УДК 621.3

Р.В. Грица
Національний університет “Львівська політехніка”,
кафедра електронних обчислювальних машин

ОСОБЛИВОСТІ ПОБУДОВИ КОМП'ЮТЕРНОЇ СИСТЕМИ КЕРУВАННЯ ЕКСПЕРИМЕНТАМИ НА БОРТУ КОСМІЧНИХ АПАРАТІВ

© Грица Р.В., 2009

Розглянуто особливості проектування комп’ютерних систем для використання в умовах космосу. Запропоновано варіант побудови реконфігурованої системи управління космічним експериментом на базі ПЛІС.

This paper presents the special features of design computer system for space use. The variant of reconfigurable FPGA base space experiment control system has been proposed.

Вступ. Проектування комп’ютерних систем для використання в умовах космосу має певні особливості, які зумовлені зовнішнім середовищем, складністю обслуговування, обмеженим енергоспоживанням. При експлуатації бортова апаратура піддається впливу іонізуючого випромінювання заряджених частинок природного радіаційного поля Землі, галактичних і сонячних променів, що призводить до збоїв в роботі комп’ютерів [1]. Неможливо просто використати конвекційний спосіб відведення тепла, необхідно продумувати систему так, щоб він здійснювався кондуктивним методом, з подальшим розсіюванням тепла в космічному просторі [2]. Все актуальнішою стає проблема побудови системи з можливістю зміни її конфігурації в режимі польоту [3]. З розвитком технологій вимоги до космічної апаратури постійно зростають. З’являються нові підходи до проектування, нові технології, які потребують розроблення нових методів і засобів для роботи з ними. Тому розроблення системи управління для космічних експериментів є актуальною проблемою.

Постановка проблеми. Аналіз особливостей побудови апаратури для космічного використання здійснюється на прикладі побудови системи керування експериментом з дослідження процесів кристалізації модельних речовин в умовах невагомості, під назвою «МОРФОС-В».

Об'єктом спостереження є модельні речовини, що є прозорими органічними сполуками, підібраними за ознакою подібності механізмів їхнього кристалоутворення, зокрема морфологічних форм фазової межі кристал–розплав, що спостерігається в металах і металевих сплавах або напівпровідниках.

Спостереження ведуться за допомогою мікропроекційної оптичної системи, яка містить відеокамеру з об'єктивом і приводом підстроювання фокусу, розміщені з боку розплавленої частини зразка, і освітлювальний пристрій, розташований з протилежного кінця пробірки.

Система управління для цього експерименту повинна виконувати такі функції: автоматична робота системи за заданим алгоритмом, керування температурою робочого блока, контроль і відображення параметрів під час роботи, відображення і накопичення відеоінформації границі розділу рідкої і твердої фаз, забезпечення можливості віддаленого фокусування камер, зв'язок з зовнішнім керуючим комплексом.

Наявні комп’ютерні системи не здатні задовольнити всі поставлені вище вимоги, тому виникає необхідність розроблення спеціалізованого рішення.

Огляд літературних джерел. Існує багато літературних джерел щодо побудови подібних систем. Архітектурні особливості для систем такого класу наведені у [3–5]. Використання ПЛІС в системах керування для космічних проектів розглянуто в працях [2, 6]. Проблеми впливу радіації на інтегральні схеми, зокрема ПЛІС, висвітлено в [7–9].

Формулювання цілей статті. Метою статті є побудова системи управління для космічного експерименту. Необхідно виконати огляд можливих варіантів рішень, які можуть бути використані для побудови системи керування експериментом, проаналізувати їх переваги і недоліки. Ставиться завдання розглянути вплив радіації на ІС та методи уникнення негативних наслідків від радіаційного випромінювання і запропонувати способи забезпечення надійності роботи системи.

Підходи до побудови системи. Завдання, які повинна виконувати система, визначають її архітектурні особливості [10]. Запропоновано багато архітектурних рішень для використання на борту КА (космічних апаратів) [4, 11]. Вони відрізняються від стандартних комп'ютерних систем підвищеною надійністю роботи, оптимізованою споживаною потужністю тощо. Однією із важливих вимог, які ставляться до систем цього класу, є забезпечення високої надійності роботи системи. Надійність роботи системи визначається як стійкістю компонентів системи до впливу зовнішнього середовища, так і архітектурними особливостями всієї системи [11].

Один з варіантів побудови цієї системи – повне використання готових до застосування COTS (Commercial-off-the-shelf) рішень[12]. Це використання одноплатного комп'ютера як центрального керуючого модуля і відповідних плат розширення як допоміжних модулів. Перевагами такого підходу є скорочення часу розробки, спрощення тестування та інтеграції компонентів. Недоліками використання одноплатного комп'ютера є надлишковість системи, складність інтеграції модулів від різних виробників, складність побудови резерву системи і неможливість зміни конфігурації в режимі польоту.

Побудова системи на базі ПЛІС є сучасним підходом до проектування систем для космічного застосування. Більшість вузлів американських марсоходів Spirit і Opportunity побудовано на базі ПЛІС [6]. При розробленні ПЛІС для застосування в космосі повинні враховуватись два важливі фактори – збої, які виникають внаслідок загальної накопиченої дози й ефекти одиничних збоїв [7].

Ефекти, які виникають внаслідок загальної накопиченої дози радіації, проявляють себе в збільшенні статичного споживаного струму, деградації рівнів вхідних логічних сигналів мікросхеми і динамічних параметрів. Треба мати на увазі, що для використання ПЛІС в космічних застосуваннях здебільшого не потрібно використовувати радіаційно-стійкий варіант виконання, що витримує загальну накопичену дозу до 200–300 Крад (Si). В умовах низькоінтенсивного випромінювання космічного простору та екранування обшивкою космічного апарата для більшості застосувань цілком достатньо радіаційної стійкості 50, а то й 10 Крад.

Одиничні збої в напівпровідникових приладах виникають в умовах космосу під впливом частинок високих енергій. Якщо заряд, зібраний p-n–переходом транзистора комірки пам'яті, більший від якого критичного, то відбувається зміна стану – збій. Обсяг критичного заряду залежить від особливостей проектування ІС [7]. Існує доволі простий спосіб виправлення збоїв за допомогою спеціального коректуючого коду, наприклад, коду Хемінга [9].

У статті пропонується реалізація системи керування експериментом на базі однієї плати, основним елементом якої є ПЛІС. Для керування використовується програмний процесор, який повністю реалізується на логічних примітивах ПЛІС. Перевагою використання програмного процесора порівняно з хардверним є його гнучкість, оптимізація під конкретну задачу, можливість зміни конфігурації в режимі польоту, побудова багатопроцесорної системи для забезпечення вищої продуктивності чи надійності роботи. Програмний процесор дає змогу обійти пошкоджену радіацією комірку під час реконфігурації, але недоліком програмного процесора є вразливість самих шляхів конфігурації ПЛІС до впливу радіації. Існує багато програмних процесорів від фірм-виробників ПЛІС – MicroBlaze, PicoBlaze (Xilinx), Nios (Altera), так і від третіх сторін – ARM-Cortex M, Leon. У цій системі застосовано процесор Xilinx MicroBlaze [13], оскільки він спеціально

розроблений для використання з ПЛІС фірми Xilinx і входить до пакета проектування Xilinx EDK з достатньо великим набором базових IP-блоків. Використання САПР від виробника кристала дає змогу об’єднати апаратну і програмну частини продукту для їхньої спільної верифікації. Структурна схема системи наведена на рис. 1. Інтерфейси процесорної системи на ПЛІС визначаються використаними готовими компонентами – давачами температури, мікросхемою управління освітленням, модулем керування двигунами (RS-485, SPI, SDIO, I2C). Зображення з відеокамер подається на аналоговий мультиплексор, де відбувається вибір сигналу з необхідної камери. Сигнал з цієї камери подається на відеодекодер, де він оцифровується, для подальшого стиснення й опрацювання на ПЛІС. Модуль стиску зображень, який реалізований на ПЛІС, здійснює опрацювання отриманого зображення, забезпечує його стиск, інтерфейс для запису стиснутого зображення в масив з карт пам'яті типу SD (Secure Digital). Керування фокусом камер і переміщенням пробірок здійснюється за допомогою спеціалізованих комп’ютеризованих моторів з інтерфейсом управління RS-485. Телеметричні дані давачів температури отримуються від АЦП через інтерфейс SPI. Керування освітленням світлодіодів здійснюється за допомогою спеціалізованої мікросхеми по інтерфейсу I2C. Для керування системою необхідно забезпечити зв'язок із зовнішнім керуючим комплексом. Для цього потрібно врахувати особливості комп’ютерних мереж МКС (Міжнародна космічна станція) [14] і взаємодію з іншими бортовими системами [15]. На МКС існує декілька мереж різного типу, апаратура цього експерименту здійснює зв'язок з бортовою мережею через інтерфейс Ethernet.

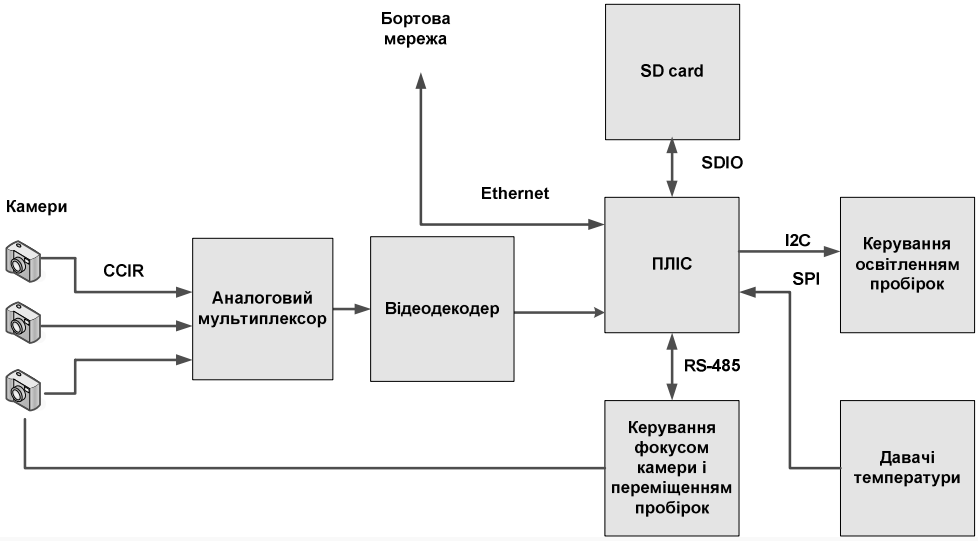

Рис. 1. Структурна схема системи управління експериментом

Функціональна схема ПЛІС наведена на рис. 2. Більшість IP блоків надає компанія Xilinx разом з пакетом Xilinx EDK, самостійно розробляються лише блок ПІД (пропорційно-інтегрально-диференціальний) регулятора з ШІМ-керуванням нагрівачем та охолоджувачем і блок стиску зображень з інтерфейсом SDIO. Тобто основна частина блоків є готовими рішеннями, які забезпечуються компанією-виробником мікросхеми, яка гарантує їхню роботу і надає вичерпну документацію по кожному IP-блоку та інтерфейс комунікації з іншими компонентами системи. Такий підхід зменшує вірогідність помилок, які виникають під час розроблення цих блоків самостійно, скорочує фінансові витрати і зменшує час розроблення та тестування системи.

Для підвищення надійності системи пропонується використати пакет TMR Tool, який пропонує фірма Xilinx. Цей пакет потроює спроектовані процесорні системи (ПС), тобто одночасно працюють три екземпляри проекту на одній ПЛІС, результат роботи вибирають на основі контролю мажоритарності, окрім того, інформація про результат роботи кожного екземпляра передається в зовнішній керуючий комплекс. Там відбувається аналіз отриманої інформації і на основі цих результатів або з інших причин може бути прийнято рішення про вибір іншого кристала для роботи

за допомогою управління сигналом CS. Завдяки такому рішенню підвищується надійність системи через забезпечення «гарячого» та «холодного» резервування. Структурна схема реалізації такого рішення наведена на рис.3. Як видно з цієї схеми, на вхід кожної системи подаються однакові вхідні сигнали і вихід формується модулем контролю за принципом голосування.

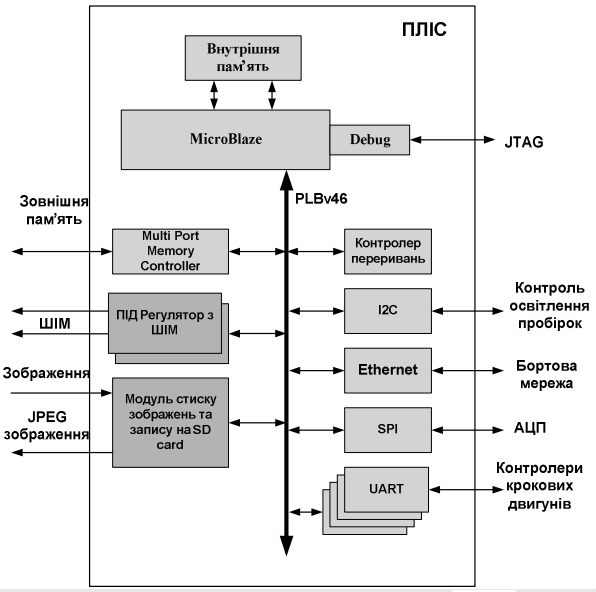

Рис. 2. Функціональна схема керуючого блока

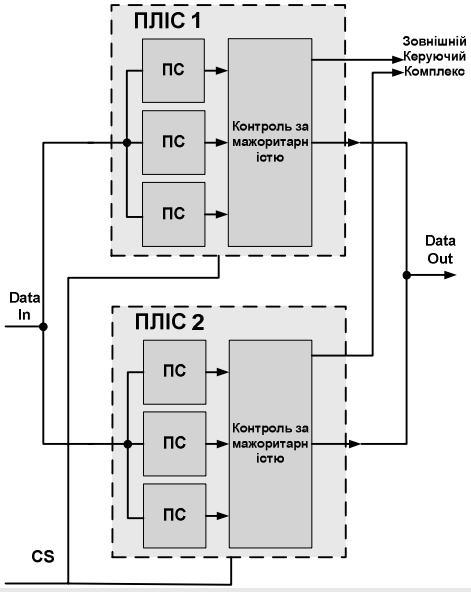

Рис.3. Реалізація резервування системи

Напрямки подальших робіт. У подальших роботах планується розробити нові засоби забезпечення надійності роботи – системи з голосуванням. Подальші дослідження повинні бути спрямовані на розроблення автоматичних засобів для забезпечення реконфігурації системи в режимі польоту. Планується забезпечити можливість вибору режимів роботи системи з різними рівнями споживаної потужності і відповідної продуктивності. Також необхідно проаналізувати програмно-апаратні рішення від інших виробників ПЛІС – Altera, Actel, а також інструментальні засоби від третіх сторін.

Висновок. У статті запропонований варіант побудови системи управління для космічного експерименту «МОРФОС-В» на базі ПЛІС. Також наведено обгрунтування такого варіанта побудови системи, проаналізовано його переваги і недоліки. Здійснено огляд впливу зовнішнього середовища на цю систему і запропоновано способи підвищення надійності роботи системи. Враховуючи тенденції у розробках провідних світових космічних агенцій, саме такі системи на програмованому кристалі будуть доволі широко впроваджуватись у космічній, військовій та авіаційних галузях.

1. Гобчанський О., Попов В., Николаев Ю. Повышение радиационной стойкости индустриальных средств автоматики в составе бортовой аппаратуры / Современные технологии автоматизации. 2001, 4. – С. 36–42. 2. Programmable Logic in Orbit. Morris, K. 3 August 2004 p., FPGA and Programmable Logic Journal 3. Fiethe, B.; Michalik, H.; Dierker, C.; Osterloh, B.; Zhou, G. Instruments, Reconfigurable System-on-Chip Data Processing Units for Space Imaging. Nice, France : Design, Automation & Test in Europe Conference & Exhibition, 2007. сс. 1-6. ISBN: 978-3-9810801-2-4. 4. LocalizPayload Management Approach to Payload Control and Data Acquisition Architecture for Space Applications. Melnyk, A. O. та El-Rayis, A. O. Edinburgh : автор невідомий, 2007. Adaptive Hardware and Systems, 2007. AHS 2007. Second NASA/ESA Conference. сс. 263-272. ISBN: 978-0-7695-2866-3. 5. Control system design and simulation of spacecraft formations. Reyhanoglu, M. Dyer, D. Orlando, FL : Industrial Electronics. IECON 2008. 34th Annual Conference of IEEE, 2008. pp. 120-125. ISBN: 978-1-

4244-1767-4. 6. Actel Corp. FPGA processors keep Mars Rovers moving. Military&Aerospace Electronics. [Online] 11 Січень 2005. http://mae.pennnet.com. 7. Чумаков А.И. Действие космической радиации на ИС. – М.: Радио и связь, 2004. с. 320. 8. Радиационно стойкие интегральные схемы. Надежность в космосе и на земле. Юдинцев В. 5. – М.: ЗАО РИЦ «Техносфера», 2007, Электроника: НТБ. 9. Глухов В.С., Грица Р.В., Ногаль М.В., Тиханський Д.Я. Надлишкові масиви незалежної флеш-пам'яті – Львів, 2005. Комп'ютерні системи та мережі. С. 34-45. 10. Мельник, А. О. Архітектура комп'ютера. – Луцьк: Луцька обласна друкарня, 2008. 506 с. 11. Architectures for fault-tolerant spacecraft computers. Rennels, D.A. місце видання невідоме : Proceedings of the IEEE, 1978 p. 12. Qualification of COTS Computer Systems for Use on the International Space Station. Winkler, A., та ін. Berlin, Germany : DASIA 2006 - Data Systems in Aerospace, 2006. 13. Xilinx, Inc. MicroBlaze – The Industry's Most Flexible Embedded Processing Solution. [З мережі] http://www.xilinx.com/ tools/ microblaze.htm. 14. International Space Station - a unique place for research. Uri, J.J. та Cooley, V. NASA Johnson Space Center, Houston, TX, USA : Aerospace Conference, 2003. Proceedings. 2003 IEEE, 2003. 15. Autonomous Payload Operations Onboard the International Space Station. Stetson, H.K., та ін. Huntsville : Aerospace Conference, 2007 IEEE, 2007. сс. 1 - 12.

УДК 621.317; 53.08

Б.М. Микийчук
Національний університет "Львівська політехніка"

ПЕРЕВАГИ АВТОМАТИЗОВАНИХ СИСТЕМ ІНДИВІДУАЛЬНОГО ОБЛІКУ ВИТРАТ ТЕПЛОВОЇ ЕНЕРГІЇ З ОЦІНЮВАННЯМ ЯКОСТІ ТЕПЛОПОСТАЧАННЯ

© Микийчук Б.М., 2009

Розглянуто переваги впровадження автоматизованих систем індивідуального обліку спожитого тепла та необхідність оцінювання його якості.

Advantages of automated systems implementation of consumed heat individual calculation and the neccessity of its quality estimation are considered.

Теплова енергія є найпоширенішим енергоносієм, який широко використовується в промисловості та комунальному господарстві. Значною проблемою при використанні теплової енергії є труднощі, які виникають при спробі індивідуального обліку її використання. Оплата за енергоресурси за нормативами завищує показники фактичної потреби в них, змушує населення оплачувати комунальні послуги, зокрема ті, які їм не були надані, що, своєю чергою, призводить до неспроможності їхньої оплати, зростання боргів за комунальні послуги та збільшення заборгованості енергопостачальним організаціям. Страждають при цьому і місцеві бюджети, за рахунок яких енергопостачальним компаніям виділяються кошти у вигляді субсидій населенню в більших обсягах, ніж потрібно.

Роздрібненість споживачів енергоресурсів, різноманітність джерел їхнього постачання та низький рівень оснащення об'єктів засобами обліку споживання у житлово-комунальній сфері призводить до значних розбіжностей між встановленою нормою споживання води і тепла та фактичним їхнім споживанням [1]. Поряд з низьким оснащенням об'єктів житлово-комунальної сфери засобами обліку споживання енергоресурсів ще більше погіршує ситуацію те, що доволі часто за наявності лічильників розрахунки за спожиті енергоресурси здійснюють за нормативами.