(z')\delta_1 + \\ \quad g_{32}(z')\delta_2 + \Delta f_3(z'), \end{cases} \quad (10)$$

其中: $f_1(z') = f_a(z') + \phi_{2a}^T \theta$, $f_3(z') = f_b(z') + \phi_{2b}^T \theta$, $\Delta f_1(z')$, $\Delta f_3(z')$ 为未知有界绕动, $\theta = [c_1 \ c_2 \ c_3]$, ϕ_{2a} , ϕ_{2b} 分别是 3×1 非线性向量.

得到牵引车-飞机系统的自适应变结构控制模型为

$$\begin{cases} \dot{x}_{01} = x_{02} + \phi_1^T \theta, \\ \dot{x}_2 = \hat{f}(z') + \phi_2^T \theta + \hat{g}(z')\delta + \Delta \hat{f}(z'), \\ y = H(z'), \end{cases} \quad (11)$$

其中: $x_{01} = [y_r \ \varepsilon_f]$, $x_{02} = [\dot{y}_r \ \dot{\varepsilon}_f]$,

$$\phi_1 = [\phi_{1a} \ \phi_{1b}] = [0], \phi_2 = [\phi_{2a} \ \phi_{2b}],$$

$$\hat{f}(z') = [f_a(z') \ f_b(z')],$$

$$\hat{g}(z') = [g_{11}(z') \ g_{12}(z') \ g_{31}(z') \ g_{32}(z')],$$

$$\Delta \hat{f}(z') = [\Delta f_1(z') \ \Delta f_3(z')], H(z') = [y_r \ \varepsilon_f].$$

首先定义跟踪误差 $z_1 = x_{01} - y_d$, 通过反演设计步骤将系统变换为如下的误差系统:

$$\begin{cases} \dot{z}_1 = x_{01} - y_d, \\ \dot{z}_2 = x_{02} - \alpha_1(x_1, \hat{\theta}), \end{cases} \quad (12)$$

其中: y_d 为理想值; α_1 为第2步的虚拟控制; $\hat{\theta}$ 为未知参数向量 θ 的估计值, 定义 $\tilde{\theta} = \theta - \hat{\theta}$ 为估计误差.

控制器设计的目的是: 设计自适应滑模变结构跟踪控制率 $\delta(x, \hat{\theta})$ 和估计参数 $\hat{\theta}$ 的自适应率, 使系统输出 y 跟踪期望值 y_d , 并使系统中涉及的信号保持有界.

对调节误差 z_1 求导数得

$$\dot{z}_1 = \dot{x}_{01} - \dot{y}_d = x_{02} + \phi_1^T \theta. \quad (13)$$

由于 x_{02} 的期望值为 $\alpha_1(x_1, \hat{\theta})$, 将式(12)带入式(13)得

$$\dot{z}_1 = z_2 + \alpha_1 + \omega_1^T \theta, \quad (14)$$

其中: $\omega_1 = \phi_1$, 定义Lyapunov函数

$$V_1 = \frac{1}{2} z_1^2 + \frac{1}{2} \tilde{\theta}^T \Gamma^{-1} \tilde{\theta},$$

并对其求时间导数得

$$\begin{aligned} \dot{V}_1 &= z_1(z_2 + \alpha_1 + \omega_1^T \theta) - \tilde{\theta}^T \Gamma^{-1} \dot{\tilde{\theta}} = \\ & z_1(z_2 + \alpha_1 + \omega_1^T \hat{\theta}) - \tilde{\theta}^T \Gamma^{-1} (\dot{\hat{\theta}} - \Gamma \omega_1 z_1). \end{aligned} \quad (15)$$

选择期望值 α_1 为

$$\alpha_1 = -c_1 z_1 - \omega_1^T \hat{\theta}, \quad (16)$$

其中 c_1 为小的正数.

于是有

$$\dot{V}_1 = -c_1 z_1^2 + z_1 z_2 + \tilde{\theta}^T (-\Gamma^{-1} \dot{\hat{\theta}} + \tau_1), \quad (17)$$

其中 $\tau_1 = \omega_1 z_1$.

选择参数自适应律并设计自适应滑模变结构控制律. 定义滑模切换面为

$$s = d_1 z_1 + z_2, \quad (18)$$

其中 d_1 为使多项式 $P(p) = d_1 + p$ Hurwitz稳定的常数.

对 s 求导得

$$\dot{s} = \hat{f}(z') + \phi_2^T \theta + \hat{g}(z')\delta + \Delta \hat{f}(z') - \frac{\partial \alpha_1}{\partial x_{01}} x_2 -$$

$$\frac{\partial \alpha_1}{\partial x_{01}} \phi_1^T \theta - \frac{\partial \alpha_1}{\partial \hat{\theta}} \dot{\hat{\theta}} + d_1 \alpha_1 + d_1 z_2 + d_1 \omega_1^T \tilde{\theta}. \quad (19)$$

构造Lyapunov函数 $V_2 = V_1 + \frac{1}{2} s^2$, 并对其求时间导数得

$$\begin{aligned} \dot{V}_2 = & -c_1 z_1^2 + z_1 z_2 + \tilde{\theta}^T \Gamma^{-1} [\Gamma \tau_1 - \dot{\hat{\theta}} + \Gamma s (d_1 \omega_1^T - \\ & \frac{\partial \alpha_1}{\partial x_{01}} \phi_1^T)] + s [d_1 \alpha_1 + d_1 z_2 - \frac{\partial \alpha_1}{\partial x_{01}} (x_{02} + \phi_1^T \hat{\theta}) - \\ & \frac{\partial \alpha_1}{\partial \hat{\theta}} \dot{\hat{\theta}} + \hat{f}(z') + \phi_2^T \theta + \hat{g}(z') \delta + \Delta \hat{f}(z')]. \end{aligned} \quad (20)$$

为了保证上述时间导数负定, 选择估计参数 $\hat{\theta}$ 的自适应律为

$$\dot{\hat{\theta}} = \phi_2 z_2. \quad (21)$$

选择自适应滑模控制律为

$$\begin{aligned} \delta = & -\hat{g}(z')^{-1} [d_1 \alpha_1 + d_1 z_2 - \frac{\partial \alpha_1}{\partial x_{01}} (x_{02} + \phi_1^T \theta) - \\ & \frac{\partial \alpha_1}{\partial \hat{\theta}} \dot{\hat{\theta}} + ks + \hat{f}(z') + \phi_2^T \theta + k \operatorname{sgn} s], \end{aligned} \quad (22)$$

其中 k 为小的正数, 当 k 的取值范围为 $-1/4 + k(1 + d_1) > 0$ 时, 可以保证 $\dot{V}_2 \leq 0$.

对非线性系统式(11), 控制律(22)和参数自适应律(21)可以保证整个控制方案是渐进稳定的.

4.2 抖振削弱(Chattering reduction)

在设计自适应变结构控制器的过程中, 第2步引入了滑模变结构控制. 由于滑模变结构控制在本质上的不连续开关特性, 会引起系统的抖振现象, 为减弱这种现象, 本文采用饱和函数 $\operatorname{sat}(s/\Delta)$ 代替切换函数 $\operatorname{sgn} s$:

$$\operatorname{sat}(s/\Delta) = \begin{cases} +1, & s > \Delta, \\ ks, & |s| \leq \Delta, \\ -1, & s < -\Delta, \end{cases} \quad \Delta \text{ 为边界层厚度.}$$

5 仿真与分析(Simulation and analysis)

基于以上分析, 建立牵引车-飞机系统的控制仿真模型如图3所示. 为避免转向激励满溢, 在控制器的输出端对前后轮转向角分别添加一阶和二阶滤波器.

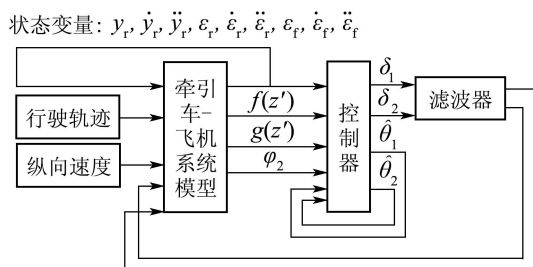


图3 自适应变结构控制仿真模型

Fig. 3 Simulation model with adaptive and variable control

设定初始时刻牵引车和飞机的纵向速度为 5.5 m/s, 牵引车和飞机的质心与理想轨迹的侧向偏差为 0.1 m, 指定的理想轨迹如图4所示. 将飞机的部分质量转移到无杆牵引车上后, 牵引车-飞机系统的主要参数如表1所示, 其中 A, B, C 分别为3种不同情况下牵引车和飞机的轮胎侧偏刚度.

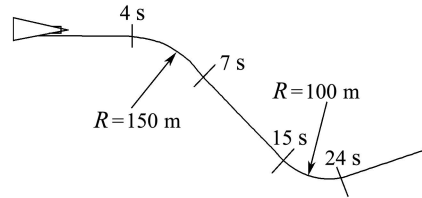


图4 仿真轨迹

Fig. 4 Simulation scenario

表1 牵引系统主要参数

Table 1 Traction system parameter values

参数名称	参数值
牵引车质量/kg	31398
飞机质量/kg	58968
牵引车转动惯量/(kg · m ⁻²)	75248
飞机转动惯量/(kg · m ⁻²)	151972
牵引车前轮侧偏刚度/(N · rad ⁻¹)	A = 333558, B = 393558, C = 453448
牵引车后轮侧偏刚度/(N · rad ⁻¹)	A = 421225, B = 481225, C = 541225
飞机后轮侧偏刚度/(N · rad ⁻¹)	A = 716104, B = 816104, C = 916104
牵引车前轴到牵引车质心的距离/m	1.2
牵引车后轴到牵引车质心的距离/m	1.4
铰接点到飞机质心的距离/m	5.2
飞机后轴到飞机质心的距离/m	1.65
铰接点到牵引车质心的距离/m	0.6

采用上述的自适应滑模变结构控制方法, 轮胎侧偏刚度选择 B , 首先只在牵引车前轮上添加转向控制器, 主要考察牵引车-飞机系统的轨迹跟踪能力; 其次对牵引车前、后轮同时添加转向控制器, 当相对横摆角的绝对值大于临界值 0.06 rad 时, 后轮转向器被激活. 同时进行两轮和四轮主动转向控制仿真, 系统的响应曲线如图5所示. 由图5(a)可以看出, 尽管四轮转向控制模型较前轮转向控制模型的侧偏位移偏差略大, 但其值仍在系统允许的范围之内, 表明牵引车-飞机系统的轨迹跟踪性能良好. 如图5(b)所示在四轮转向的状态下, 一旦相对横摆角超过了临界值, 图5(d)中牵引车后轮开始转向, 使相对横摆角保

持在临界值之内. 由图5(c)可以看出, 牵引车后轮转角对前轮转角影响不大.

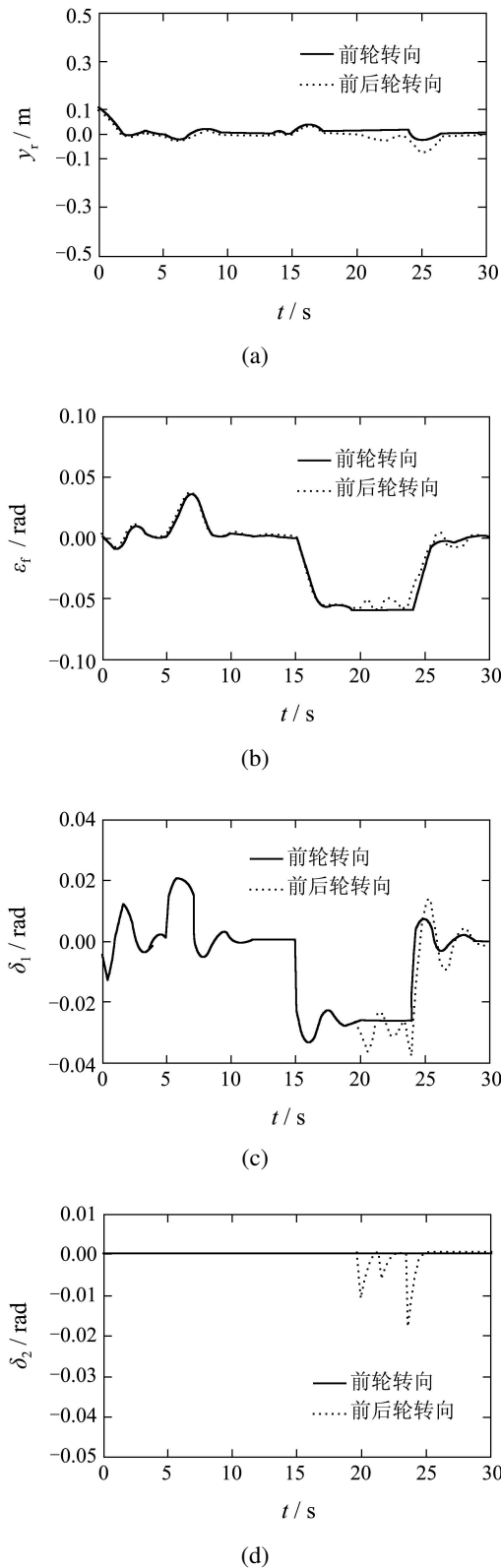


图5 牵引车-飞机系统动态响应曲线
Fig. 5 Tractor-aircraft system dynamic response curves

图6是牵引车和飞机的轮胎侧偏刚度分别选择A, B, C时, 采用四轮转向控制方式时系统的响

应曲线. 由图6(a)可知当轮胎的侧偏刚度为B, C时, 相对横摆角在20s时超过了临界值, 但在随后的时间里又迅速恢复到稳定状态. 图6(b)表明, 在3种侧偏刚度下, 系统模型都可以很好的跟踪理想路径, 具有鲁棒性.

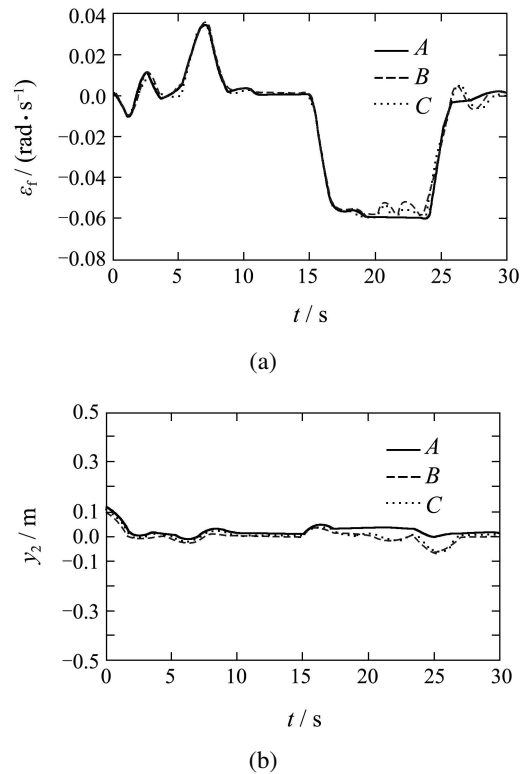


图6 不同侧偏刚度下的仿真结果
Fig. 6 Simulation results with variable cornering stiffness

6 结论(Conclusion)

通过对包含铰接角的无杆牵引车-飞机系统非线性动力学模型进行分析, 考虑实际行驶时牵引车和飞机的轮胎侧偏刚度为有界的不确定参数, 以及外界干扰引起的不确定性因素, 采用基于输入输出解耦方法的自适应滑模变结构控制理论设计了牵引车-飞机系统轨迹跟踪及稳定性控制器. 仿真结果表明, 所设计的牵引车前轮转向控制器可以使系统跟踪到理想轨迹, 附加的后轮转向保证了牵引车和飞机的相对横摆角在稳定值之内, 并且对前轮转角的影响不大. 当轮胎侧偏刚度发生变化时, 牵引系统不仅是渐进稳定的, 而且可以较好的实现轨迹跟踪, 具有良好的鲁棒性.

参考文献(References):

[1] DIEZ H, PHILIPP K. *Towing vehicle for an aircraft, US 6675920 B1*[P]. Alexandria, Virginia: United States Patent and Trademark Office, 2004.
[2] AZAD N L. *Dynamic modelling and stability controller development for articulated steer vehicles*[D]. Waterloo: University of Waterloo, 2006.

- [3] LIU Z H. Characterisation of optimal human driver model and stability of a tractor-semitrailer vehicle system with time delay[J]. *Mechanical Systems and Signal Processing*, 2007, 21(1): 2080 – 2098.
- [4] DERRICK J B, BEVLY D M. Adaptive control of a farm tractor with varying yaw dynamics accounting for actuator dynamics and saturations[C] // *The 17th IEEE International Conference on Control Applications, Part of 2008 IEEE Multi-conference on Systems and Control*. San Antonio, Texas: IEEE Control Systems Magazine, 2008: 547 – 552.
- [5] DE BRUIN D, VAN DEN BOSCH P P J. Modeling and control of a double articulated vehicle with four steerable axles[C] // *Proceedings of the American Control Conference*. San Diego, California: IEEE, 1999: 3250 – 3254.
- [6] FLETCHER C, MANZIE C, GOOD A. *Trailer steering: an Australian research perspective and application for by-wire control*[R]. Australia: University of Melbourne, 2004.
- [7] CHEN C, TOMIZUKA M. *Later control of tractor -semitrailer vehicles in automated highway systems*[R]. Berkeley: University of California, 1996.
- [8] 刘金琨, 孙富春. 滑模变结构控制理论及其算法研究与进展[J]. *控制理论与应用*, 2007, 24(3): 407 – 417.
- (LIU Jinkun, SUN Fuchun. Research and development on theory and algorithms of sliding mode control[J]. *Control Theory & Applications*, 2007, 24(3): 407 – 417.)
- [9] 贺昱曜, 闫茂德. 非线性控制理论及应用[M]. 西安: 西安电子科技大学出版社, 2007: 243 – 246.
- (HE Yuyao, YAN Maode. *Nonlinear Control Theory and Application*[M]. Xi'an: Xidian University Publishing House, 2007: 243 – 246.)

作者简介:

周丽杰 (1984—), 女, 博士研究生, 主要研究方向为牵引车-飞机系统的动力学特性及驾驶员训练模拟器, E-mail: ajie01265360@sina.com;

王能建 (1962—), 男, 教授, 主要研究方向为现代制造系统理论、车间及物流调度, E-mail: wangnengjian@hrbeu.edu.cn;

张德福 (1983—), 男, 博士研究生, 主要研究方向为路径规划, E-mail: zhangdefu@hrbeu.edu.cn.