

УДК 621.311.25

Р.В. ГРИЦА

Національний університет «Львівська політехніка», Україна

КОНФІГУРОВАНА СИСТЕМА КЕРУВАННЯ ДЛЯ МАЛИХ СУПУТНИКІВ

Запропоновано архітектуру системи керування малими супутниками. Особливістю даної системи є те, що вона, на відміну від більшості подібних систем, реалізована на базі програмованої логіки (ПЛІС). Завдяки гнучкості програмованої логіки дана система має значну перевагу - можливість зміни конфігурації, як для різних проектів, так і передбачає можливість внесення змін в конфігурації системи вже після запуску супутника. Основною ідеєю є використання недорогих комерційних компонентів для спеціалізованої космічної апаратури. Оскільки використання таких компонентів не передбачено в умовах космосу, то виникає необхідність використання спеціальних програмних технік захисту системи від негативного впливу радіації.

Ключові слова: реконфігурована платформа, програмний процесор, система на програмованому кристалі, часткова реконфігурація, процесор Leon.

Вступ

Розробники апаратури для космічного застосування постійно зустрічаються з жорсткими вимогами щодо проекту – зменшення маси, габаритних параметрів і споживаної потужності при збільшенні вимог щодо продуктивності роботи. Останнім часом до цих обмежень додалось ще одне – обмежений бюджет проекту. Також використання спеціалізованих мікросхем ускладнюється відсутністю мікросхем власного виробництва і певними обмеженнями на експортування таких компонентів іншими країнами.

Тому, чим далі частіше в космічних апаратах для низьких орбіт використовують комерційні мікросхеми, а не їх спеціалізовані аналоги. Особливо свою нішу в проектах такого роду зайняли програмовані логічні інтегральні схеми (ПЛІС). Порівняно з мікропроцесорами ПЛІС дають розробнику певні переваги: створення спеціалізованої системи з меншою надлишковістю, спрощення процесу виготовлення друкованої плати, можливість виконувати паралельні обчислення тощо. Проте найбільшою перевагою для космічного застосування є можливість зміни конфігурації системи в умовах польоту.

1. Мета роботи

В більшості проектів ПЛІС використовувались в якості прискорювача обчислень, виконання обробки сигналів чи певних даних, а для задач керування застосовувався мікропроцесор, який розташовується поруч. Використання ПЛІС в системах керування вимагало написання доволі складних автоматів станів, що було доволі складним процесом для великих систем, і де було простіше

використати окремий процесор, написавши програму на мові високого рівня. Проте ситуація змінилась із розвитком технології. Сучасні ПЛІС мають достатню кількість логічних вентилів для імплементації процесора, використовуючи власні логічні примітиви. Зараз на ринку присутні як платні, так і відкриті версії програмних процесорів. Також наявні відповідні компілятори з мови С. Використання даного процесора робить ПЛІС потужним інструментом в руках розробника, оскільки дозволяє побудувати систему на одному програмованому кристалі (ПСНК). Така система має ряд переваг порівняно з використанням окремого процесора:

- зменшення розмірів друкованої плати,
- відсутність передачі високошвидкісних сигналів обміну між процесором і програмованою логікою за межі кристалу,
- зменшення споживаної потужності,
- можливість повної зміни апаратної конфігурації системи.

Розробник сам визначає які елементи йому потрібні в системі, а не вибирає компромісні варіанти з запропонованих виробником мікропроцесорів, що зменшує надлишковість такої системи.

Пропонується система для керування супутником, яка базується на програмному процесорі, імplementованому на логічних примітивах ПЛІС. Оскільки функціональні можливості такої системи в основному залежать від конфігурації матриці, тобто є програмними, то така система може бути апаратною платформою, де за допомогою різних прошивок ПЛІС досягається необхідна функціональність системи.

Таким чином, суттєво зменшується час і кошти на розроблення такої системи.

2. Існуючі системи

До недавнього часу більшість систем керування будувалися на базі мікропроцесорів. Для особливо складних завдань використовували спеціалізовані радіаційно-стійкі мікропроцесори. Згідно з планом розвитку NASA в подальшому зростатиме кількість проектів систем керування на базі програмованої логіки[1]. Однак вже зараз є великі напрацювання в даному напрямі.

Одним з лідерів по створенню малих супутників є космічна лабораторія на базі університету міста Суррей, де розробляються такі системи на замовлення Європейського Космічного Агентства[2,3]. Саме для цих систем на кристалі, на замовлення ЄКА, було розроблено синтезований процесор з відкритим кодом – LEON.

З того часу відмовістійка версія даного процесора – LEON-FT активно використовується в розробках ЄКА, зокрема, в рамках програми дослідження космічного простору «Аврора».

На сьогоднішній день існує вже третя версія даного процесора, і він продовжує активно розвиватись ЄКА. Готові до використання системи управління для супутників пропонуються фірмами SAAB-Ericsson, Alcatel, Verhaert Space.

3. Архітектура системи керування

Основними критеріями при розробленні запропонованої архітектури системи керування були:

- масо-габаритні параметри;
- продуктивність роботи;
- низьке енергоспоживання;
- вартість і доступність компонентів;
- гнучкість при побудові модулів системи керування;
- надійність роботи.

В результаті аналізу технічних вимог, наукових публікацій і розробок запропоновано наступну архітектуру апаратної платформи для систем управління КА (рис. 1).

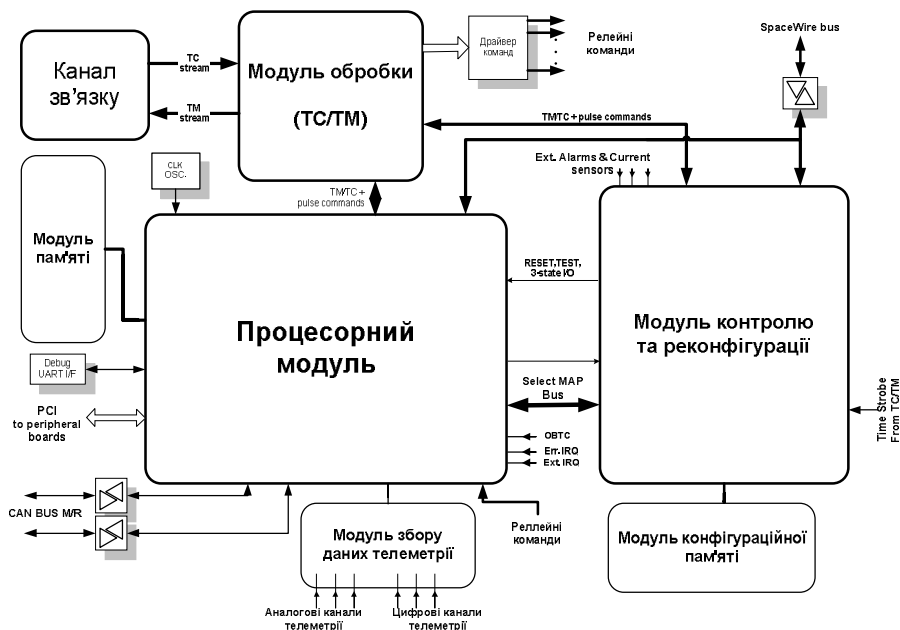


Рис. 1. Структурна схема СУ

Основним елементом запропонованої системи є процесорний модуль. Як програмний процесор пропонується використати процесор LEON2 з архітектурою OpenRISC. В комплекті з даним процесором надається бібліотека IP-блоків, які можуть бути використанні в разі необхідності. Переваги використання програмного процесора LEON2 порівняно з іншими програмними процесорами - наявність відкритого VHDL коду і можливість вносити в нього свої корективи, можливість синтезу в ПЛІС від різних виробників і технологій, можливість конфігурації багатьох параметрів і висока продуктивність[4].

У табл. 1 показано результати тесту продуктивності Dhrystone 2.1 для трьох програмних процесорів LEON2, MicroBlaze і OpenRISC1200.

Як видно з таблиці процесор LEON2 показує найкращі результати. Також для даного процесора наявні доволі зручні для користування GNU інструменти для розробки. Процесор використовує поширену шину AMBA, аналогічну дуже поширеному процесору ARM. Як наслідок, для процесора Leon є велика кількість програмних IP ядер, як з відкритим кодом, так і платних. Також для даного процесора існує операційна система реального часу RTEMS.

Таблиця 1

ТЕСТ DHRYSTONE 2.1

	<i>LEON2</i>	<i>MicroBlaze</i>	<i>OpenRISC 1200</i>
Processor frequency (MHz)	30	30	30
Time for one Dhrystone iteration (us)	22.5	32.7	50.5
Dhrystone iterations/second	44444.4	30611.4	19808.6
<i>Dhrystone iterations/second/MHz</i>	1481.48	1020.38	660.29

Реалізація блоку процесорного модуля пропонується на базі ПЛІС Xilinx з технологією SRAM. Саме ПЛІС на основі даної технології є найбільш розповсюдженими, мають найкраще співвідношення ціна/кількість логічних вентилів і мають можливість змінити конфігурації. Окрім того, сучасні мікросхеми підтримують можливість часткової реконфігурації. Даний блок виконує основний обсяг роботи системи: обробку пакетів телеметрії, спілкування з іншими модулями супутника через CAN протокол та здійснює обробку та видачу релейних команд.

Модуль контролю та реконфігурації здійснює контроль над роботою основного процесорного модуля і при виході з ладу процесорного модуля може приймати і відправляти команди управління й телеметрії, спілкуватися з блоками корисного навантаження за допомогою шини SpaceWire. Дана шина була спеціально розроблена для сполучення модулів корисного навантаження супутника. Імплементация даного інтерфейсу не потребує великої кількості логічних вентилів. Модуль здійснює зчитування конфігураційних даних і конфігурацію основного процесора через шину Select MAP. У випадку виявлення помилок в основному процесорному блоці модуль контролю та реконфігурації здійснює реконфігурацію процесорного модуля. Також даний модуль може частково змінювати конфігурації певних блоків процесорної системи для отримання необхідної функціональності. Даний блок повинен бути захищеним від SEU (Single event upset), тому він повинен бути реалізований на базі радіаційно-стійких ПЛІС з технологією antifuse. Вартість ПЛІС даного типу різко зростає із збільшенням кількості комірок, тому в малобюджетних проектах може бути використана технологія ПЛІС на базі flash пам'яті.

Модуль обробки команд і даних здійснює декодування команд керування з радіоканалу, підготовку даних телеметрії для передачі по каналу зв'язку, передачу деяких релейних команд. Даний блок є критично важливим для роботи усієї системи і повинен бути максимально захищеним від SEU та інших впливів радіації.

Пропонується його імплементация на базі antifuse ПЛІС або як окремої готової мікросхеми декодування ТМ/ТС (Телеметрія/телекоманди) пакетів.

4. Забезпечення надійності роботи

Оскільки в основу ідеї створення такої платформи покладено використання комерційних мікросхем, ПЛІС з технологією SRAM, які є чутливими до впливу радіації, зокрема, найбільш чутливими до одиночних збоїв – SEU [5], відповідно гостро постає проблема забезпечення надійності роботи такої системи і уникнення негативного впливу радіації. Тому використання комерційних мікросхем в таких умовах є доволі складним, але існує багато розроблених методів і публікацій, присвячених проблемі уникнення негативного впливу радіації і забезпечення гарантоздатності роботи [6].

В даній системі пропонується використати поєднання декількох таких технік – TMR (Triple Module Redundancy), контроль за допомогою коректуючих кодів та перепрограмування ПЛІС методом часткової реконфігурації. Модуль контролю та реконфігурації вираховуватиме контрольну суму і у випадку локалізації помилки здійснювати реконфігурацію даного блоку. Важливою особливістю є можливість часткової реконфігурації. Маючи такий інструмент, проект отримує велику гнучкість при виконанні контролю за помилками [7].

При виправленні помилки не потрібно реконфігурувати повністю всю ПЛІС, а тільки регіон де виникла помилка.

Така стратегія контролю значно зменшує об'єм конфігураційних послідовностей і загальний час на виправлення помилки, дозволяє змінювати конфігурацію деяких блоків системи, не впливаючи на роботу всієї системи.

5. Напрями подальших робіт

Даний проект знаходиться на початковій стадії, тому не виключені зміни в самій архітектурі системи, але без сумніву основними пріоритетами залишаються надійність роботи і реконфігурованість модулів.

В подальших публікаціях планується провести детальніший аналіз надійності запропонованої системи.

Необхідно провести розроблення IP-ядер CAN/EDAC ТМ/ТС для основної системи та розро-

бити структуру модуля контролю з можливістю часткової реконфігурації ПЛІС та виконання основних функцій зв'язку при виході з ладу основного модуля. Розроблення даного блоку є найскладнішим завданням. Для кращого забезпечення надійності роботи потрібно використовувати потроєння основних регістрів процесора і внести зміни в програмний процесор, щоб зробити його більш захищеним від негативного впливу радіації.

Висновок

Запропоновано архітектуру платформи системи керування для малих супутників, яка може бути багатократно використана з мінімальними модифікаціями, при цьому більшість елементів системи є комерційними COTS рішеннями. Створення такої недорогої платформи для малих супутників дозволить значно зекономити кошти при розробці систем керування для КА в майбутньому.

Література

1. Mohammad M. *Mojarradi NASA's System on a Chip Technology Program, Jet Propulsion Laboratory.*
2. Souyri M. *SCOC – A spacecraft controller on chip / M. Souyri, M. Lefebvre // Workshop on spacecraft data systems ESTEC, May, 2003.*
3. Zheng D. *Reconfigurable single board computer for small satellite / D. Zheng, T. Vladimirova // Surrey Space Centre.*
4. Resarch G. *Leon2 Processor User's Manual / G. Resarch // Version 1.0.30, XST Edition, July, 2005.*
5. Janicik J. *The CHIPSat spacecraft design – significant science on a low budget / J. Janicik, J. Wolff // SpaceDev Inc., 13855 Stowe Drive, Poway, CA 92064.*
6. Грица Р. *Негативні ефекти впливу радіації на ПЛІС в умовах космосу / Р. Грица // CSE-2009, 14-16 травня, 2009. - С. 122-125.*
7. Дунець Р.Б. *Дослідження часткової реконфігурації ПЛІС / Р.Б. Дунець, Д.Я. Тиханський // Радіоелектронні і комп'ютерні системи. -2009. – № 6 (40). – С. 240-244.*

Надійшла в редакцію 5.02.2010

Рецензент: д-р техн. наук, проф. А.А. Мельнік, Національний університет «Львівська політехніка», Львів, Україна.

КОНФИГУРИРОВАННАЯ СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ ДЛЯ МАЛЫХ СПУТНИКОВ

Р.В. Грыца

Предложено архитектуру системы управления малыми спутниками. Особенностью данной системы есть то, что она, в отличие от большинства подобных систем, реализована на базе программированной логики (ПЛІС). Благодаря гибкости программированной логики данная система имеет значительное преимущество – возможность изменения конфигурации, как для разных проектов, так и предусматривает возможность внесения изменений в конфигурации системы уже после запуска спутника. Основной идеей является использование недорогих коммерческих компонентов для специализированной космической аппаратуры. Поскольку использование таких компонентов не предусмотрено в условиях космоса, то возникает необходимость использования специальных программных техник защиты системы от негативного влияния радиации.

Ключевые слова: реконфигурированная платформа, программный процессор, система на программированном кристалле, частичная реконфигурация, процессор Leon.

CONFIGURABLE CONTROL SYSTEM FOR SMALL SATELLITES

R.V. Hrytsa

Small satellites become perspective direction, especially for commercial use. They become smaller cheaper and more efficient. This paper reviews the existing control system for small satellite mission. The architecture of FPGA based reconfigurable spacecraft control system is proposed. Benefits and disadvantages of such system, comparatively with existing solution have been considered. One of the most significant advantages of proposed approach is possibility of system configuration change after start. The main headache for developers of FPGA system for space use is negative influence of space radiation. Proposed system based on low cost commercial of-the-shelf components, and problem of reliability is very important. Papers consider mitigation techniques for SEU in such FPGA based SoC. Special attention dedicated to the partial reconfiguration techniques

Key words: spacecraft control system, software processor, partial configuration, Leon soft processor.

Грица Роман Володимирович – аспірант кафедри ЕОМ Національного університету «Львівська політехніка», Львів, Україна, e-mail: Hrytsa@gmail.com.