

# 基于 PD 控制的航天飞行器 控制系统的设计与实现

杨 永

(淮安信息职业技术学院, 江苏 淮安 223003)

**摘要:** 当前的飞行器控制系统在运行过程中容易受到噪声因素的干扰, 对飞行器的控制存在滞后性和片面性, 无法直观描述飞行器的运行状态, 设计并实现了一种抗干扰能力强的航天飞行器控制系统, 给出了无刷直流电机、电源电路、无线通信模块以及 RS-232 接口的硬件设计原理, 给出了系统主控中心的人机交互界面组成; 通过 PD 算法运算出不同电机的调整量, 按照运算出的调整量控制电机的 PCA 模块, 进而控制飞行器电机的转速, 调整飞行器的姿态, 克服干扰; 实验结果说明, 该系统可对飞行器的各种飞行攻角进行准确的控制, 该种系统的控制效率参数优于传统系统。

**关键词:** 飞行器控制; PD 算法; 调整量; 攻角

## Design and Implementation of Space Flight Control System Based on PD Control

Yang Yong

(Huai'an College of Information Technology, Huai'an 223003, China)

**Abstract:** Current aircraft control system in the process of running vulnerable to the interference of noise factors, control of the vehicle delay and one-sided, cannot intuitionistic description vehicle running status. Designs and realizes a kind of strong anti-jamming capability of a new generation of aircraft control system, and gives the brushless dc motor, power circuit, wireless communication module and the hardware design principle of RS-232 interface, gives the system master control center of human-computer interaction interface. Through the PD algorithm operation adjustment quantity of the different motor, the quantity of adjustment according to the operation control of the motor PCA module, in turn, control the turning speed of the vehicle motor, adjust the attitude of the aircraft, the interference is restrained. Experiment result shows that this system can accurately control aircraft flight Angle of attack, the control efficiency of this kind of system parameters is superior to the traditional system

**Key words:** aircraft control; PD algorithm; adjust volume; angle of attack

### 0 引言

飞行器控制系统是飞行器的核心部分, 其稳定性和精确性是飞行器安全飞行的重要保障。为了确保飞行器的飞行轨迹的精确度, 对其在飞行过程中进行及时控制的需求逐渐增强, 因此寻求合理的方法构建飞行器控制系统, 成为相关学者分析的重点方向<sup>[1-2]</sup>。当前的飞行器控制系统在运行过程中容易受到外界噪声因素的干扰, 对飞行器的控制存在滞后性和片面性, 无法直观描述飞行器的运行状态, 不能对飞行器进行高精度的控制, 存在一定的局限性<sup>[3-5]</sup>。为了解决传统飞行器控制系统存在的缺陷, 本文设计并实现了一种抗干扰能力强的航天飞行器控制系统。

### 1 系统的整体结构

航天飞行器控制系统是一个集人机交互界面、控制方案、面向对象数据库和实时多任务调度为一体的复杂系统。该种控

制系统的控制任务具有多样性, 通常采用分布式控制方案<sup>[6]</sup>。本文设计的飞行器控制系统的结构包括中央控制中心和飞行器模块的通信、数据库、系统主画面、报警和事件操作、飞行数据历史曲线、系统报表生产和记录几个部分。总体飞行器控制系统的结构如图 1 所示。

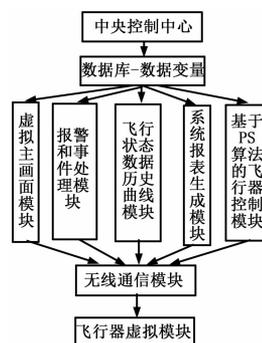


图 1 系统结构图

系统的最上层是中央控制中心, 可提供人机交互界面, 实现飞行器相关状态指标的展示和控制、飞行器飞行动态监测和

收稿日期: 2013-12-22; 修回日期: 2014-02-13。

作者简介: 杨永 (1973-), 男, 安徽泗县人, 硕士, 副教授, 主要从事电子信息技术和物联网应用技术方向的研究。

报警，并且中央控制中心同飞行器模块由通信电缆连接，采用数据库定义变量信息控制二者间的数据交换。使用 CAD / CAE 三维数据实现飞行器的可视化分析，通过人机交互界面向控制人员提供更加直观和形象的三维数据。数据库模块主要用于存储系统运行过程中产生的相关数据，并且可为人机交互界面提供飞行器的历史数据。最下层的飞行器模块主要用于模拟飞行器不同设备的属性和行为，并采用无线通信模块同其它模块间进行数据的传递。该飞行器控制系统还设计了相关的监控和数据画面，满足实时显示飞行器控制系统的运行状态、报警和事件信息、飞行曲线、产生和处理数据报表等功能。这些功能能够确保总体飞行器控制系统具有良好的控制性能，并且具有直观形象的人机交互界面，方便控制人员对飞行器进行分析和控制。

## 2 系统硬件设计的实现

### 2.1 姿态控制中的电机设计

电机是飞行器控制系统中最为重要的硬件之一，其性能直接影响系统的应用性。在航天飞行器控制系统设计中，采用无刷直流电机（BLDCM）作为基础。这种电机是一种先进的变速电动机，具有较强的调速性能，并且其体积小、重量轻、抗干扰性能强。其运行原理是将之流电源电流通过电刷和换向器输入电枢绕组，形成电流，电流形成的磁场同电机磁场作用而产生电磁转矩带动电机旋转。无刷直流电机通过方波自控式的永磁同步电机，有效处理了直流电机碳刷容易损坏的弊端，是飞行器中常用的调速电机。该电机通过姿态处理模块的 SST89E516RD 单片机的 PCA 模块产生控制电机转速的 PWM 波，将 PWM 波传送到电机驱动模块，电机驱动模块根据 PWM 波的占空比来控制驱动电机的平均电流大小，进而控制了电机的转速。姿态传感器将飞行器的姿态参数传递给电机，控制器可对位置传感器和开关电路进行协调控制。无刷直流电机的主要部件如图 2 所示。

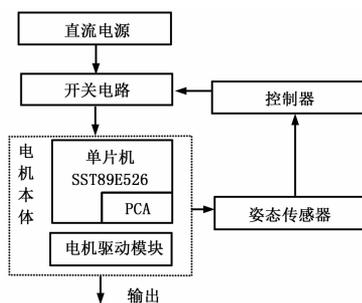


图 2 无刷直流电机的关键部件

### 2.2 系统电源电路设计

本文系统设计的飞行器 DC-DC 电源模块包括 36 V 和 12 V 两种电压。36 V 是电机驱动电压，12 V 是控制系统供电电压。高效的电源电路能够提高系统运行的稳定性。本文系统采用 TI 公司生产的 TPS73HD301 双通道电压输出变换器，其输入电压是 5 V，输出电压是 3.3 V 和 1.9 V，为飞行器电源的上电顺序提供了保障，输出电流可达到 1 A，输出功率较大，具有较强的驱动负载性能，并且具有短路保护和热保护性能。

### 2.3 系统中 RS-232 接口设计

飞行器控制系统可从控制中心中得到相关的指令信号，系统对频率响应特性、阶跃响应特性指标具有详细的规范。主控制器以及控制中心间的通信基于 RS-232 接口连接，RS232 串口芯片采用 MAX3221 串口驱动芯片，MAX3221 具有自主关闭的特性，并且消耗功耗较低。若 MAX3221 在 3.3 V 工作时需要接入 0.1 F 电容，则在 [3 V, 5.5 V] 间的电压情况下都能正常运行。

### 2.4 无线通信模块

无线通信模块是飞行器同地面控制中心间通信的纽带。本文采用 Nordic VLSI 公司生产的单片射频收发器芯片 nRF905，该种芯片运行在 433 MHz 的 ISM 频段中，运行电压是 3.3 V，使用 SPI 接口同 STM32 通信，具有低成本和简便性。此外，nRF905 芯片功耗非常低，采用 -10 dBm 的输出功率发射过程中产生的 11 mA 电流，接收信号过程中的电流为 12.5 mA，该种芯片在 100 m 之内传输数据具有极高的稳定性。详细的硬件连接如图 3 所示。

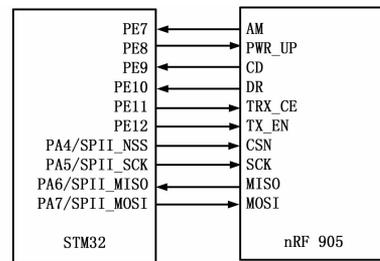


图 3 STM32 与 nRF905 硬件连接图

## 3 系统的软件设计实现过程

### 3.1 人机交互界面

中央控制中心的人机交互界面主要包括系统数据采集、实时数据展示、飞行器状态展示和监控功能，对飞行器待机、启动、停止等操作控制功能，设计时考虑了以下需求。

(1) 实时展示系统的运行参数，将飞行器的重要参数，如速度、转向、航程等通过波形图的方式显示在主界面，完成了对不同输入输出量的监控功能。

(2) 能够完成自动和手动两种操作方式，在两种操作方式下，存在正常飞行器运行模式以及调试模式，并且能够依据实际需求及时调整相关的参数

(3) 系统运行过程中，控制程序自主将系统运行过程中形成的数据存储于数据库中。系统停止后，从数据库中采集历史数据，实现对飞行器的监视和控制。

(4) 提供飞行器运行速度、状态、里程等趋势图以及报表等，能够对这些数据进行搜索和打印，进而为相关的控制人员提供可靠的数据。

### 3.2 基于 PD 算法的飞行器控制

系统运行后，先对系统进行初始化，传感器测量数据通过模数转换后读入程序，按照读入的数据运算出当前飞行器的姿态。通过 PD 算法运算出不同电机的调整量，按照运算出的调整量控制电机的 PCA 模块，进而控制飞行器电机的转速，调整飞行器的姿态。系统实现了对飞行器姿态的动态控制，控制

系统的程序流程如图 4 所示。

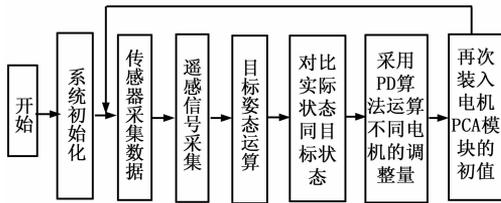


图 4 控制系统流程图

PD 控制器是比例—微分控制的简称，在闭环控制系统中 PD 调节器能够降低系统波动，确保飞行器控制系统的控制偏差最小化。PD 控制器输入输出都是时间函数，将其离散化的计算关系是：

$$M_n = K_p \times (SP_n - PV_n) + K_D \times (PV_{n-1} - PV_n) \quad (1)$$

其中： $M_n$  为对飞行器的调控量， $K_p$  为比例调节系数， $K_D$  为微分调节系数， $SP_n$  为控制量的目标状态， $PV_n$  为调节量在第  $n$  个采样周期的实际状态。

本文系统通过 PD 算法分别运算出飞行器的自传调控量、左右倾斜调控量、油门控制调控量以及前后俯仰调控量。飞行器的姿态向量是：

$$X = [\omega, \theta_x, T, \theta_y] \quad (2)$$

其中： $\omega$  为飞行器的自转动角速度， $\theta_x$  为飞行器的左右倾斜角度， $T$  为飞行器的当前油门量， $\theta_y$  为飞行器的前后俯仰角度。

定义向量  $V = [v_1, v_2, v_3, v_4]$  表示飞行器螺旋桨转速调整向量， $V$  的 4 个分量分别是 4 个与之对应的螺旋桨转速的调整量。将螺旋桨的转速调节向量  $V$  乘以一个系数  $p$  可获取电机对应的 PCA 原始值调节向量是：

$$\Delta P = p \times V \quad (3)$$

其中： $p$  为 PCA 原始调节量筒螺旋桨（电机）转速调控量间的比例系数。

在原始的 PCA 值向量中融入 PCA 原始值调节向量能够获取调整后的 PCA 初值向量：

$$P + \Delta P \quad (4)$$

其中： $P$  表示原始 PCA 向量。

上述分析的过程通过 PD 算法计算出不同电机的调整量，依据计算出的调整量控制飞行器电机的 PCA 模块，控制飞行器电机的转速，最终实现了对飞行器飞行状态的控制。

#### 4 仿真实验分析

为了验证本文系统的有效性，需要进行相关的实验分析。本文设置飞行器的原始高度  $H_0 = 18.3 \text{ km}$ ，原始速度  $V_0 = 1770.4 \text{ m/s}$ ，原始攻角  $\alpha_0 = 2^\circ$ ，质量  $m = 136820 \text{ kg}$ ，转动惯量  $J_z = 9490740 \text{ kg/m}^2$ ，仿真步长是  $h = 0.002 \text{ s}$ 。本文系统和传统系统下的飞行器攻角波动曲线分别用图 5 描述。可以看出，两种系统都能实现对飞行器攻角的准确控制，然而本文系统的控制效果更加平稳，不存在超调量，调控时间仅有  $0.4 \text{ s}$ ，本文系统的调控性能优于传统系统。

统计本文系统和传统系统下的飞行器执行任务的平均运行

效率，如图 6 所示。分析图 6 可得，随着任务数量的增加，传统系统得平均运行效率呈现大幅度下降趋势，而本文系统保持平稳下降趋势，并且本文系统的平均运行效率始终高于传统系统，说明本文系统控制下的飞行器具有较高的运行性能。

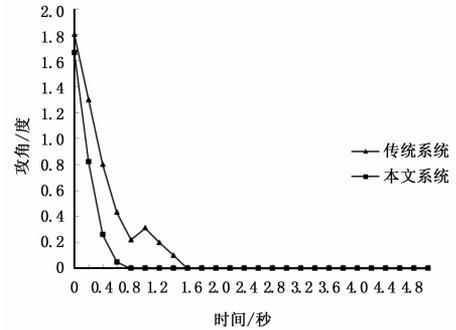


图 5 两种系统下飞行器的攻角变化

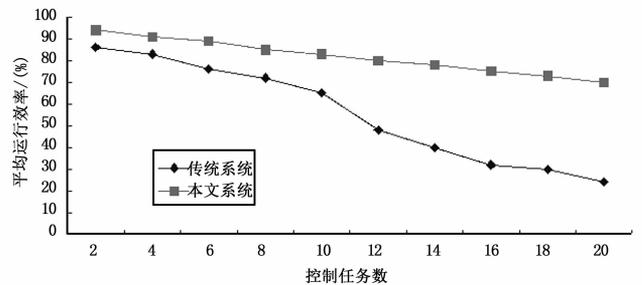


图 6 两种系统的平均运行效率对比

#### 5 结论

本文提出了一种基于 PD 算法的飞行器控制系统，将技术融入到飞行器控制系统中，分析了无刷直流电机、电源电路、无线通信模块以及 RS-232 接口的硬件，给出了系统主中心的人机交互界面组成，通过 PD 算法运算出不同电机的调整量，按照运算出的调整量控制电机的 PCA 模块，进而控制飞行器电机的转速，调整飞行器的姿态。实验结果说明，该种系统可随飞行器的攻角进行准确的控制，该种系统的控制效率优于传统系统，取得了令人满意的效果。

#### 参考文献：

- [1] 李洪儒, 冯振声. 大型飞行器制导与姿态控制联合仿真建模研究 [J]. 军械工程学院学报, 2000, 12 (3): 29-34.
- [2] 郭振云. 再入机动飞行器的控制系统设计 [J]. 飞行力学, 2005, 23 (1): 61-64.
- [3] 侯雄, 崔淳. 飞行器控制系统集成框架技术研究 [J]. 航天控制, 2001, (2): 36-42.
- [4] 商重阳, 刘艳, 高正红. 基于面向对象技术的飞行控制系统仿真框架 [J]. 计算机测量与控制, 2006, 18 (2): 472-474.
- [5] 徐慧. 飞行控制系统数字化设计数据管理系统开发 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2011.
- [6] 沈韦华, 陈洪涛, 沈锦丰. 基于最佳匹配算法的精密零件检测研究 [J]. 科技通报, 2013, 5: 97-99.