

doi: 10.7690/bgzdh.2015.10.022

一种通用化无人直升机飞行控制软件框架设计

王小青, 吴平

(总参第六十研究所科研处, 南京 210016)

摘要: 为了提高飞行控制软件的模块化、可测试性和可维护性, 提出一种通用化无人直升机飞行控制软件框架设计方法。通过分析飞行控制软件的功能和性能需求, 构建了主要包括输入/输出模块、飞行管理模块和飞行控制模块的软件框架, 重点分析了软件框架的主要结构以及各个模块的功能, 并验证了软件的功能和性能。实际仿真测试结果表明, 该软件的功能完整且性能满足使用要求。

关键词: 无人直升机; 飞行控制; 软件框架

中图分类号: TP311.51 **文献标志码:** A

Generation Software Framework of Helicopter Flight Control System

Wang Xiaoqing, Wu Ping

(Research Department, No. 60 Research Institute of General Staff Dept of PLA, Nanjing 210016, China)

Abstract: In order to improve the modularization, testability and maintainability of the flight control software, this paper puts forward an generation software framework of the helicopter flight control system. This framework mainly includes input/output module, flight manage module, and flight control module. The paper focuses on the mainly structure of framework and the function of each module. Finally, the functions and performance of the software are verified. Practical simulation results show that the software framework has fully functions, and it is performance meets the requirement.

Keywords: unmanned helicopter; flight control; software framework

0 引言

飞行控制软件的好坏决定着无人直升机的飞行性能^[1-3]。随着无人直升机性能的不断提高及功能的日益增加, 飞行控制软件系统越来越复杂。基于此, 笔者在工程实践经验的基础上, 设计了一种基于通用化无人直升机飞行控制的软件框架, 旨在保证飞行控制软件的有效性, 提高软件的可测试性和可维护性^[4-5]。

1 飞行控制软件的功能和性能需求

无人直升机飞行控制软件需要在飞控计算机上电后自启动运行, 是飞控系统的核心, 对无人直升机的安全和性能起着决定性的作用。因此在飞行控制软件设计之初, 必须明确软件的设计要求。

功能需求:

- 1) 控制无人直升机实现自动起飞/降落功能;
- 2) 控制无人直升机实现悬停、巡航等模态飞行;
- 3) 控制无人直升机完成预定航路的自主飞行;
- 4) 实现机载传感器、数据链路等故障检测功能;
- 5) 实现地面控制指令与航路的实时接收, 以及飞行状态数据的实时下传。

性能需求:

- 1) 实时性。飞行控制软件所有的处理和解算须在固定的运行周期内执行完毕。
- 2) 可维护性。为增强软件的可维护性, 需要对飞行控制软件按照功能和数据流向特点进行模块化设计。在对功能模块任务进行代码实现时, 每个模块需留出清晰的数据接口函数, 供其他模块调用, 便于后续软件功能的维护和拓展。

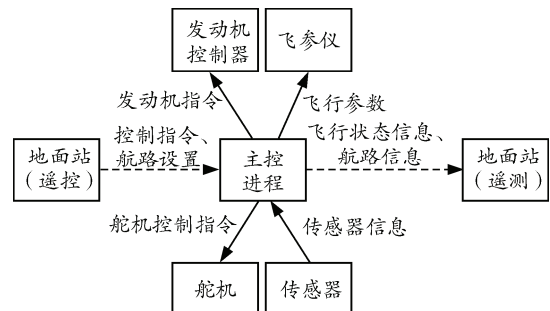


图1 飞控软件体系结构

2 飞行控制软件的框架结构

综合考虑飞行控制软件的功能和性能需求, 笔者提出了单进程结构的飞行控制程序框架, 各个模块之间采用流水线编程模式结构。该飞行控制软件由状态输入、飞行管理、飞行控制、状态输出4大功能模块组成, 可实现数据读取、故障处理、导航

收稿日期: 2015-05-22; 修回日期: 2015-06-27

作者简介: 王小青(1978—), 男, 江苏人, 博士, 高级工程师, 从事无人机飞行控制研究。

计算、飞行状态数据处理、控制计算、数据输出等功能。本软件体系结构如图 1 所示。

软件执行流程如图 2 所示。

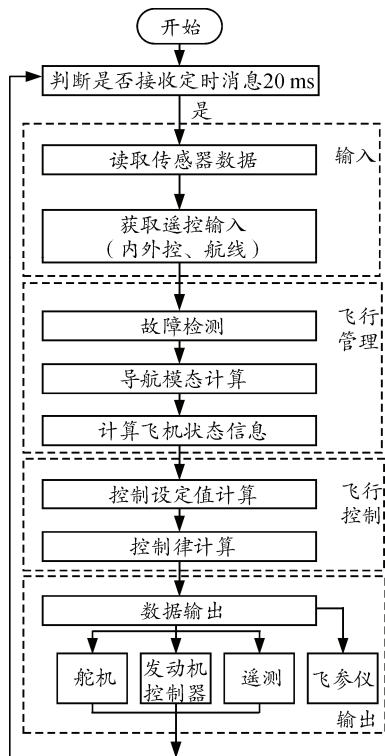


图 2 飞控软件执行流程

表 1 飞行控制软件各个模块的主要函数

功能模块名称	功能实现函数	接口函数
传感器信息处理	CnaviInfo_t CNavInfo_Rcv(void)	CnaviInfo_t *GetCnavi_Info(void)
舵机数据处理	ServoFbInfo_t Servo_Rcv(void) int Servo_Send(ServoSpData_t *tServoSpData) MultInfo_t Mult_Rcv(void)	ServoFbInfo_t *GetServo_Info(void) — MultInfo_t *GetMult_Info(void)
多功能板数据处理	int Mult_Send(DoCmdData_t *tDoCmdData)	—
遥控解码	RcCmdInfo_t Rccmd_Rcv(void)	RcCmdInfo_t *GetRccmd_Info(void)
遥测编码	void States_TeleDown(void)	—
参数初始化	int Main_Init(void)	—
航路检测和更新	int Flyline_Chk(void) int Flyline_Set(void)	— —
故障检测	void Fault_Detect(void)	Fault_Detect_Check GetFaultDetect(void)
导航模态计算	void Navi_Judge(void)	NAVI_MODE_STRUCT *GetNaviMode(void)
控制设定值计算	void Ctrl_Setpnt(void)	FCL_EVENT_STRUCT *GetFclEvent(void)
控制律计算	int Ctrl_Execute(void)	CYCLEPer *GetCtrlOut(void)

3) 多功能板数据处理：每 20 ms 定时周期通过 RS232 串口读取原始报文后，根据传感器协议进行解码，得到多功能板工作状态数据结构；同时，每 20 ms 获得发动机输出指令，根据协议进行处理组包，并发送到相应的串口设备。

4) 遥控解码：每 20 ms 定时周期通过 RS232 串口读取原始报文后进行解码，并根据报文识别号解析成遥控数据结构。

5) 遥测编码：每 20 ms 获得组包所需要的各种

1) 状态输入主要功能为传感器测量数据、多功能板反馈数据、舵机反馈数据、遥控上传数据以及可能有的任务设备上传数据的实时读取和处理。

2) 飞行管理主要功能为传感器、链路等故障状态检测、导航模态判断、直升机反馈状态值计算、航线有效性判断等。

3) 飞行控制主要功能为控制模态判断、控制逻辑流和设定值设置、控制律计算等。

4) 状态输出主要功能为舵机指令输出、发动机指令输出、遥测数据下传以及飞参仪功能。

3 飞行控制软件的功能实现

飞行控制软件各功能模块及主要实现函数、接口函数如表 1 所示。

3.1 输入和输出模块

1) 传感器信息处理：每 20 ms 定时周期通过 RS232 串口读取原始报文后，根据传感器协议进行解码，得到传感器工作状态数据结构。

2) 舵机数据处理：每 20 ms 定时周期通过 RS232 串口读取原始报文后，根据传感器协议进行解码，得到舵机工作状态数据结构；同时，每 20 ms 获得舵机输出指令，根据协议进行处理组包，并发送到相应的串口设备。

数据，之后进行处理组包，并发送到遥测串口设备。由于遥测下传数据较多，将所有数据分为几包，轮流进行下传显示。

3.2 飞行管理模块

1) 参数初始化：在飞控上电启动之后，对飞控软件内部的参数进行初始赋值。

2) 航路检测和更新：实时检测是否存在新的上传航线。若有，则对航线的有效性进行检测；若航

线有效，则更新飞行航线。

3) 故障检测: 实时检测测控链路、重要传感器、数采板等设备的工作情况。若出现故障，置位相应标志位。

4) 导航模式计算: 通过遥控获取外部指令输入及当前导航模式，并结合当前有无故障以及故障类型，判断、设置飞行导航模式，执行流程如图 3。

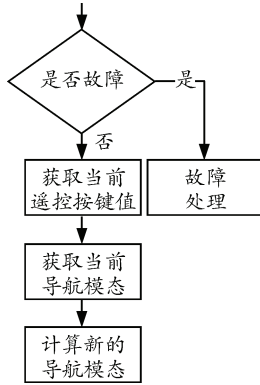


图 3 导航模式判断流程

5) 计算无人机状态信息: 实时获取传感器数据，进行数据融合，得到无人直升机的实时状态数据，包括经度、纬度、高度、三轴速度、三轴姿态、三轴加速度、三轴角加速度等信息。

3.3 飞行控制模块

1) 控制设定值计算: 根据当前的导航模式，进行逻辑流规划和设定值计算。

2) 控制律计算: 根据无人直升机的实时状态数据以及控制设定值，进行控制律解算。包括位置控制、高度控制、速度控制以及姿态控制等。

4 飞行控制软件的功能和性能验证

1) 功能验证。

本版本的飞行控制软件功能已经通过半物理仿真系统进行了验证，完全可以覆盖所有的功能要求。

2) 性能验证。

运行本版本的飞行控制软件，在远航飞行模式下，通过 tracklogger 对软件进行性能测试。结果如图 4、图 5 所示。

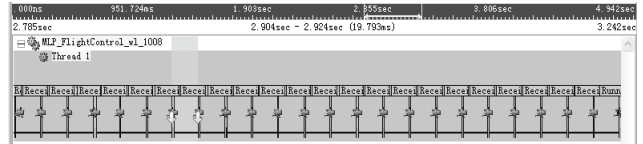


图 4 飞控程序执行时间

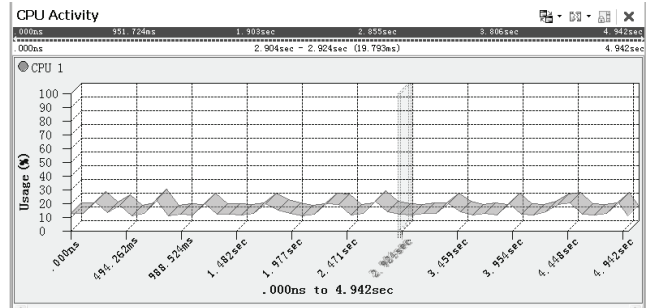


图 5 飞控程序执行过程中 CPU 利用率

从图中可以看出：飞控软件执行一次运算约 5 ms，而系统定时周期为 20 ms，且飞控软件执行过程中 CPU 利用率不到 30%，完全可以保证飞控软件所有的处理和解算在固定的运行周期内执行完毕，从而满足实时性要求。

5 结束语

在现有飞行控制软件功能划分的基础上，笔者采用新的软件编写框架，对飞行控制软件模块进行重新划分和实现。实际仿真测试结果表明，该软件的功能完整且性能满足使用要求。该软件框架结构中各个功能模块之间耦合性小，便于日后软件系统的维护和升级。

参考文献:

- [1] 廖枫, 史吉洪, 黄丹. 无人直升机飞控试验仿真管理系统的研究[C]. 第二十七届全国直升机年会论文, 2011.
- [2] 文传源. 现代飞行控制系统[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1992: 78-84.
- [3] 李石磊, 梁加红, 刘欣添, 等. 直升机飞控系统集成仿真平台开发[J]. 计算机仿真, 2010, 27(3): 64-68.
- [4] 杨娟. 飞行控制软件的实时性测试[J]. 嵌入式与 SOC, 2011, 22(7): 89-91.
- [5] 施晓颖, 褚双双. 基于 VxWorks 与 RTW Embedded Coder 的无人直升机机载飞控软件系统开发[J]. 电子设计工程, 2012, 20(4): 22-26.