文章编号：1671-7848(2016)12-1901-08 DOI: 10.14107/j.cnki.kzgc.140850

基于 FlexRay 无人机容错飞行控制计算机系统架构

吕迅竑，姜斌，陈欣，齐瑞云
(南京航空航天大学 自动化学院，南京 210016)

摘 要：目前，单通道飞行控制计算机已经无法满足高性能无人机的可靠性要求，技术成熟的有人机容错飞控计算机价格昂贵，无法直接应用于无人机中。提出一种基于 FlexRay 总线架构的三模冗余飞控计算机系统架构，系统由 3 个通道飞控计算机及 4 组接连成总线型网络拓扑结构的 FlexRay 总线组成。单通道飞控计算机采用分布式架构，FlexRay 总线既是实现单通道飞控计算机功能模块间数据连接的内部总线，也是通道间交叉数据互联系统总线。该容错飞控计算机系统既提高了可靠性，又满足无人机高性价比要求。

关键词：容错飞行控制计算机；余度飞行控制计算机；三模冗余；无人机；FlexRay
中图分类号：TP27, V249 **文献标识码：**A

A FlexRay-based Fault-tolerant Flight Control Computer for UAV

LV Xun-hong, JIANG Bin, CHEN Xin, QI Rui-yun
(College of Automation Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Fault-tolerant flight control computer must be developed for high-performance unmanned aerial vehicle (UAV) to satisfy the high-reliability requirements. Mature flight control computer systems for civil and military aircrafts cannot be applied directly because they are too expensive for UAV. Architectures of classic fault-tolerant flight control computer systems have been introduced and a FlexRay-based triple modular redundancy architecture has been developed for UAV. The system consists of three channels of distributed computers and four FlexRay buses. Each computer consists of a CPU unit and a data acquisition and output unit, and a FlexRay bus which connects the two units together. FlexRay bus is either a private data bus for a single computer or a system bus for cross channel data link. The fault-tolerant flight control computer system meets the high-reliability and low cost requirements for UAV.

Key words: Fault-tolerant flight control computer; redundant flight control computer; triple modular redundancy (TMR); unmanned aerial vehicle (UAV); FlexRay

1 引 言

目前，一场前所未有的无人机研究热正在世界各国兴起。无人机从最早的无人靶机、遥控无人机、预编程无人机发展到最新的复合控制多用途无人机，无人机的成本也在节节攀升。“全球鹰”无人机的价格已从相对廉价发展到接近某些轰炸机的价格。加载了昂贵机载设备的无人机以及需要具有至少 36 h 巡航能力的长航时无人机向飞行控制系统提出高可靠性要求。

使用余度技术的容错飞行控制系统[1-4]及先进的容错飞行控制技术[5-10]是提高飞行控制系统可靠性的重要手段，容错飞行控制技术研究舵面故障、机体结构损伤等条件下的控制技术，而余度技术研究使用冗余资源降低系统故障率，提高系统任务可靠性的方法。飞行控制计算机是飞行控制系统的核心系统，是飞行控制律的运行平台，高可靠飞行控制计算机需要具有一定的硬件故障容错能力，而传统无人机装配的单通道飞行控制系统无法满足其可靠性要求。因此，容错飞行控制计算机的使用是提高无人机飞行控制系统任务可靠性的必要保证。

容错飞行控制计算机已经很成功地运用于有人机中，但其昂贵的价格无法让无人机接受。本文对典型容错飞行控制系统/容错飞行控制计算机结构进

收稿日期：2014-12-25；**修回日期：**2015-10-30
基金项目：国家自然科学基金(61428303, 61374130, 61374116).
作者简介：吕迅竑(1973-)，女，广西崇左人，博士，助理研究员，主要从事容错控制，导航、制导与控制等方面的科研工作；姜斌(1966-)，男，江西上饶人，博士，教授，博士生导师，主要从事故障诊断与容错控制及其应用等方面的教学与科研工作。

行分析，根据当前容错计算机及航空电子的发展趋势，提出了一种基于 FlexRay 内部总线/系统总线的无人机容错飞行控制系统架构，同时满足无人机高可靠性及高性价比要求。

2 安全可靠性要求

安全可靠性要求是容错飞行控制系统架构设计的依据。民航客机飞机整体安全可靠性需求为整机失效率小于 10^{-6}/飞行小时，分配至电传飞行控制系统的失效率小于 10^{-9}/飞行小时，而战斗机电传飞行控制系统的失效率小于 10^{-7}/飞行小时[11]。无人机没有统一标准，全球鹰的整机可靠性要求为 200 次飞行失效不大于 1 次[4]。由此可见，不同飞行器的安全可靠性要求相差甚远，应根据系统的安全可靠性要求，选择合适的容错飞行控制系统架构。

3 经典容错飞行控制系统架构

3.1 主从备份模式容错飞行计算机系统架构

主从备份模式容错飞行控制计算机系统由若干能够实现相同功能的飞行控制计算机组成，在同一时刻，只有一台主计算机投入工作，其他计算机处于备份状态，当主计算机故障时，切换至备份计算机。备份计算机以热备份或冷备份方式运行。热备份指备份计算机和主计算机同步运行，只是不输出，冷备份指备份计算机不运行或不通电[12]。冷备份一般用于长时间运行的系统，比如卫星控制系统，而航空器一般使用热备份模式。

对主从备份模式架构而言，故障检测技术是至关重要的，故障必须被成功检测并切换至备份计算机。机内自检测（BIT）是一种常用的故障检测方法，对一个设计良好的电子设备，自检覆盖率可达 95 %。为了能达到更高的自检覆盖率，可将两组实现相同功能的计算机组成自检测对，如图 1[13]所示。

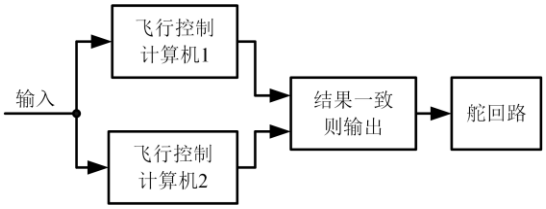


图 1 自检测对结构框图

Fig. 1 The architecture of the self-checking pair

假设 2 个计算机同时出现相同硬件故障而产生相同错误结果的可能性很小，则当计算机输出一致时表明系统无故障，输出不一致时表明发生了故障。自检测对可以将自检测覆盖率提高至接近 100 %。

A320 容错飞行控制系统是一个经典的主从备份系统[1, 3]。A320 有 2 台升降舵/副翼计算机（ELAC）和 3 台扰流片/升降舵计算机（SEC）。2 台 ELAC 和 3 台 SEC 中的任何 1 台计算机都能控制 A320 的飞行，但是对于特定的控制功能，一台计算机处于运行状态，其他计算机处于备用状态。ELAC 和 SEC 计算机内部结构，如图 2 所示。

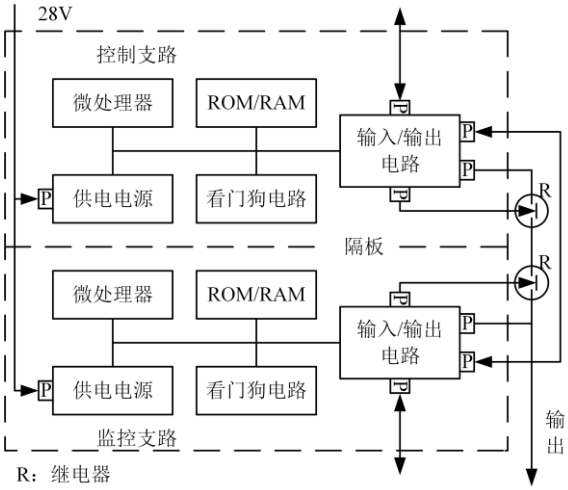


图 2 A320 ELAC、SEC 结构图

Fig. 2 The block diagram of ELAC and SEC of A320

该结构使用了自检测对架构，一个支路为控制支路，另一个为监控支路。如果控制支路输出结果与监控支路不一致，则继电器断开，切断故障飞行控制计算机的输出。当主计算机出现故障后，马上切换至备用计算机，控制权限变更顺序是固定的。

A320 的容错飞行控制计算机系统结构相对简单，各个飞控计算机之间没有复杂的数据交互。缺点是由于使用了集成式计算机，使得系统缺乏灵活性，如即便 ELAC1 的控制支路与 ELAC2 的监控支路无故障，也无法重组成一台功能完好的计算机。

全球鹰容错任务管理计算机系统则使用一种双机协同、互为备份的架构。双余度集成任务管理计算机（IMMC）实现飞行控制、任务管理及余度管理功能，通过 1553B 总线或接口单元（IIU）与所有的传感器、任务设备、舵机控制器等连接，任一台 IMMC 都可以控制飞机的飞行。

2 台 IMMC 之间并不是主从关系，全球鹰所有的舵面都分成两半，2 个 IMMC 协同工作，分别同时控制内侧或外侧舵机。当某个 IMMC 的自检测程序发现错误后，将自身切除，而由另一个 IMMC 控制所有的控制舵面。IMMC 使用了 VME 结构计算机，具有 90 %的自检覆盖率。由此可见，全球鹰 IMMC 有 10 %的故障不能成功检测，增加了系统故障的风险。

全球鹰电子系统结构，如图 3[4]所示。

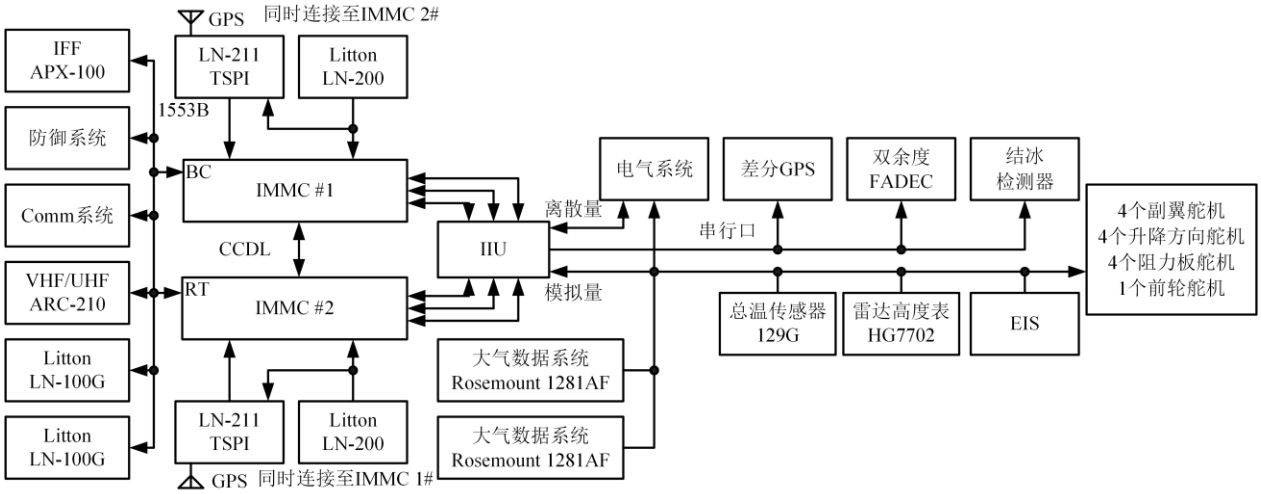


图 3　全球鹰航空电子设备结构框图

Fig. 3 The avionics of Global Hawk

3.2 多数表决模式容错飞行控制计算机系统架构

多数表决模式容错飞行计算机系统由 3 台或 3 台以上的计算机并列运行，设置表决器对计算机的输出进行表决，多数者无故障。三模冗余（TMR）是最常用的一种多数表决模式。波音 777 容错飞行控制系统采用了三–三模冗余架构，如图 4 所示[2-3]。

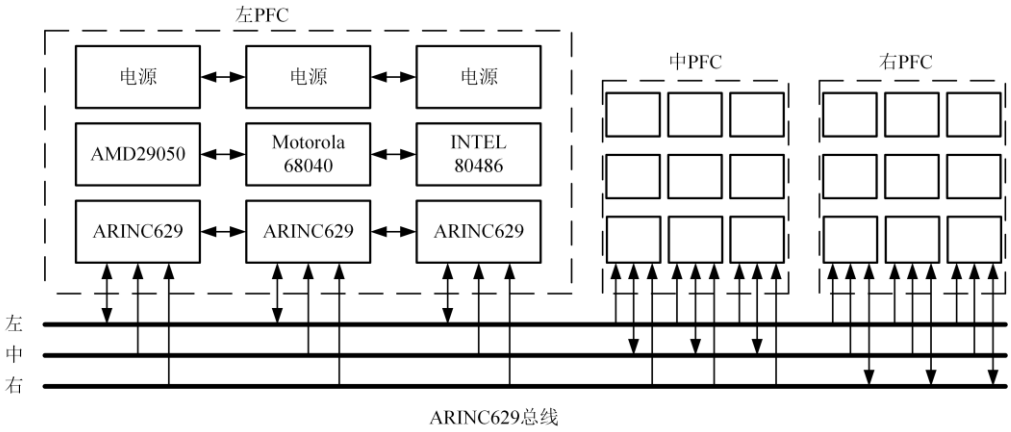


图 4　波音 777 飞行控制计算机系统结构框图

Fig. 4 The architecture of the primary flight computer of Boeing 777

该飞行控制计算机系统使用了 3 台相同的主飞行控制计算机（PFC），3 组物理及电气上都隔离的 ARINC629 总线作为飞行控制数据总线将 PFC、传感器、舵机控制器（ACE）及其他机载设备连接在一起。PFC、ACE 及 ARINC629 总线分别标识为左、中、右 3 组。每个 PFC 可以同时接收 3 组总线的数据，但只能够向同组总线传送数据。

每台 PFC 由 3 组不同型号的微处理器子系统组成，分别为指令支路、备用支路和监控支路。3 个支路同步工作，使用相同的输入数据进行控制律解算，帧同步误差小于 20 ms。指令支路输出控制指令，其他 2 个支路则主要执行监控功能和支路余度管理任务，一旦指令支路失效，切换至备用支路。如果备用支路或监控支路再次发生故障则 PFC 断开输出。

3 个 PFC 通道以异步方式运行，各通道之间对关键离散量数据进行统一，对关键变量进行均衡；对舵面输出指令进行中值选择后通过 ARINC629 总线发送给 ACE，中值选择使三个通道的输出一致，减缓余度作动器力纷争现象。

由于使用 ARINC629 总线将 PFC 与其他电子设备连接在一起，使波音 777 航空电子设备之间的连接关系简单明了。但是，TMR 系统需要 PFC 之间进行数据交互，进行数据表决，从而使得其余度管理算法较为复杂。

3.3 主从模式及多数表决模式优缺点分析

主从备份模式的优点是主计算机和从计算机之间无需太多的数据通信，降低了主从计算机之间的

耦合，结构相对简单，缺点是需要计算机本身具有很高的自检覆盖率。利用 BIT 很难实现 100 %的自检覆盖率，而利用自检测对则使系统硬件数量加倍。

多数表决的优点是对计算机的 BIT 能力没有特殊的要求，使用小于自检测对数量的计算机实现系统的容错功能。对于能容忍一个故障的应用，需要 2 个自检测对，从而需要 4 组计算机。而 TMR 系统只需要 3 组计算机。但是，TMR 系统需要设置表决器对输出进行表决，同时需要 3 台计算机之间同步运行，余度管理算法相对复杂。

4 基于 FlexRay 总线的容错飞行控制计算机系统架构

虽然容错飞行控制计算机系统已经很成熟，在民航客机、战斗机、大型无人机中已经成功运用，但价格昂贵，即便全球鹰中使用的 VME 飞行控制计算机也价格不菲。此外，这些飞行控制计算机系统都使用了航空总线，如波音 777 中使用了 ARINC629 总线，全球鹰中使用了 1553B 总线。航空总线有很高的容错能力，但应用范围窄，发展缓慢，因此，有将工业总线应用于航空电子的趋势[14]。

目前，已有将工业 CAN 总线、FlexRay 总线应用于单通道飞行控制计算机的先例[15-16]。CAN 总线传输速率较低（1 Mbps），总线上某一节点的 CAN 收发器出现故障有可能会引起总线故障。而 FlexRay 总线传输速率较高（10 Mbps），专门为容错总线结构而设计，数据通过变压器耦合输出，单节点故障不会引起整个总线瘫痪，本文提出一种基于 FlexRay 数据总线的 TMR 无人机飞行控制计算机系统架构，在满足无人机低成本要求的同时提高了可靠性。

4.1 FlexRay 总线协议

FlexRay[17]是新一代汽车内部网络通讯总线协议，于 1999 年由 BMW 及 Daimler Chrysler 开始研究，2002 年开始投入使用，2006 年第一辆应用 FlexRay 总线的宝马 X5 面世，2010 年 FlexRay 标准成为 ISO 国际通用标准。

FlexRay 总线有令其适合于在航空电子应用的优点，包括：单通道总线传输速率可达 10 Mbps，双通道 FlexRay 可以实现冗余数据传输或 20 Mbps 的传输速率；支持总线型、星型、级联星型、混合型等多种拓扑结构；提供分布式时钟同步，使用同步时基访问方法，时基精确度达 1 μs；使用多级别数据传输故障容错协议，确保数据传输的可靠性；既支持时间触发数据传输方式，保证高可靠系统的实时性要求，也支持事件触发数据传输方式，支持某些设备突发性大量数据传输，从而提高了数据传输的灵活性。

4.2 容错飞行控制计算机系统架构

基于 FlexRay 容错飞行控制计算机系统架构采用 TMR 模式，由 3 台飞行控制计算机及 4 组 FlexRay 总线组成，如图 5 所示。

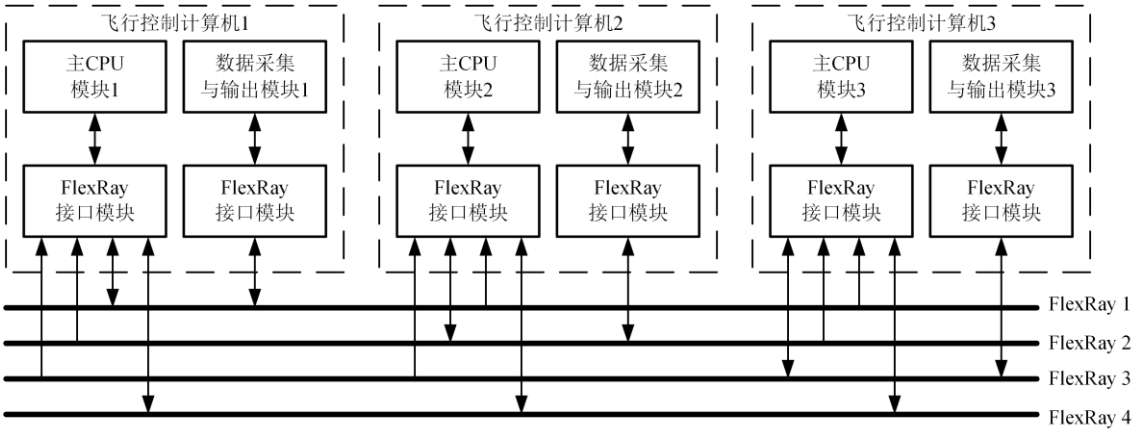


图 5 基于 FlexRay 总线无人机容错飞行控制计算机系统架构

Fig. 5 The architecture of the fault-tolerant flight control computer system for UAV

单通道飞行控制计算机采用了分布式结构，按功能分为主 CPU 单元与数据采集与输出单元。主 CPU 单元由主 CPU 模块及 FlexRay 接口模块组成，数据采集与输出单元由数据采集与输出模块、FlexRay 接口模块组成。CPU 单元实现飞行控制、余度管理等功能，数据采集与输出单元则实现传感器及其他数据的采集、输出功能：采集离散量、模拟量、串行口数据后，通过 FlexRay 总线传送至 CPU 模块；通过 FlexRay 总线接收指令并以离散量、模拟量、串行接口的形式输出。3 个通道的飞控计算机使用 4 组 FlexRay 总线互联，连接成总线型网络拓扑结构。FlexRay 4 总线为备用总线，其他 3 组总线

既是指定飞控计算机的内部总线，也充当通道交叉数据链路互联总线。3 个通道的计算机可以从 3 组 FlexRay 总线接收数据，但只能向指定的一组 FlexRay 总线发送数据，如飞控计算机 1 只能向 FlexRay 1 发送数据。

系统功能结构图，如图 6 所示。

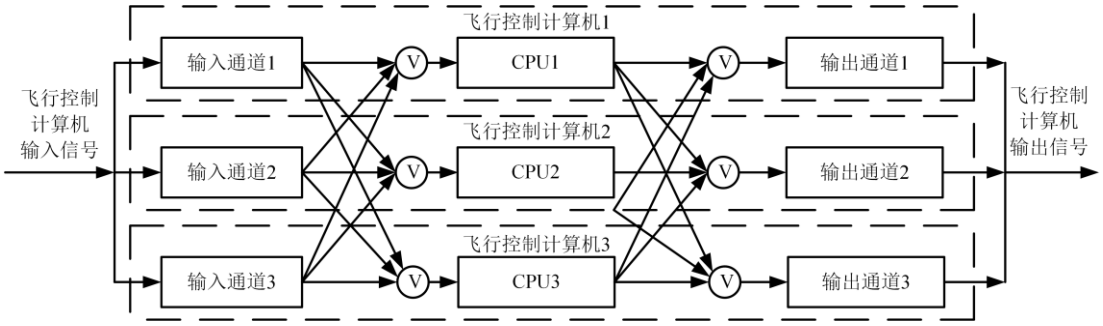


图 6 系统功能结构图

Fig. 6 The functional structure of the fault-tolerant flight control computer system

在系统输入、输出端采用三重软件表决器，表决器功能由 3 个通道飞行控制计算机完成。在系统上电时，指定通道 1 为主通道，输出系统同步指令和舵面控制指令。系统输入信号由 3 个数据采集模块调理、采集后，通过 FlexRay 总线发送至 3 个 CPU 模块，进行多数表决、监控，表决结果通过指定 FlexRay 总线传输给其他通道，3 个通道 CPU 模块使用相同的输入数据进行控制律解算。CPU 模块解算出舵面控制指令后，将结果输出至 FlexRay 总线，同时接收其他通道的输出结果，以对输出进行表决与监控。如果通道 1 故障，切换至通道 2 输出。此外，如果 FlexRay 1~3 的任一组总线故障，则切换至 FlexRay 4 总线。

只要出现一次故障，系统由 TMR 降级为自检测对，工作于安全模式。如果某种功能模块出现 2 次故障，系统则工作于应急模式。

本容错飞行控制计算机架构有以下优点：

① 飞控计算机内部通过 FlexRay 总线传输数据，同时这些数据可以被其他通道飞控计算机接收，使得对输入信号进行表决与监控时，不需要额外的数据传送，减轻 FlexRay 总线的数据流量，充分利用了 FlexRay 总线的数据传输带宽。

② 除了 1、2、3 号飞控计算机分别只能向 FlexRay 1、FlexRay 2、FlexRay 3 传输数据外，3 个通道飞控计算机的飞行控制逻辑、余度管理等完全一致，简化了系统的设计；

③ 由于飞控计算机采用了分布式系统架构，CPU 模块与数据采集模块相对独立，使得 CPU 模块或数据采集与输出模块出现故障时，未出现故障的模块仍然能够进行三模冗余表决与监控，增加了系统的灵活性和可靠性。

4.3 余度管理

余度管理是容错飞行控制计算机的重要组成部分，其目的是最大限度提高系统的可靠性及安全性，合理地管理系统资源，快速地完成故障诊断与系统重构，使系统高效、安全地运行。余度管理的内容包括各通道计算机之间的同步、数据的表决、故障检测、故障处置及系统重构等。

4.3.1 同步

各通道计算机之间同步运行是保证数据表决结果一致、可靠的前提。同步方式有时钟同步、松散同步及任务同步。时钟同步是一种紧密耦合方式，由容错时钟驱动各通道计算机运行，计算机之间指令级同步。松散同步是将多个时钟看作一个时间片，各通道计算机于时间片边界同步。任务同步则以完成某一逻辑功能的任务为基础，各通道计算机同步运行相同的任务，保证任务级数据的一致性。

时钟同步的优点是表决可以按位表决，缺点是各通道计算机之间紧密耦合，易受共模故障的影响。本文使用任务同步方式。

FlexRay 总线提供了分布时钟同步，通过相位校正和频率校正将总线上所有设备的本地时间（local time）统一至全局时间（global time）。在每个通信周期的起始点，FlexRay 总线控制器都提供一个中断信号。此外，FlexRay 数据帧中包含了通信周期计数值，系统根据通信周期计数值和通信周期起始中断信号同步系统的各种任务，如：采集传感器输入信号，对输入信号进行表决，解算飞行控制律，对中间及最终结果进行表决后输出，输出遥测数据等。

4.3.2 数据表决及故障诊断

需要表决的数据有飞行控制计算机输入信号、

飞行控制律解算的中间变量及指令信号。输入信号有飞控系统传感器信号，舵机位置信号，其他系统的测量、开关量指示信号，还有遥控信号等。不参与控制律解算的输入数据如发动机转速、温度等采用中值表决法进行表决，开关量信号、与控制律解算相关的输入信号、飞行控制律解算的中间变量及指令信号则采用多数表决法进行表决。

对开关量的多数表决比较简单，对数据进行 3 判 2 即可；而对于数字量，将同一功能单元需要表决的 n 个数据封装成一 n 维向量，每个数据都乘于一个重要度加权值，该加权值根据实际需要进行设置。计算任两个向量的距离，如果不大于预设的阈值，则各向 2 个功能单元各投 1 票。最终，不小于 2 票的功能单元为工作正常单元，否则，为故障单元。

如果某一单元被连续判断为故障单元并持续了指定的时间，则该单元被诊断为故障单元并在成员管理视图中进行标记，系统降级运行。

4.3.3 数据一致性及成员管理

TMR 系统在进行数据交叉传输时，由于信息传输错误，会出现拜占庭将军故障[18]，致使 2 台不同的计算机接收的另一台计算机发送的数据不一致，从而使单一故障下 TMR 系统得不到一致的多数表决结果，导致系统故障。为抑制拜占庭故障，保证表决数据的一致性，各通道计算机之间执行两轮数据交叉传输：第一轮是发送自己要表决的数据，接收其他 2 个通道计算机的数据，第二轮则是对第一轮中接收到的其他通道计算机数据进行交叉传输。

成员管理用于管理系统中各功能单元的状态、系统状态以及各功能模块之间关系的变化。成员管理视图记录了系统状态（TMR、自检测对、单通道）、各功能单元的状态（正常、故障、备用）等信息，TMR 系统中所有的功能单元都应该维护相同的成员管理视图以实现分布式系统工作的一致性。因此，各功能单元根据故障诊断结果更新成员管理视图，周期性地对成员管理视图进行广播、协商与决策，以达到成员管理视图的统一。

4.3.4 工作模式管理

在正常工作情况下，系统工作于 TMR 模式，3 个通道飞控计算机按照预定的控制周期，参照同步信号，将采集的输入数据在指定 FlexRay 通信周期的指定时隙（slot）发送，对输入数据进行数据交叉传输后进行表决与监控，再交叉传输表决结果。之后，主 CPU 模块使用相同的输入信号进行控制律解算，对中间变量及计算结果进行交叉传输及表决，最后输出表决结果。

在系统出现一个故障后，TMR 系统降级为自检测对，工作于安全模式，出现故障的单元进行比较监控，而未出现故障的单元依然进行多数表决。如果再出现一个故障，如果不是两个相同的功能单元出现故障，则依然工作于自检测对工作模式，否则，进入应急模式。

在应急模式下，飞控计算机单通道运行，无人机进入应急返航程序。应急返航程序只实现最简飞行控制功能，以减少由于软件产生故障的可能性。由于自检测对只能检测故障，无法进行故障定位，因此，地面指挥人员应根据遥测信息判断故障通道并通过遥控指令指定主 CPU 单元及数据采集与输出单元，否则，系统将按照默认的顺序进行工作单元的选择。

4.4 可靠性分析

单通道容错飞行控制计算机系统可靠性模型（图 7(a)），为电源单元、主 CPU 单元、数据采集与输出单元的串联模型，假设单通道飞行计算机的故障率 λ 不大于 10^{-3}/h，部件的寿命服从指数分布，则可靠性计算如下：

电源模块选用 Vicor 公司的 V24C8M100BL Micro 系列模块，电源模块的检测报告表明在基板温度为 65 ° 时，其 *MTBF*（平均无故障间隔时间）为 723 000 h，则其故障率为

$$\lambda_1 = \frac{1}{MTFB} = \frac{1}{723\,000} = 1.383\times10^{-6}\ /\ \mathrm{h} \tag{1}$$

单通道飞控计算机需要 3 个电源模块，将+27 V 电源转换为+5 V、+15 V、–15 V 电源，则电源模块总的故障率 $\lambda_3=3\times\lambda_1=4.149\times10^{-6}$/h。V24C8M100BL 电源模块提供同步均流功能，可以将多个电源模块的输出直接连接一起组成容错电源。使用 2 个相同的电源单元组成 2 余度容错电源，电源工作于并行模式，则电源单元的可靠度 R_{P} 为

$$R_{\mathrm{P}} = 1-(1-e^{-\lambda_3 t})^2 = 1-(1-e^{-4.149\times10^{-6}})^2 = 0.999\,999\,999\,982\,79 \tag{2}$$

由

$$R = e^{-\lambda t} \tag{3}$$

则可得容错电源的故障率 $\lambda_{\mathrm{P}}=1.721^{-11}$/h，远小于其他单元的故障率，因此在进行其他单元可靠性分析时忽略电源单元的影响。不失一般性，假设数据采集与输出单元的故障率 λ_{D} 和主 CPU 单元的故障率 λ_{CPU} 相同，整机故障率为 1×10^{-3}/h，则有：

$$\lambda_{\mathrm{CPU}} = \lambda_{\mathrm{D}} = 0.5\times10^{-3}\ /\ \mathrm{h} \tag{4}$$

传统 TMR 系统的可靠性模型（图 7(b)）所示，

可靠度为

$$R_3 = 3R_1^2 - 2R_1^3 = 3(e^{-10^{-3}})^2 - 2(e^{-10^{-3}})^3 = 0.999\,997\,005 \tag{5}$$

由式(3)可得故障率为

$$\lambda_3 = 2.995\times10^{-6}\ /\ \mathrm{h} \tag{6}$$

本文提出的 FlexRay 总线容错飞行控制计算机可靠性模型（图 7(c)），为了推导方便，将主 CPU 单元 1、数据采集单元 1、主 CPU 单元 2、数据采集单元 2、主 CPU 单元 3、数据采集单元 3 分别用符号 A、B、C、D、E、F 代替，根据容斥定理，系统的成功概率 $P(S)$为[12]

$$\begin{aligned}P(S) &= P\{ABCD\cup CDEF\cup EFAB\cup AFCD\cup ABCF\cup CBEF\cup CDEB\cup EFAD\cup EDAB\} = \\ &P(ABCD)+P(CDEF)+P(EFAB)+P(AFCD)+P(ABCF)+P(CBEF)+P(CDEB)+P(EFAD)+P(EDAB)-2P(ABCDF)-2P(ABCDE)-2P(ABDEF)-2P(ABCEF)-2P(ACDEF)-2P(BCDEF)+4P(ABCDEF)\end{aligned} \tag{7}$$

各单元模故障相互独立，则 $P(A)$、$P(B)$、$P(C)$、$P(D)$、$P(E)$、$P(F)$相等，假设 $P(A)=r$，系统可靠度 R_s 为

$$R_s = P(S) = 9r^4 - 12r^5 + 4r^6 \tag{8}$$

代入

$$r = P(A) = e^{-\lambda t} = e^{-0.5\times10^{-4}} = 0.999\,500\,125 \tag{9}$$

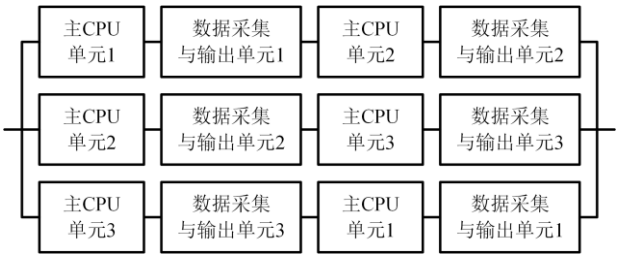
可得 $R_s = 0.999\,998\,5$ ，由式(3)，有：

$$\lambda_s = 1.499\times10^{-6}\ /\ \mathrm{h} \tag{10}$$

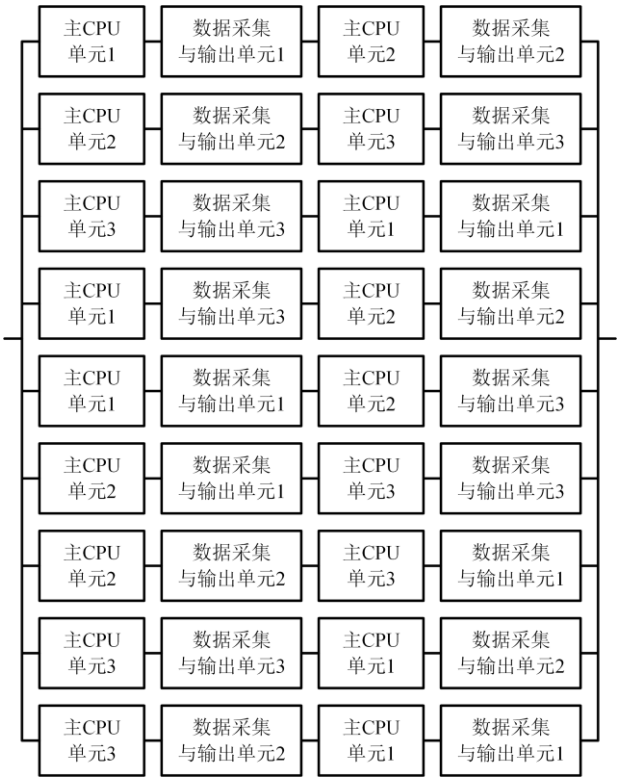
对比传统 TMR 系统的故障率式(6)，本文提出的 FlexRay 总线容错飞行控制计算机优于普通的三模冗余系统。

三种可靠性模型的对比，如图 7 所示。

(a) 单通道飞行控制计算机可靠性模型
(a) The reliability model of a single flight control computer



(b) 传统 TMR 的可靠性模型
(b) The reliability model of the traditional TMR



(c) 基于 FlexRay 总线的 TMR 可靠性模型
(c) The reliability model of the FlexRay-based TMR

图 7 可靠性模型

Fig. 7 The reliability model

5 结　论

针对无人机容错飞行控制计算机系统高可靠性及高性价比的特点，提出一种 TMR 飞行控制计算机系统架构。系统由 3 台分布式飞行控制计算机及 4 组 FlexRay 总线组成。FlexRay 总线既是单通道飞控计算机的内部总线，也是交叉数据链路互联总线。分布式架构提高了系统的灵活性，提高了系统的容错能力；FlexRay 工业总线的使用，在提高系统可靠性的同时提高了性价比。可靠性计算表明该飞行控制计算机总线架构提高了系统的可靠性，降低了系统故障率。

参考文献(References)

[1] Briere D, Traverse P. AIRBUS A320/A330/A340 electrical flight controls-a family of fault-tolerant systems[C]. The 23th International Symposium on Fault-Tolerant Computing, 1993: 616-623.

[2] Yeh Y C. Triple-triple redundant 777 primary flight computer[C]. Proceedings of Aerospace Applications Conference, 1996: 293-307.

[3] 陈宗基，秦旭东，高金源. 非相似余度飞控计算机[J]. 航空学报, 2005, 26(3): 320-327.

[4] Chen Z J, Qin X D, Gao J Y. Dissimilar redundant flight control computer system[J]. Acta Aeronautica Et Astronautica Sinica, 2005, 26(3): 320-327.

[5] Loegering G, Evans D. The evolution of the global hawk and MALD avionics systems[C]. Proceedings of the 18th Digital Avionics Systems Conference, 1999.

[6] 林常青, 宗群. 临近空间飞行器的模型参考滑模容错控制[J]. 控制工程, 2012, 19(1): 119-122.
Lin C Q, Zong Q. Model reference sliding mode fault-tolerant control for near space vehicles[J]. Control Engineering of China, 2012, 19(1): 119-122.

[7] 姜斌, 杨浩. 飞控系统主动容错控制技术综述[J]. 系统工程与电子技术, 2007, 29(12): 2106-2110.
Jiang B, Yang H. Survey of the active fault2tolerant control for flight control systems[J]. Systems Engineering and Electronics, 2007, 29(12): 2106-2110.

[8] 常锋, 杨蒲, 姜斌. 基于神经网络的模型参考飞控系统容错控制[J]. 控制工程, 2010, 17(6): 778-781.
Chang F, Yang P, Jiang B. Neural networks based model reference fault-tolerant control for flight control systems[J]. Control Engineering of China, 2010, 17(6): 778-781.

[9] 钱默抒, 姜斌, 杨浩. 攻击型无人机切换控制系统容错算法研究[J]. 控制工程, 2012, 19(2): 346-350.
Qian M S, Jiang B, Yang H. Study on fault-tolerant control algorithm of switched system for attack UAV[J]. Control Engineering of China, 2012, 19(2): 346-350.

[10] 黄宇海, 齐瑞云, 姜斌, 等. 基于动态面 backstepping 控制的高超声速飞行器自适应故障补偿设计[J]. 中国科学技术大学学报, 2012, 42(9): 768-774.
Huang Y H, Qi R Y, Jiang B, et al. Adaptive failure compensation design for hypersonic vehicles based on dynamic surface backstepping control[J]. Journal of University of Science and Technology of China, 2012, 42(9): 768-774.

[11] 姜斌. 离散时间系统的主动容错控制及飞控应用[J]. 控制工程, 2007, 13(6): 596-600.
Jiang B. Active fault tolerant control for discrete-time systems with flight application[J]. Control Engineering of China, 2006, 13(6): 596-600.

[12] Belcher G. Differences between civil and military electronic flight control systems [J]. Microprocessors and Microsystems, 1995, 19(2): 67-74.

[13] 姚一平, 李沛琼. 可靠性及余度技术[M]. 北京：航空工业出版社，1991: 193-198.
Yao Y P, Li P Q. Reliability and redundancy technology[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1991: 193-198.

[14] Koren I, Krishna C M. Fault-tolerant systems[M]. Elsevier/Morgan Kaufmann, 2010.

[15] Gwaltney D A, Briscoe J M. Comparison of communication architectures for spacecraft modular avionics systems[J]. Marshall Space Flight Center, NASA/TM-2006-214431, 2006.

[16] 王琴, 陈欣, 吕迅竑. 基于FlexRay总线的无人机飞行控制计算机[J]. 兵工自动化, 2011, 30(12): 30-34.
Wang Q, Chen X, Lv X H. Flight control computer based on FlexRay bus for UAV[J]. Ordnance Industry Automation, 2011, 30(12): 30-34.

[17] 张增安, 陈欣, 吕迅竑. 一种用于无人机的分布式飞行控制系统设计[J]. 计算机系统应用, 2010, 19(8): 16-19.
Zhang Z A，Chen X，Lv X H. Design of a distributed flight control computer for UAV[J]. Computer Systems & Applications, 2010, 19(8): 16-19.

[18] FlexRay Consortium. FlexRay Communications System Electrical Physical Layer Specification Version 2.1 Revision A[S]. (2003-07-01)[2009-07-24]. www. FlexRay. com, 2006.

[19] Lamport L, Shostak R, Pease M. The Byzantine generals problem[J]. ACM Transactions on Programming Languages and Systems (TOPLAS), 1982, 4(3): 382-401.