

文章编号: 1674-8190(2023)04-058-10

# 四倾转旋翼无人飞行器倾转旋翼系统模块化设计方法研究

孙晓彬, 徐锦法

(南京航空航天大学 直升机旋翼动力学国家级重点实验室, 南京 210016)

**摘要:** 倾转旋翼无人飞行器多旋翼化发展趋势明显, 倾转旋翼系统设计模块化有助于集成组装、减少设计重复性。本文以四倾转旋翼无人飞行器为目标, 应用模块化设计方法进行倾转旋翼系统设计。首先, 设计倾转旋翼系统的模块化机械结构、控制结构和通信结构, 应用CAN总线通信机制, 将倾转旋翼系统作为节点接入整机分布式控制系统; 然后, 开展倾转旋翼系统内部桨距控制、旋翼转速控制以及旋翼倾转控制的研究; 最后, 搭建倾转旋翼系统测试平台, 验证倾转旋翼系统模块化各组成部分设计的正确性以及模块化设计方法的可行性。结果表明: 旋翼转速波动误差小于2.6%, 且可在7 s内实现直升机模式到固定翼模式的平缓匀速过渡, 系统数据通信实时性良好, 满足倾转旋翼系统应用需求。

**关键词:** 倾转旋翼系统; 模块化设计; CAN总线通信; 分布式控制系统; 节点控制器

中图分类号: V279

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2023.04.06

## Study on modular design method of tiltable rotor system for quad tilt-rotor unmanned aircraft

SUN Xiaobin, XU Jinfa

(National Key Laboratory of Rotorcraft Aeromechanics, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

**Abstract:** The tilt-rotor unmanned aerial vehicle has the obvious trend of multi-rotor development, and modular design of tiltable rotor system is helpful to integrate assembly and can reduce design duplication. In this paper, a quad tilt-rotor unmanned aerial vehicle (UAV) is taken as the target, and the modular design method is applied to the design of the tiltable rotor system. Firstly, the modular mechanical structure, control structure and communication structure of the tiltable rotor system are designed. By using CAN bus communication mechanism, the tiltable rotor system is connected to the overall distributed control system as a node. Then, the internal pitch control, rotor speed control and rotor tilting control of the tiltable rotor system are studied. Finally, a tiltable rotor system test platform is built to verify the correctness of each component design of the tiltable rotor system modular and the feasibility of the modular design method. The results show that the rotor speed fluctuation error is less than 2.6%, the smooth and uniform transition from helicopter mode to fixed wing mode can be achieved within 7 s, and the system has good real-time data communication, which meet the application requirements of tiltable rotor system.

**Key words:** tiltable rotor system; modular design; CAN bus communication; distributed control system; node controller

收稿日期: 2022-08-19; 修回日期: 2022-10-09

基金项目: 直升机旋翼动力学国家级重点实验室基金资助项目(9140C400504130C4148); 江苏高校优势学科建设工程基金资助项目

通信作者: 徐锦法, xjfae@nuaa.edu.cn

引用格式: 孙晓彬, 徐锦法. 四倾转旋翼无人飞行器倾转旋翼系统模块化设计方法研究[J]. 航空工程进展, 2023, 14(4): 58-67.

SUN Xiaobin, XU Jinfa. Study on modular design method of tiltable rotor system for quad tilt-rotor unmanned aircraft[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2023, 14(4): 58-67. (in Chinese)

## 0 引言

倾转旋翼无人飞行器兼具旋翼飞行器和固定翼飞行器的特点,既拥有垂直起降的优势,又可以在一定程度上弥补旋翼类飞行器速度不足的缺点,已成为无人飞行器领域的研究热点<sup>[1-2]</sup>。研究倾转旋翼飞行器最早的是美国贝尔公司,于1993年成功研制了TR918鹰眼无人机,属于二倾转旋翼无人飞行器,最大飞行速度可达360 km/h<sup>[3]</sup>;以色列于2010年研制了一款三倾转旋翼无人机“黑豹”,由前侧2个、尾部1个电动倾转旋翼构成倒三角布局的三倾转旋翼无人飞行器<sup>[4]</sup>;国内航空工业直升机设计研究所于2013年提出了一款四倾转旋翼无人飞行器“蓝鲸”<sup>[5]</sup>。纵观国内外倾转旋翼无人飞行器的研究,为了提高承载能力和性能,多旋翼化已成为倾转旋翼无人飞行器的发展趋势<sup>[6-7]</sup>。

倾转旋翼无人飞行器的倾转旋翼系统在其控制结构上几乎一致,只是安装位置的不同使机械安装接口存在略微差异。倾转旋翼无人飞行器多旋翼化发展驱使倾转旋翼系统设计引入模块化设计理念,模块化设计可使在倾转旋翼系统机械设计、硬件设计、软件设计上减少设计工作重复性。模块化设计思想在国内外航空领域已有应用先例。罗利龙等<sup>[8]</sup>以模块化可重构无人机机翼为研究对象,开展针对多模型的同步优化方法研究;李春鹏等<sup>[9]</sup>针对多用途无人机开展了模块化气动布局设计,将主要气动部件分为公用、专用和通用三类模块,选择合适的模块组合方案实现多用途无人机综合气动性能最优;J. P. David等<sup>[10]</sup>针对可重构无人机,系统地分析了模块化部件与无人机综合性能之间的影响关系,采用多级优化方法完成了模块化无人机的优化设计;J. C. Stephen等<sup>[11]</sup>提出了一种模块化的垂直起降无人机,可由多种倾转旋翼无人机通过磁耦合的方式进行组建,增加了机翼展弦比,提高了飞行性能。当前无人机模块化设计思想主要应用于气动布局、机械结构方面的优化设计研究,在倾转旋翼无人机上的应用还比较少,且模块化系统内部的控制结构以及模块化系统与外界的通信交互方面的研究也较少。

本文以四倾转旋翼无人飞行器为研究对象,采用模块化设计方法,对倾转旋翼系统从机械结构、控制结构和通信结构方面进行模块化设计;将

倾转旋翼系统作为四倾转旋翼无人飞行器的一个节点系统进行节点控制器设计,应用CAN总线通信机制使其成为整机分布式飞行控制系统的一个子系统;构建倾转旋翼系统模块化部件测试验证系统,开展倾转旋翼系统模块化部件设计测试和验证。

## 1 结构模块化设计方法

### 1.1 机械结构模块

四倾转旋翼无人飞行器的基本构件是4套倾转旋翼系统,作为动力部件承载着直升机模式、固定翼模式和过渡模式三种飞行模式的切换与功能实现。倾转旋翼系统三维设计结构图如图1所示,机械部分由旋翼系统和倾转机构组成。旋翼系统为传统的三桨旋翼系统,由3个变距舵机和1个旋翼转速电机进行操控,经由自动倾斜器实现旋翼总距和纵、横向周期变距改变,可使旋翼气动力大小和方向发生变化,旋翼系统所用桨叶参数如表1所示。倾转机构由涡轮蜗杆<sup>[12]</sup>、伺服电机及其驱动器构成,可改变倾转旋翼系统的整体气动力方向。四倾转旋翼无人飞行器由4组相同部件构成,飞行器通道控制律经操控策略分配作用于倾转旋翼系统部件的操纵机构,使飞行器产生左右、前后及上下运动变化。



图1 倾转旋翼系统结构图

Fig. 1 Structure diagram of tilttable rotor system

表 1 旋翼参数  
Table 1 Rotor Parameters

参数	数值	参数	数值
旋翼桨叶数量/片	3	旋翼实度	0.075
旋翼半径/m	0.7	桨叶特征弦长/m	0.055

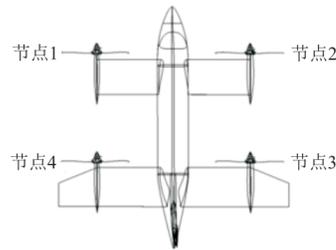
### 1.2 控制结构模块

#### 1.2.1 分布式控制系统

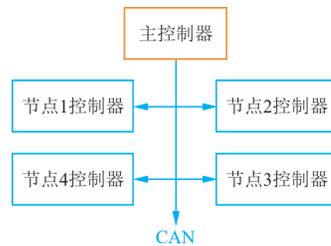
四倾转旋翼无人飞行器除了配备 4 组倾转旋翼系统外,还有垂尾和襟副翼等执行机构,整机执行机构共有 25 个,用单一控制器设计整机飞行控制系统,连接执行机构的操控信号走线庞杂,会带来安全隐患。嵌入式飞控计算机主频在 100~200 MHz,单一控制器运算量大,难以兼顾多传感器数据采集、融合与通信、控制律计算、控制信号输出等。

综合考虑各因素,四倾转旋翼飞行器整机飞行控制系统设计为分布式结构。4 组倾转旋翼系统各自拥有一套节点控制器,各节点操控策略依据飞行模式和所处的节点位置自行决策,控制旋翼系统相关执行机构。四倾转旋翼无人飞行器共设计有 1 个主控制器和 4 个节点控制器,主控制器负责飞行状态采集、地面站数据交互、通道控制律计算等任务。节点控制器与主控制器通过 CAN 总线相连,整机系统控制器位置结构布局如图 2 所示

示。4 组倾转旋翼系统按顺时针顺序定义为节点 1、节点 2、节点 3 和节点 4,各配置 1 个节点控制器,实现倾转旋翼系统模块化设计。



(a) 节点位置分布图



(b) 控制器位置分布图

图 2 节点控制器位置分布图

Fig. 2 Node controller position distribution diagram

#### 1.2.2 操控策略

节点控制器与外部设备连接如图 3 所示,节点控制器接收主控制器的垂向、横向、纵向、偏航和倾转通道控制量,即  $\delta = [\delta_{vel} \delta_{lat} \delta_{lon} \delta_{yaw} \delta_{til}]$ 。

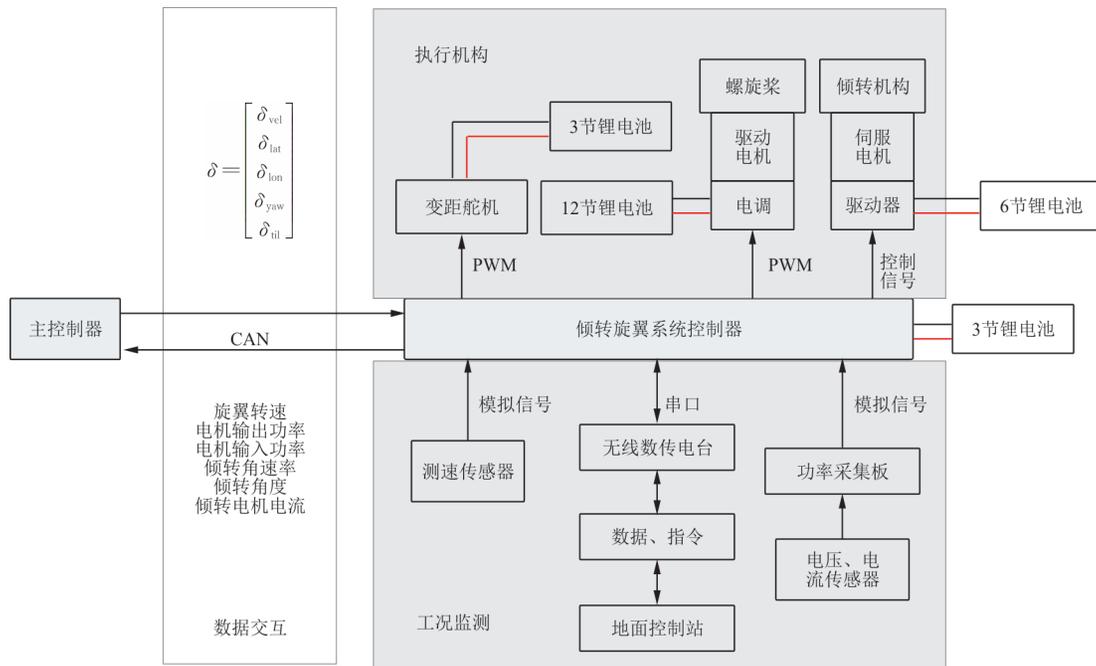


图 3 倾转旋翼系统控制方块图

Fig. 3 Control block diagram of tiltable rotor system

节点控制器根据其所在的节点位置按操控策略<sup>[13-14]</sup>得到节点倾转旋翼系统各执行机构的操控量,即节点旋翼总距、纵向周期变距、横向周期变距、倾转旋翼系统倾转角度等操控变量,如表 2 所示,4 组倾转旋翼系统旋翼操控量如表 3 所示。过渡模式中的操纵权重系数依据倾转角三角函数计算分配得到。

节点控制器所采集到的相关状态量可通过 CAN 总线发送给主控制器,供地面监控软件进行

工况监测与数据记录。

表 2 四倾转旋翼无人机操控策略

Table 2 Control strategy of quad tiltrotor UAV

通道	直升机模式	固定翼模式
垂向	总距联动	襟副翼联动
横向	左右旋翼总距差动	左右襟副翼差动
纵向	前后旋翼总距差动	前后襟副翼差动
航向	横向周期变距差动	左右总距差动
倾转	倾转联动	倾转联动

表 3 旋翼操纵量与通道控制量关系

Table 3 The rotor actuator and the channel law

倾转旋翼系统节点号	直升机模式			过渡模式			固定翼模式		
	总距	纵向周期变距	横向周期变距	总距	纵向周期变距	横向周期变距	总距	纵向周期变距	横向周期变距
1	$\delta_1 = \delta_{vel} + \delta_{lat} + \delta_{lon}$	0	$\delta_{yaw}$	$\delta_1 \sin \delta_{til} + \delta_{yaw} \cos \delta_{til}$	0	$\delta_{yaw} \cos \delta_{til}$	$\delta_{yaw}$	0	0
2	$\delta_2 = \delta_{vel} - \delta_{lat} + \delta_{lon}$	0	$\delta_{yaw}$	$\delta_2 \sin \delta_{til} - \delta_{yaw} \cos \delta_{til}$	0	$\delta_{yaw} \cos \delta_{til}$	$-\delta_{yaw}$	0	0
3	$\delta_3 = \delta_{vel} - \delta_{lat} - \delta_{lon}$	0	$-\delta_{yaw}$	$\delta_3 \sin \delta_{til} - \delta_{yaw} \cos \delta_{til}$	0	$-\delta_{yaw} \cos \delta_{til}$	$-\delta_{yaw}$	0	0
4	$\delta_4 = \delta_{vel} + \delta_{lat} - \delta_{lon}$	0	$-\delta_{yaw}$	$\delta_4 \sin \delta_{til} + \delta_{yaw} \cos \delta_{til}$	0	$-\delta_{yaw} \cos \delta_{til}$	$\delta_{yaw}$	0	0

### 1.2.3 节点控制器

综合考虑倾转旋翼系统控制结构后,节点控制器应具备:

- 1) 计算处理和中断响应要快速;
- 2) 倾转旋翼系统多执行机构多通道控制输出;
- 3) 与主控制器间数据传输实时通信。

据此功能要求,选用 STM32F407VGT6 嵌入式处理器自研节点控制器。所选处理器主频为 168 MHz,计算精度 32 位,具有 FPU 能力和丰富的外设资源,能够满足需求。自研的节点控制器实物图如图 4 所示,含有 PWM 输出模块、串口通信模块、输入输出引脚接口模块等,用于与外部设备相连。

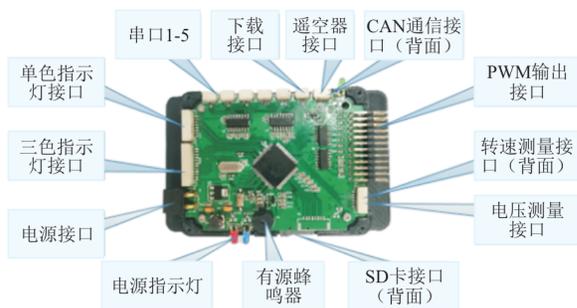


图 4 节点控制器功能示意图

Fig 4 Function diagram of node controller

### 1.3 CAN 总线通信模块

CAN 总线是一种以差分信号进行数据通信的串行数据总线。由位填充、报文格式检查以及硬件 CRC 校验等方式确保总线信息传输正确,具有抗干扰强、实时性好、灵活性高、成本低等特点<sup>[15]</sup>。节点控制器以 CAN 总线方式接入系统网络,整机系统控制器拓扑结构如图 5 所示。

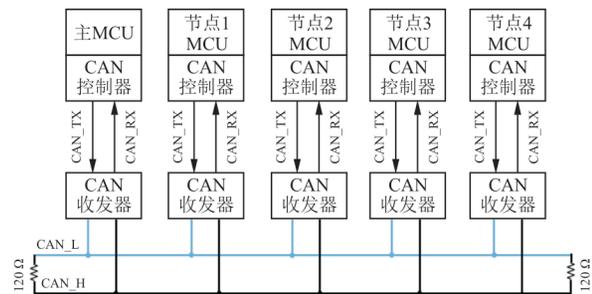


图 5 基于 CAN 总线节点控制器拓扑结构

Fig. 5 Node controller topography based-on CAN bus

#### 1.3.1 CAN 通信电平转换

CAN 总线协议收发信号为差分电平,处理器内嵌的 CAN 控制器收发信号为 TTL 电平,需设计电平转换电路。基于 TJA1050 芯片的电平转换电路如图 6 所示,节点控制器可直接与转换电路挂接在一起。

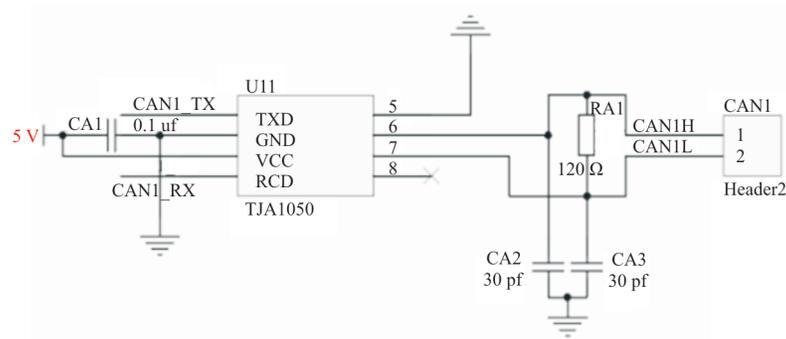


图6 CAN总线电平转换电路  
Fig. 6 CAN bus conversion circuit

### 1.3.2 CAN通信机制

CAN总线通信协议有标准帧和扩展帧两类<sup>[16]</sup>。扩展帧标志符有29位,即ID28~ID0,将此标志符位按数据基地址、收发节点号、读/写判断进行位分组,如表4所示。

表4 CAN扩展帧标识符位分组  
Table 4 CAN extended frame ID bit group

位	含义	位	含义
ID28	无	ID15~ID8	接收者节点号
ID27~ID24	读写标识	ID7~ID0	数据基地址
ID23~ID16	发送者节点号		

数据基地址由ID7~ID0组成,主控制器和节点控制器数据区地址编址相同,数据基地址指通信数据的首地址,数据域长度由数据帧控制域DLC定义,扩展帧ID中不包含数据长度信息。数据域数据为主控制器或者节点控制器数据区的一组连续变量。

接收节点号由ID15~ID8组成,发送者节点号由ID23~ID16组成,每帧通信数据需要指定接收者节点号和发送者节点号。主控制器节点号为0,节点控制器节点号分别为1、2、3、4。

读写判断标识由ID27~ID24组成,读写操作相对于节点控制器,标识0000表示写入数据,按数据基地址更新节点控制器相应数据变量;标识0001表示读取数据,即节点控制器相应状态量数据读取回送给主控制器。

节点控制器接收一帧CAN数据帧的处理流程如图7所示,数据由主控制器发送,为按飞行模式计算得到的通道控制律数据,由节点控制器接收并执行。节点控制器发送的CAN帧数据为工况及状态信息,由主控制器接收。

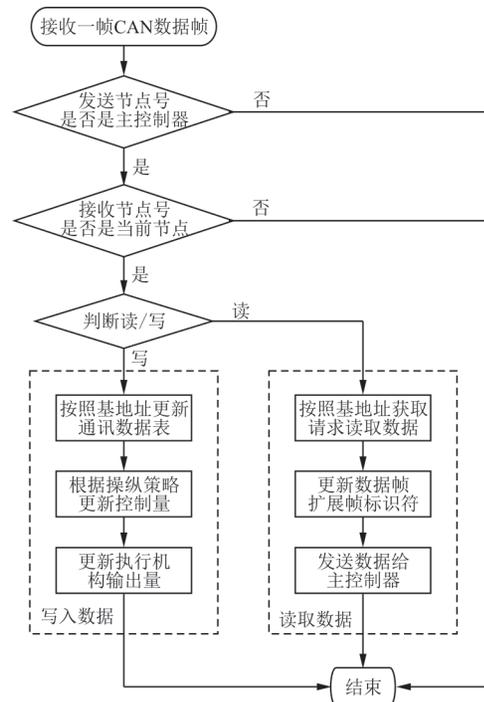


图7 CAN数据帧接收处理流程图  
Fig. 7 Process flow chart of a CAN data frame

## 2 倾转旋翼系统操纵控制

### 2.1 旋翼桨距控制

倾转旋翼系统变桨距控制结构与直升机相同。节点控制器收到主控制器发来的通道控制量后,按操纵策略分配处理得到旋翼的总距、纵横向周期变桨距,协同作用于自动倾斜器不动环下的3个舵机,使自动倾斜器十字斜盘产生左右、前后及上下运动,带动动环上的变距拉杆,致使旋翼桨距改变,旋翼气动力大小和方向发生变化,四倾转旋翼飞行器由此产生运动变化。

倾转旋翼系统自动倾斜器舵机布局为120°均布。以1号节点倾转旋翼系统为例,0号舵机在Y轴上,1号、2号舵机位于前后两侧。旋翼总距、纵

横向周期变距与 3 个执行舵机桨距当量值关系为

$$\begin{bmatrix} \delta_0 \\ \delta_1 \\ \delta_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 1 \\ 1 & -\frac{\sqrt{3}}{2} & -\frac{1}{2} \\ 1 & \frac{\sqrt{3}}{2} & -\frac{1}{2} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_c \\ \delta_e \\ \delta_a \end{bmatrix} \quad (1)$$

式中:  $\delta_0, \delta_1, \delta_2$  为 0~2 号舵机的桨距控制当量值;  $\delta_c, \delta_e, \delta_a$  为总距、纵向周期变距、横向周期变距。

舵机桨距当量值与 PWM 脉宽控制量间关系由桨距标定得到, 根据实验数据经线性拟合处理得到标定公式的斜率和截距参数。某一标定实验数据样例如图 8 所示, 对应标定结果参数如表 5 所示。

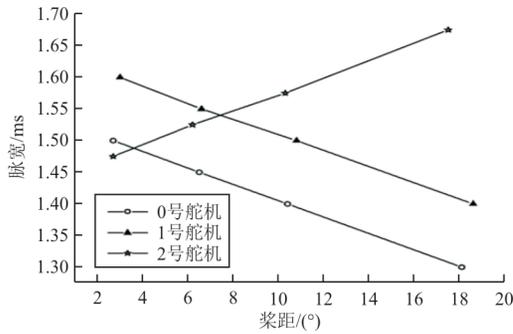


图 8 桨距标定实验数据

Fig. 8 Experimental data of pitch calibration

$$u(kT) = \begin{cases} K_p e(kT) - K_i TN + \frac{K_d}{T} \{e(kT) - e[(k-1)T]\} + u_0 & \left( \sum_{m=0}^k e(mT) \leq -N \right) \\ K_p e(kT) - K_i T \sum_{m=0}^k e(mT) + \frac{K_d}{T} \{e(kT) - e[(k-1)T]\} + u_0 & \left( -N < \sum_{m=0}^k e(mT) < N \right) \\ K_p e(kT) + K_i TN + \frac{K_d}{T} \{e(kT) - e[(k-1)T]\} + u_0 & \left( \sum_{m=0}^k e(mT) \geq N \right) \end{cases} \quad (2)$$

式中:  $N$  为积分饱和极限值;  $T$  为控制周期。

倾转旋翼系统节点控制器输出 PWM 信号至电子调速器控制电机转速, 旋翼测量转速作为负反馈信号实现转速闭环控制。旋翼转速测量信号取自电机输入信号激磁电压信号频率, 由 Hobbywing 转速传感器感应。经三极管导通截止得到激磁电压方波信号, 由嵌入式处理器的外部中断机制捕获方波信号跳变沿, 并记录跳变沿周期内的脉冲数, 结合电机参数转换为旋翼电机转速, 如式 (3) 所示。

$$f_{\text{val}} = 60 \times 1000000 \times \frac{f_{\text{PWM}}}{P \times Z} \quad (3)$$

式中:  $f_{\text{val}}$  为电机转速;  $P$  为电机磁极对数;  $Z$  为旋翼

表 5 桨距标定参数  
Table 5 Pitch calibrated parameters

机构	斜率	截距/ms
0号舵机	-0.01297	1.534
1号舵机	-0.01273	1.637
2号舵机	0.01342	1.439

## 2.2 旋翼转速控制

旋翼转速控制系统闭环控制结构方块图如图 9 所示, 其中  $r(t)$  为给定目标转速,  $n(t)$  为实际转速,  $c(t)$  为测量转速,  $e(t)$  为转速误差量, 带积分饱和的位置式离散 PID 控制律控制, 公式如式 (2) 所示<sup>[17]</sup>。

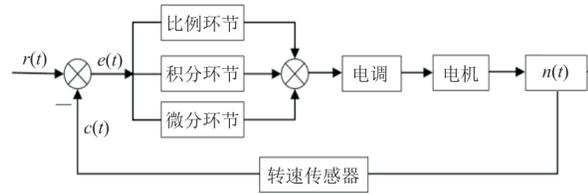


图 9 转速闭环控制结构

Fig. 9 Structure of speed closed loop control

齿轮减速比;  $f_{\text{PWM}}$  为 PWM 周期脉宽计数值。

## 2.3 旋翼倾转控制

旋翼系统倾转由伺服电机经涡轮蜗杆减速实现, 倾转伺服电机控制结构如图 10 所示,  $\theta_c(t)$  为倾转角度控制指令, 通过主控制器经由 CAN 总线发送给倾转旋翼系统节点控制器,  $\theta_s(t)$  为旋翼系统实际倾转角度, 由数字式增量式编码器测得, 并以脉冲形式反馈传输至电机驱动器, 电机驱动器将获得的当前倾转角度控制值与实际测量值的差值  $\theta_e(t)$  经控制律计算实现精确的位置或速度控制。

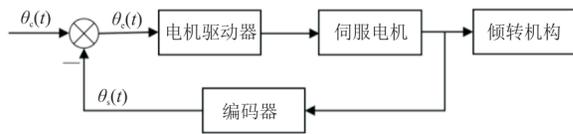


图 10 倾转过程控制结构

Fig. 10 Control structure of tilting process

旋翼系统倾转角指令随无人飞行器前飞速度变化,决定着倾转过渡飞行模式。直流伺服电机驱动控制器设置为位置控制模式,实现倾转角度位置闭环控制。同时把实时电流、倾转角速率以及倾转角度反馈给节点控制器,直至发送到主控制器,供地面站监视。

### 3 倾转旋翼系统模块化实现验证

#### 3.1 验证系统组成

倾转旋翼系统模块化实现验证系统如图 11 所示,其中四倾转旋翼无人飞行器的 1 个节点系统用于验证系统结构、控制和通信,节点倾转旋翼系统指令来自指令操控台,经由地面站发送给主控制器,主控制器再通过 CAN 总线通信发送到倾转旋翼系统的系统节点控制器,由节点控制器完成操控分配,与实际飞行器实现一致。

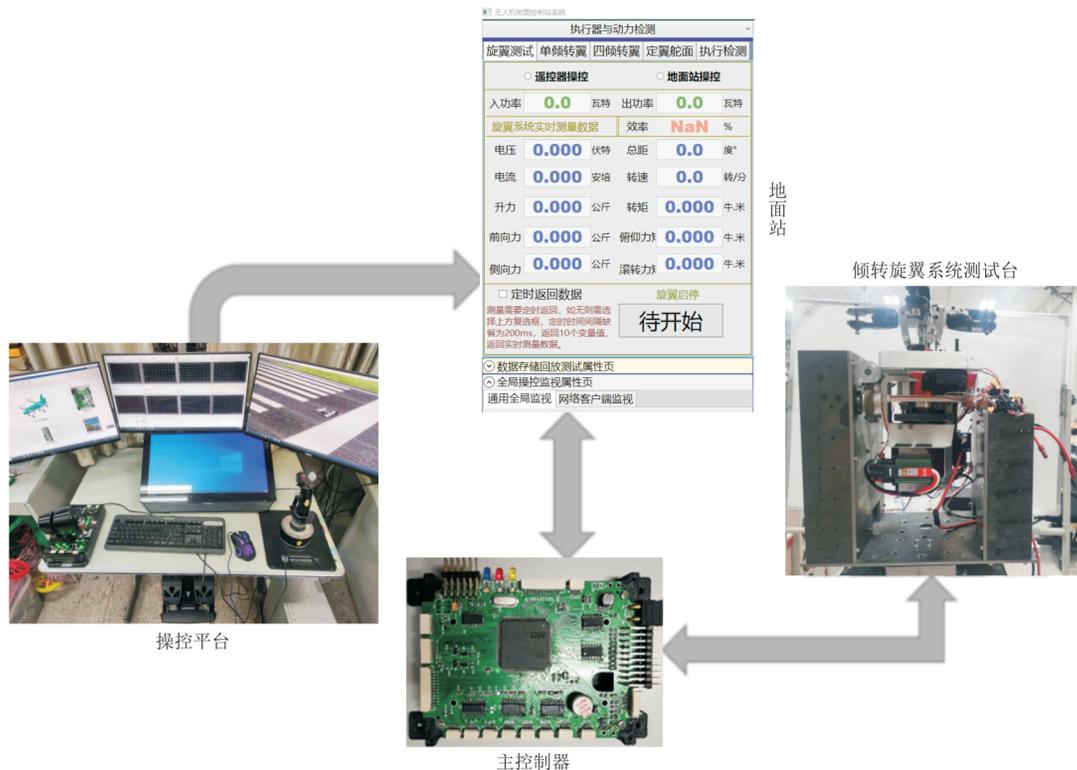


图 11 倾转旋翼系统验证系统

Fig. 11 Tilt rotor system verification system

验证系统由指令操控平台、地面站、倾转旋翼系统及其控制器、功率采集板、六分量天平及其数据采集器等组成。功率采集板由电压传感器、电流传感器和相关电路组成,节点控制器采集旋翼电机的电压和电流模拟信号,获取旋翼输入功率。数据采集器实现六分量天平数据的采集、调理及传输,由 RS232 总线通信把数据传输给节点控制器。

地面站用户监控软件实现与主控制器的实时交互,无线数传电台传输相关数据到主控制器,控

制倾转旋翼系统运动变化,用户监控软件实现旋翼电机动力电压、电流、旋翼转速、旋翼系统倾转角速率、倾转角度以及六分量天平的力和力矩等信息的实时监视。地面站用户监控软件采用 Access 数据库和 WPF 技术通过 C# 语言设计开发完成,具有数据实时通信、帧解析、存储等功能。

#### 3.2 验证试验与结果分析

##### 3.2.1 旋翼电机转速控制与电流监视

倾转旋翼无人飞行器旋翼转速在飞行过程中

为额定值。为验证在机动飞行中旋翼转速控制效果,给定旋翼电机额定转速,模拟机动飞行过程中总距发生的变化,地面监控软件记录旋翼电机实时转速以及电机电流。经实验调试,最后确定旋翼电机转速控制参数  $T=10\text{ ms}$ ,  $K_p=0.000\ 2$ ,  $K_i=0.000\ 038$ ,  $K_d=0.000\ 1$ , 结果如图 12~图 13 所示,可以看出:单节点倾转旋翼系统的旋翼转速控制响应在期望转速  $1\ 550\text{ rad/min}$  上下波动,波动范围在  $2.6\%$  以内,说明本文设计的带积分饱和和位置式 PID 控制律控制效果良好,具有一定的抗干扰能力,电机电流随着总距增加呈增大趋势。

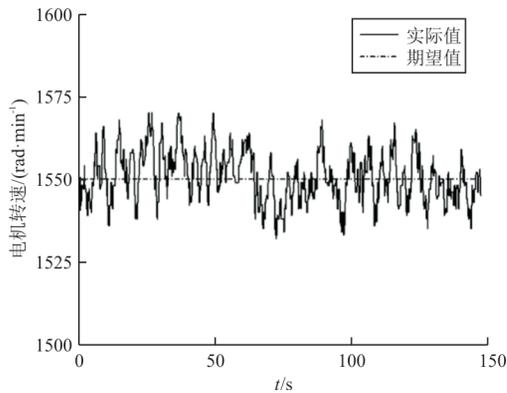


图 12 旋翼转速控制响应

Fig. 12 Rotor speed control response

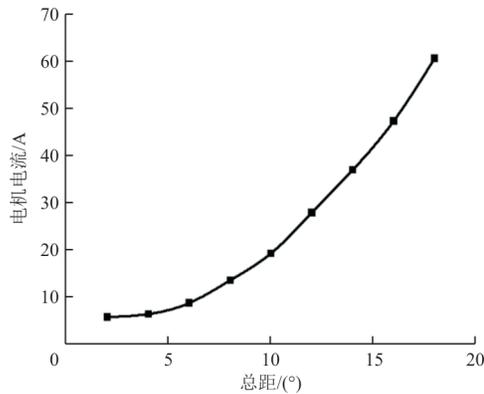


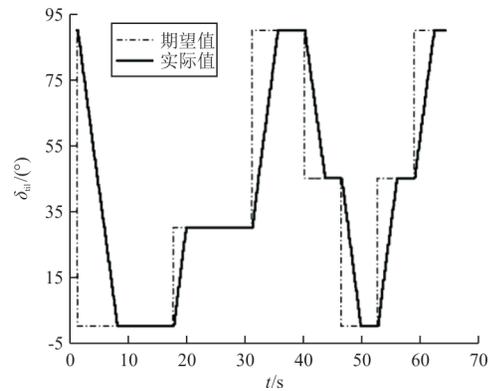
图 13 旋翼电机电流随总距变化

Fig. 13 Rotor motor current vs collective pitch

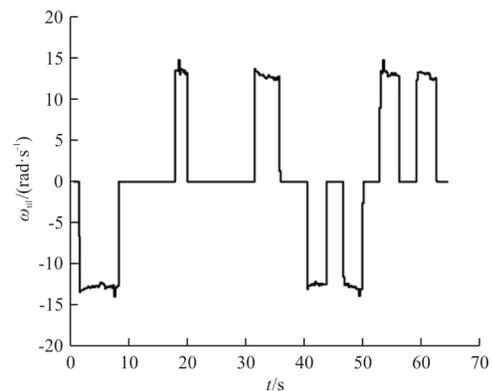
### 3.2.2 旋翼倾转控制与状态量监视

四倾转旋翼无人飞行器从直升机模式控制变为固定翼模式,验证旋翼系统倾转控制效果。倾转电机驱动器为位置控制模式,倾转通道控制量  $\delta_{til}$  由操控平台指令发出,通过地面监控软件发送给主控制器,节点控制器由 CAN 总线通信机制接收主控制器发来的倾转通道控制量  $\delta_{til}$ ,倾转状

态量发送给主控制器供地面监控软件监视,一组旋翼倾转控制实际结果如图 14 所示。



(a) 倾转角度响应



(b) 倾转角速率响应

图 14 倾转控制响应

Fig. 14 Tilting control response

从图 14 可以看出:旋翼系统由直升机模式控制转换到固定翼模式可以在  $7\text{ s}$  左右实现平缓匀速过渡,倾转角速率基本平稳,波动在  $1.8\text{ rad/s}$  内,倾转角度随动闭环控制效果良好。

### 3.2.3 垂向通道控制与气动力测量

在直升机模式下,横向通道和纵向通道控制量为  $0$  时,总距控制即为倾转旋翼系统垂向通道控制,其变化决定着倾转旋翼系统的功率需求和气动力变化规律。验证系统气动力测量有助于分析倾转旋翼系统的功率需求。改变垂向通道控制量,试验测量倾转旋翼系统气动力变化,垂向通道旋翼孤立试验实物图如图 15 所示,两侧钢板将倾转旋翼系统固定在试验架上,底部装有六分量天平。试验时旋翼额定转速为  $1\ 600\text{ r/min}$ ,垂向通道控制量分别为  $3^\circ$ 、 $6^\circ$ 、 $9^\circ$ 、 $12^\circ$ 、 $15^\circ$ ,试验得到旋翼输入功率与拉力的变化规律如图 16 所示,图中计

算值参考文献[6]计算得到,可以看出:试验测量值与理论计算值吻合度较好,说明本文设计的分布式控制系统可行,功率需求和气动性能满足系统要求。



图 15 垂向通道孤立旋翼试验实物图  
Fig. 15 Vertical channel test of a rotor

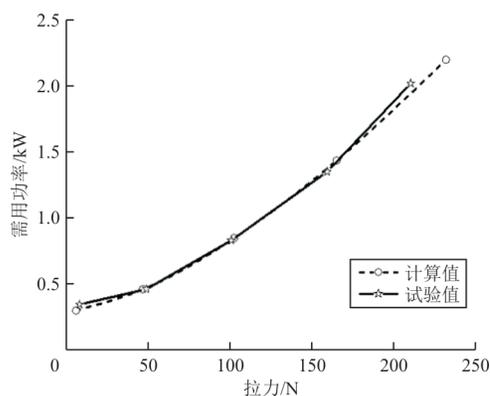


图 16 旋翼输入功率与拉力变化  
Fig. 16 Rotor input power vs thrust

## 4 结 论

1) 应用带积分饱和的位置式离散PID控制律设计的旋翼电机转速控制系统,总距变化情况下能保证转速控制效果,转速波动误差小于2.6%,抗干扰能力强,满足控制性能指标要求和工程实际需要。

2) 倾转角度闭环控制系统可在7s内实现由直升机模式到固定翼模式的平缓匀速过渡,倾转角速率平稳,控制效果良好。

3) 垂向通道控制量直接影响着倾转旋翼系统输入功率要求和拉力变化,尤其是直升机模式。准确的桨距控制系统及其操纵策略能满足四倾转旋翼飞行器通道控制性能要求。

4) 验证系统试验有效验证了基于CAN总线通信机制的可行性。主控制器与节点控制器间的高速实时通信,保证了四倾转旋翼无人飞行器各部件间可靠数据通信,为成功研制提供了技术手

段和途径。同时,本文采用的模块化设计方法可行,满足倾转旋翼系统的应用需求。

## 参 考 文 献

- [1] 邵扬杰,刘莉,曹潇,等. 倾转旋翼无人机发展现状及关键技术概述[J]. 战术导弹技术, 2022(1): 12-20.  
SHAO Yangjie, LIU Li, CAO Xiao, et al. Research status and key technologies of tilt-rotor UAVs[J]. Tactical Missile Technology, 2022(1): 12-20. (in Chinese)
- [2] 尹昱康,王红州,蔡恒欲,等. 倾转旋翼机的发展[J]. 兵器装备工程学报, 2018, 39(2): 111-113,135.  
YIN Yukang, WANG Hongzhou, CAI Hengyu, et al. Development and technical characteristics of tilt rotor aircraft[J]. Journal of Ordnance Equipment Engineering, 2018, 39(2): 111-113,135. (in Chinese)
- [3] 曹芸芸. 倾转旋翼飞行器飞行动力学数学建模方法研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2012.  
CAO Yunyun. Research on mathematical modeling method for tilt rotor aircraft flight dynamics[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012. (in Chinese)
- [4] BESHEARS L T, PETERSON C. The HV-911 eagle eye tiltrotor UAV an exciting future for coast guard aviation[R]. US: American Society of Naval Engineers, 2004.
- [5] KANG Y S, PARK B J, CHO A, et al. Envelop expansion flight test of flight control systems for TR-60 tilt-rotor UAV[C] // 2014 International Conference on Control. US: IEEE, 2014: 1-8.
- [6] 周攀,陈仁良,俞志明. 倾转四旋翼飞行器直升机模式操纵策略研究[J]. 航空动力学报, 2021, 36(10): 2036-2051.  
ZHOU Pan, CHEN Renliang, YU Zhiming. Investigation of control strategy for quad-tilt-rotor aircraft in helicopter mode[J]. Journal of Aerospace Power, 2021, 36(10): 2036-2051. (in Chinese)
- [7] SNYDER D E. The quad tiltrotor: its beginning and evolution[C] // 2000 International Powered Lift Conference. Arlington, US: AIAA, 2000: 1-7.
- [8] 罗利龙,郭文杰,常亮. 模块化可重构无人机机翼结构优化方法研究[J]. 航空工程进展, 2023, 14(3): 164-170.  
LUO Lilong, GUO Wenjie, CHANG Liang. Study on optimization method of the modular reconfigurable UAV's wing structure[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2023, 14(3): 164-170. (in Chinese)
- [9] 李春鹏,张铁军,钱战森,等. 多用途无人机模块化布局气动设计[J]. 航空学报, 2022, 43(7): 110-125.  
LI Chunpeng, ZHANG Tiejun, QIAN Zhansen, et al. Aerodynamic design of modular configuration for multi-mission unmanned aerial vehicle[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2022, 43(7): 110-125. (in Chinese)

- [10] DAVID J P, MICHAEL D P, BRIAN J G. Optimizing families of reconfigurable aircraft for multiple mission [J]. *Journal of Aircraft*, 2012, 49(6): 1988-2000.
- [11] STEPHEN J C, PRATEEK A, CHRISTOS P. A multi-VTOL modular aspect ratio reconfigurable aerial robot[C]// 2022 International Conference on Robotics and Automation. US: IEEE, 2022: 8-15.
- [12] 夏青元, 徐锦法, 张梁, 等. 无人倾转旋翼飞行器冗余操纵控制策略设计[J]. *哈尔滨工业大学学报*, 2014, 46(1): 121-128.  
XIA Qingyuan, XU Jinfa, ZHANG Liang, et al. Redundant manipulation control strategy for unmanned tilt-rotor aircraft [J]. *Journal of Harbin Institute of Technology*, 2014, 46(1): 121-128. (in Chinese)
- [13] 周攀, 陈仁良, 俞志明. 倾转四旋翼飞行器直升机模式操纵特性分析[J]. *西北工业大学学报*, 2021, 39(3): 675-684.  
ZHOU Pan, CHEN Renliang, YU Zhiming. Analysis on controllability and stability of quad-tilt-rotor aircraft in helicopter mode [J]. *Journal of Northwestern Polytechnical University*, 2021, 39(3): 675-684. (in Chinese)
- [14] WANG Zhigang, LYU Zhichao, LI Jianbo. Research on manipulation strategy of quad tilt-rotor [J]. *Transactions of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics*, 2020, 37(s1): 1-8.
- [15] LYU X, XU T. Design of communication node based on CAN bus [C] // 2021 IEEE International Conference on Electronic Technology, Communication and Information. US: IEEE, 2021: 190-193.
- [16] 闫国瑞, 苏晨光, 林博轩, 等. 应用扩展帧的航天器CAN总线应用层协议设计[J]. *航天器工程*, 2022, 31(1): 89-97.  
YAN Guorui, SU Chenguang, LIN Boxuan, et al. Design of spacecraft can bus application protocol using extended frame [J]. *Spacecraft Engineering*, 2022, 31(1): 89-97. (in Chinese)
- [17] XU J. An expert PID control algorithm based on anti-integration saturation [C] // IEEE Advanced Information Technology, Electronic & Automation Control Conference. US: IEEE, 2017: 1536-1539.

#### 作者简介:

孙晓彬(1997—),男,硕士研究生。主要研究方向:旋翼飞行器飞行力学与控制。

徐锦法(1963—),男,博士,教授。主要研究方向:直升机导航制导与控制。

(编辑:丛艳娟)

(上接第46页)

- XU Heyong, MA Chengyu. Review of the co-flow jet flow control method [J]. *Advances in Aeronautical Science and Engineering*, 2022, 13(6): 1-16. (in Chinese)
- [17] 史子颀, 许和勇, 郭润杰, 等. 协同射流在垂直尾翼流动控制中的应用研究[J]. *航空工程进展*, 2022, 13(1): 28-41.  
SHI Zijie, XU Heyong, GUO Runjie, et al. Application research of flow control using co-flow jet on a vertical tail [J]. *Advances in Aeronautical Science and Engineering*, 2022, 13(1): 28-41. (in Chinese)
- [18] 杨慧强, 许和勇, 叶正寅. 基于联合射流的翼型动态失速流动控制研究[J]. *航空工程进展*, 2018, 9(4): 566-576.  
YANG Huiqiang, XU Heyong, YE Zhengyin. Study on the flow control of the airfoil dynamacis stall using co-flow jet [J]. *Advances in Aeronautical Science and Engineering*, 2018, 9(4): 566-576. (in Chinese)
- [19] ZHA G C, PAXTON C. A novel airfoil circulation augment flow control method using co-flow jet: AIAA-2004-2208 [R]. Portland, USA: AIAA, 2004.
- [20] MENTER F R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications [J]. *AIAA Journal*, 2012, 32(8): 1598-1605.
- [21] MENTER F R, LANGTRY R B, LIKKI S R, et al. A correlation-based transition model using local variables-Part I: model formulation [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2006, 128(3): 413-422.
- [22] MCALISTER K W, PUCCI S L, MCCROSKEY W J, et al. An experimental study of dynamic stall on advanced airfoil sections (Volume 2): pressure and force data: NASA-TM-84245 [R]. USA: NASA, 1982.
- [23] CORKE T C, THOMAS F O. Dynamic stall in pitching airfoils: aerodynamic damping and compressibility effects [J]. *Annual Review of Fluid Mechanics*, 2015, 47(1): 479-505.

#### 作者简介:

贾天昊(1998—),男,硕士研究生。主要研究方向:动态失速及流动控制。

高超(1960—),男,博士,教授。主要研究方向:空气动力学,复杂流动控制应用与跨声速空气动力学。

徐泽阳(1990—),男,博士研究生。主要研究方向:空气动力学,流动控制。

王玉帅(1988—),男,博士研究生。主要研究方向:空气动力学及流动控制。

(编辑:马文静)