

朱绎闻, 陈湘萍. 航空器舱门控制系统设计[J]. 智能计算机与应用, 2025, 15(6): 15-20. DOI: 10.20169/j.issn.2095-2163.250603

航空器舱门控制系统设计

朱绎闻, 陈湘萍

(贵州大学 电气工程学院, 贵阳 550025)

摘要: 近年来, 航空事业的发展程度已成为了一个国家的整体实力综合表现之一。作为航空器必不可少的部分, 舱门系统的控制系统性能的优劣将会直接影响到舱门机构在运行工作过程中能否顺利地完成任务。本文提供了一个舱门控制系统设计方案, 基于 STM32F429 型单片机作为控制部分的处理器, 基于 LabVIEW 设计上位机人机交互界面, 对系统硬件及软件的设计方法进行了详细叙述, 并对该舱门控制系统进行了实验验证。研究表明: 整个系统满足控制与驱动功能一体化设计且具备故障检测能力, 在系统指令执行的过程中具备一定容错能力, 确保可靠性和安全性。

关键词: 航空器; 舱门; 单片机; STM32; 1553B; ARM; LabVIEW

中图分类号: TP273 **文献标志码:** A **文章编号:** 2095-2163(2025)06-0015-06

Design of aircraft hatch control system

ZHU Yiwen, CHEN Xiangping

(School of Electrical Engineering, Guizhou University, Guiyang 550025, China)

Abstract: In recent years, the development level of the aviation industry has become one of the comprehensive manifestations of a country's overall strength. As an essential part of aircraft, the performance of the control system of the cabin door system will directly affect whether the cabin door mechanism can smoothly complete the basic functions of the cabin door during operation. This article provides a design scheme for a cabin door control system, which is based on the STM32F429 microcontroller as the processor of the control part. The upper computer human-machine interaction interface is designed based on LabVIEW, and the design method of the system hardware and software is described in detail. The cabin door control system is also experimentally verified. The research results indicate that the entire system meets the integrated design of control and driving functions and has fault detection capabilities. It has a certain degree of fault tolerance during the execution of system instructions, ensuring reliability and safety.

Key words: aircraft; hatch; MCU; STM32; 1553B; ARM; LabVIEW

0 引言

研究可知, 航空事业的发展取决于整体科技水平的高低^[1]。航空器是航空工程的重要组成部分, 不管是商用、还是民用飞机, 舱门机构都是航空器不可或缺的一部分^[2]。舱门控制的简便与安全性会直接影响到航程飞行质量与整机人员的生命安全, 对于航空任务的顺利进行具有重要的意义。由于高空工作环境条件的复杂多变, 航空器对舱门功能可靠性的要求较强, 这导致舱门在研制设计过程中需要应对一系列挑战。此外, 因为航空器舱内如有有效载荷、热防护与热密封等功能需要一定的保护, 并在保护

系统功能的同时还需要舱门能够多次完成解锁-打开-收拢-锁紧的功能, 所以研制具有能够重复完成锁紧与释放功能的舱门系统对于航空事业的发展显得尤为关键^[1-4]。

赵乐笛等学者进行了以 51 单片机为控制系统的处理器研究, 设计了基于单片机的硬件电路, 并进行了 C 语言程序开发, 使得该装置能够检测出处于飞行、及地面时的舱门位置。吴延军等学者利用 LabVIEW 开发工具, 采用 QCP-1553 板卡和 BU65170 芯片设计了一种 1553B 总线通讯系统, 在 LabVIEW 中基于 UML 建立模型, 结合 Windows 消息循环机制和板卡实时中断机制, 对总线控制器控

基金项目: 国家自然科学基金(51867007)。

作者简介: 朱绎闻(1997—), 男, 硕士研究生, 主要研究方向: 控制工程。

通信作者: 陈湘萍(1977—), 女, 博士, 教授, 主要研究方向: 综合能源管理。Email: 384198892@qq.com。

收稿日期: 2023-11-10

制远程终端信息的接收和发送进行仿真。通过在某型号武器火控系统设备上应用,证明了上述设计方法实时性强,可靠性高,可扩展性良好^[5-7]。孔令杨等学者提出一种将 ARM 处理器与密集架控制系统相结合的方法,设计基于 ARM 的智能密集架控制系统。该系统采用 STM32 单片机作为处理器, LCD 液晶显示屏实现对数据的显示以及对密集架的操作,利用直流无刷电机来调控架体的运转,各密集架之间采用无线通信的方式进行数据的传输,外围电路则负责实时检测系统状态信息并反馈给处理器。该系统较比传统密集架控制系统在稳定性和功耗等各方面都有很大的改善,具有良好的实用价值^[8-10]。

1 舱门控制系统系统设计方案

1.1 整体设计

控制模块主要由舱门与吊装装置、上位机、传感器模块及处理器(分为舱门控制器与吊装控制处理器)共4部分组成如图1所示。其中,舱门机构与吊装装置为机械结构部分。上位机的作用为发送指

令以及监测包括24个位置开关、5个速度检测开关和2个吊装驱动在内的状态信号。传感器模块包含一个传感器信号处理单元,由多个位置及速度传感器构成,位于舱门机械结构上,用于接收传感器的信号,进行信号滤波及数字化等处理,并将相关状态信息传送给当前工作的控制模块。舱门处理器用于接收上位机的指令、执行指令以及向上位机反馈各类信号。吊装控制处理器通过串口通信接收舱门处理器的信号使吊装装置与舱门同步,运行完成舱门的开关工作。

控制模块的处理器采用了 ARM 系列的 STM32F429 单片机。STM32F429 系列 MCU 需要面向在仅为 5.0×5.1 (mm×mm) 的封装内配备有高集成度、高性能、嵌入式存储器和外设的医疗、工业与消费类应用^[11-12]。STM32F429/439 单片机集成了 Cortex™-M4 内核(具有浮点单元)的工作频率为 180 MHz, 并包括 11 条兼容的数字信号控制器(DSC)产品线,是 MCU 实时控制功能与 DSP 信号处理功能的完美结合体^[13]。

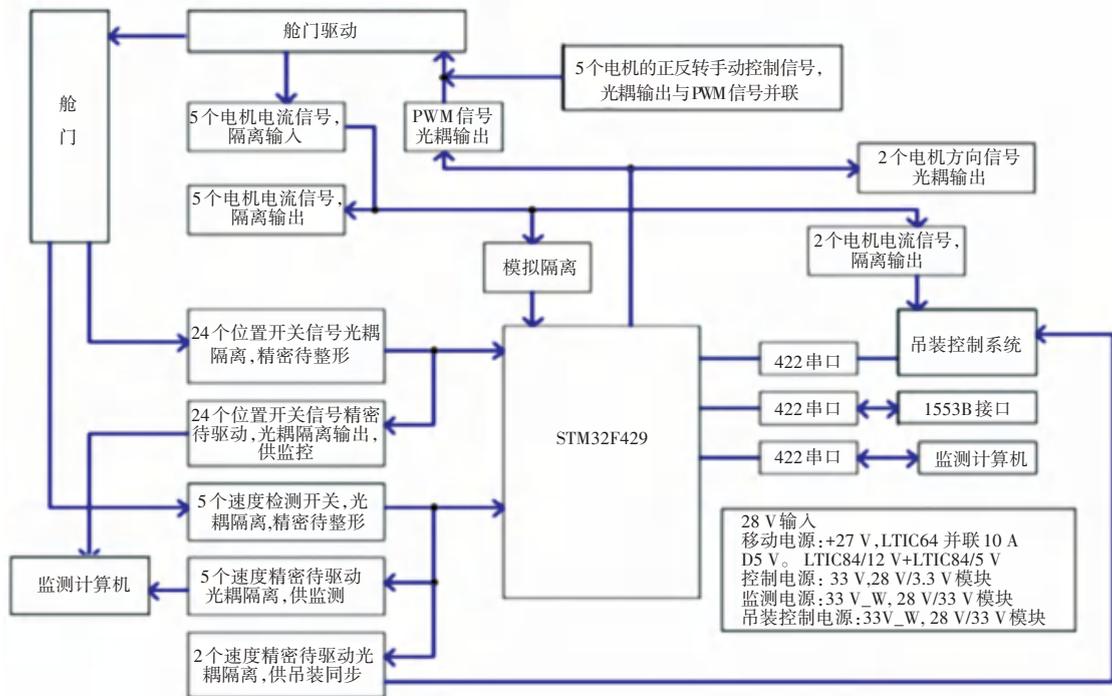


图1 控制系统组成

Fig. 1 Control system composition

1.2 吊装装置

为使测试环境接近真实,在模拟门展收时需设法将模拟门的重力平衡掉。为此,设计了地面测试保障结构,如图2所示。测试时将模拟舱竖直放置,并在模拟舱体的一端设置一组与展收机构平行且机

构尺寸完全一致的辅助展收机构,再将通过辅助展收机构上悬挂的柔性绳索系在模拟门上,由此可使绳索通过模拟门的重心平衡掉门的重力。

吊挂模块通过2个直流电机驱动,其控制原理如图3所示。吊挂模块通过PWM方式驱动吊挂电机。



图 2 吊装装置示意

Fig. 2 Schematic diagram of lifting device

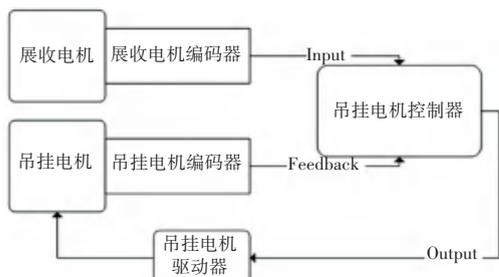


图 3 吊挂模块部件控制原理

Fig. 3 Control principle of suspension module components

2 舱门控制系统总体设计方案

系统选用 STM32F429 单片机作为控制系统的处理器,通过 1553B 数据总线以及串口与上位机相连,用 Keil 作为开发环境进行程序编写,与硬件电路及机械结构结合来完成各项功能,人机交互界面则用 LabVIEW 进行研发设计。

上位机控制指令构成如图 4 所示。包含 4 个主要指令:自检指令、中断指令、开关门指令以及单步指令。单步指令将对开关门的过程加以分解,每一步对应一条指令。

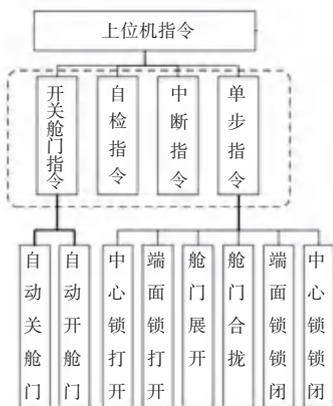


图 4 上位机指令构成

Fig. 4 Composition of upper computer instructions

(1) 自检指令:控制模块检测工作状态及其与外部存储器的连接状态、关键位置的传感器信息等,在检测后向上位机反馈信息。

(2) 中断指令:中断当前软件正在执行的相关指令,接收上位机发送的数据。

(3) 自动开关门指令:软件按照预先设置的相

关时序结合门位置状态信息自动完成门展开或锁闭动作。

(4) 单步指令:操作任意电机完成单个分解动作。

3 硬件设计

3.1 电路设计方案

驱动电路设计方案如图 5 所示。设计中使用的是恒流全桥驱动方式。

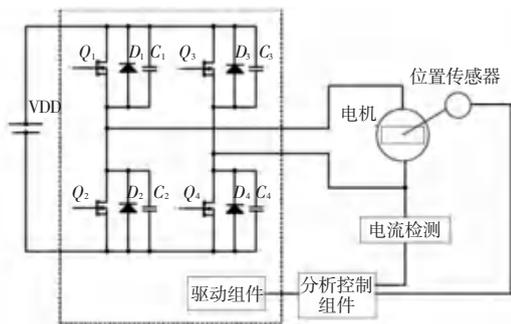


图 5 电路设计方案

Fig. 5 Design scheme of the circuit

全桥驱动电路使用 4 个 MOS 管作为电机的驱动元件, Q_1 和 Q_2 组成一个左半桥, Q_3 和 Q_4 组成一个右半桥。电机工作在正转、反转和刹车模式。当 Q_1 与 Q_4 导通, Q_2 和 Q_3 截止时,电机正转;当 Q_1 与 Q_4 截止, Q_2 和 Q_3 导通时,电机反转;当左半桥和右半桥均截止的时候, Q_1 与 Q_3 截止, Q_2 与 Q_4 导通,驱动电路停止给电机提供能量,电机内存储的能量通过 Q_2 或 Q_4 释放出来,实现电机的刹车。电机的位置信号通过编码器反馈回分析控制组件 STM32F429 单片机。STM32F429 单片机检测编码器的工作状态以及实时位置信息,控制电机按照工作要求高效运转。同时,STM32F429 单片机还会采集电机的电流,通过控制电机的电流大小来实现电机的加速、减速或停止,并监测电机状态,避免电机因为电流过大而烧坏。驱动电路由离散器件组成,功率器件为 MOSFET,且与控制信号间采用光耦隔离,避免功率电路对控制电路造成影响。

3.2 控制组件设计方案

(1) 电源组件:主要功能为分析控制组件、传感器组件、电机驱动组件供电。主要构成包括控制电源组件、功率电源组件;选型一般为航空级 EMI 滤波器、隔离型 DC-DC 转换器或同类型国产器件。

(2) 控制组件:主要功能为上位机指令判读、应答,舱门状态判断,控制信号发生、时序控制、故障诊断等。主要构成 CPU、1553B 接口芯片、外部存储器、电平转换芯片和有源晶振等;CPU 选型为 ARM

系列 STM32F429 单片机。

(3) 电机驱动器组件: 主要功能为将分析控制模块输出的脉冲信号转换为功率信号驱动执行电机运转。主要构成有隔离耦合器件、功率器件、过流保护电路; 选型为光耦作为隔离耦合器件, MOS 功率管作为功率放大器件。

3.3 电机及传感器组件设计方案

(1) 执行电机: 功能为输出动作力矩, 驱动相关机构完成预期动作。构成有舱门电机绕组、吊装装置电机绕组, 选型采用直流有刷电机。直流有刷电机启动力矩大, 效率高, 调速性能优越。舱门电机绕组对应舱门控制模块, 吊装装置电机绕组对应吊装控制模块及硬线控制模块^[14-15]。

(2) 传感器组件: 功能为感知舱门位置状态、电机运转状态。构成有传感器单元(位置开关、编码器)、传感器信号处理单元(传感器、电流和电压采样信号调理电路), 选型根据具体结构需求选择微动开关作为位置传感器, 编码器根据具体电机型号来选择配套^[16-18]。

4 软件设计及结果分析

4.1 总体程序设计

总体程序设计的功能为实现对舱门的开关控制和舱门状态的检测及监测功能。舱门控制系统流程如图 6 所示。在程序开始后会将进行硬件及软件参数的初始化, 其后进入自检状态。在自检完成并确认无故障后进入指令选择状态, 等待上位机发出的指令。上位机可发出空闲状态、故障状态、自动关舱门、自动开舱门、手动开关舱门、参数设置共 6 种指令, 单片机在接收、并运行对应的指令后整个流程结束。

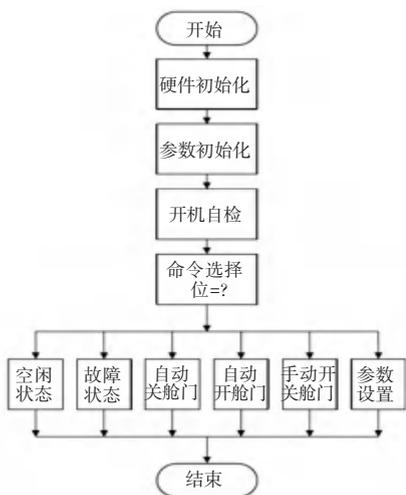


图 6 舱门控制系统流程图

Fig. 6 Flowchart of cabin door control system

在硬件与软件初始化后即可进行在 LabVIEW 上进行操作, 系统会开始开机自检, 若无故障则会进入指令选择界面。对此展开阐释分述如下。

(1) 空闲状态: 即待机状态, 单片机会一直循环执行自检程序, 循环判断系统是否存在故障。

(2) 故障状态: 在进入故障状态后, 上位机会持续报警且系统会循环执行自检指令检测传感器状态是否正常, 直到系统故障被修复。

(3) 自动开舱门: 自动开舱门程序流程如图 7 所示。由图 7 可知, 在上位机发出自动开舱门指令后, 系统将依次打开中心锁、判断中心锁是否打开到位(未到位则判断超时并报警)、打开 2 个端面锁、判断是否打开到位(未到位则判断超时并报警)、展开舱门(未展开到位则判断超时并报警), 至此结束。

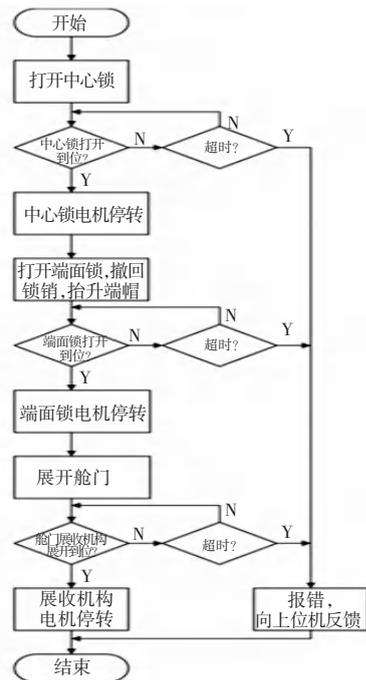


图 7 自动开舱门程序流程图

Fig. 7 Flowchart of automatic opening cabin door program

(4) 自动关舱门: 与自动开舱门同理。

(5) 参数设置: 可设置的参数包括: 电机转速、液压流量、温度控制、传感器灵敏度等。

(6) 手动开/关舱门: 手动开/关舱门程序流程如图 8 所示。可逐步操作的指令有: 中心锁打开、端面锁打开、舱门展开、舱门合拢、中心锁锁闭、端面锁锁闭共 6 个指令。6 个指令互不相关, 不必按顺序完成, 相隔指令可以跳跃执行。每完成一个指令后, 系统会判断是否退出手动控制,

若退出, 系统和舱门会停在当前指令状态。

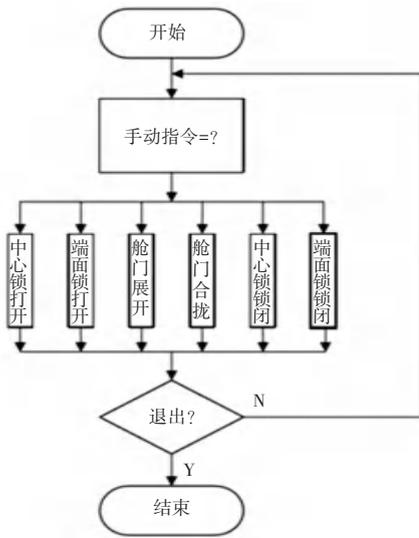


图 8 手动开/关舱门程序流程图

Fig. 8 Flowchart of manual opening/closing cabin door program

4.2 吊装程序

在舱门进行展收时为平衡舱门的重心, 将有吊装装置配合门的展收, 吊装程序与舱门的开关程序同步执行、同步结束。吊装程序流程如图 9 所示。程序开始后, 开/关舱门的电机会先开始转动, 同时控制舱门的处理器会通过串口向控制吊装电机的处理器发送一个信号使吊装电机开始转动。舱门电机转动期间会不断给吊装电机发送信号, 若舱门展开/合拢到指定位置触发传感器反馈信号, 舱门电机停止转动, 信号也停止发送, 吊装电机则停止转动, 吊装完成。

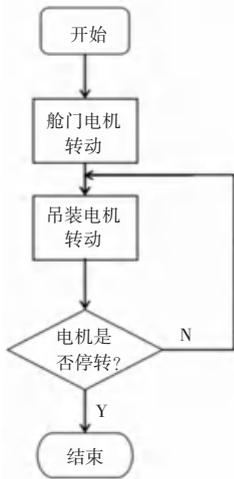


图 9 吊装程序流程图

Fig. 9 Lifting procedure flowchart

4.3 硬件及软件初始化程序设计

硬件初始化程序如图 10 所示。由于编写的程序功能有很多种, 所以在执行不同的程序时会进行

初始化。需要初始化的共有 7 个: HAL 库初始化、时钟初始化、延时初始化、串口初始化、PWM 初始化、IO 口初始化及传感器初始化。其中, HAL 初始化主要是初始化函数调用; 由于各程序时钟的不同, 需要初始化时钟以完成不同的计时需求; 如同时钟初始化, 各程序的延时也不同, 需初始化; 串口、PWM 及 IO 口的初始化是由于在执行不同的指令时需要用到的功能不同, 所以需要初始化^[19]。

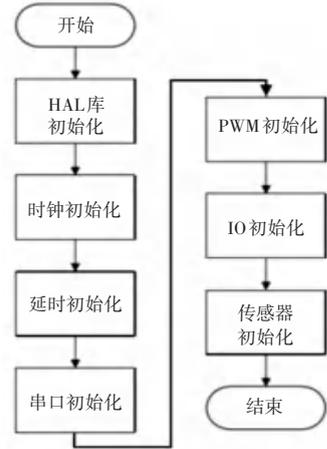


图 10 硬件初始化程序

Fig. 10 Hardware initialization program

4.4 舱门开与关门的时序设计

根据门机构的设计与工作要求, 门开关的工作时序见表 1, 关舱时间为 270 s。如果超时, 则会进入故障状态并向上位机报错。

表 1 舱门开/关门的时序设计

Table 1 Timing design of opening/closing cabin door

操作	步骤	时长/s
开门	1 中心锁打开	30
	2 判断等待	5
	3 端面锁打开	150
	4 判断等待	5
	5 展收机构打开	50
合计		240
关门	1 展收机构打开	80
	2 判断等待	5
	3 端面锁关闭	150
	4 判断等待	5
	5 中心锁关闭	30
合计		270

5 调试结果

对本文设计的航空器舱门控制系统进行实验

证,观察其是否能满足正常使用要求。在搭建好实验用舱门后,上位机上选择手动开舱门指令,如图11所示,可知将舱门开至目标位置。



图 11 舱门开启过程

Fig. 11 Cabin door opening process

通过实验可以得知,本文设计的航空器舱门控制系统能够满足使用要求。

6 结束语

设计研发了基于 STM32F429 单片机的航空器舱门控制系统。该系统的设计旨在完成对舱门的自动展开、关闭及舱门的手动操作功能。经实验表明,整个系统满足控制与驱动功能一体化设计且具备故障检测能力,在系统指令执行的过程中具备一定容错能力,确保可靠性和安全性;程序具备自检能力,能进行故障检测并向上位机报错。另外还可以通过 LabVIEW 界面设定不同的阈值,具有较好的实际应用价值。

参考文献

[1] 马洪杰. 有效载荷舱门锁紧机构及铰链设计与布局优化分析[D]. 哈尔滨:哈尔滨理工大学,2018.

- [2] ZHANG Wuxiang, DING Xilun, DAI Jiansheng. Design and stability of operating mechanism for a spacecraft hatch [J]. Chinese Journal of Aeronautics. 2009, 22 (4): 453-458.
- [3] 李新贝,高山,谭超,等. 星载 1553B 总线通信接口研究[J]. 航天器工程,2012,21(6):87-91.
- [4] SCHÖNHOF A, FRIEDRICH M, HARTH K, et al. System design of the barracuda flight control system [J]. IFAC Proceedings Volumes,2007,40(7):121-128.
- [5] 谭维焯,胡金刚. 航空器系统工程[M]. 北京:中国科学技术出版社,2009.
- [6] 宋保维. 系统可靠性设计与分析[M]. 西安:西北工业大学出版社,2008.
- [7] NASA TM-4322. Radiation design margin requirement(PD-ED-1260) [S]. USA: National Aeronautics and Space Administration, 1996.
- [8] American National Standards Institute. Avionics environment anonymous subscriber messaging[S]. New York:AIT,2006.
- [9] ZHANG Chao, XIAO Jialuo, ZHAO Liang. Wireless asynchronous transfer mode based fly-by-wireless avionics network[C]// 2013 IEEE/AIAA 32nd Digital Avionics Systems Conference (DASC). Piscataway,NJ:IEEE,2013:1-16.
- [10] 郑先成,张国俊,张晓斌. 基于 TMS320F2812 和 DSP/BIOS 的 1553B 总线接口设计[J]. 测控技术,2008,27(7):53-55.
- [11] 郭坚. 基于 8051 单片机的 1553B 总线接口设计[J]. 计算机测量与控制,2006,14(7):946-949.
- [12] 郭廷源,牛跃华. 基于单片机的 1553B 总线数据交换设备设计[J]. 计算机测量与控制,2013,21(1):195-196.
- [13] 严立浩. 民用飞机舱门传感器设计分析[J]. 山东工业技术,2017(15):104.
- [14] 徐李云,孙欢庆. 舱门信号控制系统设计[J]. 航空制造技术,2012(9):69-71.
- [15] 张家田,董秀莲. 单片机控制系统的设计与调试方法[J]. 现代电子技术,2002(9):4-7.
- [16] 陈旦花. 单片机最小系统的设计与应用[J]. 无线互联科技,2012(10):103-104.
- [17] 徐李云,孙欢庆. 舱门信号控制系统设计[J]. 航空制造技术,2012(9):69-71.
- [18] 尹德强,周新力. 基于 VI 的 1553B 总线系统仿真[J]. 航空计算技术,2004,34(2):75-78.
- [19] 刘建辉. 单片机智能控制技术[M]. 北京:国防工业出版社,2007.