

DOI 10.53364/24138614_2022_24_1_34
УДК 681.5

Балбаев Г.К., Phd, асс. профессор
Академии логистики и транспорта, г Алматы, РК.

E-mail: g.balbayev@alt.edu.kz

ТЕХНОЛОГИЯ FPGA (FIELD PROGRAMMABLE GATE ARRAY) ДЛЯ КОСМИЧЕСКОЙ СВЯЗИ

ҒАРЫШТЫҚ БАЙЛАНЫСҚА АРНАЛҒАН FPGA (FIELD PROGRAMMABLE GATE ARRAY) ТЕХНОЛОГИЯСЫ

FPGA TECHNOLOGY (FIELD PROGRAMMABLE GATE ARRAY) FOR SPACE COMMUNICATION

Аннотация. Высоконадежное авиационное оборудование, оборудование космических аппаратов, оружие и военная техника, системы управления АЭС, медицинские системы требуют полевую программируемую матрицу вентилей (ППМВ). Однако в этом направлении сегодня разрабатываются практически только однократно программируемые радиационно-стойкие ППМВ компании Actel, которые имеют триггеры с тройной ванной с мажоритарной схемой подавления отказов и используются в оборудовании специального назначения.

Ключевые слова: ППМВ; системы управления; технические; космический аппарат.

Аңдатпа. Жоғары сенімді авиациялық жабдықтар, ғарыш аппараттарының жабдықтары, қару-жарақ және әскери техника, АЭС басқару жүйелері, медициналық жүйелер вентильдердің далалық бағдарламаланатын матрицасын (ВДБМ) талап етеді. Алайда, бүгінгі таңда бұл бағытта Actel компаниясының бір рет бағдарламаланатын радиациялық төзімді ВДБМ әзірленуде, олар сәтсіздіктерді басудың мажоритарлық схемасы бар үш ванна триггерлері бар және арнайы жабдықта қолданылады.

Түйін сөздер: ВДБМ; басқару жүйелері; техникалық; ғарыш аппараты.

Annotation. Highly reliable aviation equipment, spacecraft equipment, weapons and military equipment, nuclear power plant control systems, medical systems require a field programmable gate matrix (PPMV). However, in this direction today, practically only once-programmable radiation-resistant PMVS of Actel are being developed, which have triggers with a triple bath with a majority failure suppression scheme and are used in special-purpose equipment.

Keywords: PPMV; control systems; technical; spacecraft.

Введение. Технические и эксплуатационные характеристики перспективных систем управления и мониторинга во многом обусловлены техническим уровнем их ППМВ - электронных узлов, в основе которых реализовано большинство интерфейсных контроллеров, участвующих в передаче и обработке информации на борту космического аппарата между процессорными модулями [1]. Кроме того, увеличение логической емкости ППМВ в настоящее время позволяет реализовать десятки процессорных ядер или микроконтроллеров на одном чипе. В то же время есть возможность оптимизировать процессор или микроконтроллер в соответствии с выполняемыми командами, что позволяет снизить энергопотребление и увеличить тактовую частоту по сравнению с типичными микроконтроллерами [2]. В связи с этим проблема прогнозирования радиационной стойкости ППМВ, работающих в условиях внешних радиационных факторов космического

пространства, приобретает актуальное значение.

Основные задачи бортового комплекса управления. В связи с суровыми условиями космической среды к бортовым системам космического аппарата предъявляются повышенные требования. Поскольку вакуум опасен для многих элементов аппаратуры космического аппарата, необходимо обеспечить герметизацию приборов. Также возникают трудности с охлаждающим оборудованием, из-за отсутствия конвекции. Резкие перепады температуры при переходе от света к тени. Все вышеперечисленные аспекты предъявляют противоречивые требования к конструкции космического аппарата. Конструкция космического корабля должна быть одновременно прочной и легкой, компактной и вместительной. Бортовое оборудование должен обеспечивать, при наименьшей массе и габаритных размерах, максимальную подачу питания и бесперебойную работу [2]. Комплекс управления космическим аппаратом представляет собой совокупность приборов и устройств с информацией и программным обеспечением, предназначенных для управления движением космического аппарата и управления работой бортового оборудования [3]. Основными задачами ВУД являются:

- управление движением космического аппарата;
- навигация космических аппаратов;
- командование и управление сервисными системами и целевым оборудованием;
- сбор, обработка и анализ контрольной и диагностической информации;
- автоматическое управление переходом на резервное оборудование, режимы управления резервным копированием;

• взаимодействие с наземным комплексом управления и экипажем.

Целевая группа по управлению движением и навигации:

- затухание угловой скорости после отделения космического аппарата;
- построение начальной ориентации на солнце;
- построение и поддержание ориентации соответствующих осей космических аппаратов относительно опорных систем координат;
- коррекция орбиты;
- вывод космического аппарата с орбиты по завершении работ;
- определение и прогноз навигационных параметров;
- мониторинг работы приборов и исполнительных органов, используемых в управлении дорожным движением и навигации;
- управление движением с помощью системы управления движением и навигацией;
- управление приводом солнечных панелей;
- нацеливание на целевое оборудование.

Группа задач контроля состояния бортового оборудования:

- Скоординированное управление службами ВБ во время наземной подготовки, автономной работы космического аппарата и в сотрудничестве со сборкой распределительных устройств низкого уровня и экипажем;
- командное управление сервисными системами и структурными элементами;
- организация мониторинга и диагностики бортового оборудования

Технический обзор существующих контроллеров ППМВ. Восстановление логики ППМВ после сбоя в сложных и особых условиях эксплуатации в настоящее время не предусмотрено, хотя технологические предпосылки для этого уже созданы.

1. Выявление, описание и систематизация преобладающих типов функциональных отказов ПЛИС при воздействии радиационных факторов космического пространства.

2. Предложение методов независимого функционального контроля базовых блоков ППМВ, позволяющих определять момент функционального сбоя ППМВ и отказавшего блока, а также минимизировать временные и трудовые затраты при подготовке и проведении радиационных испытаний путем создания универсальной библиотеки тестового

программного обеспечения ПЛИС и соответствующих внешних тестовых блоков.

3. Предлагая методы вычислительных и экспериментальных методов для оценки сечения функциональных отказов устройств, реализованных в ППМВ. Способ позволит сократить объем экспериментальных исследований при оценке участка функционального отказа устройства, реализованного в ППМВ, и оптимизировать функциональную реализацию устройства. Для решения этой проблемы был проведен анализ различных моделей ППМВ.

1) Семейство MAX II PLUS является энергонезависимым (конфигурация сохраняется в блоке флэш-памяти конфигурации) и готово к работе сразу после включения питания. Микросхемы такого типа поддерживают режим внутрисхемного программирования через JTAG-интерфейсы. Тип MAX II включает в себя два встроенных линейных регулятора напряжения:

Максимальное напряжение питания II G - core 1,8 В;

Максимальное напряжение Z - сердечника II 1,8 В, сверхнизкое статическое энергопотребление, расширенный диапазон типов корпусов [4].

2) ППМВ-чип Altera Cyclone III EP3C10E144C8 от компании Altera. Он предоставляет разработчику следующие ресурсы:

а) Логические элементы - 10320;

б) Память - 414 Кб;

с) Встроенные множители - 23 (18x18) или 46 (9x9)

г) Количество PLL – 2 [5].

3) ППМВ от компании Microsemi SoC (Actel) успешно используются в спутниковых системах ГЛОНАСС, на космических кораблях "Союз", "Прогресс" и в других комплексах, требующих повышенной надежности. Для космических испытаний контроллер FPGA Microsemi SoC Antifuse более надежен; он обладает следующими преимуществами: - Низкое потребление среди микросхем этого типа; - отсутствие этапа загрузки конфигурации в ППМВ, готовность ППМВ к работе по достижению питающих напряжений номинальных значений; - экономия площади печатной платы за счет отсутствия CPLD-загрузчика и монитора питания; - высочайшая надежность, подтвержденная сотнями проектов - отсутствие единичных отказов в диапазоне высот от 0 до 18 000 м над уровнем моря; - устойчивость к сбоям конфигурации при воздействии высокоэнергетических протонных и нейтронных пучков; - невозможность несанкционированного считывания и изменения конфигурации ППМВ; - высокая степень интеграции; - нет скачка тока при включении питания [6].

Принцип действия приборов ориентации по Солнцу Устройства, ориентированные на Солнце, предназначены для использования в составе систем ориентации и автономной навигации космических аппаратов. Датчик генерирует цифровые сигналы [7], пропорциональные отклонению направления к центру Солнца относительно инструментальной системы координат, и в паре с устройством ориентации на Землю обеспечивает трехосную стабилизацию космического аппарата по крену, тангажу и рысканию. Солнечные датчики использовались и используются почти на всех космических аппаратах, начиная с первых спутников. Конструкция и принципы их действий хорошо проработаны. Дальнейшее совершенствование этих устройств производится с целью повышения надежности и срока службы, снижения стоимости и веса датчиков. Устройства, ориентированные на Солнце, имеют принцип действия, аналогичный устройствам, ориентированным на Землю. Датчик положения солнца SDP-1 представляет собой оптико-электронное устройство, состоящее из двух щелевых оптических камер. Каждая камера состоит из оптического устройства с щелевой маской и светочувствительного элемента. Размеры щели и расстояние между щелевой маской и чувствительной плоскостью фотоприемника выбраны таким образом, чтобы угловое поле зрения имело размеры 950x50. Поток солнечного излучения, поступающий на вход оптического устройства, ослабляется

светофильтрами и, пройдя через щелевую маску, попадает на фотоприемник. Аналоговый электрический сигнал, сформированный в фотоприемнике под воздействием солнечного излучения, преобразуется, усиливается и подается на переключающее и преобразующее устройство системы управления, сигнализируя о присутствии Солнца в поле зрения 950×50

Две оптические камеры, установленные под углом 90° между нормальными к светочувствительным плоскостям приемников с перекрывающимися 50 полями обзора по длине щелей, вместе образуют полное поле зрения 1850×50 и общую область обзора 50×50 . Биссектриса угла между нормальными к светочувствительным плоскостям приемников определяет линию визирования солнечного датчика OZN. линия OXP, перпендикулярная плоскости нормалей фотоприемников и визирной оси OZP, и направление OYP, дополняющее ось OXP, OZP к правому ортогональному приборному трехграннику OXpYnZp, образуют плоскую систему координат OXPUP. Информация об угловых координатах центра Солнца определяется состоянием выходных сигналов фотоприемников и фиксацией времени их переключения. Направление к центру Солнца определяется в два этапа:

- Вращение космического аппарата вокруг оси OXP до появления хотя бы одного сигнала с фотоприемника;
- Вращение космического аппарата вокруг оси ССТ до тех пор, пока не появится сигнал от двух фотоприемников.

Фиксация во времени момента переключения сигналов и знание угловой скорости вращения космического аппарата позволяют вычислять и запоминать угловые координаты центра Солнца в истинной или сенсорной инерциальной системе координат. Погрешность определения координат центра Солнца зависит от точности, с которой фиксируются переключения и учитываются угловые скорости. Проведение специальных калибровочных работ с датчиком положения солнца SDP-1 позволяет получить характеристики точности за несколько угловых минут. Оптическая камера каждого канала устройства ориентации на солнце PSD-1 состоит из:

- Нейтральный фильтр;
- щелевая маска;
- Фотоприемник.

• Нейтральный фильтр необходим для ослабления потока солнечного излучения, поступающего на вход оптической камеры, чтобы обеспечить приемлемый уровень фотоприемника. Нейтральный фильтр выполнен путем вакуумного осаждения металлической пленки на верхнюю часть кварцевого стекла K-208 и слоя In_2O_3 , который имеет электрический контакт с корпусом прибора для удаления электрического заряда. На нижнюю часть кварцевого стекла наносится непрозрачная металлическая пленка, на которой методом фотолитографии формируется щелевая маска. Щелевая масса предназначена для формирования освещения, когда Солнце попадает в поле зрения камеры. Фотодиод используется в качестве фотоприемника в оптической камере. Датчик положения солнца SDP-1 имеет следующие оптические параметры:

- Коэффициент пропускания фильтра - $1/2500 \dots 1/3000$;
- Фокусное расстояние (расстояние от фотоприемной поверхности до щелевой маски) - $F = 10,5$ мм;
- Ширина зазора - 200 мкм. Тракт усиления устройства содержит два идентичных канала, которые усиливают сигнал от каждого фотодиода. Оба канала фотоприемника и усилителя дублируются с помощью холодного резервного копирования. Сигнал с фотодиода через развязывающее сопротивление поступает в пороговое устройство. Когда входное напряжение превышает заданный уровень, на выходе появляется сигнал высокого уровня. Питание обеспечивается постоянным напряжением $\pm 12,6$ В. Недостатком датчиков положения Солнца является невозможность функционирования в тени Земли.

Обоснованность исследования подтверждается проверкой результатов решения предложенного уравнения сохранения функциональной полноты с использованием разработанной программы, а также проверкой соответствия полученных решений теореме Post; проверкой представления булевых функций в заданных базисах путем вычисления соответствующих конъюнкций (решение обратной задачи); проверкой автоматически синтезированных схем с использованием моделирования схем в системе "Quartus II" компании Altera; использованием проверенного математического аппарата булевой алгебры, теории автоматов и теории надежности.

Научно-техническая задача разработки новых и совершенствования существующих методических и технических средств тестирования ПЛИС на устойчивость к воздействию радиационных факторов космического пространства с целью прогнозирования их радиационного поведения в реальных условиях эксплуатации, позволяющих обеспечить точность определения эффективности ПЛИС в условиях радиационного воздействия и выявить отказавший функциональный блок.

Заключение. Разработка цифровых схем с использованием ППМВ является основным методом проектирования сложных цифровых устройств. Степень интеграции и частотный диапазон кристаллов ППМВ позволяют формировать сложные конструкции блоков радиооборудования на основе современных методов цифровой обработки сигналов. Для массового производства устройств проект ППМВ может быть преобразован в версию производства микросхем на основе полу-пользовательских массивов или базовых матричных кристаллов, что позволит снизить стоимость. Если вы хотите внести изменения в проект во время эксплуатации, программируемые элементы ППМВ позволяют изменять внутреннюю структуру чипа непосредственно в системе без демонтажа корпуса. Использование формальных языков для описания аппаратных средств высокого уровня позволяет нам повысить эффективность процесса разработки космических устройств.

Список использованной литературы

1. Popovich A.M., Filatov A.A. Evaluation of FPGA Manufacturers. Analysis of the quality system // Electronics Science Engineering Business. 2004. № 6. pp. 58-59.
2. Sevastyanov N.N., Branets V.N., Panchenko V.A., Kazinsky N.V., Kondranin T.V., Negodyaev S.S. Analysis of the modern possibilities of creating small spacecraft for remote sensing of the Earth. // Proceedings of MIPT number 3, volume 1. - 2009. - pp. 112-125.
3. Moldabekov M.M., Akhmedov D.Sh., Alipbaev K.A., Elubaev S.A., Sukhenko A.S. On the participation of Kazakhstan in the international university project to create a group of nanosatellites. // Proceedings of the international conference "Space for the benefit of mankind - a look into the future", Astana, January 6-7, 2011 - pp. 17-19.
4. Petkov G. D., Piiev T. Dochev D. Stability analysis of digital radio channels under the influence of the signal inter-symbolic interference. Proceedings IEEE International Spring Seminar on Electronics Technology, 27th ISSE 2004, Sofia, Bulgaria, 2004, pp.383-387.