

尾坐式飞行器过渡模式纵向姿态控制

张迪洲, 陈自力, 胡永江

(军械工程学院 无人机工程系, 石家庄 050003)

摘要: 针对尾坐式飞行器由垂直飞行模式向水平飞行模式转换过程中产生的模型参数变动干扰问题, 设计了模糊滑模控制器进行姿态控制, 利用模糊规则自适应调整趋近律以消除系统的抖振; 通过仿真和飞行实验, 验证了所设计的控制器具有良好的跟踪性能和鲁棒性, 可以克服飞行器在过渡模式下系统参数的变动干扰, 而且削弱了滑模控制器造成的输出抖振, 减轻了副翼执行机构的负担。

关键词: 尾坐式飞行器; 垂直起降; 模糊滑模控制; 抖振

Fuzzy Sliding Mode Control for Translational Flight of Tail-Sitter UAV

Zhang Dizhou, Chen Zili, Hu Yongjiang

(Department of UAV Engineering, Mechanical Engineering College, Shijiazhuang 050003, China)

Abstract: A fuzzy sliding mode controller is designed in order to solve the interference problem of changes in model parameters of tail-sitter UAV during the transition from vertical flight to horizontal flight. To avoid the chattering of the system, fuzzy rules are utilized for self-tuning the approach law. The simulation and experimentation results reveal that the controller not only has good tracking quality and robustness against the disturbance of changes in model parameters during the transition flight of the UAV, but also reduces the chattering of controllers' output and the burden on the aileron executing agency.

Key words: tail-sitter UAV; vertical take-off and landing; fuzzy sliding mode control; chattering

0 引言

尾坐式飞行器兼具直升机零速度起降和固定翼飞机高速水平飞行的优点。其在实现推力换向时, 推力方向与机身同步转动, 转换动作简化为飞行器的大幅度俯仰机动^[1-2]。目前采用此方案的飞行器有美国波音公司研制的 Heliwing 和澳大利亚悉尼大学研制的 T-Wing 等。

文献 [3] 和文献 [4] 采用 PID 控制器对尾坐式飞行器进行姿态控制, 完成了悬停控制实验, 但随着飞行状态的改变和干扰因素的影响, 传统的 PID 控制器受其结构的限制, 具有的抗干扰能力有限, 因此无法适应飞行器所有飞行模式对飞控系统的要求。文献 [5] 提出基于滑模控制的姿态控制器, 滑模变结构控制对于外部干扰和模型参数变动等干扰因素具有很强的鲁棒性, 适合解决倾转过程中飞行参数的改变引起的模型参数变动干扰问题, 但缺点是控制器输出存在抖振问题。本文主要针对双旋翼尾坐式飞行器倾转过程中遇到的模型参数变动干扰问题进行了研究, 在滑模变结构控制的基础上, 利用模糊规则自适应调整趋近律, 以达到抑制抖振的目的。

1 双旋翼尾坐式飞行器的飞行原理及动力学模型

双旋翼尾坐式飞行器采用飞翼式布局, 机翼采用对称翼型。在机身顶端并列安装有两个电机, 驱动一对正反浆, 相互平衡各自旋转产生的反扭矩, 以稳定飞行器的飞行姿态。机翼底部安装有两个副翼, 通过舵机进行控制。在飞行过程中, 通过控制副翼的偏转和旋翼的转速实现飞行器的偏航、俯仰和滚转运动^[6-7], 其控制方案见表 1。

表 1 双旋翼尾坐式飞行器的控制方案

	偏航运动	俯仰运动	滚转运动
垂直模式	副翼差动	副翼联动	电机差速
水平模式	电机差速	副翼联动	副翼差动

假设飞行器为刚体, 且质量分布均匀, 忽略地球曲率, 取地面坐标系 $O-XYZ$ 为惯性坐标系。文献 [5] 对飞行器纵向姿态的动力学模型进行了描述, 建立的俯仰运动传递函数如下:

$$\bar{\theta} = \frac{1}{2} V^2 \rho S c \frac{[C_{m_\alpha} \theta + C_{m_{\delta_e}} \delta_e + C_{m_q} \frac{c}{V} \dot{\theta}]}{I_y}$$

式中, V 为气流速度, 悬停状态下为螺旋桨的下洗气流速度, 水平飞行时为空速 V_p 与螺旋桨下洗气流的合成叠加。 ρ 为空气密度, S 为机翼面积, c 为翼弦长度, δ_e 为副翼偏转角度, C_{m_α} 为相对于飞行器迎角的俯仰力矩系数, $C_{m_{\delta_e}}$ 为相对于副翼偏转的俯仰力矩系数。

当飞行器由垂直飞行状态向水平飞行状态转换时, 空速 V_p 和俯仰力矩系数 C_m 都会发生变化。由式 (3) 可知, 空速 V_p 是二次指数的变化, 对模型参数的影响更为明显。空速的增加会导致副翼的气动效率提高, 反映到模型动力学方程中即增大了分子部分的增益。

2 倾转过程纵向姿态控制

飞行器在倾转过程中, 水平飞行速度会发生较大的变化^[8], 因此, 如果采用传统的 PID 控制器, 且控制器仍然采用垂直飞行模式下的参数, 在倾转过程和水平飞行时飞行器在俯仰方向上将会产生超调震荡, 严重时甚至会造成失控而坠机。

采用 PID 控制器的俯仰运动阶跃信号响应和正弦信号响应如图 1 所示。仿真过程中, $t=3$ s 时在控制器输出加入峰值为 -1 的脉冲干扰信号, 由 $t=5$ s 时刻开始使水平飞行速度

收稿日期: 2014-01-18; 修回日期: 2014-02-28。

作者简介: 张迪洲(1988-), 男, 河北石家庄人, 硕士研究生, 主要从事无人机测控与飞行控制方向的研究。

V_p 在 2 s 内由 0 m/s 匀速增加到 10 m/s, 近似模拟飞行器倾转过程中飞行速度的变化, 同时使飞行器的动力学方程参数也随之变化。由仿真结果可知, 在加入脉冲干扰后, 系统可以恢复到稳定状态, 说明 PID 控制器具有一定的抗外部干扰能力, 如阵风或乱流的干扰。在水平飞行速度 V_p 增大以后, 系统产生了严重的超调震荡, 无法恢复到稳定状态, 说明传统的 PID 控制器对系统内部的参数变化扰动具有较差的抗干扰能力, 不能满足飞行器倾转过程中飞行控制的需要。

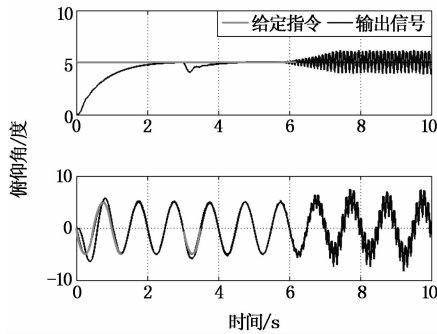


图 1 加入模型参数变动干扰后系统的响应

滑模控制对系统的自身内部扰动具有较强的鲁棒性, 但其所具有的变结构特性也给系统带来了不可消除的抖振问题^[9]。模糊滑模控制不仅可以克服系统内部参数变化的干扰, 同时利用模糊规则自适应调整控制器参数的大小可以削弱滑模控制的抖振程度, 提高控制系统的品质^[10-11]。

设 $x_1 = \theta, x_2 = d\theta, u = \delta$, 采样周期 $\tau = 0.005$ s, 俯仰姿态回路系统离散化后的状态方程为:

$$x(k+1) = Ax(k) + Bu(k) \quad (1)$$

式中, $x(k) = [x_1(k) \ x_2(k)]$, $A = \begin{bmatrix} 1.0000 & 0.0050 \\ 0.0155 & 1.0001 \end{bmatrix}$, $B =$

$$\begin{bmatrix} 0.0002 \\ 0.0775 \end{bmatrix}。$$

设给定指令为 $\theta_r(k)$, 其导数为 $d\theta_r(k)$, 令

$$\Theta_r(k) = [\theta_r(k) \ d\theta_r(k)]$$

取切换函数 $s(k) = C(\Theta_r(k) - x(k))$, 其中 $C = [30 \ 1]$ 。则

$$\begin{aligned} s(k+1) &= C(\Theta_r(k+1) - x(k+1)) = \\ &= C\Theta_r(k+1) - Cx(k+1) = \\ &= C\Theta_r(k+1) - CAx(k) - CBu(k) \end{aligned}$$

从而, 可得

$$u(k) = (CB)^{-1}(C\Theta_r(k+1) - CAx(k) - s(k+1)) \quad (2)$$

文献 [12] 提出了基于指数趋近律的离散趋近律:

$$s(k+1) = s(k) + \tau(-\epsilon \text{sgn}(s(k)) - \delta s(k)) \quad (3)$$

由式 (3) 可得

$$ds(k) = s(k+1) - s(k) = \tau(-\epsilon \text{sgn}(s(k)) - \delta s(k)) \quad (4)$$

式中, $\epsilon > 0, \delta > 0$ 分别为到达速度和趋近速度指数。将式 (3) 代入式 (2) 中, 得到基于指数趋近律的离散控制律为

$$u(k) = (CB)^{-1}(C\Theta_r(k+1) - CAx(k) - s(k) - ds(k)) \quad (5)$$

式中, $\Theta_r(k+1) = [\theta_r(k+1) \ d\theta_r(k+1)]$ 为给定值 $\Theta_r(k)$ 的下一时刻值, 即下一时刻的给定值。由于系统运行过程中只能获取给定值当前时刻和过去时刻的值, 不能直接得到其将来时刻的取值, 所以 $\Theta_r(k+1)$ 的值需要根据当前时刻和过去时刻

的给定值进行预测获得。工程中通常采用线性外推的方法进行预测^[13], 用变量当前时刻与上一时刻的变化量预测下一时刻与当前时刻的变化量, 即

$$\begin{cases} \theta_r(k+1) - \theta_r(k) = \theta_r(k) - \theta_r(k-1) \\ d\theta_r(k+1) - d\theta_r(k) = d\theta_r(k) - d\theta_r(k-1) \end{cases}$$

整理后, 得:

$$\begin{cases} \theta_r(k+1) = \theta_r(k) + [\theta_r(k) - \theta_r(k-1)] \\ d\theta_r(k+1) = d\theta_r(k) + [d\theta_r(k) - d\theta_r(k-1)] \end{cases}$$

取切换函数 $s(k)$ 及其变化率 $ds(k)$ 作为输入, $f(k)$ 作为输出, 设计二输入单输出模糊控制器^[11], 自适应调节上式中符号函数的增益参数, 即到达速度 $\epsilon = |f(k)|$ 。

表 2 模糊控制规则表

		$ds(k)$		
		NB	ZO	PB
	$f(k)$			
	$s(k)$			
	NB	NB	NB	ZO
	ZO	ZO	ZO	ZO
	PB	ZO	PB	PB

模糊控制规则见表 1, 当 $s(k)$ 及 $ds(k)$ 都为正大或负大时, $f(k)$ 也取较大值, 以保证系统具有较快的趋近速度; 当 $s(k)$ 及 $ds(k)$ 趋近于 0 或 $s(k)$ 和 $ds(k)$ 正负相反时, 为了抑制系统的抖振, $f(k)$ 取值也趋近于 0。隶属度函数均采用三角形隶属度函数, 所设计的模糊滑模控制器如图 2 所示。

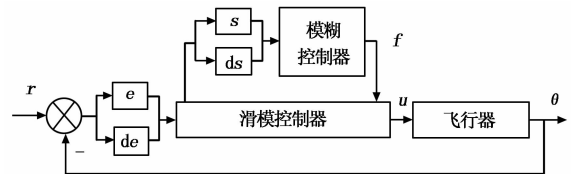


图 2 俯仰运动模糊滑模控制器结构框图

3 仿真分析

分别采用模糊趋近律滑模算法和文献 [12] 中的定参数指数趋近律的传统滑模算法设计控制器, 对飞行器的俯仰姿态进行控制。控制器初值均选为 $\epsilon = 10, \delta = 30$, 飞行器副翼舵面偏转角的限幅为 30° 。仿真过程中, $t = 3$ s 时在控制器输出加入峰值为 -1 的脉冲干扰信号, 由 $t = 5$ s 时刻开始使水平飞行速度 V_p 在 2 s 内由 0 m/s 匀速增加到 10 m/s。其阶跃信号响应和正弦信号响应如图 3 所示。与图 1 中 PID 控制器的仿真结果比较可知, 在加入脉冲干扰后, 滑模控制器较 PID 控制器可以使系统更快地恢复到稳定状态, 具有更强的鲁棒性。水平飞行速度 V_p 发生变化后, 采用滑模控制器的系统仍然能够准确地跟踪给定信号, 可以克服飞行器倾转过程中模型参数变动的干扰。由图 3 可知, 加入模糊趋近律后的滑模控制器和传统滑模控制器的动态特性和稳态特性基本相同, 可知模糊规则的加入不影响滑模控制器的响应性能。

图 4 为阶跃信号响应和正弦信号响应下采用模糊滑模控制和传统滑模控制的控制器输出曲线。由结果可知, 采用传统滑模控制器的输出出现了剧烈的抖振, 而采用模糊规则自适应调节趋近律的滑模控制器输出则明显抑制了抖振。可知模糊滑模控制器不仅具有滑模控制器的鲁棒性, 能够克服尾坐式飞行器在倾转过程中模型参数变动干扰的影响, 而且利用模糊规则自适应调节趋近律, 抑制了控制器输出的抖振, 减轻了副翼执行机构的负担。

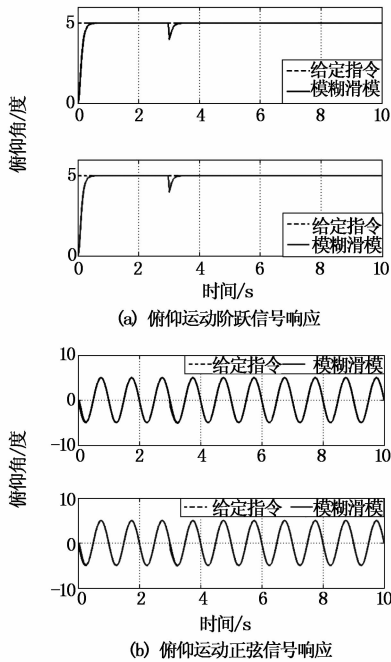


图 3 模糊滑模和传统滑模的俯仰运动响应曲线

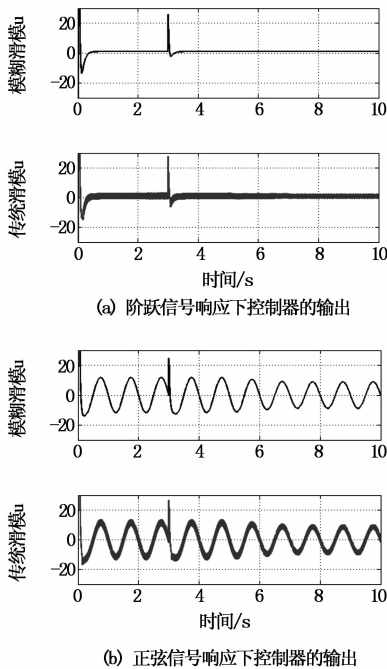


图 4 模糊滑模和传统滑模的控制器的输出曲线

4 飞行实验

利用制作的飞行器样机，验证加入模糊滑模控制器后飞行器倾转过程中姿态控制的稳定性。实验过程中，在飞行器悬停状态下通过遥控器上的三段开关开启预先设定的自主倾转飞行程序，预设平飞后飞行攻角为 80° （以悬停状态下的攻角为 0° ），倾转过程中俯仰角指令按照 $4^\circ/50\text{ ms}$ 的速度增长至 80° 。实验环境场地平均风速为 1.2 m/s ，飞行器沿逆风方向倾转、平飞。分别采用 PID 控制器和模糊滑模控制器，使飞行器由悬停状态转换到水平飞行状态，其俯仰角变化曲线如图 5 所示。

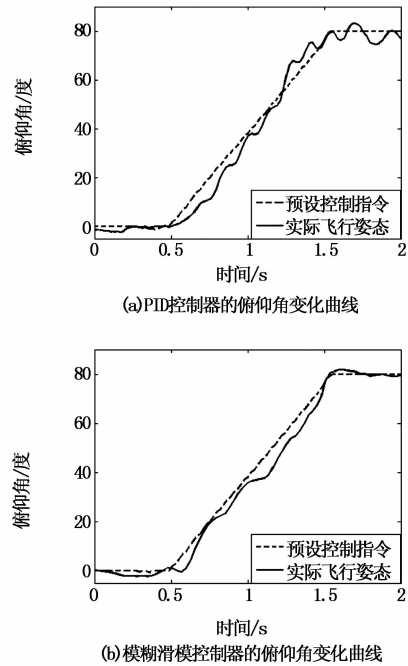


图 5 飞行器倾转过程中俯仰角变化曲线

由图 5 (a) 可知，采用 PID 控制器的飞行器在倾转过程中，当 $t > 1.25\text{ s}$ 时，飞行器的俯仰姿态发生了剧烈的震荡，说明 PID 控制器的参数已经不能适应此时的飞行状态。而从图 5 (b) 可知，采用模糊滑模控制器的飞行器基本可以准确地跟踪预设的控制指令，顺利地完倾转动作。说明设计的模糊滑模控制器具有较强的鲁棒性，可以克服尾坐式飞行器在倾转过程中遇到的参数变化扰动问题。

5 结论

针对尾坐式飞行器由垂直飞行模式向水平飞行模式转换的过程中，飞行参数变化引起的模型参数变动干扰问题，设计了模糊滑模控制器。通过仿真分析和实验验证，设计的控制器具有较强的鲁棒性，能够克服飞行器在倾转过程中模型参数变动的干扰，同时，利用模糊规则自适应调节趋近律，抑制了系统抖振，从而为尾坐式飞行器倾转阶段的飞行控制提供了一种新的方案。

参考文献:

[1] 王冠林, 武哲. 垂直起降无人机总体方案分析 [J]. 飞机工程, 2006, (1): 10-14.
 [2] Stone R H. The T-Wing Tail-Sitter Research UAV [A]. 2002 Biennial International Powered Lift Conference and Exhibit [C], 2002: 1-10.
 [3] Kita K, Atsushi Konno, Masaru Uchiyama. Hovering Control of a Tail-Sitter VTOL Aerial Robot [J]. Journal of Robotics and Mechatronics, 2009, 21 (2): 277-283.
 [4] William E G, Paul Y O. Autonomous Hovering of a Fixed-Wing Micro Air Vehicle [A]. International Conference on Robotics and Automation [C], Orlando, 2006: 2164-2169.
 [5] Guerrero J A, Lozano R, Romero G, et al. Robust Control Design based on Sliding Mode Control for Hover Flight of a Mini Tail-Sitter Unmanned Aerial Vehicle [A]. 35th Annual Conference of IEEE [C], 2009: 2342-2347.

有其它的分支，且裂缝没有出现断开的情况。

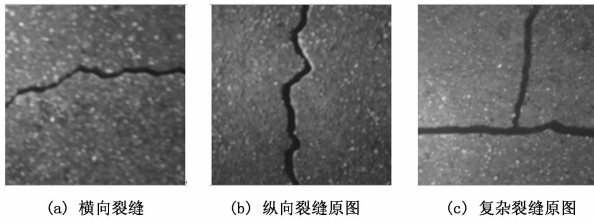


图 5 裂缝原图

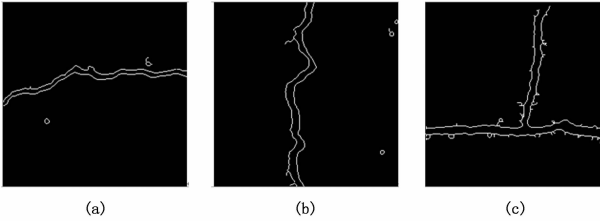


图 6 基于 Canny 算子的裂缝检测算法检测结果

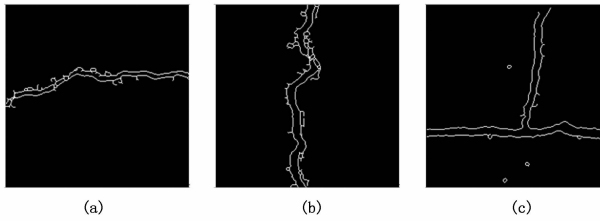


图 7 基于形态学的裂缝检测算法检测结果

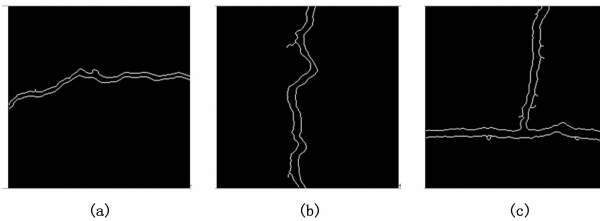


图 8 本文算法检测结果

由于视觉评价裂缝检测结果带有主观性，所以本文定义了完整率 CT ，准确率 PT 和 $F1-Measure (F1)$ 这 3 个指标客观的评价检测结果，

首先对原始水下裂缝图像中的裂缝边缘进行人为的标记，然后将人为标记的裂缝边缘与检测到的裂缝边缘比较，计算 3 个评价指标的大小，这 3 种评价指标定义如下：

$$CT = \frac{L_d}{L_r} \tag{9}$$

$$PT = \frac{L_d}{L_t} \tag{10}$$

$$F1 = 2 \cdot \frac{CT \cdot PT}{CT + PT} \tag{11}$$

式中， L_d 表示检测结果中属于裂缝边缘的像素和， L_r 表示人为标记的裂缝边缘的像素和， L_t 表示检测结果中所有边缘的像素和，客观评价的计算结果如表 1 所示。从表 1 中的计算结果可知：利用本文算法检测到的裂缝边缘的完整率、准确率与 $F1-Measure (F1)$ 比另外两种算法至少提高了 3.54%，表明利用本文算法能得到更加完整，更加准确的裂缝轮廓。

表 1 评价指标的计算结果

评价指标	算法	a	b	c
CT	Canny 算法	0.904 4	0.907 1	0.830 2
	形态学	0.713 2	0.817 9	0.720 1
	本文算法	0.942 6	0.945 4	0.906 7
PT	Canny 算法	0.838 7	0.846 9	0.735 5
	形态学	0.544 5	0.682 4	0.638 0
	本文算法	0.874 1	0.901 0	0.872 4
F1	Canny 算法	0.870 3	0.876 0	0.780 0
	形态学	0.617 5	0.744 0	0.676 6
	本文算法	0.907 1	0.922 7	0.889 2

3 结论

水下混凝土结构表面裂缝反映了在役混凝土结构的许多信息，为提取裂缝轮廓，提出一种基于轮廓特征的水下混凝土结构表面裂缝检测算法。在对水下裂缝图像预处理与边缘检测后，首先根据裂缝边缘的形状特征进行初步判别，然后基于裂缝轮廓相互匹配的特征，用模板搜索的方法检测真实的裂缝，最后连接裂缝断开部分。通过实际水下混凝土结构表面图像对算法进行了验证，结果表明利用本文算法能得到准确性与完整性更高的裂缝轮廓。

参考文献：

[1] 卫 军, 曹龙飞, 曾艳霞, 等. 混凝土结构裂缝特征提取研究 [J]. 武汉理工大学报, 2011, 33 (11): 72-75.

[2] 徐志刚, 赵祥模, 宋焕生, 等. 基于直方图估计和形状分析的沥青路面裂缝识别算法 [J]. 仪器仪表学报. 2010, 31 (10): 2260-2266.

[3] Tsai Y C, Kaul V, Mersereau R M. Critical assessment of pavement distress segmentation methods [J]. Journal of Transportation Engineering, 2009, 136 (1): 11-19.

[4] 闫茂德, 伯绍波, 贺显曜. 一种基于形态学的路面裂缝图像检测与分析方法 [J]. 工程图学学报, 2008, (2): 142-147.

[5] Albert A P, Nii A O. Evaluating pavement cracks with bidimensional empirical mode decomposition [J]. EURASIP Journal on Advances in Signal Processing, 2008, 1-7.

[6] Zhou J, Huang P S, Chiang F P. Wavelet-based pavement distress detection and evaluation [J]. Opt. Eng. 2006, 45 (2): 1: 10.

[10] 陈志梅, 王贞艳, 张井岗. 滑模变结构控制理论及应用 [M]. 北京: 电子工业出版社, 2012.

[11] 刘金琨. 滑模变结构控制 MATLAB 仿真 [M]. 北京: 清华大学出版社, 2005.

[12] 高为炳. 离散时间系统的变结构控制 [J]. 自动化学报, 1995, 21 (2): 154-160.

[13] 孙 彪, 孙秀霞. 基于跟踪微分器的离散滑模控制器 [J]. 控制与决策, 2009, 24 (10): 1517-1521.

(上接第 1466 页)

[6] 王冠林, 武 哲. 垂直起降无人机总体方案分析 [J]. 飞机工程, 2006, (1): 10-14.

[7] 段文博. 可悬停双旋翼微型飞行器设计与制造 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2008.

[8] 吴俊琦. 四桨动力布局在十字形升力体上的一体化设计与气动特性研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2009.

[9] 高为炳. 变结构控制的理论及设计方法 [M]. 北京: 科学出版社, 1998.