应用架构设计说明

目 录

1概述1

1.1编写目的2

1.2编写依据2

2软件概要4

2.1环境描述5

2.2飞行控制软件功能要求5

2.3软件名称及代号5

3计算机资源需求4

3.1计算机硬件需求5

3.1.1 CPU类型5

3.1.2 存储器地址分配5

3.1.3 中断5

3.1.4 箭地通信 5

3.1.5 其他配置5

3.2计算机软件需求5

4接口4

4.1硬件接口描述5

4.1.1主BC终端描述6

4.1.1备份BC终端描述6

4.1.1内部RAM终端描述6

4.1.1飞行控制软件终端描述6

4.2软件接口描述5

5适应性需求4

6软件质量因素4

6.1可靠性需求5

6.2可维护性需求5

* 1概述
* 1.1编写目的

本文档为控制系统飞行软件配置项研制提供依据。

* 1.2编写依据

本文档依据《控制系统飞行软件任务书》编写，确定了需要研制的软件需求项，为后续设计工作提供依据。

* 2软件概要
* 2.1环境描述

制导、姿控、综合三部分软件共同组成了飞行控制软件，在xxx处理器的环境下运行。xxx接口cpu主要完成与卫星接收xxx板间信息的交换，同时通过双口RAM与主CPU交换数据。箭载计算机中固化监控软件，负责箭载计算机的程序上传及数据下传。

* 2.2飞行控制软件功能要求

飞行控制软件由制导飞行软件、姿控飞行软件、综合飞行软件三部分组成，这三部分紧密结合，共同形成一个实时嵌入式软件，运行于箭载计算机中。根据飞行控制软件任务书的要求，完成火箭各级飞行段的实时控制，使火箭按预定轨道稳定飞行，并精确入轨。其使用方式规定为：飞行软件代码形成执行文件后和诸元文件通过地面测发控系统装订写入箭载计算机中。

综合飞行软件主要负责完成与飞行控制有关的外部输入信号的综合处理，并通过主循环模块完成飞行控制软件三部分的连接。完成与飞行控制有关的惯组信息采集、速率陀螺和加表信息采集、与总线控制器（BC）间数据交互、助推预测关机控制、耗尽关机控制、安全自毁输出、TK时序输出、遥测数据量的发送及完成飞行软件模飞测试等。

制导飞行软件完成射前准备段光学瞄准修正计算、射前准备段初始四元数计算、捷联惯组信息实时误差补偿、捷联惯组冗余信息管理和决策、四元数计算、姿态角计算、导航计算、关机控制、导引控制、程序角计算、遥测数据处理等功能等功能，完成组合导航时的参数修正功能。

姿控飞行软件完成各级各通道变静态增益计算、数字校正网络计算、导引信号计算、限幅、导引网络计算、姿态角速度计算、解耦计算、控制指令分配、分解和限幅、起飞滚转滚动程序角、调姿程序角计算以及姿控软件的转级和转段等功能。

* 2.3软件名称及代号

软件名称：控制系统飞行软件

软件代号：XXX-2.00

* 3计算机资源需求
* 3.1计算机硬件需求
* 3.1.1 CPU类型

箭机采用模块积木结构，机箱内装置有总线底板BMS，2块电源模块（DY1、DY2）及5块功能模板。从逻辑功能上分为单机1（CPU1板、COM板1机部分）、单机2（CPU2板、COM板2机部分）、单机3（CPU3板、COM板3机部分）、DSP智能接口板。

五块功能模板从物理结构上分为主CPU板1、主CPU板2、主CPU板3、COM板、DSP接口板。

* 3.1.2存储器地址分配

要求主CPU运行主频为20MHz，SRAM容量为2MB，工作于RAM Block，起始地址为xxx

* 3.1.3中断

系统工作过程中使用到5个异步中断源的中带你优先级依次为：系统状态中断，1ms同步中断，系统软件时钟中断，20ms同步中断、箭地同喜你中断。

* 3.1.4箭地通信

箭机软件根据“箭地通信中断”信号，通过BMU的邮箱非周期性的从LVDS接口接收相关测发控指令，开始箭机自检、周边设备巡检、诸元装订等相关地面测发控工作。测试结果以及总线监控信息通过邮箱机制从LVDS接口下传地面。

* 3.1.5其他配置

箭机加电后自动运行 FLASH 中固化的箭机监控软件，监控软件的堆栈工作区域位于2MB SRAM的未端512KB空间内，其通过总线监控单元（BMU）的高速串行接口（LVDS）实现箭机和地面控制机的交互。上行的高速串行接□（LVDS）为三个单机复用，下行的高速串行接口（LVDS）每板各一个，共4个高速串行接口（LVDS）。地面控制机根据与监控软件之间的协议通过高速串行接口（LVDS）将箭机软件和诸元数据上传至箭机的SRAM，并接收地面指令，启动箭机软件的运行。

* 3.2计算机软件需求

系统软件采用实时操作系统，核心操作系统层分为核心功能和扩展功能两部分，核心功能包括任务管理、二值信号量管理、中断管理、时钟管理，扩展功能包括I／O管理；模块支持层（MSL）包括处理器架构支持包（ASP）、板级支持包（BSP）及系统初始化。

* 4接口
* 4.1硬件接口描述
* 4.1.1主BC终端描述

飞控软件每周期与总线控制器进行数据交互时，需要首先确定当前工作的总线控制器；CPU通过与BIU1、BIU2、BIU3之间的双口软件，查询录取总线控制器软件发送的当前主BC信息，经过三取二表决获得当前工作的主BC。上电状态默认BIU1为当前工作的主BC。

* 4.1.2备份BC终端描述

CPU通过与BIU1、BIU2、BIU3之间的双口RAM，经过三取二表决获得当前工作的主BC，其余两个为备份BC。

* 4.1.3内部RAM终端描述

实现单机和DSP板数据通信。双端口RAM采用自定义的协议对两边的数据进行管理，由数据请求信号锁定最新的可用数据及数据状态信号，供CPU录取。

* 4.1.4飞行控制软件终端描述

箭机故障状态下，飞行控制软件发出箭机系统重构指令，切除故障单机，将箭机改为两机或单机模式：

* 两机模式下指令级同步由三机同步变为两机同步，单机模式下指令级同步功能关闭。系统软件需根据箭机当前状态进行指令级同步操作。
* 两机或单机模式下，本机与故障单机的数据交换通道关闭，不再与故障单机进行数据交换。
* 4.2软件接口描述

提供IO接口，AD输入接口、双口RAM飞控软件与总线控制器接口、双口RAM飞控软件与组合导航软件接口、双口RAM飞控软件间接口等。

* 5适应性需求

无

* 6软件质量因素
* 6.1可靠性需求

软件可靠性比硬件可靠性难以掌握，应防止软件中的差错带来的软件故障。系统运行是否稳定、可靠，是箭载计算机系统能否成功应用的关键因素。

根据《箭载计算机飞行软件研制任务书》《控制系统软件质量保证大纲》及《飞行控制软件可靠性安全性设计规范》要求，该系统需满足以下可靠性要求：

a）用户调用的接口应具备参数的合法性判断，提高系统鲁棒性；

b）异常或中断处理程序返回时能够正确恢复处理。

* 6.2可维护性需求

软件开发各阶段增强可维护性设计，包括软件体系结构设计、编码和测试、合格测试、软件移交、文档编制等方面，确定维护实施过程。要求该系统对维护人员来说易于理解和维护，代码易于修改。