

固定翼无人机轨迹跟踪的滑模变结构控制

唐余^a, 林达^b

(四川理工学院 a. 自动化与信息工程学院; b. 物理与电子信息工程学院, 四川 自贡 643000)

摘要:固定翼无人机是一个典型的欠驱动、强耦合、多输入多输出(MIMO)的非线性系统。首先,给出无人机系统在受到参数不确定和阵风干扰等情况下的动力学模型;其次,使用滑模变结构控制(SMVSC)方法求解出四个控制输入信号,以实现无人机的期望轨迹跟踪。整个系统采用双回路结构,第一个回路求解出升降舵和发动机控制输入信号,第二个回路求解出副翼和方向舵控制输入信号;对比比例积分微分(PID)控制方法发现,相较于需要整定控制参数的PID算法,使用滑模变结构控制(SMVSC)方法的飞行器所需的控制参数可以在设计滑模面时给出。仿真结果表明,使用该方法的飞行器对外界较强阵风干扰和模型参数不确定具有较强的鲁棒性,并能精确地完成轨迹跟踪任务。

关键词:滑模变结构控制;固定翼无人机;轨迹跟踪

中图分类号:TP12

文献标志码:A

引言

在当今社会的各个领域,无人机已得到了广泛的应用,并将完成更多的任务,比如监视一些危险区域,完成指定任务,其中轨迹跟踪^[1]是其基本技能。固定翼无人机因其强悍的长航时和远程工作能力已成为各国军方重点发展的装备。固定翼无人机因为经常高空作业,经常受到风场干扰的影响,并且无人机建模存在不确定性,这两种情况都会导致动力学模型参数发生改变^[2-3],所以需要一种具有较强鲁棒性^[4]的算法来抵抗这些影响。

目前,针对固定翼无人机的控制问题已经提出了很多方法。其中,文献[5]提出的线性变参数(LPV)方法需要将非线性系统转化为线性系统,再通过配置极点构

造反馈控制器,虽然其控制器设计简单且控制效率较高,但在工程应用上难以实现,因为很难在实物上对模型进行线性化处理;文献[6-7]提到的比例积分微分(PID)方法和反步方法虽然控制效果良好且不需要将非线性系统转化为线性系统,但为了获得良好的控制效果,PID方法主要是通过构造一个由误差、误差导数和误差积分组成的稳定闭环回路,所以需要不断调整以获得合适的控制参数,反步法在构造出控制器前需要定义虚拟控制量,这增加了控制参数的数目,也增加了获得合适控制参数的难度。考虑到既不需要改变系统结构,又不需要特意调整控制参数,本文采用滑模变结构^[8](SMVSC)方法,不仅其控制参数数量较少,且无人机的控制参数可以通过计算获得。

收稿日期:2018-03-28

基金项目:国家自然科学基金(61640223),中国科学院自动化研究所复杂系统管理与控制国家重点实验室开放基金(20160106),四川省自然科学基金(2016JY0179),人工智能四川省重点实验室基础研究重点项目(2016RZJ02)

作者简介:唐余(1995-),男,四川泸州人,硕士生,主要从事无人机容错控制方面的研究,(E-mail)tystuden@sina.com;

林达(1974-),男,教授,硕士,博士,主要研究方向为多智能体协同控制理论及应用,(E-mail)lind@suse.edu.cn

1 固定翼无人机的动力学模型

将飞机视为一个刚体,其在空间中的运动具有六个自由度,包括质心的3个自由度和绕质心旋转的3个自由度,分别是速度的增减、上下升降、左右侧移和俯仰、滚转、偏航运动。飞机的运动主要是受推力和几个飞机操纵面控制,如图1所示。其中发动机产生推力,副翼产生滚转力矩 L ,取下偏为正向, L 值为负;升降翼产生俯仰力矩 M ,取下偏方向为正向, M 值为负;方向翼产生偏航力矩 N ,取左偏方向为正向, N 值为负。考虑速度分量用 (u,v,w) 表示,无人机姿态分量用 (φ,θ,ψ) 表示,无人机角速度分量用 (p,q,r) 表示,以及攻角为 α ,迎角为 β ,风速为 V_a 。

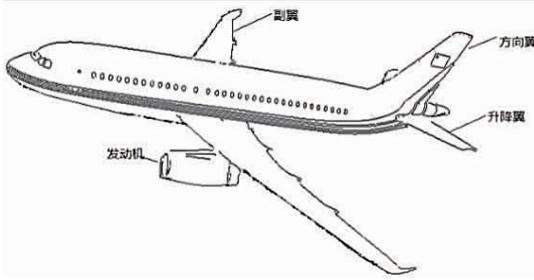


图1 固定翼飞机机操纵面

根据文献[9-11],得到带不确定性参数的无人机动力学模型:

$$\dot{u} = rv - qw - g\sin\theta + (A_x + J)/m + d(t) + F_w/m \quad (1)$$

$$\dot{v} = pw - ru + g\cos\theta\sin\varphi + A_y/m + d(t) + F_w/m \quad (2)$$

$$\dot{w} = qu - pv + g\cos\theta\cos\varphi + A_z/m + d(t) + F_w/m \quad (3)$$

$$\dot{\varphi} = p + q\sin\varphi\tan\theta + r\cos\varphi\tan\theta \quad (4)$$

$$\dot{\theta} = q\cos\varphi - r\sin\varphi \quad (5)$$

$$\dot{\psi} = q\sin\varphi\sec\theta + r\cos\varphi\sec\theta \quad (6)$$

$$\dot{p} = \tau_1 pq - \tau_2 qr + L + d(t) \quad (7)$$

$$\dot{q} = \tau_3 pr - \tau_6(p^2 - r^2) + M + d(t) \quad (8)$$

$$\dot{r} = \tau_7 pq - \tau_1 qr + N + d(t) \quad (9)$$

式中: g 是重力加速度, m 是无人机质量, A_x, A_y, A_z 是无人机气动力(阻力、侧向力、气动力), J 是发动机推力。 L, M, N 分别是滚转、俯仰、偏航的力矩, $d(t)$ 是模型不确定性参数, F_w 是阵风。 $\tau_1, \tau_2, \tau_3, \tau_5, \tau_6, \tau_7$ 由惯性常量 J_x, J_y, J_z, J_{xz} 相互组合计算而得,计算过程如下:

$$\tau = J_x J_z - J_{xz}^2$$

$$\tau_1 = \frac{J_{xz}(J_x - J_y + J_z)}{\tau}$$

$$\tau_2 = \frac{J_z(J_z - J_y) + J_{xz}^2}{\tau}$$

$$\tau_3 = \frac{J_z - J_x}{J_y}$$

$$\tau_5 = \frac{J_{xz}}{J_y}$$

$$\tau_7 = \frac{(J_x - J_y)/J_x + J_{xz}^2}{\tau}$$

此外,动力学公式中的相应系数为:

$$J = \frac{\rho S_{prop} C_{prop}}{2} (k_m \delta_i^2 - V_a^2) \quad (10)$$

$$A_x = \frac{\rho V_a^2 S}{2} \left(C_X(\alpha) + C_{X_r}(\alpha) \frac{cq}{2V_a} + C_{X_c}(\alpha) \delta_c \right) \quad (11)$$

$$A_y = \frac{\rho V_a^2 S}{2} (C_{Y_a} + C_{Y_\beta} \beta + (C_{Y_r} \frac{bp}{2V_a} + C_{Y_r} \frac{br}{2V_a} + C_{Y_\delta} \delta_a + C_{Y_r} \delta_r)) \quad (12)$$

$$A_z = \frac{\rho V_a^2 S}{2} \left(C_Z(\alpha) + C_{Z_c}(\alpha) \frac{cq}{2V_a} + C_{Z_c}(\alpha) \delta_c \right) \quad (13)$$

$$L = \frac{\rho V_a^2 S b}{2} \left(C_{p_a} + C_{p_\beta} \beta + C_{p_r} \frac{bp}{2V_a} + C_{p_r} \frac{br}{2V_a} + C_{p_\delta} \delta_a + C_{p_\delta} \delta_r \right) \quad (14)$$

$$M = \frac{\rho V_a^2 S c}{2 J_y} \left(C_{m_0} + C_{m_\alpha} \alpha + C_{m_c} \frac{cp}{2V_a} + C_{m_c} \delta_c \right) \quad (15)$$

$$N = \frac{\rho V_a^2 S b}{2} \left(C_{r_0} + C_{r_\beta} \beta + C_{r_r} \frac{bp}{2V_a} + C_{r_r} \frac{br}{2V_a} + C_{r_\delta} \delta_r \right) \quad (16)$$

式中: ρ 是空气密度, S_{prop} 是螺旋桨面积, k_m 是电动机效益常数, C_{prop} 是推进器气动系数, S 是机翼面积, b 是翼展, V_a 是空速, α 是攻角, β 是侧滑角, c 是机翼平均气动弦, $C_X(\alpha), C_{X_r}(\alpha), C_{X_c}(\alpha)$ 是阻力系数, $C_{Y_a}, C_{Y_\beta}, C_{Y_r}, C_{Y_c}, C_{Y_\delta}$ 是侧向力系数, $C_Z(\alpha), C_{Z_c}(\alpha), C_{Z_\delta}$ 是升力系数, $C_{p_a}, C_{p_\beta}, C_{p_r}, C_{p_c}, C_{p_\delta}$ 是滚转力距系数, $C_{m_0}, C_{m_\alpha}, C_{m_c}, C_{m_\delta}$ 是俯仰力矩系数, $C_{r_0}, C_{r_\beta}, C_{r_r}, C_{r_c}, C_{r_\delta}$ 是偏航力矩系数,其中 δ_a 是无人机副翼控制信号, δ_c 是无人机升降翼控制信号, δ_r 是无人机方向翼控制信号, δ_i 是无人机发动机控制信号。并且:

$$V_a = \sqrt{u^2 + v^2 + w^2} \quad (17)$$

$$\alpha = \arctan(w/u) \quad (18)$$

$$\beta = \arcsin(v/V_a) \quad (19)$$

$$C_X(\alpha) = -C_D(\alpha)\cos\alpha + C_L(\alpha)\sin\alpha \quad (20)$$

$$C_{X_v}(\alpha) = -C_{D_v}\cos\alpha + C_{L_v}\sin\alpha \quad (21)$$

$$C_{X_{\sigma_v}}(\alpha) = -C_{D_{\sigma_v}}\cos\alpha + C_{L_{\sigma_v}}\sin\alpha \quad (22)$$

$$C_Z(\alpha) = -C_D(\alpha)\sin\alpha - C_L(\alpha)\cos\alpha \quad (23)$$

$$C_{Z_v}(\alpha) = -C_{D_v}\sin\alpha - C_{L_v}\cos\alpha \quad (24)$$

$$C_{Z_{\sigma_v}}(\alpha) = -C_{D_{\sigma_v}}\sin\alpha - C_{L_{\sigma_v}}\cos\alpha \quad (25)$$

其中:

$$C_L(\alpha) = C_{L_0} + C_{L_\alpha}\alpha$$

$$C_D(\alpha) = C_{D_0} + C_{D_\alpha}\alpha$$

2 基于滑模变结构的飞行控制

在实际的飞行控制中,包括对无人机的轨迹和姿态进行控制,因为无人机的轨迹和姿态受控制信号 δ_a 、 δ_e 、 δ_r 、 δ_t 影响,所以可以根据式(1)与式(3)和无人机的参考轨迹设计控制回路,求解出控制信号 δ_e 、 δ_t ,再根据式(6)与式(9)和无人机期望的偏航角 ψ_d 设计出偏航角控制回路,求解出 δ_r ,再联合式(2)求解出 δ_a 。

2.1 控制策略

固定翼无人机是一个欠驱动、强耦合的系统,本文采用的控制策略如图2所示。

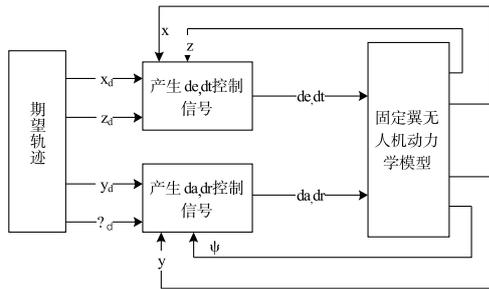


图2 固定翼无人机控制策略

2.2 固定翼无人机控制信号 δ_e 、 δ_t 求解

令 $\dot{x} = u$, $\dot{y} = v$, $\dot{z} = w$, x 、 y 、 z 表示无人机在三维空间中的位置,所以式(1)~式(3)可变形为(不考虑阵风):

$$\ddot{x} = r\dot{y} - q\dot{z} - g\sin\theta + (A_x + J)/m + d(t) \quad (26)$$

$$\ddot{y} = p\dot{z} - r\dot{x} + g\cos\theta\sin\varphi + A_y/m + d(t) \quad (27)$$

$$\ddot{z} = q\dot{x} - p\dot{y} + g\cos\theta\cos\varphi + A_z/m + d(t) \quad (28)$$

假设无人机的参考轨迹为 x_d 、 y_d 、 z_d , 令:

$$e_x = x - x_d \quad (29)$$

$$e_y = y - y_d \quad (30)$$

$$e_z = z - z_d \quad (31)$$

根据文献[12-14],设计跟踪滑模函数:

$$s_x = c_x \int_0^t e_x dt + c_x e_x + \dot{e}_x \quad (32)$$

$$s_y = c_y \int_0^t e_y dt + c_y e_y + \dot{e}_y \quad (33)$$

$$s_z = c_z \int_0^t e_z dt + c_z e_z + \dot{e}_z \quad (34)$$

由式(32)~式(34)可知,当 $s_i(t) = 0$ 时, $c_i \int_0^t e_i dt + c_i e_i(t) + \dot{e}_i(t) = 0$, 收敛结果为 $e_i(t) = Ae^{-(\frac{c \pm \sqrt{c^2 - 4c}}{2})t} + Be^{-(\frac{c \mp \sqrt{c^2 - 4c}}{2})t}$ ($i = \{x, y, z\}$; A 、 B 为常数)。即当 $t \rightarrow \infty$ 时, 误差函数收敛于零,收敛速度取决于 c 的值,只要保证 $-\frac{(c \pm \sqrt{c^2 - 4c})}{2} < 0$, 即 $c > 0$ 即可。滑模函数的收敛性意味着位置跟踪误差 e_i 的收敛性和速度跟踪误差 \dot{e}_i 的收敛性, s_i 即为滑模函数。

定义 Lyapunov 函数:

$$V_i = \frac{1}{2}s_i^2 \quad (35)$$

从而有

$$\dot{V}_i = s_i \dot{s}_i \quad (36)$$

由于 $\dot{s}_i = \ddot{e}_i + c_i \dot{e}_i + c_i e_i$, 即:

$$\begin{aligned} \dot{s}_x &= c_x \dot{e}_x + c_x \dot{e}_x + \ddot{e}_x = \\ &= c_x \dot{e}_x + c_x \dot{e}_x + \ddot{x} - \ddot{x}_d = \\ &= c_x \dot{e}_x + c_x \dot{e}_x + r\dot{y} - q\dot{z} - \\ &= g\sin\theta + (A_x + J)/m - \ddot{x}_d \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \dot{s}_y &= c_y \dot{e}_y + c_y \dot{e}_y + \ddot{e}_y = \\ &= c_y \dot{e}_y + c_y \dot{e}_y + \ddot{y} - \ddot{y}_d = \\ &= c_y \dot{e}_y + c_y \dot{e}_y + p\dot{z} - r\dot{x} + \\ &= g\cos\theta\sin\varphi + A_y/m - \ddot{y}_d \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \dot{s}_z &= c_z \dot{e}_z + c_z \dot{e}_z + \ddot{e}_z = \\ &= c_z \dot{e}_z + c_z \dot{e}_z + \ddot{z} - \ddot{z}_d = \\ &= c_z \dot{e}_z + c_z \dot{e}_z + q\dot{x} - p\dot{y} + \\ &= g\cos\theta\cos\varphi + A_z/m - \ddot{z}_d \end{aligned}$$

为了保证 $\dot{V}_i \leq 0$, 令 $\dot{s}_i = -k_i s_i - \text{sat}(s_i) - D \text{sign}(s_i)$, k_i 是一个大于零的常数, D 是一个常数,其绝对值大于 $d(t)$ 的绝对值,此处为了消除抖动使用 sat 函数代

替 sign 函数。此时 $\dot{V}_i \leq -k_i s_i^2 = -2k_i V_i$, 可以得到如下
的收敛效果:

$$V_i(t) < V_i(0)e^{-2k_i t}$$

可见, V_i 为指数收敛, 即 s_i 为指数收敛, 从而 e_i 和 \dot{e}_i
指数收敛。收敛速度取决于 k_i 值。由上述推导可得:

$$\begin{aligned} A_x + J &= m(-k_x s_x - \text{sat}(s_x) - \\ & D\text{sign}(s_x) - c_x e_x - c_x \dot{e}_x - \\ & r\dot{y} + q\dot{z} + g\sin\theta + \ddot{x}_d) \end{aligned} \quad (37)$$

$$\begin{aligned} A_y &= m(-k_y s_y - \text{sat}(s_y) - \\ & D\text{sign}(s_y) - c_y e_y - c_y \dot{e}_y - \\ & p\dot{z} + r\dot{x} - g\cos\theta\sin\varphi + \ddot{y}_d) \end{aligned} \quad (38)$$

$$\begin{aligned} A_z &= m(-k_z s_z - \text{sat}(s_z) - \\ & D\text{sign}(s_z) - c_z e_z - c_z \dot{e}_z - \\ & q\dot{x} + p\dot{y} - g\cos\theta\cos\varphi + \ddot{z}_d) \end{aligned} \quad (39)$$

将式(37)~式(39)分别代入式(26)~式(28)可得:

$$\begin{aligned} c_i e_i + c_i \dot{e}_i + \ddot{e}_i &= \\ -k_i s_i - \text{sat}(s_i) - D\text{sign}(s_i) + \\ d(t) &< -k_i s_i \end{aligned}$$

由上述证明可知 s_i 收敛, 所以上式能构成一个稳定的
的闭环回路, 保证 e_i 收敛于 0。

由式(13)和式(39)可得:

$$\delta_e = \frac{\begin{bmatrix} m(-s_z - \text{sat}(s_z) - D\text{sign}(s_z) - c_z e_z - \\ c_z \dot{e}_z - q\dot{x} + p\dot{y} - g\cos\theta\cos\varphi + \ddot{z}_d) - \\ \frac{\rho V_a^2 S}{2}(C_{Z_c}(\alpha) + C_{Z_c}(\alpha) \frac{cq}{2V_a}) \end{bmatrix}}{\frac{\rho V_a^2 S}{2} C_{Z_e}(\alpha)} \quad (40)$$

由式(10)、式(11)和式(40)可得:

$$\delta_i = \frac{\begin{bmatrix} m(-s_x - \text{sat}(s_x) - D\text{sign}(s_x) - \\ c_x e_x - c_x \dot{e}_x - r\dot{y} + q\dot{z} + g\sin\theta + \ddot{x}_d) - \\ \frac{\rho V_a^2 S}{2}(C_{X_c}(\alpha) + C_{X_c}(\alpha) \frac{cq}{2V_a} + C_{X_e}(\alpha)\delta_e) - \\ \frac{\rho S_{prop} C_{prop} V_a^2}{2} \end{bmatrix}}{\frac{\rho S_{prop} C_{prop} k_m}{2}} \quad (41)$$

2.3 固定翼无人机控制信号 δ_r 、 δ_a 求解

假设期望偏航角为 ψ_d , 则根据式(6)可求得期望角

速度 r_d :

$$r_d = \frac{\dot{\psi}_d - q\sin\varphi\sec\theta}{\cos\varphi\tan\theta}$$

令:

$$e_r = r - r_d$$

$$s = c \int_0^t e_r(t) dt + e_r(t)$$

根据 2.2 的推导过程可得:

$$\begin{aligned} N &= -k_r s - \text{sat}(s) - D\text{sign}(s) + \\ & \dot{r}_d - c_r e_r - \tau_7 p q + \tau_1 q r \end{aligned} \quad (42)$$

将式(42)代入式(9)可得到稳定得闭环系统:

$$\begin{aligned} \dot{e}_r + c_r e_r &= -k_r s - \text{sat}(s) - \\ & D\text{sign}(s) + d(t) < -k_r s \end{aligned}$$

其中 s 收敛于 0。可得到如下收敛效果:

$$e_r(t) = e_r(0)e^{-c_r t}$$

其中, e_r 的收敛速度取决于 c_r 值的大小以及 s 的收敛速
度。

由式(16)与式(42)可得:

$$\delta_r = \frac{\begin{bmatrix} -k_r s - \text{sat}(s) - D\text{sign}(s) + \dot{r}_d - c_r e_r - \tau_7 p q + \\ \tau_1 q r - \frac{\rho V_a^2 S b}{2}(C_{r_o} + C_{r_f} \beta + C_{r_r} \frac{bp}{2V_a} + C_{r_l} \frac{br}{2V_a}) \end{bmatrix}}{\frac{\rho V_a^2 S b}{2} C_{r_e}} \quad (43)$$

由式(12)、式(38)和式(43)可得:

$$\delta_a = \frac{\begin{bmatrix} m(-s_y - \text{sat}(s_y) - D\text{sign}(s_y) - \\ c_y e_y - c_y \dot{e}_y - p\dot{z} + r\dot{x} - g\cos\theta\sin\varphi + \ddot{y}_d) - \\ \frac{\rho V_a^2 S}{2}(C_{Y_o} + C_{Y_f} \beta + C_{Y_r} \frac{bp}{2V_a} + C_{Y_l} \frac{br}{2V_a} + C_{Y_e} \delta_r) \end{bmatrix}}{\frac{\rho V_a^2 S}{2} C_{Y_e}} \quad (44)$$

3 仿真与分析

本文使用 Matlab 软件对式(45)表示的期望轨迹进行
仿真, PID 控制器设计过程参考文献[15], 固定翼无人机的物理参数见表 1, SMVSC 算法仿真参数 $K_i = 4$ 、 $c_i = 6$ (其中 $i = x, y, z, r$), PID 算法仿真参数: $k_p = k_d = 6$, $k_i = 0$ 。为了验证本文控制算法的收敛性以及控制

性能,在仿真过程中加入外界阵风干扰为 $D = [D_x, D_y, D_z]^T = [120, 120, 120]^T$, 即三个方向上的干扰力均为 120 N 的较强阵风,仿真结果如图 3 ~ 图 11 所示。

$$\begin{cases} x_d = -500(\sin(\pi t/5) + \cos(\pi t/5))/\pi + 160 \\ y_d = 500(\sin(\pi t/5) - \cos(\pi t/5))/\pi + 160 \\ z_d = -100e^{-3t/50} + 100 \\ \psi_d = 0.01\sin(t) \end{cases} \quad (45)$$

表 1 固定翼无人机的相关物理参数

参数	值	参数	值
m/kg	13.5	C_{L0}	0.28
$J_x/(\text{kg}\cdot\text{m}^2)$	0.8244	C_{D0}	0.03
$J_y/(\text{kg}\cdot\text{m}^2)$	1.135	C_{m0}	-0.02338
$J_z/(\text{kg}\cdot\text{m}^2)$	1.759	C_{La}	3.45
$J_{xz}/(\text{kg}\cdot\text{m}^2)$	0.1204	C_{Da}	0.3
S/m^2	0.55	C_{ma}	-3.8
b/m	2.8956	C_{Lq}	0
c/m	0.18994	C_{Dq}	0
S_{prop}/m^2	0.2027	C_{mq}	-3.6
$\rho/\text{kg}/\text{m}^3$	1.2682	$C_{L\delta_e}$	-0.36
k_m	80	$C_{D\delta_e}$	0
$C_{m\delta_e}$	-0.5	C_{prop}	1.0
$C_{y\delta_e}$	0	$C_{p\delta_a}$	0.08
C_{y0}	0	C_{p0}	0
$C_{p\beta}$	-0.12	$C_{y\beta}$	-0.98
C_{y_p}	0	$C_{r\beta}$	0.25
C_{r_p}	0.022	C_{p_p}	-0.26
C_{r_r}	0.14	C_{y_r}	0
$C_{r\delta_a}$	0.06	C_{r_r}	-0.35
$C_{p\delta_r}$	0.105	$C_{y\delta_r}$	-0.17

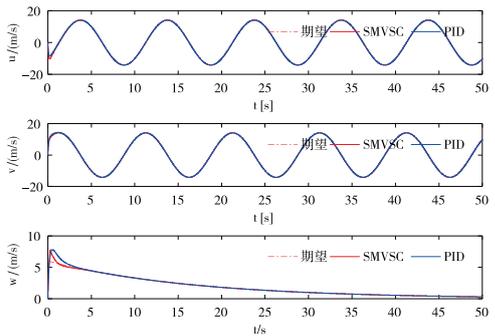


图 3 无人机速度跟踪

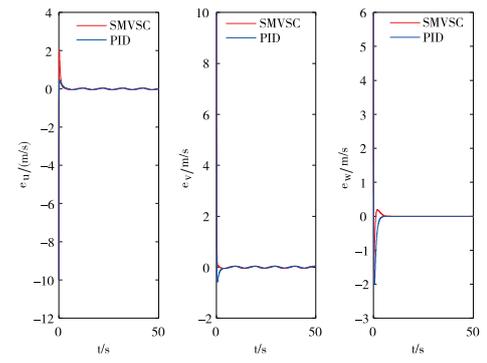


图 4 无人机速度误差

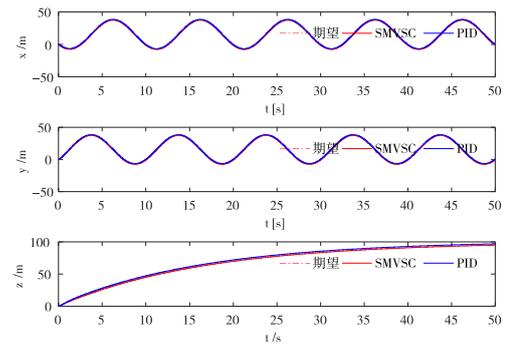


图 5 无人机位置跟踪

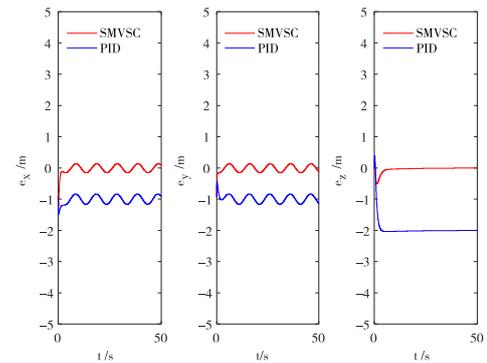


图 6 无人机位置误差

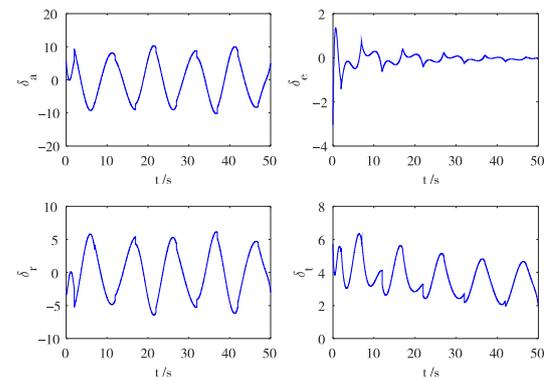


图 7 无人机控制输入

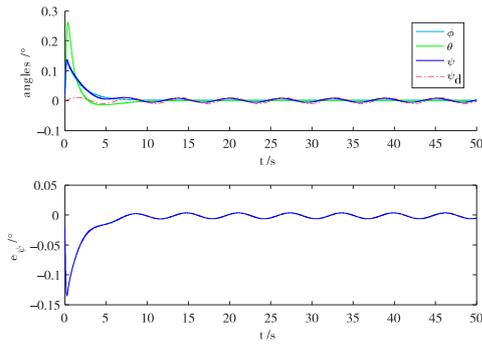


图 8 无人机姿态角,期望偏航角,偏航角控制误差

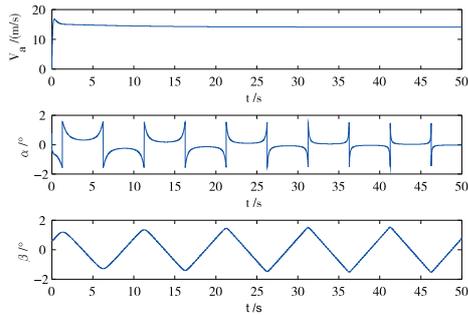


图 9 无人机空速,攻角和迎角

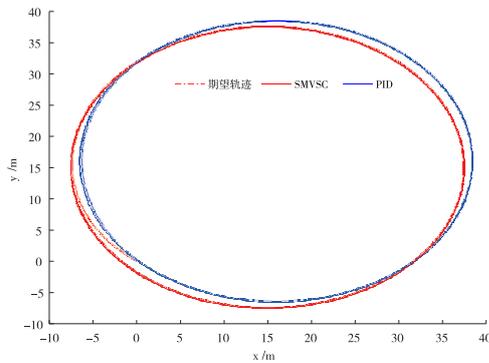


图 10 无人机轨迹跟踪(俯视图)

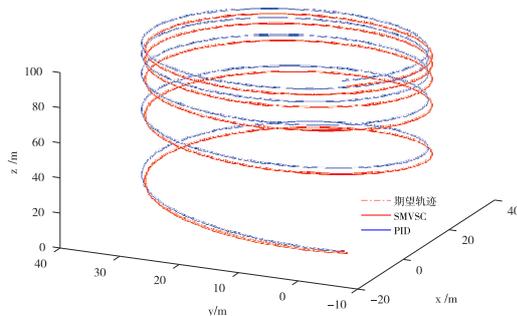


图 11 无人机轨迹跟踪(三维图)

从图 3 ~ 图 6 可知,在无人机速度跟踪方面,采用 SMVSC 控制算法或 PID 控制算法达到的稳态误差大致相当,但是相对于 PID 算法,采用 SMVSC 算法达到控制

效果较为稳定,初始误差更小,能在极短的时间内完成速度跟踪;在无人机位置跟踪方面,PID 算法明显就不如 SMVSC 算法,其稳态误差远大于 SMVSC 算法。

图 7 为飞行器四个控制信号的仿真图。图 8 给为无人机的飞行姿态。图 10 和图 11 为无人机轨迹跟踪的俯视图和三维图。从仿真结果来看,应用本文提出的 SMVSC 算法,无人机飞行更加稳定,轨迹跟踪性能更强。

4 结束语

本文提出的滑模变结构方法,对于结构复杂,MIMO 且呈非线性强耦合的固定翼无人机具有良好的控制效果,不但能有效减小稳态误差,而且可以在较强的阵风干扰和不确定参数的影响下不偏离期望轨迹。通过与 PID 控制方法比较发现,该方法具有较强的鲁棒性和抗干扰能力。在下一步研究中,考虑在滑模控制中引入智能控制算法,这样不仅能完成轨迹跟踪任务,还能进行最优路径规划。

参考文献:

[1] BREZOESCU A,ESPINOZA T,CASTILLO P,etal.Adaptive trajectory following for a fixed-wing UAV in presence of crosswind[J].Journal of Intelligent & Robotic Systems,2013,69(1-4):257-271.

[2] SAICCHARANSAGAR A,VAITHEESWARAN S M, SHENDGE P D.Uncertainty estimation based approach to attitude control of fixed wing UAV[J].IFAC-Paper-sOnLine,2016,49(1):278-283.

[3] 石川,林达.基于自适应积分反步的四旋翼飞行器控制[J/OL].计算机应用研究,2018,35(11).[2017-11-13]. <http://www.aocmag.com/article/02-2018-11-002.html>.(优先出版).

[4] IZAGUIRRE-ESPINOSA C,MUÑOZ-VÁZQUEZ A J, SÁNCHEZ-ORTA A,etal.Fractional attitude-reactive control for robust quadrotor position stabilization without resolving underactuation[J].Control Engineering Practice, 2016,53:47-56.

[5] ROTONDO D,CRISTOFARO A,GRYTE K,etal.LPV model reference control for fixed-wing UAVs[J].IFAC-

- PapersOnLine,2017,50(1):11559-11564.
- [6] KORKMAZ M, AYDOĞDU Ö, DOĞAN H. Design and performance comparison of variable parameter nonlinear PID controller and genetic algorithm based PID controller[C]//Proceeding of 2012 International Symposium on Innovations in Intelligent Systems and Applications, Trabzon, Turkey, July 2-4, 2012:1-5.
- [7] 费爱玲,李柠,李少远.固定翼无人机的自抗扰反步控制[J].控制理论与应用,2016,33(10):1296-1302.
- [8] 刘金琨.滑模变结构控制 MATLAB 仿真[M].北京:清华大学出版社,2015.
- [9] 刘世前.现代飞机飞行动力学与控制[M].上海:上海交通大学出版社,2014.
- [10] 吴森堂.飞行控制系统[M].北京:北京航空航天大学出版社,2013.
- [11] BEARD R W, MCLAIN T W. Small unmanned aircraft: theory and practice[M]. New Jersey, USA: Princeton University Press, 2012.
- [12] MOFID O, MOBAYEN S. Adaptive sliding mode control for finite-time stability of quad-rotor UAVs with parametric uncertainties[J]. Isa Transactions, 2017, 72: 1-14.
- [13] EDWARDS C, SPURGEON S K. Sliding mode control: theory and applications[M]. FL, USA: CRC Press, 1998.
- [14] YOSHIKAWA T. Lyapunov stability theory[J]. Veterinary Surgery, 2014, 44(4): 494, 500.
- [15] 刘金琨.机器人控制系统的设计与 MATLAB 仿真[M].北京:清华大学出版社,2008.

Sliding Mode Variable Structure Control of Fixed-wing UAV

TANG Yu^a, LIN Da^b

(a. School of Automation & Information Engineering; b. School of Physics and Electronics Engineering, Sichuan University of Science & Engineering, Zigong 643000, China)

Abstract: Fixed-wing UAV is a nonlinear systems with underactuation, strong coupling, multi-input multi-output (MIMO). Firstly, the system dynamics model is affected by the uncertain parameters and the external strong gust interference. Then, the sliding mode variable structure control (SMVSC) method is used to work out the four control input signal, realizing the uav's expected trajectory tracking. The double loop structure is used in the whole system, and the first loop is used to work out the control input signal of elevator and engine, then the second loop is used to work out the control input signal of aileron and rudder. Compared with PID control method, the SMVSC method can give control parameter in the design of sliding mode surface. The simulation results show that the aircraft with SMVSC method has certain robustness to the external wind disturbance and uncertain parameters, and can accurately complete the tracking task.

Key words: sliding mode variable structure control; fixed-wing UAV; trajectory tracking