

引用格式:王东升,郭剑东,浦黄忠.无人倾转旋翼机过渡模式舵面分配及自抗扰控制[J].电光与控制,2019,26(4):23-27. WANG D S, GUO J D, PU H Z. Rudder distribution and active disturbance rejection control of unmanned tiltrotor aircraft in transition mode[J]. Electronics Optics & Control, 2019, 26(4):23-27.

无人倾转旋翼机过渡模式舵面分配及自抗扰控制

王东升^a, 郭剑东^b, 浦黄忠^b

(南京航空航天大学, a. 自动化学院; b. 无人机研究院, 南京 210016)

摘要: 针对倾转旋翼机过渡过程中操纵面冗余、通道耦合严重的问题,对飞行器在过渡模式下的舵面分配策略以及控制通道切换策略进行了研究,并开展基于自抗扰控制的姿态控制器设计。根据飞行控制的特点,将自抗扰控制器的结构进行优化,减少了扩张状态观测器的阶数,采用跟踪微分器的微分输出作为姿态角速率指令,简化了姿态控制器的结构。通过对无人倾转旋翼机全包线的飞行控制仿真,验证了控制系统的有效性、舵面分配策略和通道切换策略的合理性。

关键词: 倾转旋翼机; 过渡过程; 自抗扰控制; 舵面分配; 通道切换

中图分类号: V249.1 文献标志码: A doi:10.3969/j.issn.1671-637X.2019.04.005

Rudder Distribution and Active Disturbance Rejection Control of Unmanned Tiltrotor Aircraft in Transition Mode

WANG Dong-sheng^a, GUO Jian-dong^b, PU Huang-zhong^b

(Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, a. College of Automation Engineering;
b. Research Institute of Unmanned Aircraft, Nanjing 210016, China)

Abstract: To solve the problems of control surface redundancy and severe channel coupling of the tiltrotor aircraft in its transitioning process, we studied the rudder distribution strategy and the control channel switching strategy of the aircraft in the transition mode, and designed an attitude controller based on active disturbance rejection control. According to the characteristics of flight control, the structure of the active disturbance rejection controller was optimized, the order of the extended state observer was reduced, and the differential output of the tracking differentiator was used as the attitude angular rate instruction to simplify the structure of the attitude controller. Through the whole-envelope flight control simulation of the tiltrotor aircraft, the validity of the control system and the rationality of the rudder distribution strategy and the channel switching strategy are verified.

Key words: tiltrotor aircraft; transitioning process; active disturbance rejection control; rudder distribution; channel switching

0 引言

倾转旋翼机结合了直升机和飞机的优点,既有直升机空中悬停和垂直起降的特性,又有飞机高速飞行的性能,具有特殊的应用价值。然而,旋翼倾转会引起飞行器动力学变化和气动干扰,同时又具有通道间耦合强、操纵系统冗余等特点,给飞控系统带来了较大的困难,因此飞行控制律设计是倾转旋翼机的关键

问题。

文献[1]基于倾转旋翼机俯仰、滚转、偏航控制通道的传递函数设计了PID控制器,采用根轨迹法分析控制系统性能,并通过实际飞行平台的悬停实验验证了控制器的有效性。然而,由于倾转旋翼机的非线性耦合和不确定的复杂结构,PID控制器的控制效果有限,此外,倾转过渡过程需要多组控制器的协调^[2],控制器的设计较为复杂。文献[3]针对一种四旋翼无人倾转旋翼机采用最优控制理论设计了LQR控制器,在Matlab/Simulink仿真环境中能够将非线性模型稳定在配平点附近。基于最优控制的飞行控制方法需要通过线性化非线性模型获得精确的线性模型,然而对于非线性模型来说,控制器的控制范围局限在配平点附近。文献

收稿日期:2018-05-21

修回日期:2018-06-17

基金项目:中央高校基本科研业务费专项资金(56XAA17075)

作者简介:王东升(1993—),男,四川遂宁人,硕士生,研究方向为飞行控制。

[4]针对四轴倾转旋翼机直升机模式,用李雅普诺夫法和反馈线性化方法实现了位置跟踪,并基于反步法设计了飞机模式的控制器。与线性控制器相比,非线性控制器的设计过程和稳定性分析更为复杂,并且由于对非线性模型的精度有很强的依赖性,所以在实际飞行试验中很难验证非线性控制方法。智能算法和经典控制算法的结合为倾转旋翼机的飞行控制提供了新的方向^[5-6],考虑到倾转旋翼机在过渡状态下具有高阶、时变以及非线性特性,文献[7]将神经网络引入PID控制器以提高控制器平滑切换的鲁棒性,利用神经网络的强非线性适应倾转旋翼机过渡状态的模型变化。采用智能控制算法能够扩大传统控制方法处理过渡状态下动力学变化的适用范围,提高控制性能,但控制器结构更加复杂。引入神经网络后,需要通过实验获取大量数据,然后利用获取的数据对神经网络进行训练,加大了控制器设计过程的复杂度。

本文基于自抗扰控制技术^[8]设计了倾转旋翼机过渡模式的姿态控制器,以某小型无人倾转旋翼机的非线性数学模型为被控对象,通过跟踪微分器安排过渡过程,扩张状态观测器估计出系统扰动,采用误差的非线性组合作为控制输入,实现姿态控制。针对飞行器的过渡模式,研究了飞行器舵面分配策略和通道切换策略,气动舵面和周期变距在过渡过程中按照非线性组合完成舵面的平滑过渡。由于过渡模式下,垂向通道和纵向通道耦合严重,通过将垂向速度开环,并把纵向通道的速度按设计方法分配到总距和俯仰角达到通道切换的目的。

1 倾转旋翼机冗余舵面分配及控制通道切换

1.1 倾转旋翼机冗余舵面分配策略

倾转旋翼机操纵面包括总距 δ_{col} 、总距差动 δ_{colc} 、纵向周期变距 δ_{lon} 、纵向周期变距差动 δ_{lonc} 、副翼 δ_{ail} 、升降舵 δ_{cle} 、方向舵 δ_{rud} 以及短舱倾角 δ_{nac} 操纵^[9]。在倾转旋翼机控制律设计过程中,需要根据不同的飞行模式确定相应的操纵策略,完成操纵舵面冗余分配,实现周期变距与气动舵面的混控操纵,进而完成倾转旋翼机在不同飞行模式的操纵权限分配。

在直升机模式下,倾转旋翼机通过旋翼的总距和周期变距产生相应的力和力矩完成对飞行器的控制。其中:垂向通道由总距操纵控制;横向通道由总距差动控制;纵向通道由纵向周期变距控制;航向运动由纵向周期变距差动控制。当倾转旋翼飞行器短舱倾角向前倾转 90° 时,飞行器进入飞机模式。在飞机模式下,由旋翼总距控制前飞速度,气动舵面控制姿态角。其中:纵向通道由升降舵控制;横向通道由副翼控制;航向通

道由方向舵控制。

在倾转过渡模式下,横向通道、纵向通道和航向通道上均存在操纵舵面的冗余,其中:纵向通道的操纵舵面包含纵向周期变距和升降舵;横向通道的操纵舵面包含总距差动和副翼;航向通道的操纵舵面包含纵向周期变距差动和方向舵。

倾转过渡前期,前飞速度较小,操纵力矩主要来自旋翼。随着短舱倾角的增加,前飞速度增大,气动舵面产生的操纵力矩也不断增大。在倾转过渡后期,操纵舵面以气动舵面为主,旋翼的周期变距为辅。可以看出,气动舵面和旋翼在过渡过程中所起的作用随短舱倾角的变化而变化,因此,可以按照随短舱倾角变化的比例因子进行操纵面的权重分配。按三角函数关系对倾转旋翼机的冗余舵面进行融合,即

$$\begin{cases} w_1 = \sin \delta_{nac} \\ w_2 = \cos \delta_{nac} \end{cases} \quad (1)$$

式中: w_1 是气动舵面的操纵分配系数; w_2 是旋翼的操纵分配系数; δ_{nac} 是短舱倾角,为 0° 时是直升机模式, 90° 时是飞机模式。当飞行器构型由直升机模式逐渐过渡到飞机模式时,旋翼的分配系数由1逐渐减小至0,气动舵面的分配系数由0逐渐增大至1。

1.2 过渡模式控制通道切换策略研究

对于倾转旋翼机的速度控制,在直升机模式下,飞行器的前向速度通过俯仰角控制,垂向速度由总距控制;而在飞机模式下,前向速度由总距控制,垂向速度则是通过俯仰角控制。因此过渡模式下,飞行器的垂向和纵向耦合严重,需要设计合理的通道切换策略以完成速度通道的解耦控制。

飞行器速度通道间的耦合程度与短舱倾角有关,因此可以采用1.1节中舵面分配的思想实现控制通道的切换,其结构如图1所示。

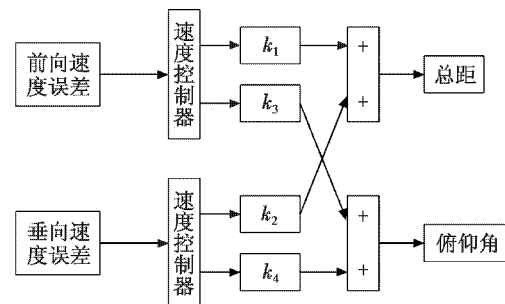


图1 速度通道切换框图

Fig. 1 The block diagram of speed channel switching

图1中, k_1, k_2, k_3 和 k_4 为分配权重系数。

定义总距和俯仰角的输入为

$$\mathbf{U} = [U_{col} \quad U_{theta}]^T \quad (2)$$

前向和垂向速度通道的输出为

$$\mathbf{O} = [O_{\text{fwd}} \quad O_{\text{vert}}]^T \quad (3)$$

通道间的关系满足

$$\mathbf{U} = \mathbf{K} \cdot \mathbf{O} \quad (4)$$

$$\mathbf{K} = \begin{bmatrix} k_1 & k_2 \\ k_3 & k_4 \end{bmatrix} \quad (5)$$

式中, \mathbf{K} 为前向通道和垂向通道的分配权重系数矩阵, 根据短舱倾角倾转程度改变 \mathbf{K} 中的系数从而完成控制通道的切换。

在直升机模式下, 选取系数矩阵为 $\mathbf{K} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 1 & 0 \end{bmatrix}$; 在

飞机模式下, 选取系数矩阵为 $\mathbf{K} = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}$ 。

在倾转过渡前期, 旋翼主要提供纵向拉力, 垂向速度主要由总距控制, 而到了倾转过渡后期, 旋翼前倾, 主要提供前向拉力, 总距主要用于控制前向速度, 所以 k_1 和 k_4 随倾角的增大而增大, k_2 和 k_3 随倾角的增大而减小。在倾转过渡模式下, 当倾角较小时, 前向速度主要通过俯仰角来控制, 倾角增大, 旋翼显著影响到前飞速度, 这时俯仰角对前飞速度的影响不明显, 同时总距对于垂向速度的影响明显大于俯仰角, 所以短舱倾角前倾一定角度, 俯仰角对于速度的影响就变得很小。同样, 当短舱倾角接近 90° 时, 总距对于垂向速度的影响逐渐减小, 主要依靠俯仰角进行控制。

通常俯仰角变化范围不大, 只有在倾转前期和后期对速度控制的效果较为明显, 一旦进入过渡中期, 俯仰角相较于总距来说对速度的影响不大。本文选择 15° 作为前向速度的控制临界点, 即

$$\begin{cases} k_1 = \frac{i_n}{15}, k_3 = 1 - \frac{i_n}{15} & 0^\circ < i_n \leq 15^\circ \\ k_1 = 1, k_3 = 0 & 15^\circ < i_n < 90^\circ \end{cases} \quad (6)$$

当倾角小于 15° 时, 随着倾角的增大, 总距对于前向速度控制的比重越来越大, 俯仰角所占的比重越来越小, 当倾角大于 15° 时, 前向速度仅由总距控制。

倾转旋翼机倾转过程中前向速度和短舱倾角需要满足一定的关系, 即倾转走廊^[10], 在过渡过程中, 不引入垂向速度指令, 通过旋翼产生拉力的垂向分量间接对垂向通道起到控制效果。在倾转过渡中后期, 旋翼前倾, 旋翼拉力在垂向的分量减小, 但由于速度增大, 升力也会增大, 通过俯仰角保持, 以保证垂向速度和高度在一定范围内变化。垂向速度控制策略为 $\begin{cases} k_2 = 0, k_4 = 0 & 0^\circ < i_n < 90^\circ \\ U_{\text{theta}} = 10 & 15^\circ < i_n < 90^\circ \end{cases}$ 。当倾角大于 15° 且小于 90° 时, 俯仰角给 10° 的控制指令, 以保证升力跟重力的匹配。

2 飞行控制律设计

2.1 控制律结构设计

飞行控制律是飞控系统的核心, 针对倾转旋翼机过渡模式时变、非线性的特点^[11], 采用自抗扰控制作为姿态控制器, PID 控制器作为速度控制器, 控制系统结构如图 2 所示。

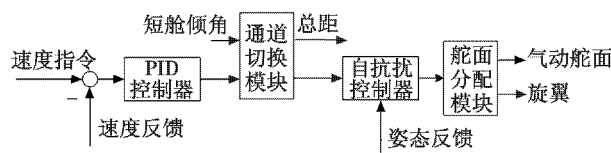


图2 控制器结构框图

Fig. 2 Controller structure diagram

速度指令与速度反馈做差, 将偏差输入 PID 控制器进行控制, 控制器输出采用 1.2 节中的通道切换策略进行通道切换。姿态环通过自抗扰控制器实现姿态控制, 输出采用 1.1 节中的舵面分配策略实现冗余舵面分配, 完成整个控制过程。

2.2 自抗扰姿态控制器设计

倾转旋翼机精确建模困难, 一些依赖于被控对象模型的现代控制方法对于工程实现比较困难, 而自抗扰控制的思想是利用误差来消除误差, 不依赖于系统模型。并且, 针对倾转旋翼机强耦合和非线性的特点, 自抗扰控制器中的扩张状态观测器可以实时估计系统扰动进行补偿, 通过将通道耦合看作通道扰动实时估计, 实现系统解耦。因此可采用自抗扰控制进行倾转旋翼机的姿态控制。

传统的姿态控制器由内回路和外回路组成。外回路是姿态环, 姿态回路将接收到的姿态角指令转化为角速率指令, 作为内环的控制指令; 内回路是角速率环, 用来增加系统阻尼, 提高控制系统性能。其结构如图 3 所示。

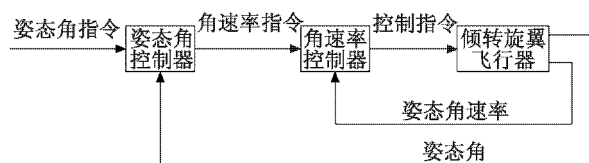


图3 内外回路姿态控制器结构框图

Fig. 3 Structure diagram of inner and outer loop of attitude controller

在自抗扰控制系统中, 姿态指令通过跟踪微分器能够得到姿态角指令和姿态角速率指令, 不需要经过传统控制系统中的外回路来得到内回路的指令。同时, 飞行器的姿态角和姿态角速率可测, 因此可以直接利用飞行器的姿态角和姿态角速率信息作为反馈量, 而不需要经过扩张观测器进行观测, 从而降低扩张状

态观测器的阶次,减少系统的计算量,提高系统实时性,通过反馈飞行器的姿态角和姿态角速率达到控制和增稳的目的。其控制结构如图 4 所示。

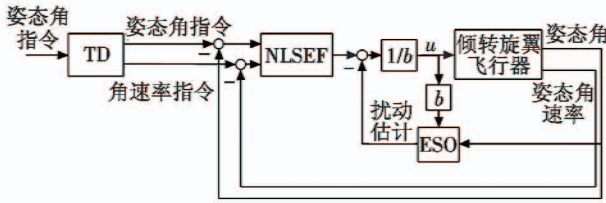


图 4 自抗扰姿态控制器结构框图

Fig. 4 Structure diagram of active disturbance rejection attitude controller

TD 是跟踪微分器,为姿态角指令安排过渡过程并得到它的微分信号即姿态角速率指令,其形式为

$$\begin{cases} fh = fhan(v_1(k) - v(k), v_2(k), r, h) \\ v_1(k+1) = v_1(k) + hv_2(k) \\ v_2(k+1) = v_2(k) + hf h \end{cases} \quad (7)$$

式中: $v_1(k)$ 是期望信号 $v(k)$ 的跟踪信号; $v_2(k)$ 是 $v_1(k)$ 的微分; h 是步长。非线性函数 $fhan(x_1, x_2, r, h)$ 表达式为

$$fhan = - \begin{cases} r \frac{a}{d} & |a| \leq d \\ r \operatorname{sgn} a & |a| > d \end{cases} \quad (8)$$

$$\text{式中: } \begin{cases} d = rh \\ d_0 = hd \\ y = x_1 + hx_2 \\ a_0 = \sqrt{d^2 + 8r|y|} \\ a = \begin{cases} x_2 + \frac{y}{h} & |y| \leq d_0 \\ x_2 + \frac{(a_0 - d)}{2} \operatorname{sgn} y & |y| > d_0 \end{cases} \end{cases} \quad (9)$$

ESO 是扩张状态观测器,通过在常规观测器的基础上将作用于系统的加速度的实时作用量作为新的状态量扩张出来,估计出模型的内部扰动和环境引起的外部扰动的实时作用量,并对其进行补偿。相较于常规观测器,ESO 能够对具有扰动的不确定系统的状态以及扰动进行较为精确的估计^[12-13]。这里扩张状态观测器仅用于估计扰动,而无需估计角速率,因此可以由原来的三阶减小到二阶^[14],其形式为

$$\begin{cases} e(k) = z_1(k) - y(k) \\ z_1(k+1) = z_1(k) + h(z_2(k) - \beta_{01}e(k) + u(k)) \\ z_2(k+1) = z_2(k) + h(-\beta_{02}fal(e, 0.5, \delta)) \end{cases} \quad (10)$$

式中, $z_2(\cdot)$ 是扰动估计,作为扩张状态观测器的输出进行补偿。

NLSEF 是非线性状态误差反馈,将跟踪微分器的输出与系统状态量之间的偏差进行非线性组合,组合

形式为

$$u_0 = -fhan(e_1, e_2, r_1, h_1) \quad (11)$$

非线性误差反馈控制将跟踪微分器的输出和实际状态之间的误差通过非线性组合构成初始的控制量,然后再用扩张状态观测器估计出的总扰动的实时作用量对其进行补偿,得到最终的控制量。

以倾转旋翼机直升机模式为控制对象,进行姿态环数值仿真验证。飞行器初始为悬停状态,分别给俯仰角 5° 的阶跃指令、滚转角 3° 的阶跃指令、偏航角 2° 的阶跃指令,仿真结果如图 5 所示。

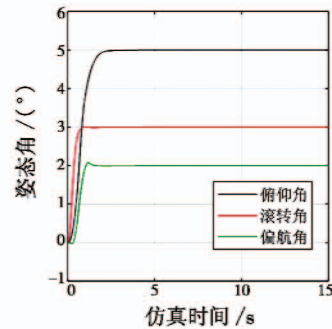


图 5 姿态角响应

Fig. 5 Attitude angle response

图 6 所示为操纵输入曲线。

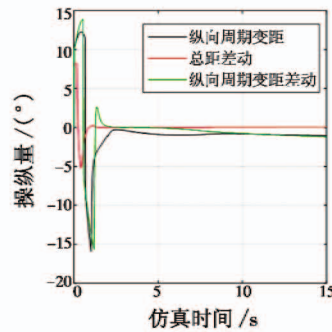


图 6 操纵输入

Fig. 6 Manipulating input

由图 5、图 6 可以看出,飞行器能很好地跟随姿态指令,控制器控制效果良好,控制精度高,在通道高度耦合的直升机模式下,能实现通道解耦,完成各通道的姿态控制。

3 倾转旋翼机全包线飞行仿真

以某小型无人倾转旋翼机非线性六自由度飞行动力学模型^[15]为例进行仿真验证。倾转旋翼机以直升机模式起飞,加速前飞至速度 15 m/s 时进入倾转过渡模式,短舱倾角以 $9^\circ/\text{s}$ 的角速率匀速倾转,倾转过程中前飞速度继续增加, 10 s 后完成倾转过渡进入飞机模式,前飞速度达到 25 m/s ,飞行器继续加速至 45 m/s ,保持一定时间平飞后,以原转换路径减速并回到直升机模式悬停。仿真结果如图 7 所示。

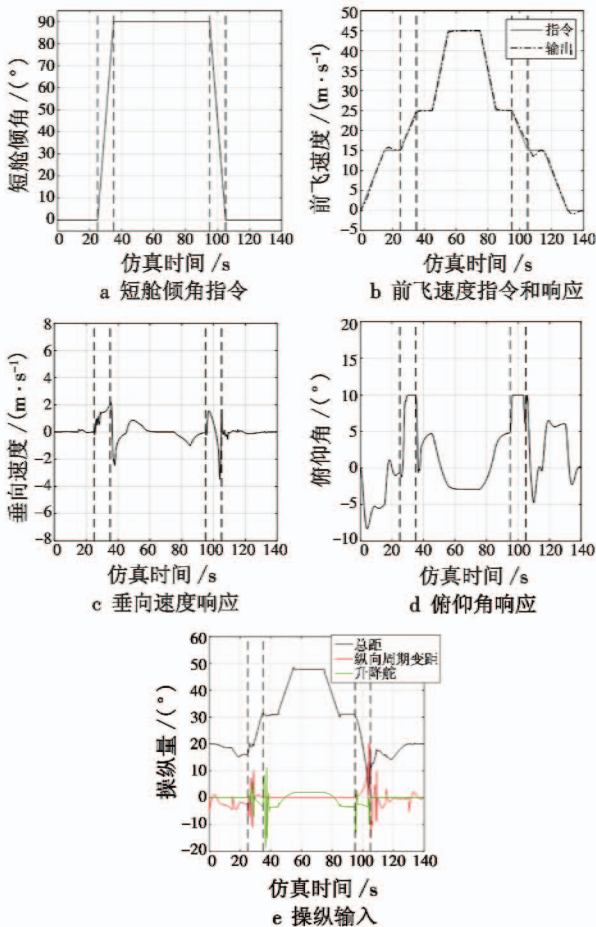


图7 仿真结果

Fig.7 Simulation results

图7中:0~25s和105~140s,飞行器处于直升机模式;25~35s和95~105s,飞行器处于过渡模式;35~95s,飞行器处于飞机模式。由图7b可以看出,所设计的控制器可以使飞行器很好地跟随前飞速度指令,在直升机模式、过渡模式以及飞机模式下都能达到良好的控制效果,并实现飞行模式的稳定转换。在倾转过渡过程中,由于总距对于垂向速度和前飞速度均有很大的影响,为了保证前飞速度和倾角的关系在倾转走廊内部,总距用于控制前向速度,以实现飞行模式的平稳过渡,垂向通道通过保持一定的俯仰角来稳定,由图7c可以看出,在倾转过程中垂向速度在 ± 3 m/s之间,能保证飞行器的稳定。在整个过程中,操纵面操纵情况良好,姿态和速度都能很好地跟随指令,验证了控制系统的有效性、舵面分配策略和通道切换策略的合理性。

4 结论

本文针对倾转旋翼机强耦合、非线性、精确建模困难等问题,设计了基于自抗扰的姿态控制器,并简化了控制结构。针对过渡过程操纵面冗余及控制通道耦合的特点,设计了舵面分配策略和通道切换策略。仿真

结果表明,全包线飞行过程中,舵面操纵效果良好,飞行器过渡平稳,控制精度高。验证了控制系统的有效性、舵面分配策略和通道切换策略的合理性。

参考文献

- [1] PAPACHRISTOS C, ALEXIS K, TZES A. Design and experimental attitude control of an unmanned tilt-rotor aerial vehicle[C]//IEEE International Conference on Advanced Robotics, 2011:465-470.
- [2] SATO M, MURAOKA K. Flight controller design and demonstration of quad-tilt-wing unmanned aerial vehicle[J]. Journal of Guidance, Control & Dynamics, 2014, 38(6):1-12.
- [3] ONER K T, CETINSOY E, UNEL M, et al. Dynamic model and control of a new quadrotor unmanned aerial vehicle with tilt-wing mechanism[C]//Proceedings of World Academy of Science, Engineering & Technology, 2008:58-63.
- [4] FLORES G, LUGO-CARDENAS I, LOZANO R. 6-DOF hovering controller design of the quad tiltrotor aircraft: simulations and experiments[C]//Proceedings of the IEEE Conference on Decision and Control, 2014:6123-6128.
- [5] 牛志刚,张建民. 应用于直线电机的平滑切换模糊PID控制方法[J]. 中国电机工程学报, 2006, 26(8):132-136.
- [6] TENG W F, PAN H P, REN J. Neural network PID decoupling control based on chaos particle swarm optimization[C]//The 33th Chinese Control Conference, 2014:5017-5020.
- [7] PENG C, WANG X M, CHEN X. Design of tiltrotor flight control system in conversion mode using improved neural network PID[J]. Advanced Materials Research, 2014, 850/851:640-643.
- [8] 韩京清. 自抗扰控制技术:估计补偿不确定因素的控制技术[M]. 北京:国防工业出版社, 2008.
- [9] 文嘉瑜. 倾转旋翼机飞行控制律重构技术研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2018.
- [10] SONG Y G, WANG H J. Design of flight control system for a small unmanned tilt rotor aircraft[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2009, 22(3):250-256.
- [11] ZHANG J, SUN L G, QU X J, et al. Time-varying linear control for tiltrotor aircraft[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2018, 31(4):632-642.
- [12] 韩京清. 一类不确定对象的扩张状态观测器[J]. 控制与决策, 1995, 10(1):85-88.
- [13] 黄一, 韩京清. 非线性连续二阶扩张状态观测器的分析与设计[J]. 科学通报, 2000, 45(13):1373-1379.
- [14] SONG S Y, WANG W H, LU K, et al. Nonlinear attitude control using extended state observer for tilt-rotor aircraft[C]//The 27th Chinese Control and Decision Conference, 2015:852-857.
- [15] 郭剑东. 无人倾转旋翼机飞行控制研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2013.