

文章编号 1004-924X(2013)04-1086-10

## 卫星系统网络节点的智能化设计

董立珉, 刘 源\*, 徐国栋, 李鹏飞

(哈尔滨工业大学 航天学院, 黑龙江 哈尔滨 150001)

**摘要:** 为了提高卫星系统的控制精度, 解决系统故障检测与故障处理问题, 进行了卫星节点智能化设计。以嵌入式 SOC 处理器为基础, 建立了智能化网络节点的体系结构, 将其划分为自诊断及上位机辅助单元、智能电源管理单元、标准化接口单元和基本功能单元等 4 个部分。采用过采样技术和数据融合处理技术提高了自诊断及上位机辅助单元的数据采集精度, 采用直接冗余检测和知识检测方法实现了数据纠错功能, 采用自断电/加电技术实现了智能电源管理功能, 基于标准无线接口设计实现了接口标准化功能。最后, 在太阳矢量测量仪原理样机上对所设计的智能化网络节点进行了功能验证。结果表明: 智能化太阳矢量测量仪测量精度可达  $0.01^\circ$ , 高于传统太阳敏感器的采集精度  $0.1^\circ$ ; 实现了状态自检、测量数据校验及标准接口功能, 提高了卫星系统的可靠性。设计的网络节点可进行自主故障检测及处理, 具备自断电/加电功能, 能够针对空间环境带来的翻转及锁定进行自主处理, 支持单机设备的即插即用, 可实现卫星系统的快速测试、快速集成和快速装配。

**关键词:** 智能设计; 无线射频识别; 网络节点; 卫星系统; 标准化

**中图分类号:** V474.1; TP273 **文献标识码:** A **doi:** 10.3788/OPE.20132104.1086

## Intelligent design of satellite network nodes

DONG Li-min, LIU Yuan\*, XU Guo-dong, LI Peng-fei

(School of Astronautics, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

\* Corresponding author, E-mail: liuyuan\_hit@hit.edu.cn

**Abstract:** The intelligent design of a satellite network node was implemented to improve the control accuracy of a satellite system and to solve the problems of fault detection and trouble processing. The system structure of the intelligent network node was established based on an embedded SOC processor. The node was divided into four parts: the diagnosis and On Board Computer(OBC) auxiliary unit, intelligent power management unit, standardization interface unit and the basic function unit. Then, oversampling technology and data fusion processing technology were used to improve the accuracy of the data collection in the diagnosis and OBC auxiliary unit, and the testing error correction method based on redundant detection or direct knowledge was used correct the data errors. In the intelligent power management unit, the self on/off circuit technology was implemented to improve the reliability. Moreover, the wireless standard interface design was adopted in the standardization interface unit. Finally, an experiment was performed on a principle prototype of the sun vector measuring instrument to validate the design of intelligent network node. The experimental results show that the

**收稿日期:** 2012-11-02; **修订日期:** 2013-01-30.

**基金项目:** 国家自然科学基金资助项目(No. 60704020); 中国博士后科学基金资助项目(No. 2012M510971); 黑龙江省博士后基金资助项目(No. LBH-Z11185)

accuracy of the sun vector measuring instrument has reached  $0.01^\circ$ , far higher than the traditional accuracy of  $0.1^\circ$ . It realizes the state self-inspection calibration, measurement data auto-calibration and the standard interface function and improves the reliability of the system. The network node can finish the fault detection and treatment by itself and can realize the self on/off circuit function. It deals with the space environment from the flip and locking autotonously and allows the plug for the single equipment. Furthermore, the node supports quick test, rapid integration and rapid assembly of the satellite systems.

**Key words:** intelligent design; Ratio Frequency Identification(RFID); network node; satellite system; standardization

## 1 引言

基于标准化、模块化和智能化设计的飞行器将是未来我国信息快速获取和空间攻防的重要发展方向之一<sup>[1-4]</sup>。作为一类新兴技术,卫星的各单机部件除采用模块化设计并具备标准化接口外,还需通过智能化设计解决卫星系统的故障检测与故障处理问题,提高卫星系统可靠性,同时通过高精度数据采集及处理提高卫星敏感器的采集精度,增强卫星的高精度、高稳定度控制能力。

目前,国外已提出单机模块智能化设计思想。TacSat-3 卫星首次采用标准化、模块化及智能化集成设计方法进行卫星系统研制,并对卫星系统的“即插即用”功能进行了演示验证<sup>[5-6]</sup>。美国国防部高级研究计划局于 2007 年提出的 F6 计划是标准化、模块化、智能化及无线总线技术的进一步延伸,该计划以每个功能模块为单独的小型航天器,单个功能模块可实现自主数据处理、自主故障检测及故障处理,基于该思想的航天器设计进一步提高了系统的测量精度及工作可靠性<sup>[9-12]</sup>。英国 Surry 大学的 C. Underwood 和 G. Richardson 提出了分布式智能化节点的概念<sup>[13]</sup>,在智能化的基础上研制了 SNAP-1 卫星,对智能化设计进行了进一步验证<sup>[14-15]</sup>。

国内卫星系统智能化设计主要通过星务系统的智能化设计实现,针对卫星系统单机部件的智能化设计较少,单机部件的采集等主要取决于硬件设计,故障检测及故障处理主要通过星务完成<sup>[16]</sup>。清华大学尤政等提出了微小型航天器智能化综合电子系统的设计思想<sup>[17]</sup>,以星载计算机为核心设计智能化综合电子系统。哈尔滨工业大学提出了“微型核”概念,对姿轨控模块、管理模块

及通信模块等进行一体化、智能化设计,形成微小卫星智能化的核心<sup>[18-19]</sup>。相比于国外该技术领域发展,国内卫星系统智能化设计的程度不高,星上采集精度较低,部件管理及故障诊断等设计相对集中,易出现单点故障<sup>[20-23]</sup>,因此需要对星上最小单元进行智能化设计。

本文以嵌入式 SOC 处理器为基础,采用自检测及自主故障处理、智能电源管理和接口标准化技术对卫星智能网络节点进行了设计。所设计的智能节点实现了参数高精度采集、状态自检及测量数据校验,提高单个节点的精度、自主故障检测及处理能力,减轻上位机的负担。此外,该智能节点采用了处理器部分和基础功能单元部分分离式电源管理设计,具有低功耗模式,有效增强了系统的可靠性,同时,可自动解除空间环境所引起的处理器锁定或翻转,提高了系统部件的抗空间单粒子能力。

## 2 智能化网络节点体系结构

节点的智能化很大程度上体现在其对自身状态及环境的感知能力。智能化节点应具有较强的参数采集能力、生存能力和自我修复能力,因此,采用智能化技术设计的节点需具有自诊断及上位机辅助功能、智能电源管理功能、标准信息网络功能和节点基础功能。在产品研制阶段,可通过标准化接口、自诊断及上位机辅助功能实现即插即用、自主驱动和测试,具备自动化测试的条件;在运行阶段,可以通过单机的高精度采集能力实现高精度控制,自诊断及上位机辅助功能和智能电源管理实现自主运行和管理,减少地面站管控的压力。

针对上述节点智能化的需求,进行了智能节

点体系结构设计。智能化的卫星网络节点主要由智能电源管理单元、标准化接口单元、自诊断及上位机辅助单元和基本功能单元组成,结构框图如图 1 所示。基于 SOC 技术的卫星系统网络节点是卫星电子系统的基本组成单元, SOC 的采用可使网络节点实现智能化,使各个节点形成标准的通信接口,同时具有参数采集及处理能力,在增加部件可靠性的同时减轻上位机的负担。本文中通信接口采用无线接口,保证节点独立加/断电时不会使部件间产生潜通路。

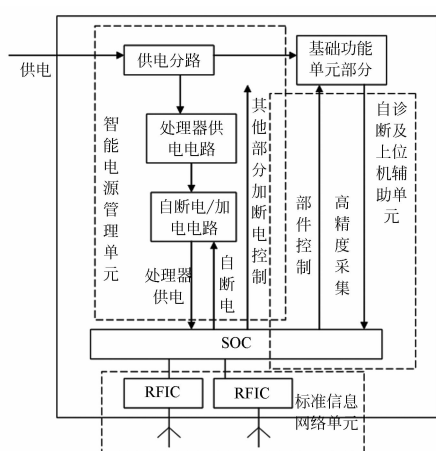


图 1 智能化网络节点结构框图

Fig. 1 Structure diagram of intelligent network node

智能电源管理单元由供电分路及自断电电路组成,电源输入后分为两路,一路送至处理器及射频通信单元组成的基本通信单元,另一路送至基础功能单元部分。其中,基本通信单元可通过自断电电路控制自身的断电再加电,同时,该单元可单独控制基础功能单元的加电和断电。

自诊断单元及上位机辅助单元由 SOC 处理器、高精度采集电路及控制电路组成。高精度采集电路获取基础功能单元的状态, SOC 处理器根据采集到的数据及状态进行诊断及自测试,根据数据状态进行自主故障判断和故障处理。同时,该单元也可以接收上位机通过标准信息网络单元发送的任务指令,将任务分解成指令集并按照规定时序执行指令集,辅助上位机完成任务。

标准信息网络单元的核心部分为无线基本通信单元,该单元主要由 SOC 处理器和 RFIC 组成。其中, RFIC 用于实现无线数据的调制和解

调,产生基带信号; SOC 处理器用于处理基带数据,将待发送的数据打包后发送至 RFIC 调制,并将 RFIC 解调后的数据拆包处理。

### 3 网络节点智能化设计

哈尔滨工业大学针对姿态测量部件进行了集成化、小型化和智能化设计方法研究。针对智能太阳矢量测量仪研究其智能化设计方法,所设计的智能化太阳矢量测量仪具备标准化接口,实现了网络节点参数高精度采集、自检测、自主管理和智能电源管理等功能。

#### 3.1 自诊断及上位机辅助单元设计

自诊断及上位机辅助功能是飞行器地面测试阶段实现快速测算及在轨飞行自主故障检测及处理的重要部分。自诊断及上位机辅助单元首先需要具有对自身状态敏锐的感知能力,能够实现对节点自身关键参数、状态的采集及监控;需要对自身进行参数处理判断,能够实现对节点自身状态的判断,检测出节点的故障,并可检测出其控制输出是否正确;需要对上位机进行辅助管理,实现自身故障自主处理等。其中的关键在于自身状态的高精度采集及节点故障的智能检测及控制。

在节点硬件资源相对固定的前提下,需要通过软件算法的处理提高采集精度。采用过采样技术提高测量精度,并为自身参数的采集创造必要的条件。采用过采样技术进行滤波处理以有效提高量化信号噪声比。量化位数与量化信号噪声比的关系如下所示:

$$\text{SNR} = (6.02 \times \text{量化位数} + 1.76) \text{dB} \quad (1)$$

由公式(1)可知,量化位数每增加 1 Byte,量化信噪比将提高 6 dB,反之,量化信噪比提高 6 dB,等效量化位数增加 1 Byte。

在过采样技术中,量化噪声被扩散到较宽的频带内,通过信号带宽限定的窄带滤波将带外量化噪声滤除,当量化噪声均匀分布在频域范围内时,滤波处理将衰减量化噪声功率,其衰减比例可达采样频率与信号带宽之比的 1/2。对于设计的智能太阳矢量测量仪,采用了 20 位的 AD 进行太阳矢量参数采集,通过过采样技术将其量化位数提高至 24 位,采集精度变为原来 16 倍,提高一个量级。

采用直接冗余检测方法和基于知识检测的方

法进行数据的纠错,实现节点故障的智能检测及控制。对于节点的关键控制模块,针对输出的控制量进行采集并将采集回的参数与输出控制量进行比对,完成对控制的检错。检测结果将自动上报上位机,由上位机在系统级进行故障处理。

对于智能化太阳矢量测量仪,基于知识检测方法智能检测主要面向的对象是关键点电压量、电流量、温度量及太阳电池片光强信号等;基于直接冗余检测方法的智能检测主要面向的对象是太阳矢量方向:太阳矢量测量仪采用 4 个面对太阳光强进行敏感,当平面的坡度为 1:2 时,任取其中 3 个平面可以求出太阳矢量。4 取 3 中有 4 种组合,分别可以求出 4 组太阳矢量的方向余弦。

第一组计算出方向余弦如下:

$$S_0 = \sqrt{((P_1 - P_3)/2)^2 + (P_2 - (P_1 + P_3)/2)^2 + ((P_1 + P_3)/4)^2}, \quad (2)$$

$$\cos \alpha = (P_1 - P_3)/2S_0, \quad (3)$$

$$\cos \beta = (P_2 - (P_1 + P_3)/2)/S_0, \quad (4)$$

$$\cos \gamma = (P_1 + P_3)/4S_0. \quad (5)$$

第二组计算出方向余弦如下:

$$S_0 = \sqrt{((P_1 - P_3)/2)^2 + (-P_1 + (P_1 + P_3)/2)^2 + ((P_1 + P_3)/4)^2}, \quad (6)$$

$$\cos \alpha = (P_1 - P_3)/2S_0, \quad (7)$$

$$\cos \beta = (-P_1 - (P_1 + P_3)/2)/S_0, \quad (8)$$

$$\cos \gamma = (P_1 + P_3)/4S_0. \quad (9)$$

第三组计算出方向余弦如下:

$$S_0 = \sqrt{(P_1 - (P_2 + P_4)/2)^2 + ((P_2 - P_4)/2)^2 + ((P_2 + P_4)/4)^2}, \quad (10)$$

$$\cos \alpha = (P_1 - (P_2 + P_4)/2)/S_0, \quad (11)$$

$$\cos \beta = (P_2 - P_4)/2S_0, \quad (12)$$

$$\cos \gamma = (P_2 + P_4)/4S_0. \quad (13)$$

第四组计算出方向余弦如下:

$$S_0 = \sqrt{(-P_3 + (P_2 + P_4)/2)^2 + ((P_2 - P_4)/2)^2 + ((P_2 + P_4)/4)^2}, \quad (14)$$

$$\cos \alpha = (-P_3 + (P_2 + P_4)/2)/S_0, \quad (15)$$

$$\cos \beta = (P_2 - P_4)/2S_0, \quad (16)$$

$$\cos \gamma = (P_2 + P_4)/4S_0. \quad (17)$$

由公式(2)~公式(17)可以得到 4 组太阳矢量测量结果,采用 3 个面定位太阳矢量方向,第 4 个面与前 3 个面进行融合以提高测量精度。当采用前 3 个面和后 3 个面计算的数据差值超出纠错

的阈值时,判断太阳矢量计算出错并上报到上位机进行纠错处理,否则,采用滤波拟合的方式对计算结果进行处理。

基于上述分析,智能自诊断及上位机辅助单元由高精度采集模块、控制模块、故障检测及处理模块组成,其自主采集及控制原理框图如图 2 所示。

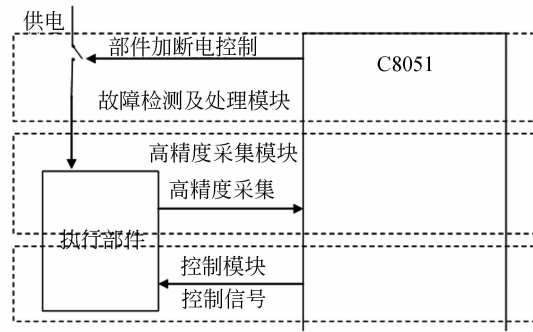


图 2 自主采集及控制原理框图

Fig. 2 Principle diagram of independent acquisition and control

高精度采集模块采集的参数包括部件的电压、电流、温度及关键遥测等,其中,电压及电流采用非接触式参数采集方式对部件安全性进行保护。遥测信号通过 20 位 AD 进行采集并进行过采样处理以达到 24 位的采集精度。控制模块输出的模拟控制量通过 DA 完成,数字量通过 PIO 输出 TTL 量或 OC 进行控制。高精度采集模块将网络节点的控制、高精度数据采集和部件响应特征结合,通过冗余数据的拟合实现高精度的采集,并可通过冗余数据的比对实现控制的纠错。故障检测及处理模块采用直接冗余检测方法和基于知识检测的方法设计,可针对部件参数的范围及传感器及执行部件的模型进行纠错,完成多个面的直接冗余检测。

### 3.2 智能电源管理单元

对单机及供电部分建立可靠性模型,对于除电源外的单个单机而言,其可靠性为:

$$R_1 = e^{-\lambda_1 E_1(t)}, \quad (18)$$

其中:  $E_1(t)$  为单机的加电累计时间。

供电模块的可靠性为:

$$R_2 = e^{-\lambda_2 E_2(t)}, \quad (19)$$

其中:  $E_2(t)$  为供电部分的加电累计时间。

由于供电部分和单机为串联,供电及单机部分的可靠性为:

$$R = R_1 \times R_2 = e^{-\lambda_1 E_1(t)} e^{-\lambda_2 E_2(t)} = e^{-\lambda_1 E_1(t)} e^{-\lambda_2 (E_1(t) + E_2(t) - E_1(t))} = e^{-(\lambda_1 + \lambda_2) E_1(t)} e^{-\lambda_2 (E_2(t) - E_1(t))}. \quad (20)$$

对于卫星平台的大部分单机来说,在轨需要进行长期加电,因此供电部分加电时间  $E_2(t)$  通常较长。由公式(20)可知,若提高单机的可靠性,可以通过设计使供电部分及电源管理部分供电与单机供电分开,在单机空闲时将其休眠,电源管理单元处于节电状态,从而减少单机的加电累计时间  $E_1(t)$ ,提高系统的可靠性。

智能太阳矢量测量仪的电源管理采用处理器部分和基础功能单元部分分离式管理设计,并采用防门锁的自断电/加电设计,处理器部分和传感器或执行机构部分由电源模块分别供电,智能电源管理单元原理框图如图 3 所示。

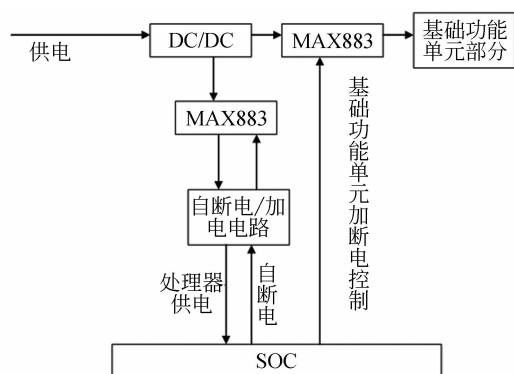


图 3 智能电源管理单元原理框图

Fig. 3 Principle diagram of intelligent power management unit

智能节点的电源输入为一次电源,采用 DC/DC 模块对其进行电压转换,转换后的电信号分为 2 路,一路送至处理器,另一路送至基础功能单元。在送入处理器和基础功能单元前,采用 MAX883 芯片进行稳压处理。MAX883 芯片具有使能信号,通过控制使能信号可以控制其输出的有无。基础功能单元的稳压 MAX883 信号由 SOC 处理器控制,SOC 处理器可通过自检单元检测基础功能单元的工作状态是否正常,当基础功能单元工作状态异常时,SOC 处理器可控制 MAX883 将其断电以保证大系统的安全。同时,在不需要基础功能单元工作时将其进行断电处理,使节点处于省电模式。处理器部分 MAX883 芯片的使能信号由自加电/断电电路控制,当处理器输出出现异常时,可将自身断电后再重新加电,

进而解除翻转及锁定问题。

自断电/加电原理框图如图 4 所示。初始情况下 a 点及 b 点电压均为 0, NMOS 管处于开路状态, DC-DC 的使能端 INH 上拉为高电平, DC-DC 模块有电压输出, C8051 处理器可以加电工作。当出现故障时, 处理器中看门狗电路有效, c 点变为低电平, 同时 PMOS 管导通, 经二极管  $D_1$  向电容  $C_1$  充电, a 点电平升高至超过门限电压时 NMOS 管导通, DC-DC 使能端 INH 下拉到低电平, DC-DC 模块无输出电压。由于负载电容的存在, 输出电压逐渐下降为 0, 输出电压维持的时间不小于 10 ms。在此期间,  $C_1$  充电已达到饱和电压, 并使 NMOS 管处于导通状态。当负载电压下降 0 后, PMOS 管处于截止状态, 电容  $C_1$  开始通过电阻  $R_1$  放电, 当电容  $C_1$  上的电压低于 NMOS 管的截止电压后 NMOS 处于截止状态, DC-DC 使能允许并重新输出, C8051 处理器再次进入工作状态, 通过该过程实现一次自断电/加电控制。

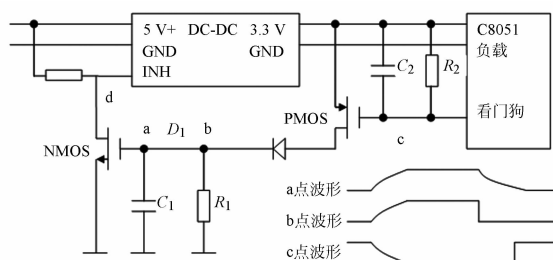


图 4 自断电/加电原理框图

Fig. 4 Principle diagram of self on/off circuit

在自断电/加电控制电路中, 电容  $C_1$  及  $C_2$  可能存在短路故障模式。当发生短路故障时, PMOS 或 NMOS 处于截止工作状态, 负载处于加电工作状态; 当负载发生单粒子反转故障时, 可以通过复位解除故障状态。由于电容  $C_1$  及  $C_2$  一般情况下工作在低压差状态, 因此电容因高压失效的概率很小, 在电容值不大的情况下, 也可以考虑电容串联的方式预防电容短路失效模式的发生。当电容出现开路故障时断电时间很短, 但出现断电状态是确定的, 因为只有断电状态才能解除使能控制, 而使能控制有效时为断电状态输出。

### 3.3 标准通信单元设计

采用无线方式实现系统内部件的信息交互。无线标准通信单元由天线、调制解调部分和基带处理部分三部分组成, 主要完成无线总线上数据

的发送、接收、调制、解调及基带信号的处理。由于星内通信距离较近,因而,天线采用触须天线,调制解调部分和基带处理部分采用 nRF2401 及微处理器,并通过双工器实现接收和发送的收发双工。标准通信单元实现原理如图 5 所示。

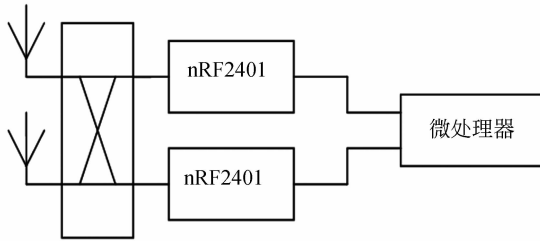


图 5 标准通信单元实现原理

ig. 5 Principle diagram of standard communication unit

标准通信单元由一个微处理器连接两个互为备份的 nRF2401。每一个 nRF2401 均可以进行收发,但为半双工状态。在工作过程中,必须保证有一个 nRF2401 处于接收态以保证该基本模块不会丢帧,另一个 nRF2401 发送数据时工作在发送状态,其余时间处于接收状态,通过对接收数据与发送数据进行比较,判断发送出去的数据在信道中是否出现碰撞。如果其中一片 nRF2401 出现故障,另一片 nRF2401 作为备份器件接班其工作,此时单片射频芯片将工作在半双工状态,进行收发交替工作。

对星内通信的部件而言,由于通信距离较近,收发部件不需要很大的发射功率和很高的接收灵敏度,要求总线通信速率不小于 250 Kbps 即可满足通信要求,采用 nRF2401 自身的功率、接收灵敏度及通信速率即可完成星内标准信息网络的物理层功能。

在软件层面,采用即插即用的 SWAN 通信协议作为标准通信单元的软件模块。其中,星载计算机为主机并在部件规定的时隙内轮询部件,若多次轮询不到部件,则判断部件退出系统;反之,则判断其加入系统。通过标准无线接口设计和 SWAN 通信协议支持部件进入和退出网络,进而实现单机与系统的无缝连接。标准无线通信模块是实现设备即插即用、快速集成与快速测试的基础,利用无线自组织网络技术建立 SWAN 通信协议,实现了单机部件的即插即用,满足快速响应的需求。

## 4 实验验证

对于星内无线网络系统的各分系统节点,其实现方法及对应功能各不相同,本文重点针对哈尔滨工业大学自主研发的太阳矢量测量仪进行智能化设计与实现。具体实现中,以微处理器为智能处理的核心,通过处理器与接口部分、供电部分、采集部分等配合,实现接口标准化、电源管理及部件管理智能化,并完成上位机辅助设计。太阳矢量测量仪设计了 CAN 接口和无线接口作为测试数通信接口,通过上述接口将网络中的数据实时传送到与其相连的监控终端上,通过监控终端处理软件实时监控网络的工作情况。

智能化太阳矢量测量仪的外观结构和 PCB 元件布局及印制板分别如图 6 和图 7 所示。

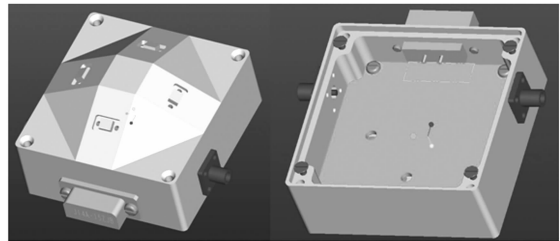


图 6 智能化太阳矢量测量仪结构图

Fig. 6 Structure diagram of intelligent sun vector measuring instrument

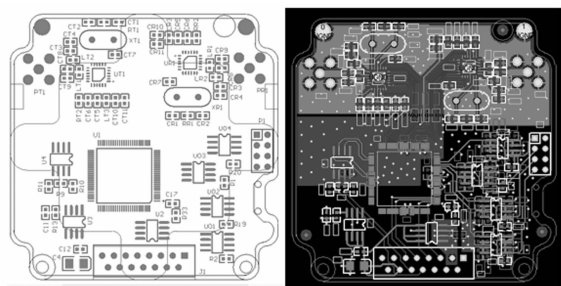


图 7 智能化太阳矢量测量仪 PCB 图

Fig. 7 PCB of intelligent sun vector measuring instrument

太阳矢量测量仪智能化设计验证平台如图 8 所示。整个网络系统在星载计算机和网络节点的相互协调下运行,采用集中式拓扑结构。计算机通过 CAN 总线接入智能接口模拟星载计算机,并与 4 个网络节点共同组成一个小型的网络系统,节点间按照无线网络通信协议进行信息交互,

网络中的每个节点能够同时进行收发,处于全双工状态。

测试过程中,将其中一个太阳矢量测量仪放在太阳模拟器的环境下进行采集精度的测试,模拟计算机的无线网络节点通过 CAN 接口将其接收到的无线数据发送到监控终端,实时监控整个网络的数据,通过监控终端软件对数据进行分析处理并显示网络中的相关信息。

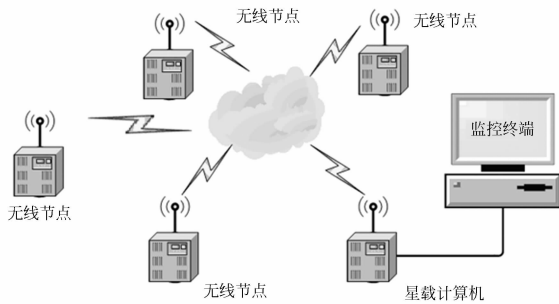


图 8 太阳矢量测量仪智能化设计验证平台

Fig. 8 Verification platform for intelligent design of sun vector measuring instrument

### 4.1 智能自诊断及上位机辅助功能验证

智能自诊断及上位机辅助功能主要针对在太阳模拟器环境下的单个网络节点进行验证,太阳矢量测量仪采用了 4 个面对太阳光强进行敏感,平面的坡度为 1 : 2,可根据式(5)~(20)进行太阳矢量计算。

监控终端软件显示结果如图 9 所示。监控终端界面显示表明,采用过采样技术可实现 24 位精度的测量,任意 3 个面计算的太阳矢量角均在 7.79°左右,矢量角在正常范围内,太阳矢量测量仪标记状态正常,输出的太阳矢量是 4 个面融合后的数据。

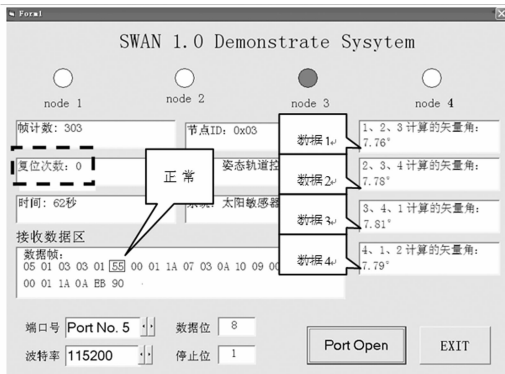


图 9 监控终端软件显示结果

Fig. 9 Results of monitoring terminal software

采集 1 000 次太阳矢量角输出数据,统计采集精度,统计结果如图 10 所示。

由统计结果可知,太阳矢量测量仪数据采集精度为 0.01°,通过智能化设计远高于传统太阳敏感器的采集精度 0.1°。

将太阳矢量测量仪的一个太阳电池片用黑纸遮挡后,该面输出光强近似为 0,再次通过监控软件监视测量结果,监控终端软件显示结果如图 10 所示。监控终端界面显示表明,4 次测量的结果差异很大,智能节点对自身进行了自检,标识出了自身的异常,进而减轻了上位机的判断工作量。

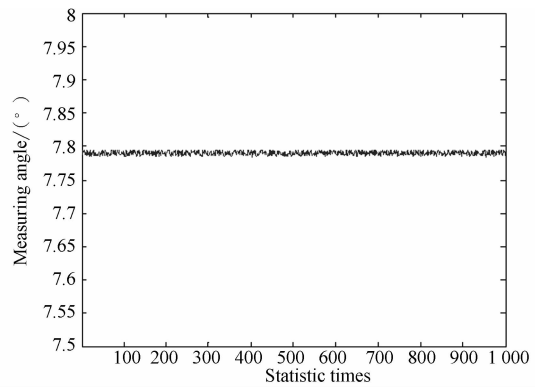


图 10 采集数据统计结果

Fig. 10 Statistic result of collected data

### 4.2 智能电源管理验证

主要验证节点的分离式管理功能和节点异常时对部件的自主断电/加电功能。分离式管理功能可通过发送休眠模式的指令进行验证,接收到指令后仅供电和处理器部分有电,其他部分断电。

在智能电源管理单元设计中,处理器将自身断电再加电的前提为处理器本身异常导致看门狗

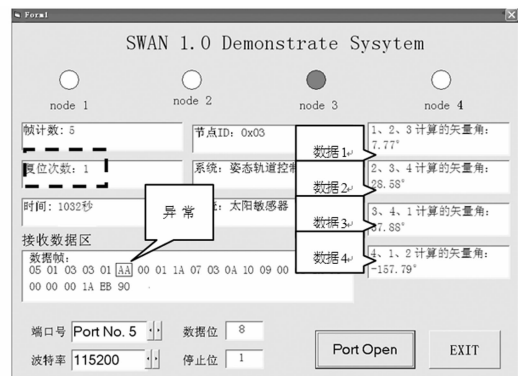


图 11 异常时监控终端软件显示结果

Fig. 11 Results of monitoring terminal software with abnormality

咬,或处理器检测到部件异常,自主停止喂狗。看门狗咬导致输出复位脉冲,触发智能电源管理单元自身断电再加电。

本部分试验验证中,将太阳矢量测量仪的一个太阳能电池片用黑纸遮挡,使处理器检测到部件异常。如图11中虚框所示,复位次数变为1,复位次数增加表明,当太阳矢量测量仪的状态异常时,智能电源管理单元可自主断电再加电。

### 4.3 标准通信单元验证

主要验证系统加电后各个节点的标准无线通信单元在SWAN通信协议下的正常通信和即插即用功能。以节点4作为进入及退出系统的节点。设置其在工作8s时停止应答星载计算机,10s时再次发送时隙请求帧,请求进入系统,监测整个过程中计算机记录的节点个数及节点号,如图12所示。

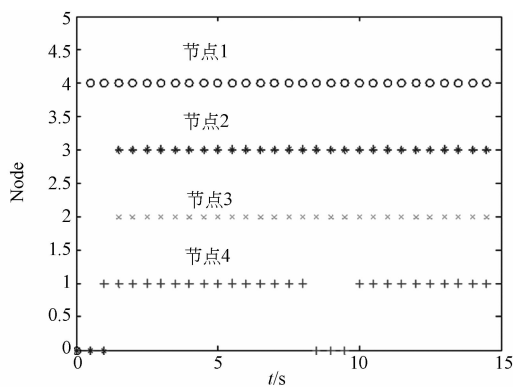


图12 设备加入/退出时每个节点入网情况

Fig.12 Condition of node in system when equipment joins or exits

### 参考文献:

- [1] 邢雷,孙兆伟,徐国栋,等. 基于可重构技术的上级航天器综合电子系统[J]. 光学精密工程, 2012, 2(20):296-303.  
XING L, SUN Z W, XU G D, et al.. Intergrated electronic system of upper-stage spacecraft based on reconfigurable technology [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2012,2(20): 296-303. (in Chinese)
- [2] 李孝同,施思寒,李冠群. 微小卫星综合电子系统设计[J]. 航天器工程, 2008,17(1):30-35.  
LI X T, SHI S H, LI G Q. Integrated Electronics System of Microsatellite [J]. *Spacecraft Engineering*, 2008,17(1):30-35. (in Chinese)

从图12中可以看出,8s前所有节点都在正常工作。8s时节点4退出系统,主机记录的节点个数由4个变为3个,并且实验显示退出系统的部件为节点4;10s时节点4再次发送时隙请求帧,计算机为其分配时隙后节点再次加入系统,主机记录的节点数再次恢复为4个,且节点号表明加入网络的是节点4。实验结果表明,节点按照SWAN协议设计的时序进行通信,可实现即插即用功能。

## 5 结论

提出了卫星平台网络节点的智能化设计方法,针对智能化太阳矢量测量仪进行了软硬件设计,并在原理样机上进行了智能节点的功能验证。

卫星平台网络节点基于自检测、自主故障处理、智能电源管理和接口标准化等技术设计,实现了网络节点的智能化,满足未来快速响应空间技术的需求。试验结果表明,所设计的智能化太阳矢量测量仪通过智能化处理实现了高精度太阳矢量的采集,测量精度可达 $0.01^\circ$ 。设计的智能节点实现了状态自检及测量数据校验,可在不依赖上位机的前提下检测自身故障及错误,减轻了上位机负担。由于采用分离式管理设计的智能节点可实现低功耗模式,可将故障的处理器自主断电后加电,可自动解除空间环境所引起的处理器锁定或翻转,有效提高了系统部件的抗空间单粒子能力,提高了系统的可靠性。采用标准通信单元设计的智能节点可在SWAN协议下协调工作,并且有即插即用功能。

- [3] 黄琳,荆武兴. 利用并行多处理器的卫星自主导航方法研究[J]. 哈尔滨工业大学学报,2011,38(9): 1422-1425.  
HUANG L, JING W X. A study on autonomous satellite navigation scheme using parallel computers [J]. *Journal of Harbin Institute of Technology*. 2011,38(9):1422-1425. (in Chinese)
- [4] VLADIMIROVA T, SWEETING M. System-on-a-chip development for small satellite onboard data handling [J]. *System*, 2011,1(5):36-43.
- [5] 王九龙. 卫星综合电子系统现状和发展建议[J]. 航天器工程,2007,16(5):68-73.  
WANG J L. Development state and thought of the

- satellite synthesized electronic system [J]. *Spacecraft Engineering*, 2007, 16(5): 68-73. (in Chinese)
- [6] BROWN, EREMENKO P. Fractionated space architectures: a vision for responsive space [C]. *Proceedings of the 4th Responsive Space Conference*. Los Angeles, Cal, USA: AIAA, 2006:24-27.
- [7] 曲峰, 崔刚. TS-1 小卫星星务计算机系统设计[J]. *计算机工程与科学*, 2002, 24(2): 96-98.  
QU F, CUI G. Design of OBC on TS-1 satellite[J]. *Computer Engineering & Science*, 2002, 24(2): 96-98. (in Chinese)
- [8] 张国强, 罗宇. 星载并行处理计算机系统容错技术研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2006.  
ZHANG G Q, LUO Y. *Fault-Tolerance Technique Research for Parallel Processing On-Board Computer Systems* [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2006. (in Chinese)
- [9] BOOM C W, LEIJTENS J A, HEIDEN N. Micro digital sun sensor: a matchbox miracle [C]. *Proceedings of the 6th International ESA Conference on Guiding, Navigation and Control System*. The Netherlands: TNO, 2012:202-217.
- [10] KLEIN C A, WAHAWISAN W. Use of a multiprocessor for control of a robotic system [J]. *The International Journal of Robotics Research*, 2012, 1(2): 45.
- [11] HOPKINS A L, SMITH J R. A highly reliable fault-tolerant multiprocess for aircraft [C]. *Proceedings of the IEEE*, Washington D. C., USA: IEEE 2011, 66(10): 1221-1239.
- [12] 朱新忠, 卫新国, 陈明清. 新一代并行处理星载计算机技术研究[J]. *上海航天*, 2004, 21(1): 32-37.  
ZHU X Z, WEI X G, CHEN M Q. Research of new satellite computer technology for parallel process [J]. *Aerospace Shanghai*, 2004, 21(1): 32-37. (in Chinese)
- [13] UNDERWOOD C, RICHARDSON G, SAVIGNOL J. SNAP-1: A low cost modular COTS-based nano-satellite-design construction [C]. *launch and early operations phase*. Paris, France: IAF 2011, 12(6): 142-159.
- [14] LYKE J, CANNON S, FRONTERHOUSE D. A plug and play system for spacecraft components based on the USB standard [C]. *Proceedings of the 19th annual AIAA USU Conference on Small Satellites*. Wright-Patterson, Ohio, USA: Air Force Research Laboratory, 2005:8-11.
- [15] STRUNCE R, ECKERT F, EDDY C. Responsive space's spacecraft design tool [J]. *The International Journal of Robotics Research*, 2006, 1(12): 24-27.
- [16] 王景泉. 美国加速“作战快速响应太空”计划——开拓战术卫星发展的新方向[J]. *国际太空*, 2007, 2(1): 8-14.  
WANG J Q. The United States of America accelerated “combat fast response space” program [J]. *Space International*, 2007, 2(1): 8-14. (in Chinese)
- [17] 田贺祥, 尤政, 于世洁. 嵌入式系统在微纳卫星上的应用[J]. *中国航天*, 2005, 8(6): 37-39.  
TIAN H X, YOU Z, YU S J. Embedded system in the application of micro-nano satellite [J]. *Aerospace China*. 2005, 8(6): 37-39. (in Chinese)
- [18] 吴翔虎. 小卫星星载计算机及其外围设备的管理[J]. *哈尔滨工业大学学报*, 2002, 2(12): 201-203.  
WU X H. Management of onboard computer and its peripherals [J]. *Journal of Harbin Institute of Technology*. 2002, 2(12): 201-203. (in Chinese)
- [19] 董立珉, 徐国栋. 基于 SOC 和 RFIC 的无线网络卫星平台设计与验证[J]. *计算机集成制造系统*, 2012, 18(3): 492-496.  
DONC L M, XU G D. Design and verification of wireless satellite network platform based on SOC and RFIC [J]. *Computer Integrated Manufacturing Systems*, 2012, 18(3), 492-496. (in Chinese)
- [20] 张刘, 孙志远, 金光. 星载 TDI CCD 动态成像全物理仿真系统设计[J]. *光学精密工程*, 2011, 19(3): 641-649.  
ZHANG L, SUN Z Y, JIN G. Design of physical simulation system for TDI CCD dynamic imaging [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2011, 19(3): 641-649. (in Chinese)
- [21] 韩诚山, 李祥之, 文明. 基于压电偏转系统的卫星平台振动补偿[J]. *光学精密工程*, 2011, 19(9): 2086-2091.  
HAN C S, LI X Z, WEN M. Vibration compensation of satellite platform [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2011, 19(9): 2086-2091. (in Chinese)
- [22] 卜彦龙, 唐歌实, 王美. 面向探月卫星景象导航的局部基准图制备[J]. *光学精密工程*, 2012, 20(8): 1838-1845.  
BU Y L, TANG G S, WANG M. Preparation of local base map for lunar orbiter scene matching

navigation [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2012, 20(8):1838-1845. (in Chinese)

- [23] 丛明煜,何文家,逯力红. 复杂背景成像条件下运动点目标的轨迹提取[J]. *光学精密工程*, 2012, 20(7):1619-1625.

CONG M Y, HE W J, LU L H. Trace extraction of moving point target in complex background image [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2012, 20(7):1619-1625. (in Chinese)

#### 作者简介:



**董立珉**(1983—),男,黑龙江大庆人,博士,助理研究员,2007年于哈尔滨工业大学获得硕士学位,2012年于哈尔滨工业大学获得博士学位,主要从事卫星通信及卫星电子系统方面的研究。E-mail: 1010520507@163.com



**刘源**(1981—),男,山东新泰人,讲师,博士后,2007年于哈尔滨工业大学获得硕士学位,2010年于哈尔滨工业大学获得博士学位,主要从事飞行器多学科集成设计及优化、飞行器虚拟试验技术研究。E-mail: liuyuan\_hit@hit.edu.cn



**徐国栋**(1961—),男,黑龙江铁力人,教授,博士生导师,1982年于哈尔滨工业大学获得学士学位,1985年于哈尔滨工业大学获得硕士学位,现为哈尔滨工业大学卫星技术研究所副所长,主要从事卫星通信、卫星电子系统等方面的研究。E-mail: xgd\_61@163.com



**李鹏飞**(1982—),男,黑龙江铁力人,博士,2005年在哈尔滨理工大学获得学士学位,2011年在哈尔滨工程大学获得硕士学位,主要研究方向为机器视觉及智能控制。E-mail: lpf\_365@163.com

(本栏目编辑:李自乐)  
(版权所有 未经许可 不得转载)