

基于滑模控制的折叠翼飞行器辅助机动研究*

薛辰 徐亮 吕蓉蓉 陆宇平 何真[†]

(南京航空航天大学 自动化学院, 南京 211106)

摘要 基于滑模控制策略,研究了折叠翼飞行器辅助机动问题.分析了系统折叠角与气动参数的关系,把机翼折叠角看成额外的控制输入,构造了包含折叠辅助机动的飞行器动力学模型.针对非线性系统,加入混合干扰,设计了非奇异动态终端滑模控制(NDTSMC)器,能够较好地抑制折叠翼飞行器的不确定性,同时完成姿态跟踪控制.仿真结果表明,NDTSMC 改善了折叠翼飞行器的控制精度和鲁棒性能,具有较好的抖振消除效果.与传统飞行器相比,加入折叠辅助机动的折叠翼飞行器拥有更高的机动性和抗干扰能力.

关键词 折叠翼飞行器, 变形辅助机动, 非奇异动态终端滑模控制(NDTSMC), 轨迹跟踪

DOI: 10.6052/1672-6553-2018-086

引言

现今的传统飞行器大多采用固定翼结构,绝大部分情况下飞行性能相对单一,在特定的环境下满足任务需求要进行诸多优化.因此,先进的变体技术能够提高飞机适应多种任务的能力,逐渐成为未来研究的热点之一.

变体飞行器最显著的特点之一是能改变机翼结构形状,如折叠、伸展、后掠等^[1].因此,变形可以增强飞行器的气动性能和飞行效率,从而满足更多的任务需求.许多国家都开展了对变形机理和稳定控制的设计研究工程^[2-5].由于变体飞行器具有众多传统飞行器不具备的优点,美国、中国等国家的高校以及研发机构在近几年里对变体飞行器这方面的研究都很重视^[6-10].如果把变形作为辅助操作方式,除了常规操作外,还可以提高机动性能,从而拓宽适应任务的能力.文献[11]针对某一变弯度飞行器,通过改变机翼弯度实现对飞行器系统扰动抑制.文献[12]基于一种自适应控制器,利用机翼形状的改变实现飞行器轨迹跟踪控制.文献[13]通过改变变体飞行器的尾翼安装角来控制飞行器的俯仰特性,从而实现了目标区域的机动降落.这些研究初步探讨了通过机翼变形来实现机动的可能性,然而,对变形辅助与传统机动相结合的研究较少,

因此具有重要的实用价值.

飞行器在加入变形之后,就成了一个具有高度耦合和非线性特性的复杂系统.因为变形会带来参数不确定、变形偏差、外部扰动等影响,为了达到一定的鲁棒性,本文选用了非奇异终端滑模控制(NTSMC),这样就能够使得系统拥有良好稳定性能的同时^[14,15],也不存在控制奇异区域.NTSMC 的方法广泛使用于近空间飞行器^[16]、多运动体航天器^[17]、同步电机^[18,19]、柔性机械手^[20]、光学扫描台架平台^[21]等多种领域.然而,使用 NTSMC 里含有的非连续切换项将引起抖振,会降低系统的控制性能.动态滑模控制策略(dynamic sliding mode control, DSMC)是近年兴起的热点之一,其通过对不连续切换信号的积分能较好地抑制抖振影响^[22],从而增强控制精度,并在高超声速飞行器^[23,24]、核蒸汽发电机^[25]等研究中得到了应用.

本文建立了利用折叠辅助机动的折叠翼飞行器的模型,同时设计了飞行器的控制器.首先,通过分析机翼折叠与气动特性之间的关系,并建立模型.将折叠角的变化作为附加操作,建立了纵向动态模型.其次,针对非线性系统模型和混合干扰情况,设计了一种基于反馈线性化的非奇异动态终端滑模控制器(NDTSMC).使用 DSMC 方法对非连续切换控制信号的积分来实现抖振抑制.最后,跟踪

2017-10-18 收到第 1 稿,2017-11-21 收到修改稿.

* 国家自然科学基金资助项目(11572149,61304139),江苏自然科学基金资助项目(BK20130806)

[†] 通讯作者 E-mail:hezhen@nuaa.edu.cn

仿真结果表明,采用折叠辅助机动的折叠翼飞行器的机动性和抗扰能力比传统飞机强。

1 包含变形辅助机动的折叠飞行器动力学建模

1.1 折叠翼飞行器气动参数建模

本文主要研究的是一种折叠翼飞行器,它可以对称地折叠机翼,如图1所示。图中, $o_b x_b y_b z_b$ 是机体坐标系,原点固定在机身上,地面坐标系则定义为 $o_g x_g y_g z_g$ 。折叠翼飞行器的机翼分为两个部分,一般情况下,两边的机翼保持在同一个水平线上。当开始变形时,机翼的内侧机翼向上折叠,同时外侧机翼一直保持在水平位置。

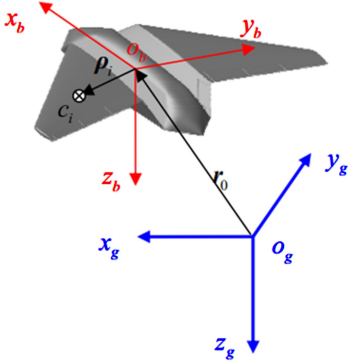


图1 折叠翼飞行器

Fig.1 Illustration of a folding aircraft

定义 δ 为折叠角,利用 Datcom 计算出各折叠角 δ 下的气动参数,再由 Matlab 拟合相关数据,获得升力系数 C_L 、阻力系数 C_D 和俯仰力矩系数 C_m 的表达式:

$$\begin{aligned} C_L(\delta) &= C_{L_{\alpha=0}}(\delta) + C_{L_{\alpha}}(\delta)\alpha + C_{L_q}(\delta)q + C_{L_{\delta_e}}(\delta)\delta_e \\ C_D(\delta) &= C_{D_{\alpha=0}}(\delta) + C_{D_{\alpha}}(\delta)\alpha \\ C_m(\delta) &= C_{m_{\alpha=0}}(\delta) + C_{m_{\alpha}}(\delta)\alpha + C_{m_q}(\delta)q + C_{m_{\delta_e}}(\delta)\delta_e \quad (1) \end{aligned}$$

其中, q 是俯仰角速度, α 是迎角, δ_e 是升降舵偏角,经过计算得到飞行器气动参数和机翼折叠角 δ 的关系函数。

$$\begin{cases} C_{L_{\alpha=0}}(\delta) = c_{11}\delta + c_{12} = -0.001268\delta + 0.3339 \\ C_{L_{\alpha}}(\delta) = c_{21}\delta + c_{22} = -0.0131\delta + 3.2271 \\ C_{D_{\alpha=0}}(\delta) = c_{31}\delta + c_{32} = -0.00004967\delta + 0.02164 \\ C_{D_{\alpha}}(\delta) = c_{41}\delta + c_{42} = -0.00052764\delta + 0.1791 \\ C_{m_{\alpha=0}}(\delta) = c_{51}\delta + c_{52} = 0.0052\delta - 0.3123 \\ C_{m_{\alpha}}(\delta) = c_{61}\delta + c_{62} = -0.0072\delta - 3.3538 \end{cases} \quad (2)$$

从式(2)可以看出,机翼的折叠可以直接影响

飞行器的气动参数,由此可见折叠角的变化对飞行器的整体气动特性有着重要的影响。

1.2 包含变形辅助机动的折叠翼飞行器动力学建模

根据以上所建立的气动参数函数,对折叠翼飞行器进行纵向非线性动力学建模得到:

$$\begin{cases} \dot{V} = \frac{T}{m}\cos\alpha - \frac{1}{m}D(\delta) - g\sin(\theta - \alpha) \\ \dot{\alpha} = -\frac{T}{mV}\sin\alpha - \frac{1}{mV}L(\delta) + q + \frac{g}{V}\cos(\theta - \alpha) \\ \dot{\theta} = q \\ \dot{q} = \frac{1}{I_y}M(\delta) \\ \dot{h} = V\sin(\theta - \alpha) \end{cases} \quad (3)$$

式中, V 为飞行速度, h 为飞行高度, θ 为俯仰角, q 为俯仰角速率; m 为飞行器质量, I_y 为绕 y 轴的俯仰惯性矩; g 是引力常数。推力是 $T = T_{\delta_t}\delta_t$, 其中, 推力系数是 T_{δ_t} , δ_t 是油门开度。因此, 升力 L , 阻力 D , 俯仰力矩 M 分别表示如下

$$\begin{cases} L(\delta) = QS_w C_L(\delta) \\ D(\delta) = QS_w C_D(\delta) \\ M(\delta) = QS_w c_A C_m(\delta) \end{cases} \quad (4)$$

式中, Q 是动压, 且 $Q = 0.5\rho V^2$, ρ 是空气密度, S_w, c_A 分别是机翼参考面积与机翼的平均几何弦长。可以看出, 与常规飞行器相比, 折叠翼飞行器提高了气动性能。折叠翼飞行器将折叠角看作额外的辅助控制输入, 所以折叠翼飞行器有三个输入变量: δ_e, δ_t 和 δ 。将原模型(3)重新整理后得到了新的非线性模型。

$$\begin{bmatrix} \dot{V} \\ \dot{\alpha} \\ \dot{\theta} \\ \dot{q} \\ \dot{h} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} f_1 \\ f_2 \\ f_3 \\ f_4 \\ f_5 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} g_{11} & g_{21} & g_{31} \\ g_{12} & g_{22} & g_{32} \\ g_{13} & g_{23} & g_{33} \\ g_{14} & g_{24} & g_{34} \\ g_{15} & g_{25} & g_{35} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_e \\ \delta_t \\ \delta \end{bmatrix} \quad (5)$$

上述非线性函数是

$$\begin{cases} f_1 = -\frac{1}{2m}\rho V^2 S_w (c_{32} + c_{42}\alpha) - g\sin(\theta - \alpha) \\ f_2 = -\frac{1}{2m}\rho V S_w (c_{12} + c_{22}\alpha) + q + \frac{g}{V}\cos(\theta - \alpha) \\ f_3 = q \\ f_4 = \frac{1}{2I_y}\rho V^2 S_w c_A (c_{52} + c_{62}\alpha) \\ f_5 = V\sin(\theta - \alpha) \end{cases} \quad (6)$$

$$\begin{cases} g_{11}=0 \\ g_{12}=-\frac{1}{2m}\rho V S_w C_{L_{\delta_e}} \\ g_{13}=0 \\ g_{14}=\frac{1}{2I_y}\rho V^2 S_w c_A C_{m_{\delta_e}} \\ g_{15}=0 \end{cases} \quad (7)$$

$$\begin{cases} g_{21}=\frac{1}{m}T_{\delta_i}\cos\alpha \\ g_{22}=-\frac{1}{mV}T_{\delta_i}\sin\alpha \\ g_{23}=0 \\ g_{24}=0 \\ g_{25}=0 \end{cases} \quad (8)$$

$$\begin{cases} g_{31}=-\frac{1}{2m}\rho V^2 S_w (c_{31}+c_{41}\alpha) \\ g_{32}=-\frac{1}{2m}\rho V S_w (c_{11}+c_{21}\alpha) \\ g_{33}=0 \\ g_{34}=\frac{1}{2I_y}\rho V^2 S_w c_A (c_{51}+c_{61}\alpha) \\ g_{35}=0 \end{cases} \quad (9)$$

上述方程式完整表达了折叠翼飞行器折叠辅助机动的动力学模型。

为了更简洁的描述运动,将状态变量定义为

$$\mathbf{x} = [x_1 \ x_2 \ x_3 \ x_4 \ x_5]^T = [V \ \alpha \ \theta \ q \ h]^T \quad (10)$$

输入量为

$$\mathbf{u} = [u_1 \ u_2 \ u_3]^T = [\delta_e \ \delta_i \ \delta]^T \quad (11)$$

因此,采用折叠辅助机动的折叠飞行器的动态模型式(5)可以描述为

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(\mathbf{x}) + \mathbf{g}(\mathbf{x})\mathbf{u} = \mathbf{f}(\mathbf{x}) + \sum_{i=1}^3 \mathbf{g}_i(\mathbf{x})u_i \quad (12)$$

其中,

$$\mathbf{f}(\mathbf{x}) = [f_1(\mathbf{x}) \ f_2(\mathbf{x}) \ f_3(\mathbf{x}) \ f_4(\mathbf{x}) \ f_5(\mathbf{x})]^T \quad (13)$$

$$\mathbf{g}_i(\mathbf{x}) = [g_{i1}(\mathbf{x}) \ g_{i2}(\mathbf{x}) \ g_{i3}(\mathbf{x}) \ g_{i4}(\mathbf{x}) \ g_{i5}(\mathbf{x})]^T, \quad i=1,2,3 \quad (14)$$

2 折叠翼飞行器解耦控制设计

由于增加了折叠辅助机动,在式(12)中各种复杂的耦合关联.基于反馈线性化的方法,构造折

叠翼飞行器的解耦控制.选择飞行速度、俯仰角和高度作为三个控制目标,输出函数 $y=h(\mathbf{x})$ 如下:

$$\begin{cases} y_1 = h_1(\mathbf{x}) = x_1 = V \\ y_2 = h_2(\mathbf{x}) = x_3 = \theta \\ y_3 = h_3(\mathbf{x}) = x_5 = h \end{cases} \quad (15)$$

计算可得飞行器模型的相对阶为 $\{1,2,2\}$,其中各项的和与系统维度相等,所以,定义如下坐标变换

$$\begin{cases} z_1^1 = h_1(\mathbf{x}) = x_1 \\ z_1^2 = h_2(\mathbf{x}) = x_3 \\ z_2^2 = L_f h_2(\mathbf{x}) = \dot{x}_3 \\ z_1^3 = h_3(\mathbf{x}) = x_5 \\ z_2^3 = L_f h_3(\mathbf{x}) = \dot{x}_5 \end{cases} \quad (16)$$

同时,将解耦矩阵构造为

$$\mathbf{A}(\mathbf{x}) = \begin{bmatrix} a_{11}(\mathbf{x}) & a_{12}(\mathbf{x}) & a_{13}(\mathbf{x}) \\ a_{21}(\mathbf{x}) & a_{22}(\mathbf{x}) & a_{23}(\mathbf{x}) \\ a_{31}(\mathbf{x}) & a_{32}(\mathbf{x}) & a_{33}(\mathbf{x}) \end{bmatrix} \quad (17)$$

$$\mathbf{b}(\mathbf{x}) = [b_1(\mathbf{x}) \ b_2(\mathbf{x}) \ b_3(\mathbf{x})]^T \quad (18)$$

式中, $a_{ij}(\mathbf{x}), b_i(\mathbf{x}) (i,j=1,2,3)$ 是根据动态模型解析的李导数,表达如下

$$\begin{cases} a_{11}(\mathbf{x}) = L_{g_1} h_1(\mathbf{x}) = 0 \\ a_{12}(\mathbf{x}) = L_{g_2} h_1(\mathbf{x}) = g_{21}(\mathbf{x}) \\ a_{13}(\mathbf{x}) = L_{g_3} h_1(\mathbf{x}) = g_{31}(\mathbf{x}) \\ a_{21}(\mathbf{x}) = L_{g_1} L_f h_2(\mathbf{x}) = g_{14}(\mathbf{x}) \\ a_{22}(\mathbf{x}) = L_{g_2} L_f h_2(\mathbf{x}) = 0 \\ a_{23}(\mathbf{x}) = L_{g_3} L_f h_2(\mathbf{x}) = g_{34}(\mathbf{x}) \\ a_{31}(\mathbf{x}) = L_{g_1} L_f h_3(\mathbf{x}) = -x_1 \cos(x_3 - x_2) g_{12}(\mathbf{x}) \\ a_{32}(\mathbf{x}) = L_{g_2} L_f h_3(\mathbf{x}) = \sin(x_3 - x_2) g_{21}(\mathbf{x}) - x_1 \cos(x_3 - x_2) g_{22}(\mathbf{x}) \\ a_{33}(\mathbf{x}) = L_{g_3} L_f h_3(\mathbf{x}) = \sin(x_3 - x_2) g_{31}(\mathbf{x}) - x_1 \cos(x_3 - x_2) g_{32}(\mathbf{x}) \end{cases} \quad (19)$$

$$\begin{cases} b_1(\mathbf{x}) = L_f h_1(\mathbf{x}) = f_1(\mathbf{x}) \\ b_2(\mathbf{x}) = L_f^2 h_2(\mathbf{x}) = f_4(\mathbf{x}) \\ b_3(\mathbf{x}) = L_f^2 h_3(\mathbf{x}) = \sin(x_3 - x_2) f_1(\mathbf{x}) - x_1 \cos(x_3 - x_2) [f_2(\mathbf{x}) - f_3(\mathbf{x})] \end{cases} \quad (20)$$

因此,可以得到矩阵(17)是非奇异的,从而可以得到状态反馈解耦控制器。

$$\mathbf{u} = \mathbf{A}^{-1}(\mathbf{x})(-\mathbf{b}(\mathbf{x}) + \mathbf{v}) \quad (21)$$

式中, $\mathbf{v} = [v_1 \ v_2 \ v_3]^T$ 为解耦系统的参考输入向量。

由坐标变换式(16)和解耦控制式(21)的运算,得出用于折叠辅助机动的输入输出线性解耦系统如下:

$$\begin{cases} \dot{z}_1^1 = v_1, \dot{z}_1^2 = z_2^2, \dot{z}_2^2 = v_2, \\ \dot{z}_1^3 = z_2^3, \dot{z}_2^3 = v_3, \\ y_1 = z_1^1, y_2 = z_1^2, y_3 = z_1^3 \end{cases} \quad (22)$$

3 折叠翼飞行器的非奇异动态终端滑模控制(NDTSMC)

飞行器折叠过程中有很多不确定的因素,除了部分不准确的气动参数和外部扰动,还有参数扰动以及机翼折叠引起的未建模动态等带来的影响都会引起不可忽视的混合干扰.仅仅利用简单的反馈线性化不能消除此类干扰,因此为了满足系统的鲁棒性,必须要构建适当的外部控制器.本节着重介绍了折叠辅助机动的全局稳定性,设计了一种新的 NDTSMC 滑模控制.

3.1 NDTSMC 的设计过程

将混合干扰加入到折叠翼飞行器解耦系统中,得出了三个子系统,分别是飞行器的速度、俯仰角和高度:

$$\begin{cases} \dot{z}_1^1 = v_1 + d_1(t) \\ y_1 = z_1^1 \end{cases} \quad (23)$$

$$\begin{cases} \dot{z}_1^2 = z_2^2 \\ \dot{z}_2^2 = v_2 + d_2(t) \\ y_2 = z_1^2 \end{cases} \quad (24)$$

$$\begin{cases} \dot{z}_1^3 = z_2^3 \\ \dot{z}_2^3 = v_3 + d_3(t) \\ y_3 = z_1^3 \end{cases} \quad (25)$$

式中, $d_i(t)$ ($i=1,2,3$) 是三个子系统的复合干扰,并满足 $|d_i(t)| \leq M_i$, $|\dot{d}_i(t)| \leq N_i$, 这里 M_i , N_i ($i=1,2,3$) 是正常数.

将跟踪误差定义为:

$$\begin{cases} e_1 = y_1 - y_1^* = z_1^1 - V^* \\ e_2 = y_2 - y_2^* = z_1^2 - \theta^* \\ e_3 = y_3 - y_3^* = z_1^3 - h^* \end{cases} \quad (26)$$

式中, V^* , θ^* , h^* 分别为速度、俯仰角和高度目标状态.

NTSMC 法的鲁棒性强,可抑制较强的混合干扰.但是非连续切换控制项导致的抖振现象会降低系统的控制性能.传统的边界层方法尽管能减少抖振,但是这种减振的方法以牺牲一部分控制性能为代价.本文基于 NTSMC 收敛性,设计了一种新的 NDTSMC 控制器,其中使用 DSMC 非连续切换项的积分实现抖振抑制功能.

式(23)~(25)是折叠翼飞行器折叠辅助机动的解耦系统,详细的 NDTSMC 设计过程为:

首先,定义线性滑模面

$$\begin{cases} S_1 = e_1 \\ S_2 = c_2 e_2 + \dot{e}_2 \\ S_3 = c_3 e_3 + \dot{e}_3 \end{cases} \quad (27)$$

式中,参数 $c_2, c_3 > 0$.

接着,得到非奇异终端滑模结构的动态滑动模面构造如下

$$\begin{cases} E_1 = S_1 + \frac{1}{\beta_1} \dot{S}_1^{p_1/q_1} \\ E_2 = S_2 + \frac{1}{\beta_2} \dot{S}_2^{p_2/q_2} \\ E_3 = S_3 + \frac{1}{\beta_3} \dot{S}_3^{p_3/q_3} \end{cases} \quad (28)$$

式中,设计参数 $\beta_i > 0$ ($i=1,2,3$); p_i, q_i 是正奇数且满足条件 $q_i < p_i < 2q_i$.

最后,基于指数趋近律,求得 NDTSMC 控制律为

$$\begin{cases} \dot{V}_1 = \ddot{V}^* - \frac{\beta_1 q_1}{p_1} \dot{S}_1^{(2-p_1/q_1)} - k_1 E_1 - (N_1 + \eta_1) \text{sgn}(E_1) \\ \dot{V}_2 = c_2 \ddot{\theta}^* + \ddot{\theta}^* - c_2 v_2 - \frac{\beta_2 q_2}{p_2} \dot{S}_2^{(2-p_2/q_2)} - k_2 E_2 - (c_2 M_2 + N_2 + \eta_2) \text{sgn}(E_2) \\ \dot{V}_3 = c_3 \ddot{h}^* + \ddot{h}^* - c_3 v_3 - \frac{\beta_3 q_3}{p_3} \dot{S}_3^{(2-p_3/q_3)} - k_3 E_3 - (c_3 M_3 + N_3 + \eta_3) \text{sgn}(E_3) \end{cases} \quad (29)$$

式中,参数 $k_i, \eta_i > 0$ ($i=1,2,3$).

由公式可知 NDTSMC 包含了两层滑模面,在保证系统快速收敛性的同时,使非连续的切换控制信号转移到控制器的导数上.因此,利用积分法获得的连续控制信号,有效地抑制了扰动.

综上,折叠翼飞行器折叠辅助机动的控制结构如图 2 所示.

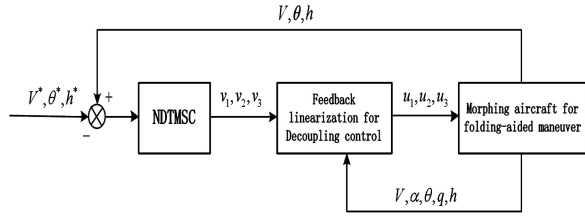


图 2 折叠翼飞行器控制系统示意图

Fig.2 Diagram of control system for folding aircraft

3.2 系统稳定性证明

定理 1 针对某一飞行器加入折叠辅助机动后的解耦系统式 (23) ~ (25), 建立线性滑模面式 (27) 和动态滑动模式 (28), 使用 NDTSMC 的方法, 从而使闭环系统渐近稳定, 让飞行器在飞行过程中完成速度、俯仰角和高度的渐近跟踪。

证明: 用于折叠辅助机动的折叠翼飞行器的各解耦子系统有着类似的控制结构, 因此, 本文以飞行器对高空的跟踪为例加以证明。

定义李雅普诺夫函数

$$V_3 = \frac{1}{2} E_3^2 \quad (30)$$

因此,

$$\begin{aligned} \dot{V}_3 &= E_3 \dot{E}_3 = E_3 \frac{p_3}{\beta_3 q_3} \dot{S}_3^{(p_3/q_3-1)} \left(\frac{\beta_3 q_3}{p_3} \dot{S}_3^{(2-p_3/q_3)} + \ddot{S}_3 \right) \\ &= E_3 \frac{p_3}{\beta_3 q_3} \dot{S}_3^{(p_3/q_3-1)} \left(\frac{\beta_3 q_3}{p_3} \dot{S}_3^{(2-p_3/q_3)} + c_3 \ddot{e}_3 + \ddot{e}_3 \right) \end{aligned} \quad (31)$$

由式 (25) 和 (26) 可以得出

$$\begin{aligned} \dot{V}_3 &= E_3 \frac{p_3}{\beta_3 q_3} \dot{S}_3^{(p_3/q_3-1)} \left(\frac{\beta_3 q_3}{p_3} \dot{S}_3^{(2-p_3/q_3)} + c_3 v_3 + \right. \\ &\quad \left. \dot{V}_3 + c_3 d_3(t) + \dot{d}_3(t) - c_3 \ddot{h}^* - \ddot{h}^* \right) \end{aligned} \quad (32)$$

将 v_3 带入式 (29) 中得到

$$\begin{aligned} \dot{V}_3 &= E_3 \frac{p_3}{\beta_3 q_3} \dot{S}_3^{(p_3/q_3-1)} \left(-k_3 E_3 + c_3 d_3(t) + \right. \\ &\quad \left. \dot{d}_3(t) - (c_3 M_3 + N_3 + \eta_3) \operatorname{sgn}(E_3) \right) \\ &= -\frac{p_3}{\beta_3 q_3} \dot{S}_3^{(p_3/q_3-1)} \left(k_3 E_3^2 + \eta_3 |E_3| + \right. \\ &\quad \left. c_3 M_3 |E_3| - c_3 d_3(t) E_3 + N_3 |E_3| - \dot{d}_3(t) E_3 \right) \end{aligned} \quad (33)$$

考虑到 p_3 和 q_3 是正奇数并且满足条件 $q_3 < p_3 < 2q_3$, 所以 $\dot{S}_3^{(p_3/q_3-1)} \geq 0$. 因此, 我们可以得出

$$\dot{V}_3 \leq 0 \quad (34)$$

如果 $\dot{S}_3 \neq 0$, 考虑到 $E_3 \neq 0$, 因此, 可以得出 $\dot{V}_3 < 0$. 否

则 $\dot{S}_3 = 0, \dot{V}_3 = 0$. 此外, 可以证明 $\dot{S}_3 \neq 0$. 由此可见, 状态是不稳定的, 这意味着 $\dot{V}_3 = 0$ 不会在所有时间内保持不变。

最后, 飞行高度子系统达到了李雅普诺夫稳定的条件, 所以, 可以得出闭环系统渐近稳定. 从而验证了, 采用 NDTSMC 控制方法, 设计的滑模面具有较好的收敛性能. 此外, 线性滑模面进入非奇异端滑模运动状态, 并保持不变. 最后的高度误差渐近到 0, 飞行器完成了飞行高度的渐近跟踪。

以上飞行高度跟踪稳定性的证明, 同样适用于飞行速度和俯仰角稳定性证明。

4 仿真与分析

为了证明所提出的 NDTSMC 的有效性, 本文对折叠翼飞行器的折叠辅助机动过程进行了仿真。

设定仿真过程如下: 初始阶段, 折叠翼飞行器飞行以 0.3Ma 的速度在 2km 的高度水平飞行, 折叠角度是 30 度; 第 10 秒飞行器开始跟踪指定的轨迹爬升; 利用折叠翼辅助机动, 50 秒以后飞行器上升到 2.1km 高度并且飞行到一个新的平稳状态; 同时飞行器保持稳定的速度和姿态。

在上升过程中, 加入峰值为 20N 的混合力干扰和 400N · m 的混合力矩干扰, 震荡周期为 5 秒. 折叠翼飞行器的物理参量是: $m = 5000\text{kg}$, $S_w = 19.49\text{m}^2$, $c_A = 3.06\text{m}$, $I_y = 16269.8\text{kg} \cdot \text{m}^2$. 大气密度是 $\rho = 1.0065\text{kg/m}^3$.

通过分析和调试, 将 NDTSMC 控制器的设计参数设置为: $c_2 = 2, c_3 = 1.2, \beta_1 = 1, \beta_2 = 0.2, \beta_3 = 0.2, p_1 = p_2 = p_3 = 7, q_1 = q_2 = q_3 = 5, k_1 = 0.5, k_2 = 0.02, k_3 = 0.05, \eta_1 = 0.1, \eta_2 = \eta_3 = 0.2$.

以折叠角变化为附加操作, 模拟了折叠翼飞行器的目标跟踪, 并与只包括常规舵面和油门的传统飞行器做比较. 飞行状态的变化过程如图 3 所示。

从图 3(f), 与传统飞行器相比, 折叠翼飞行器在目标跟踪中更准确. 由于折叠翼飞行器在爬升过程中对混合干扰有非常强的抑制能力, 所以混合干扰几乎没有对航迹跟踪精度造成影响; 而传统飞行器则有明显的扰动. 如图 3(a) 所示, 与传统飞行器相比, 折叠翼飞行器的速度稳定性更好. 然而, 传统飞行器只是通过改变升降舵和油门这两个输入量来消除混合干扰, 飞行器的气动特性不会改变. 如果传统飞行器的混合干扰过大, 升降舵和油门对飞行器的控制效果就会变差; 而折叠翼飞行器在把机翼折

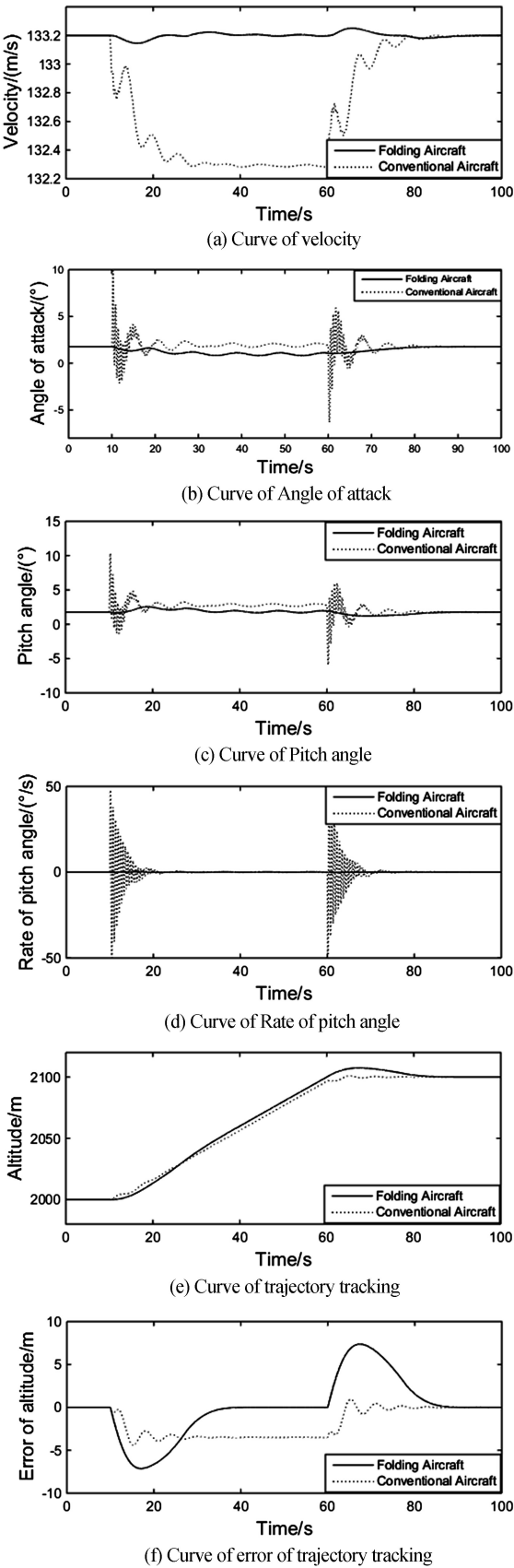


图3 折叠翼飞行器与传统飞行器轨迹跟踪效果的比较
Fig.3 Comparison of trajectory tracking effect between morphing aircraft and conventional aircraft

叠作为附加操纵的同时,通过折叠角的变化来改变飞行器本身的气动特,从而为飞行提供了辅助控制,这样就能够提高飞行器的控制效果和抗干扰能力.

在图 3(c)中强调了折叠辅助机动的另一个优点.在爬坡过程中,传统飞行器的俯仰角与平飞时不同,并且由于各种干扰持续波动;而折叠翼飞行器可以保持在平飞角度,同时不受干扰.这种在改变飞行高度的同时,能够保持俯仰姿态的运动效果与当今飞行器主动控制技术中的直接升力控制非常相似.由此看出,折叠翼飞行器不但能够利用折叠辅助机动来增加控制精度,而且能够提供额外的机动性能.

在仿真中,折叠翼飞行器和传统飞行器的控制输入显示在图 4 中.

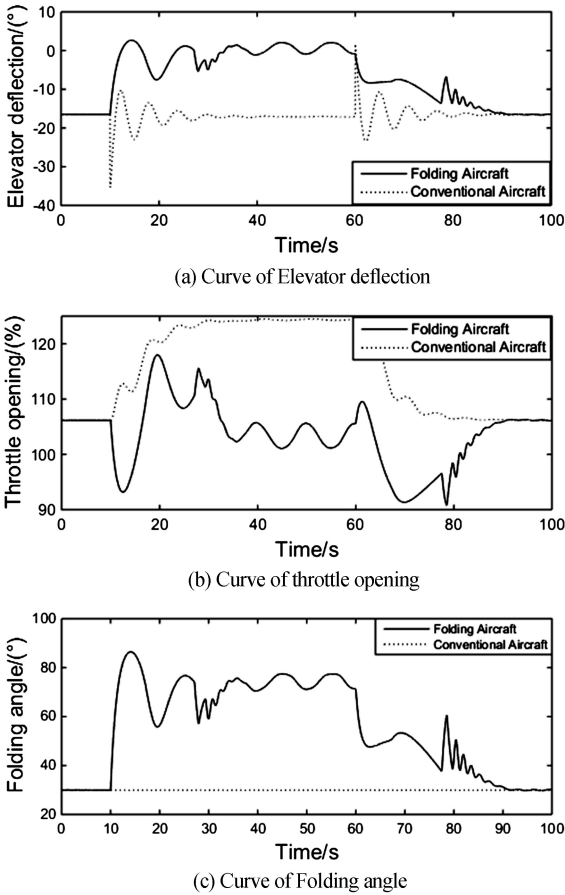


图4 折叠翼飞行器与传统飞行器跟踪控制信号的比较
Fig.4 Comparison of tracking control signal between morphing aircraft and conventional aircraft

从图 4 可以看到,采取折叠角变化作为一个额外的操作,使油门开放的增量在攀登阶段显著减少.这显示出了折叠翼飞行器可以通过折叠辅助机动来更好的完成目标飞行任务,同时减少能耗的优势.

仿真结果显示了折叠辅助机动的优点,其原理是机翼折叠角变化直接影响气动特性.采用额外的工作装置,控制器可以给出更好的最优控制策略.此外,还可以防止机构控制饱和引起的问题.

5 结论

将飞行器机翼折叠变形看成一种额外的操作,将有利于提升飞行器的机动性能.本文针对折叠翼飞行器,分析折叠角对气动性能的影响,构建了函数模型.以折叠角为附加机动,构造了折叠辅助机动的纵向非线性动力学模型.文中的 NDTSMC 设计方法在实现飞行器一定时间内收敛到稳定状态的同时,消除了抖振的不利影响.仿真结果表明,NDTSMC 提升了折叠翼飞行器的控制精度和鲁棒性.航迹跟踪仿真结果表明,与传统飞行器相比,采用折叠辅助机动的折叠翼飞行器具有更好的机动性能和抗干扰能力,并且具有较高的能量效率.与此同时,NDTSMC 在对航迹跟踪和状态保持的控制精度上比传统的滑模控制有了明显的提高.NDTSMC 能更好的消除复合干扰的影响,这也是传统控制所做不到的.所以,采用 NDTSMC 能够让飞行器在复杂的环境下保持更好的机动性能.

参 考 文 献

- Barbarino S, Bilgen O, Ajaj R M, et al. A review of morphing aircraft. *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, 2011,22(9): 823~877
- Kudva J N. Overview of the DARPA smart wing project. *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, 2004,15(4): 261~267
- Rodriguez A R. Morphing aircraft technology survey. In: Proceeding. of the 45th AIAA Aerospace Science Meeting and Exhibit, 2007;1~16
- Ivanco T G, Scott R C, Love M H, et al. Validation of the lockheed Martin morphing concept with wind tunnel testing. In: Proceeding. of the 48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, 2007;1~17
- Bowman J, Sanders B, Cannon B, et al. Development of next generation morphing aircraft structures. In: Proceeding. of the 48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, 2007;1~10
- Jouannet C, Lundström D, Amadori K, et al. Morphing wing design, from study to flight test. In: Proceeding. of the 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 2009;1~12
- Matteo N D, Guo S, Ahmed S, et al. Design and analysis of a morphing flap structure for high lift wing. In: Proceeding. of the 51st AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, 2010;1~12
- Felício J, Santos P, Gamboa P, et al. Evaluation of a variable-span morphing wing for a small UAV. In: Proceeding. of the 52nd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, 2011;1~17
- Wang Q, Chen Y, Tang H. Mechanism design for aircraft morphing wing. In: Proceeding. of the 53rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, 2012;1~12
- 殷明,陆宇平,何真. 变体飞行器 LPV 建模与鲁棒增益调度控制. 南京航空航天大学学报, 2013,45(2): 202~208. (Yin M, Lu Y P, He Z. LPV modeling and robust gain scheduling control of morphing aircraft. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2013,45(2): 202~208 (in Chinese))
- Boothe K, Fitzpatrick K, Lind R. Controllers for disturbance rejection for a linear input-varying class of morphing aircraft. In: Proceeding. of the 46th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, 2005;1~14
- Valasek J, Lampton A, Marwaha M. Morphing unmanned air vehicle intelligent shape and flight control. In: Proceeding. of the AIAA Infotech@ Aerospace Conference, 2009;1~27
- Hurst A C, Wickenheiser A M, Garcia E. Control of an adaptive aircraft with a morphing input. In: Proceeding. of the 50th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, 2009;1~6
- Feng Y, Yu X H, Man Z H. Non-Singular terminal sliding mode control of rigid manipulators. *Automatica*, 2002,38(12): 2159~2167
- Yang J, Li S H, Su J Y, et al. Continuous nonsingular terminal sliding mode control for systems with mismatched disturbances. *Automatica*, 2013,49(7): 2287~2291
- 蒲明,吴庆宪,姜长生等. 新型快速 Terminal 滑模及其在近空间飞行器上的应用. 航空学报, 2011,32(7): 1283~1291 (Pu M, Wu Q X, Jiang C S, et al. New fast terminal sliding mode and its application to near space ve-

- icles. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2011, 32 (7):1283~1291 (in Chinese))
- 17 许晨, 陆宇平, 刘燕斌等. 多运动体航天器旋量理论动力学建模与滑模控制. 系统工程与电子技术, 2012, 34 (12):2535~2540 (Xu C, Lu Y P, Liu Y B, et al. Dynamic modeling and sliding mode control of multi-moving-body spacecraft using screw theory. *Systems Engineering and Electronics*, 2012, 34 (12): 2535 ~ 2540 (in Chinese))
 - 18 Li H, Dou L H, Su Z. Adaptive nonsingular fast terminal sliding mode control for electromechanical actuator. *International Journal of Systems Science*, 2013, 44 (3):401~415
 - 19 郑剑飞, 冯勇, 陆启良. 永磁同步电机的高阶终端滑模控制方法. 控制理论与应用, 2009, 26 (6):697~700 (Zheng J F, Feng Y, Lu Q L. High-order terminal sliding-mode control for permanent magnet synchronous motor. *Control Theory & Applications*, 2009, 26 (6): 697 ~ 700 (in Chinese))
 - 20 王艳敏. 柔性机械手非奇异终端滑模控制方法的研究 [博士学位论文]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2009 (Wang Y M. Research on nonsingular terminal sliding mode control method for flexible manipulator [Ph.D Thesis]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2009 (in Chinese))
 - 21 Lin F J, Chou P H, Chen C S, et al. Three-degree-of-freedom dynamic model-based intelligent nonsingular terminal sliding mode control for a gantry position stage. *IEEE Trans. on Fuzzy Systems*, 2012, 20 (5): 971~985
 - 22 Liu J K, Sun F C. A novel dynamic terminal sliding mode control of uncertain nonlinear systems. *Journal of Control Theory and Applications*, 2007, 5 (2):189~193
 - 23 耿洁, 刘向东, 王亮. 高超声速飞行器的动态滑模飞行控制器设计. 兵工学报, 2012, 33 (3):307~312 (Geng J, Liu X D, Wang L. Dynamic sliding mode control of a hypersonic flight vehicle. *Acta Armamentarii*, 2012, 33 (3):307~312 (in Chinese))
 - 24 Zong Q, Wang J, Tao Y. Adaptive high-order dynamic sliding mode control for a flexible air-breathing hypersonic vehicle. *International Journal of Robust and Nonlinear Control*, 2013, 23 (15):1718~1736
 - 25 Ansarifard G R, Davilu H, Talebi H A. Gain scheduled dynamic sliding mode control for nuclear steam generators. *Progress in Nuclear Energy*, 2011, 53 (6):651~663

RESEARCH ON MORPHING-AIDED MANEUVER OF FOLDING-WING AIRCRAFT BASED ON SLIDING MODE CONTROL*

Xue Chen Xu Liang Lv Rongrong Lu Yuping He Zhen[†]
(Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 211106, China)

Abstract Based on the sliding mode control strategy, the morphing-aided maneuver problem of the folding-wing aircraft is studied. The relationship between the aircraft folding angle and the aerodynamic parameters is analyzed. The wing folding angle is viewed as an extra control input and the dynamic model of the morphing-aided maneuver is constructed. For the nonlinearity and the hybrid disturbances of the system, a novel feedback linearization-based non-singular dynamic terminal sliding mode control (NDTSMC) approach is proposed. NDTSMC can restrain the uncertainty of the folding-wing aircraft and complete the attitude tracking control. Simulation results show that the control precision and the robustness of the morphing aircraft are improved by NDTSMC, with a better chattering elimination. It is also shown that the folding-wing aircraft with morphing-aided maneuver has higher maneuverability and disturbance rejection capability when compared to the traditional aircraft.

Key words folding aircraft, morphing-aided maneuver, non-singular dynamic terminal sliding mode control (NDTSMC), trajectory tracking

Received 18 October 2017, revised 21 November 2017.

* The project supported by the National Natural Science Foundation of China (11572149, 61304139) and the Jiangsu Natural Science Foundation (BK20130806).

[†] Corresponding author E-mail: hezhen@nuaa.edu.cn