**TЕХНОЛОГИЧНО УЧИЛИЩЕ ЕЛЕКТРОННИ СИСТЕМИ към ТЕХНИЧЕСКИ УНИВЕРСИТЕТ - СОФИЯ**



**ДИПЛОМНА РАБОТА**

**по професия код 481020 „Системен програмист“**

**специалност код 4810201**  **„Системно програмиране“**

Тема: ............................................................................................

...........................................................................................

Дипломант: Дипломен ръководител:

*Име, Презиме, Фамилия титли Име Фамилия*

СОФИЯ

2 0 2 5

* 1. **TЕХНОЛОГИЧНО УЧИЛИЩЕ ЕЛЕКТРОННИ СИСТЕМИ**



**към ТЕХНИЧЕСКИ УНИВЕРСИТЕТ - СОФИЯ**

Дата на заданието: 28.10.2024 г. Утвърждавам:..............................

Дата на предаване: 28.01.2025 г. / проф. д-р инж. П. Якимов /

**ЗАДАНИЕ**

**за дипломна работа**

**ДЪРЖАВЕН ИЗПИТ ЗА ПРИДОБИВАНЕ НА ТРЕТА СТЕПЕН НА ПРОФЕСИОНАЛНА КВАЛИФИКАЦИЯ**

**по професия код**  **523050 „Техник на компютърни системи“**

**специалност код 5230502 „Компютърни мрежи“**

на ученика......................................................................................от 12 ?? клас

1. Тема:...........................................................................................................

..........................................................................................................................

..........................................................................................................................

1. Изисквания:................................................................................................

..........................................................................................................................

..........................................................................................................................

..........................................................................................................................

..........................................................................................................................

..........................................................................................................................

..........................................................................................................................

..........................................................................................................................

1. Съдържание 3.1 Теоретична част

3.2 Практическа част

3.3 Приложение

Дипломант :...........................................

/ хххххххххххх /

Ръководител:..........................................

/ инж. xхххххххх /

ВРИД Директор:...............................................

/ ст. пр. д-р Веселка Христова /

**УВОД**

През последните години интереса към изследване на космоса се засилва все повече и повече. Макар скъпо и трудно осъществимо, много учени започнаха да работят по изследването на други планети, и изследването на възможностите за човешки живот на други планети. Чрез стандартизиране и намаляване на размера на сателитите изследванията на космоса, и космическите тела, може да стане по-евтино и лесно от всякога. Така логично се появяват малки сателити, като за малък сателит се счита всичко от 0.1 g до 1200 kg, но най-разпространените малки сателити са така наречените наносателити. Те имат минимално тегло от 1.1 kg и максимално 10 kg, което лимитира и размера на сателита и позволява на няколко малки спътници да бъдат изкарани в орбита от една ракета носител. С лимитирането на теглото идва следващият проблем, различните размери, и начини на изстрелване на сателити от ракетата носител. Тук на помощ идва стандарта CubeSat, предложен през 1999 г. от професор Джорди Пуиг-Суари от калифорнийският политехнически университет и Боб Туигс от Станфорд. Като оригиналната идея в замисъла за CubeSat не е била тя да бъде приета за стандарт, а по скоро да бъде инструмент, който позволява на студентите в университета да проектират, изработват и използват сателити. В последствие препоръките за създаване на малки учебни и научни спътници заложени от двамата преподаватели се разпространяват из университетите по света и постепенно се превръщат в стандарт. Малко по-късно в играта се включват космическите агенции като NASA, ESA, и японската JAXA. Първият CubeSat е изведен в космоса през 2003 g на борда на руска ракета на Eurockot, като от тогава до 2023 г. са изстреляни над 2300 сателита отговарящи на стандарта CubeSat.

CubeSat формата ограничава, както теглото така и размера на крайният сателит. Името на стандарта идва от това, че различните формати на сателити са разделени на кубчета с фиксиран размер 10x10x10 cm (така наречения 1U от 1 unit). От там всеки размер е базиран на тази единица, 2U (10x10x20 cm), 3U (10x10x30 cm), 6U (10x20x30 сm), 12U (20x20x30 cm).

Комерсиалните сателити имат и допълнителни изисквания към, център на тежестта, термална устойчивост, ключове за включване на системите (тъй като всички системи трябва да са изключени при излитането на ракетата носител). Тези допълнителни нововъведения са направени, поради постепенната комерсиализация на стандарта. Тя е предизвикана от непрекъснатата нужда от евтини сателити за индустриални цели. Примери са частни комуникационни сателити, сателити събиращи метеорологични данни или спътници за дистанционно изследване на земята.

Основни показатели за класификация на спътниците е тяхното тегло. За разлика от големите спътници, сателитите от класа на CubeSat се делят по техният обем и максимално допустимо тегло.

Таблица 1 Основна класификация на спътниците

….

Таблица 2 Основни показатели на наносателити във формата CubeSat

…

Основните изисквания са описани в стандарта на калифорнийския политехнически институт Calpoly (12). Американската космическа агенция NASA e разработила упътване за всички организации разработващи сателити CubeSat 101 (13), в което се описани основни параметри и изисквания, както и препоръки по подготовката на изстрелването на всеки спътник.

От оригиналната идея на Джорди Пуиг-Суари и Боб Туигс до днешно време стандарта CubeSat се развива и сега позволява на множество университети да разработват собствени сателити. Бюджета на подобно работещо космическо решение достига до $200 000 срещу $150-$200 млн. на големи сателити създавани от традиционните производители на космическа техника. Наносателит във формата CubeSat може да се разработи и изпита от университетски екип в рамките 2 години, докато на някой от големите комерсиални спътници трябват около 5 до 15 години(7). Това подсигурява не само развитието на авиационно-космическите факултети в университетите, но и развитието на космически експерименти и наблюдения от целият спектър на академичните науки от другите факултети, като позволява качването на различни експерименти от биологически, химически и физически характер в космоса. Развитието на CubeSat води до такава експлозия в космическите програми на запад, че някои училища започват да организират такива космически учебни програми още в 11-12 клас. Там се изучават не само основите на космическите науки и изстрелването на сателити, но и се учат на програмиране, хардуер и електроника. Тези програми в САЩ са спонсорирани дори и от правителството, с цел развитието на млади таланти в областта на космоса, и космическото изследване. От 2012 г. Cubesat започват да се комерсиализират, като са създадени редица фирми, който разработват различни системи, хардуер и софтуер и интегрират спътници с различно предназначение.

Изключително положителен факт е, че българската фирма Endurosat основана през 1915 г. вече е сред топ 10 на световните производители и интегратори на наносателити. В последните няколко години във Военноморското училище във Варна, Военновъздушното училище в Долна Митрополия и авиационният факултет на ТУ-София обучават по специалностите космически инженеринг.

Въпреки ограничените си размери малките сателити съдържат всички основни системи откриваеми в големите им събратя. Това ги прави идеално средство за практическо обучение на космически инженери, и ги превръща в евтина платформа чрез която стотици научни проекти да намерят път и реализация в реалния космос. Основна движеща сила е наблягането в тези разработки на изключително достъпна елементна база с напълно земно приложение.

**Всеки сателит се разделя на отделни подсистеми. Основните са: бордови компютър, захранваща система, система за събиране на телеметрия, комуникационна система, система за навигиране и позициониране и мисия представлявана от полезният товар.**

**Бордовият компютър** е мозъка на операцията, той следи данните получени от телеметричните сензори и получава комуникацията от земята. Също така той навигира и насочва сателита за да може да се захранва, комуникира с земята или изпълнява мисията оптимално. Функцията на бордовите компютри може да се изпълнява от микроконтролер, микрокомпютри, програмируема логическа матрица (FPGA), или комбинация от няколко системи. Като всеки вариант има своите предимства и недостатъци.

Втората най-важна система за един сателит е **комуникационната система** (така наречения data link). Тази система представлява връзката на сателита с земята, и е единственият начин наземният контрол да получава информация от сателита и да изпраща команди или важни ъпдейти на софтуера. Най-често използваната система е радиокомуникационна, при нея информацията е пренесена от радиовълни излъчени от наземна станция. Този вид системи изискват мощни захранвания и са изключително неефективни в сравнение с лазерните системи за комуникация. Освен това при изграждането на наземната станция и избирането на честота на комуникацията, инженерите трябва да се съобразяват с регулаторните органи, които отговарят за разпределението честоти за радиокомуникации. За разлика от радио комуникациите при лазерната комуникация не се изисква толкова мощност, за жалост този вид комуникация е все още в експериментална фаза. При лазерната комуникация проблемите са породени от трудното насочване на лазера към получателя, тъй като и разлика от половин градус при насочването на сателита ще окаже разлика от километри на земята.

Следващата важна система за един сателит е **захранващата система**. Всеки сателит разполага с набор от слънчеви панели, които захранват зареждането на батериите на сателита. Зареждането става чрез контролер, който балансира зареждането и разреждането на отделните клетки. Захранването се разделя на няколко отделни буса, всеки захранващ отделна подсистема. И всеки захранващ бус покрива напреженията нужни за захранване на подсистемата, както и сензори за следене на консумацията и температурата на отделни подсистеми.

**Системата за мониторинг** (така наречената телеметрия), е системата от сензори, които следят ключови характеристики на сателита. Пример за такива сензори са температурни датчици, магнитометри, жироскопи, акселерометри, слънчеви сензори и други. Повечето от сензорите са универсални и се използват във всички сателити, но в зависимост от мисията или вида на товара се добавят още видове с комбинирани така, че да предоставят необходимата за оперирането полетна информация. За да може информацията от тези сензори обаче да бъде запазена и обработена идва така наречената система за обработка на данни DCH (data handling system).

**Системата за обработка на данни** се състои от няколко различни шини и комуникационни протоколи, както и система за съхранение на данните. Примери за комуникационни протоколи често използванu в сателитите са I2C, SPI, UART, CAN, RS-422, USB. С цел уеднаквяване повечето сателити използват pc-104 connector където разполагат комуникационните и захранващите шини. И последната част от системата за обработка на данните е съхранението. Най-често използваните методи за дългосрочно съхранение на данните са специални радиационно защитени SD карти.

**Системата за навигиране** е това което позволява на сателита да променя както своята позиция така и височината на полета над земната повърхност. Чрез множеството акселерометри, магнитометри и жироскопи, се събира информация за позицията и ротацията на сателита. След което компютърната система изчислява как трябва да се промени позицията на сателита и системата за задвижване променя посоката.

**Системите за задвижване** може да се химически, електрически, магнитни, соларни платна или жироскопи. Повечето сателити са направени по такъв начин, че позицията на сателита за оптималното облъчване на слънчевите панели да съвпада с оптималната позиция за изпълняване на мисията на сателита, и оптимална позиция за комуникиране с наземната станция. На по-малките сателити поради липсата на пространство имат нужда от завъртане за да се постигне оптималното зареждане, или оптимално изпълнение на мисията.

Последния модул от един сателит е неговата **мисия**. Под мисия (payload) се разбира полезният товар, качен с цел изпълняването на дадена задача (мисия) или няколко докато е в космоса. Мисиите може да са с комерсиална или изследователска цел, или и двете едновременно. В комерсиалните среди компании като Endurosat разработват готови наносателити по поръчка. Като единственото което клиента определя в тези случаи е точно мисията, заедно с нейните спецификации. Това позволява отделните институции или клиенти на фирмата, да не се занимават с цялостното проектиране и оптимизиране на спътника, а да се съсредоточат върху главната си задача да дефинират, разработят хардуера-полезен товар и да изпълнят дадената мисия, съобразно целите си. За пример може да дадем различните телекомуникационни компании, които използват CubeSat стандарта при разработване на техните сателити с цел по-евтиното тестване на нови технологии. Пример за такъв сателит е [OUFTI-1](https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=OUFTI-1&action=edit&redlink=1), разработен от университета в Лиеж в Белгия. Изстрелян през 2016 неговата главна цел е била тестване на иновации в радиокомуникациите и тестването на различни комуникационни протоколи. Друг вид са сателити за заснемане на снимки. Пример за такъв е [COMPASS-1](https://en.wikipedia.org/wiki/COMPASS-1) разработен от университета по приложни науки в Аахен. Неговата главна цел е представянето на сателити направен от така наречените готови компоненти (off the shelf components) и заснемането на земната повърхност. Той е изстрелян през 2008 и е още активен. Другия вид научни сателити изстреляни с цел проучване на даден феномен също се срещат, пример за такъв сателит е [GeneSat-1](https://en.wikipedia.org/wiki/GeneSat-1). Неговата главна мисия е проучване в сферата на биологията. Той е изстрелян през 2006, като при създаването му участват НАСА и университета в Санта Клара калифорния. През 2010 е върнат на земята и главната му мисия се счита за успешна. И последния тип сателити са научни. Най-често те са разработвани от университети с цел тестването на технологии и подобрения в сферата на наносателитите. Пример за такъв сателит е CP6 разработен от Калифорнийският политехнически университет CalPoly. Изстрелян е на 19 май 2009 г. главната му мисия е сателитен демонстратор.

* + - 1. **Бордови компютър MARTSat-1.3U**

**1.1 Цел и обосновка на дипломната работа**

**Целта на тази дипломна работа е да се разработи функционален прототип на бордови компютър за управление на наносателит във формата Cubesat 1U и 3U означен MARTISat-1.3U. На базата на внимателно проучване на различни университетски и комерсиални сателити и техните системи е избрана хибридна схема съставена от достъпни е евтини комерсиални елементи. Основните блокове се базират на едноплатков компютър Raspberry Pi4 и 2 броя FPGA програмируеми матрици. Заданието и спецификата на сателитната авионика предполагат да се разработят и периферните системи за захранване и комуникация с наземната станция. Целта на проекта е да се заложи основата за разработка на наносателит отговарящ на стандарта CubeSat, използвайки готови разработени компоненти и оптимизирани за монтаж на 3U спътник. С тази работа се цели и да се постави началото на първият ученически CubeSat в България TUESAT-1 и да се предизвика по-широк интерес към този вид електроника. Малките спътници във формата CubeSat са идеален учебен пример за сложно интегрирано съчетание на различни ембедед системи, телекомуникационни модули, захранване и както и съответното им софтуерно осигуряване разработвани да оперират във сложните условия на околоземното космическо пространство.**

При разработката на сложни инженерни проекти особено в космическите отрасли основно се прилагат принципите на Системният инженеринг. Това позволява успоредно с работата по заданието и дефиниране на мисията да се синтезират основните изисквания, а в последствие да се създават и изпитват интегрирано както отделните системи и техните компоненти, така и софтуерният и телекомуникационен пакет и дори наземните приемо-предавателни станции. Обикновено в САЩ и Европа един университетски проект по разработка на наноспътник във формата CubeSat трае от 1,5 години до 3 години. През този период различни етапи се привличат студенти от различни специалности. Така в дадена разработката може да се включат от 10-12 до над 100 бъдещи инженери и учени отработващи опит и познания върху реални летящи прототипи решаващи реални научни задачи на изключително достъпна цена. В настоящата дипломна работа е представен труда на един човек в рамките на 4 месеца до предаването на дипломната работа. **Предварителните проучвания имащи за цел да изяснят ели възможна такава задача да се изпълни от дипломант в кратки срокове са започнати в срок от един месец преди формулирането на заданието. Това е причината получените резултати да представляват само първи итерации и варианти и да търпят еволюционно развитие и след датата на предаване на писмената част.**

Времето за разработката на бордовия компютър MARTSAT-1.3U и неговата интеграция се разделя на пет етапа. С цел изпълняването на дипломната работа навреме нейната тема е сведена до работа планирана в първи и втори етап, а останалите 3 етапа ще бъдат осъществени в последствие, след предаването, а някои и след защитата на дипломната работа.

**1.2 План за работа, етапи на работа**

Целта на **Етап 1** е подбор на архитектура, сензори и подбор на елементи за изграждане на бордови компютър. През **Етап 1** трябва да се направи проучване върху вече съществуващи сателити и техните компютърни системи и системите за генериране запазване и получаване на телеметрия. След достигането на решение по горните точки се прави избор на работни платки (development boards), и сензори и да се доставят, както и се напише базов код за тестване на системата от сензори и запазването на техните стойности в някакъв вид дългосрочна памет. След изработването на така наречения flat-sat (термин обозначаваш изработката на подсистемите на сателита върху бредборд с временни връзки), и написването на базов код с цел тестването на бордовия компютър и системата от сензори, се преминава към **Етап 2** на разработката.

**Етап 2** се състои от съставянето на система за захранване (тази система ще бъде подобрена в бъдещи етапи), както и система за комуникация с наземна станция (тази система ще бъде изцяло с тестово предназначение и ще бъде заменена със система отговаряща на всички изисквания и стандарти за работа в космоса на по-късен етап на работа). Освен разработката на тези две системи ще бъде разработена и печатна платка заместваща кабелните връзки между отделните компоненти на компютърната и телеметричната подсистеми, но все още ще се използват работните платки на включените в тези подсистеми модули. Като през този етап се пишат подобрения по кода отговарящ за събирането и съхраняването на телеметрията на сателита, както и код позволяващ на сателита да комуникира с наземната станция. В заключение на **Етап 2** се разработва временна наземна станция, с цел тестване на комуникация, както и тестване на системите на сателита през безжична комуникация, с цел изпитването на сателита в обстановка подобна на реална работна среда на сателит.

**Етап 3** на разработката представлява интегрирането на всички контролери, сензори, бусове, конектори на една печатна платка. **Етап 3** включва и подобряването на системата за захранване, идеята е да бъде разработена модулна система с няколко вида захранване, както повечето комерсиални сателити, с цел гъвкавост относно полезният товар. Този етап включва и разработката на финалната система за комуникация с наземната станция, и системата за контрол на височината и посоката на сателита, както и пълното интегриране на всички сензори от системата за мониторинг върху печатните платки на другите подсистеми. На този етап се пише и кода за насочване на сателита с цел оптимизирането на генерацията на ток или оптимизирането на комуникацията, както и кода за контрол на системите с цел оптимизиране на консумацията на тока.

**Етап 4** от разработка на сателита включва създаването на полезният товар интегрирането му заедно с останалите системи в външната структура на сателита. В този етап ще се напише и кода за контрол и мониторинг на полезният товар, както и ще се интегрират системите за предпазване на сателита при изстрелване.

В последният **Етап 5** ще се извършат финалните тестова с цел проверка на годността на сателита и неговите системи по отделно и в цялост. Както и ще бъде поставена финалната обвивка с цел защита на сателита и цялата система ще бъде подготвена изпитана за потенциално изстрелване.

**1.3 Критерий за проектиране на бордови компютър за наносателит във формата CubeSat**

Архитектурата на авиониката на малките космически апарати се дели на два вида интегрирана или разделена. При разделното изпълнение всяка подсистема на космическият апарат се разглежда като независим елемент със хардуерен компонент изпълняващ функциите си независимо и обменяйки данни чрез стандартизирани протоколи и интерфейс. При интегрираната имаме споделена функционалност от един основен елемент на авиониката.

Основен критерии при първоначалното проектиране на бордовата авионика за CubeSat e мисията или набора от апаратура на борда и съответно редица параметри осигуряващи изпълнението на полетното задание. Доколкото фокуса на дипломната работа е върху разработката на модулен бордови компютър, който ще може да се оптимизира за работа в различни спътници от класа CubeSat основното правило да се започне от изследване и формулиране на конкретната мисия се заменя от работа със статистически данни за най-масово изпълняваните полетни задания и орбитите на които летят тези сателити. На кратко и последователно ще изложим някои от основните критерий които залягат в разработката на бордови компютри за малки сателити.

**1.3.1 Орбита**

В масовият случай най-често се използват ниски или средни околоземни орбити, като при тях сателитите оперират от 200 до около 1200 km. Поради ниската височина тези орбити осигуряват ниско закъснение на сигнала 0,05 s при предаване на данни към земята. От друга страна по-ниските орбити предявяват по-високи изисквания към комуникационния модул поради по-малкото време за пребиваване в зоната на видимост на наземната приемо-предавателна станция. Избора на орбита е пряка функция от поставената мисия и конкретното полетно задание. Именно след формулирането на полетното задание започва да се определя и облика на бъдещия сателит и авиониката и нейното функционално разделение.

При разработката на бъдещия сателит TUESSat-1 залагаме мултифункционална модулна платформа оптимизирана във формата 3U. Модулността предполага възможност за модернизирана на базовата разработка за работа със множество и различни мисии изпълнявани на ниски околоземни орбити LEO което означава опериране на височина от 160 km до 2000 km. В тази област на използване сателита ще бъде подложен на екстремни температури в диапазона -55o до +125o (8).

* + 1. **Продължителност на полета**

Продължителността на полета зависи от полетното задание и самата конструкция на спътника. Най-често влияние оказва излагането на космическата радиация. Това въвежда различни критерии и възможни изпълнения на спътниците с кратки мисии и тези изискващи продължителен престой на околоземна орбита. Спътниците с кратки полетни задания най-често се изработват от достъпни и относително евтини компоненти с общо предназначение. Тези изискващи продължителен престои и или ще изпълняват мисии на средни и геостационарни орбити се изработват с радиационно устойчиви компоненти и при тях се прилагат допълнителни мерки за предпазване от външните космически въздействия. Така например комерсиален телекомуникационен спътник разположен на геостационарна орбита може да има срок на експлоатация от 10 до 20 години и да струва милиони долари.

* + 1. **Изисквания към електрическото захранване**

Доколкото захранването чрез слънчеви батерии е ограничено, а консумацията на ток е в пряка зависимост от вида на мисията. Така например спътник за дистанционно заснемане на земята изразходва повече електрически ток поради процесинга, компресията и предаването на изображението на земята. Така основен показател за ефективността на бордовия компютър е ниската енергийна консумация. Именно този критерии е причината за все по широкото използване на FPGA компоненти. FPGA интегралните схеми се отличават по консумацията на ток, но и трите вида технологично не са изложени на резки пикове на електрическо потребление. Допълнително Flash FPGA са неволативни и не изискват високо потребление на ток при конфигурирането им. При бордовата електроника най-голямата консумация на електричество се пада на процесора и захранването на останалите елементи е относително ниско.

**1.3.4 Маса-габаритни показатели**

Като всеки компонент на даден спътник по-ниската маса на авиониката би позволила по-голям полезен товар за изпълняваната мисия. От друга страна критерият за изпълнение на наносателити във формата на CubeSat изисква габаритите да се вписва в конструкцията най-често в платка с размери под 95 x 95 mm. Масата на комерсиално разработените бордови компютри не превишава 200 g. В последните десет години в повечето индустриални и комерсиално предлагани компютри специално създадени за използване в спътници CubeSat се прилага шина PC104 която осигурява удобно съединяване на различните компоненти на авиониката по между и се превръща в индустриален стандарт за повечето от фирмите предлагащи готови модули. 

* + 1. **Изчислителна мощност**

Всеки сателит дали комерсиален, или учебен имат нужда от бордови компютър. Той контролира сателита, и отговоря за пренасянето на данните от полезният товар, и телеметрията до земята. Компютъра е мозъка на един сателит и като такъв трябва да има достатъчна изчислителна мощност за да контролира всичките му функции, без да превишава своите възможности. В различните варианти на бордови компютър изчислителната мощ варира. При компютрите използващи микроконтролери изчислителната мощност и работната памет е малка, но за сметка на това и консумацията на ток, теглото и размера са малки. Другият вариант при наносателитите е едноплатков компютър, при него изчислителната мощ е по-голяма, но и теглото и консумацията на ток също. Този вид системи варират много една от друга, но във всички случаи предлагат повече памет и изчислителна мощ от микроконтролерите. Другият вариант е програмните логически схеми с FPGA, те предлагат най-високата изчислителна мощност спрямо другите варианти, и са с най-малкото тегло и най-малката консумация на ток, но за разлика от другите варианти програмируемите платки са скъпи, трудни за програмиране и лимитирани от към функционалността си. За това много системи комбинират две от горепосочените системи с цел позволяването на максимална изчислителна мощ с най-ниско потребление на енергия и най-висока радиационна устойчивост.

* + 1. **Изисквания към интерфейса**

Изискванията към интерфейса на всеки бордови компютър е да се осигури работа с различни модули и блокове, периферийни устройства и други контролери. Обикновено се използват няколко интерфейса които са масови стандарти за микроконтролерите и общи за разработчиците на ембедед системи.

* + 1. **Надеждност**

Бордовия компютър на всеки сателит трябва да издържи динамичните условия и вибрациите при изстрелването си на борда на ракетата носител, както и претоварвания до 20 g. При отделянето на ракетните степени краткотрайните шокови претоварвания достигат от 50 до 100 g. Бордовата електроника трябва да работи в екстремните условия на космически вакуум, да издържа големи температурни диапазони и да има известна устойчивост на космическата радиация.

* + 1. **Статична и динамична памет**

**….**

* + 1. **Отговаряне на изискванията за космически полет и тестова програма**

При разработката на наносателит във формата на CubeSat освен множеството критерии описани по горе трябва да се има предвид средата в която ще се оперира. Първото предизвикателство пред конструкцията и бордовата апаратура на един спътник е още при изстрелването. Вибрациите и ударните натоварвания при отделянето на отделните степени на ракетите носители поставят основните изисквания към якостните свойства на носещата структура и монтираната електроника.

**1.3.9 Изисквания към сензорите**

Сензорите се делят на три основни групи. Първата група се състои от сензори имащи критично важно и непосредствено отношение към дадената мисия изпълнявана от спътника. Втората група сензори събират информация за моментното състояние на отделните системи и авионика, като на пример напрежението в захранващия модул, големината на тока, температурата в различни зони и др. Третата група се отнася са сензори и датчици които имат отношение към навигацията, височината на полета над земната повърхност, както и към пространственото позициониране важно за работата на слънчевите батерии.

**1.2.11 Полетна история**

При избор на готов компютър за бъдещ проект често се взима под внимание дали бордовата авионика или отделни елементи и или електронни компоненти вече са летели в космоса при предишни мисии. Този показател се прилага при готовите комерсиални OBC. За разработваният по този проект бордови сателитен компютър е важно част от използваните компоненти да имат полетна история или надеждно изпитани в условия максимално близки до условията на работа в близкия космос.

**1.2.13. Бюджетни съображения**

Практиката показва, че за университетските учебни проекти цената на отделните компоненти е от изключителна важност поради ограничените бюджети. Това е причината много подходящи решения да са толкова скъпи и да не си използват дори и в комерсиални и добре осигурени финансово разработки. Като цяло стратегията на повечето институции разработващи наносателити е да се използват готови съществуващи компоненти, серийно произвеждани и изпитани комерсиални решения (COTS), заимствани от битовата и автомобилната електроника. Липсата на радиационна защита се компенсира от дублиране на хардуердно и софтуерно ниво, както и с продължителни и задълбочени и изпитания и симулации. Това заедно с добавянето на формата CubeSat възможност да използва стандартизирани диспенсъри, закрепвани като вторичен товар за ракетите носители изстрелващи големи и тежки космически апарати прави космоса масово достъпен.

**Базирайки се на тези основни критерии ще се формира облика на предлаганият бордови компютър означен MARTISAT 1-3u.1**

Космическата среда представя други предизвикателства пред конструкторите на бордовите системи. Спътниците на ниска околоземна орбита работят в гравитационното поле на земята слънцето и луната. В безтегловност, без възможност за конвенционален топлобмен се създават неблагоприятни термални условия на работа. При тези условия смазочните материали се изпаряват и често могат да се отложат върху различните оптически сензори нарушавайки тяхната работа.

Спътника може да едновременно да се нагрее от едната страна (обърната към слънцето) и да бъде с много ниска температура от другата страна. За да се осигурят по-благоприятни условия се монтират термопроводници между най чувствителните елементи и осигуряват разсейването чрез излъчване. Отделно самата електроника отделя голямо количество топлина. И ако тези проблеми се решават основно по конструктивен път, то предизвикателствата пред бордовата електроника от условията в космоса са много по-големи.

1. **Особености на космическата среда**

Конкретните условия на работа зависят от мисията и избраната орбита около земята. За CubeSat летящи на ниски околоземни орбити едно от основните предизвикателства е радиационните пояси на Ван Ален, както и така наречената Южноатлантическа Аномалия. Ниската орбита подлага спътника и на съпротивление от най-горните разредени слоеве на околоземната атмосфера и въздействие от слънчевия вятър.

Често бордовите компютри и тяхната архитектура се определя от целите и задачите на изпълняваната от спътника мисия. Продължителността на мисията също е важен критерии. Повечето комерсиални и университетски научни мисии използващи спътници във формата CubeSat имат планирана продължителност на полета от над 1-1.5 до 3 години. Вече има примери за учебни сателити престояли на орбита над 7-8 години, които запазват работоспособност и основните си функции. Колкото по-продължителна е мисията, толкова по-високи са изискванията към повишаване на надеждността на авиониката. Съответно се изисква повишаването на радиационната устойчивост и това става главен критерий при избора на компоненти и архитектура на хардуера и софтуера. За това тук по подробно ще опишем тези ефекти и начина по който те влияят на работата на спътниците и електронните схеми.

**2.1 Радиационна среда в космоса**

Космическата среда представлява голямо изпитание за всички видове електроника, като главното предизвикателство е космическата радиация. В близкото космическо пространство радиацията от различни източници създава хаотична и нехомогенна среда на опериране, характеризираща се с широк диапазон от частици, енергийни полета които са в пряка зависимост от изменчивата слънчева активност. Риска от радиационното въздействие се мени значително в различните области на околоземното пространство в зависимост дали спътника е на ниска околоземна орбита LEO, геостационарна орбита GEO или е предназначен за работа в междупланетното пространство. (7)

**2.1.1 Радиационни пояси на земята**

Още през 1959 г. анализирайки данните от първите изкуствени спътници на земята американският астроном Ван Ален установява наличието на два пояса с повишена радиация, състоящи се от заредени частици с различна полярност, маса и енергия. Причината за възникването им е земното магнитно поле, което улавя заредените частици, най-вече електрони е- и протони p+. Заредените частици попадайки в магнитното поле на земята започват да се движат по магнитните силови линии на земята, като в същото време се въртят около тях. Магнитното поле ускорява електроните до енергийно ниво от 30 MeV, а протоните до 500 MeV. Така в тези пояси се появяват потенциално опасни зони за всички електронни устройства. Приблизително височина от 500 до 4000 km се намира вътрешният радиационен пояс, който се състои главно от положително заредени протони, носители на огромно количество енергия. Пиковите стойности са на височина между 2000 и 3000 km. Външният радиационен пояс се намира на височина от 6000 до около 55 000 km(1, 9). Също така трябва да се има предвид, че над южния атлантически океан съществува магнитна аномалия, при която радиационните ефекти се разпространяват извън магнитните пояси. Този регион предизвикващ повишен риск от радиационни събития в електрониката на околоземните космически апарати се нарича Южно Атлантическа Аномалия. Заради наклона на магнитната ос и изместването и спрямо географските полюси на земята в този географски район вътрешният пояс на Ван Ален е по-близо до земната повърхност. Това е причината заредени частици електрони и протони за слизат на по-малки височини и потенциално да засягат спътниците опериращи в ниски околоземни орбити LEO.

**2.1.2 Слънчеви изригвания**

По време на слънчевите бури и изригвания от слънцето се излъчват протони с енергия от 500 MeV, електрони и тежки йони с енергия до 10 MeV. Тези събития са в пряка зависимост от слънчевия цикъл и с голяма интензивност на такива излъчвания. Поради голямото им влияние върху космическите апарати слънчевата активност се следи внимателно от всички космически агенции.

**2.1.3 Космически лъчения**

В допълнение на радиационните въздействия, върху спътниците влияят високоенергийните потоци от йони с източници в дълбокият космос извън слънчевата система. Междузвездните магнитни полета и шокови вълни ускоряват йоните до хиляди GeV.

**2.2 Радиационни ефекти върху спътниковата електроника**

По време на престоя на спътника на работни орбити се появяват негативни въздействия от радиационната среда във космоса. Най общо те могат да се разделят на две групи кумулативни ефекти и ефекти от единични събития SEE (single-event effects). Кумулативните eфекти съдържат йонизиращ феномен като TID (total ionizing dose) и не йонизиращ феномен като изместваща повреда DD (displacement damage). Кумулативните ефекти като цяло отразяват деградацията на отделни системи и компоненти в следствие на продължителното въздействие на космическата радиация. TID отразява общото количество на радиацията, която въздейства върху спътника и неговите системи в продължение на работният му срок в космоса.

….

TID се измерва във rad, където 1 rad се определя количество енергия равно на 100 erg въздействаща на 1 грам от материала подложен на облъчване. Доколкото енергията абсорбирана от единица маса варира в зависимост от материала типа на материала винаги се посочва например rad (Si).

При кумулативният ефект, въздействието и промените в спътниковата авионика се продължителни във времето предизвиквайки деградация във MOS схемите. За това при разработката на бордови компютри трябва да се прилагат техники за екраниране, да се използват Rad Hardened компоненти или дублиране. Доколкото повечето CubeSat мисии се извършват на ниски околоземни орбити LEO и с относително ниска продължителност рискът от продължителните въздействия се намаляват.

DD ефектът се отнася да постепенна деградация на електрическите и оптическите свойства на полупроводниковите устройства, предизвикана от структурни повреди в кристала. Предизвиква се от сблъсъка на не йонизирани частици, които изместват Si атоми от кристалната решетка. Най-често засегнатите от такива повреди са слънчевите батерии и фотодиодите използвани в различна апаратура. MOS микросхемите са относително устойчиви.

1. **Обзор и анализ на съществуващи бордови компютри и системи за Cubesat**

Както беше споменато по-горе основната архитектура на бордовите спътникови компютри се определя от мисията и основното полетно задание. Това предопределя големият диапазон от варианти на спътниковите компютърни модули. Космическите агенции като NASA и ESA разработващи различни класове спътници се опитват да стандартизират бордовите системи на модулен принцип и по този начин да улеснят работата по различни проекти. Основен показател за класификация на сателитните бордови компютри е вида на главния процесор. Основно в CubeSat се използват микроконтролери, микропроцесори, програмируеми матрици FPGA, както и хибридни схеми комбиниращи FPGA с микропроцесори. В последните години с развитието на изкуственият интелект и прилагането на AI в сателитите, с цел да се ускори и подобри работата особено в областта на дистанционното изследване на земята, се появяват комбинацията от FPGA и графични процесори GPU.

При микроконтролерите изчислителната мощ е малка и не може да извършват сложни изчисления, но за сметка на това тяхната консумация на ток е ниска. При микроконтролерите също така вградената работна памет е малка. За разлика от микроконтролерите, микрокомпютрите разполагат с повече изчислителна мощност и повече вградена памет. За сметка на повишените изчислителни способности обаче, вградените едноплаткови компютри нe са оптимизирани от към консумация на ток. Тук идва и третия вариант програмируема логическа матрица, така наречените FPGA-чипове представляват матрица от логически клетки, които могат да бъдат конфигурирани по такъв начин, че да изпълняват определена логическа/математическа задача. Това означава, че те могат да бъдат програмирани да контролират полета на сателита, да приемат комуникациите, и да контролират мисията, освен това дизайна им осигурява паралелни изчисления, което заедно с модулността позволява на чиповете да извършват няколко операции едновременно. Това ги прави невероятно ефективни както в изчисленията така и от към енергийна консумация. Програмируемите матрици на пръв п..оглед са идеалният вариант от към консумация на ток и изчислителна мощ, но за разлика от микроконтролерите и микрокомпютрите са скъпи и трудни за програмиране. Има и още един вариант и това е комбинацията между компютър, микроконтролери и програмируеми логическа матрица. Най-често комбинирането е с цел взимането на позитивите на двата метода и намаляване на негативните им страни. А втория е чрез комбинирането да се постигне подсигуряване срещу грешки. Пример за комбинация е компютър и програмируема матрица, в този вариант матрицата се използва за по тежките изчисления, тъй като е по-енергийно ефективна от компютъра, той е там само за да приема комуникации от земята и да приема телеметричните данни.

**3.1 Типове архитектури и решения за бордови компютри за Cubesat**

…

C Първо ще разгледаме бордовия компютър на Endurosat, единствената българската компания произвеждаща комерсиални сателити. Те предлагат два типа бордови компютъра. Двата се еднакви като компютърна конфигурация, но по-скъпият съдържа GNSS система. Тази система GNSS (**Global Navigation Satellite System**) се отнася до всяко сателитно съзвездие, което предоставя услуги за глобално позициониране, навигация и синхронизиране. По другите фактори те са напълно еднакви. И двата компютъра разполагат с **ARM Cortex M7** процесора, и 2MB програмна памет и 1MB SRAM (static random access memory). Компютъра също така разполага с слот за SD карта, както и часовник в реално време (RTC). Разполагат и с конектор pc-104 позволяващ на множеството от комуникационни протоколи да работят с останалата част от сателита. Компютрите разполагат с следните бусове 4x RS-485, 2x RS-422, 2x UART, 2x I2C, SPI, USB, CAN, позволяващи комуникация с всеки възможен сензор на пазара. Теглото на модула излиза на 180г. , за модула с GNSS и 130г. за модула без тази система. Компютрите разполагат със система за промяна на базовата честота с цел пестене на енергия. GNSS приемника е **NovAtel OEM 719** и позволява връзка със системата **Galileo E1**.

Второ ще разгледаме KRYTEN-M3 произведен от Clyde Spac. Изтрелян за пръв път в космоса през 2014. Изработен за 5годишни мисии на така наречената LEO орбита (low earth orbit) нискоземна орбита. Разполага с GPS модул на подобреният (KRYTEN-M3 +) модела. Модела разполага с система Smart fusion 2 SoC и ARM Cortex-M3 процесор, работещ на 50 MHz. Разполага с 16MB MRAM (). Разполата и д 256kB + 8MB памет за boot програмата. Компютъра е с работен температурен диапазон от -40°C до +80°C и радиационна издръжливост от 20kRAD. Разполага с 2 I2C буса, SPI бус с 7 chip select линии, CAN, QSPI, GPIO логика на 3.3V, RS422 и дебъгинг пинове. Консумира между 0.4W и 1W. Цялата система тежи общо 61.9 грама.

TRISKEL бордови компютри от CubeSat shop. Разполага с ARM Cortex-M7 и 2MB флаш памет и 1.4MB вградена памет. Модула идва и с два слота за SD карти. И разполага с три RS422 full-duplex шини, UART за външна комуникация, две CAN шини, две I2C шини и SPI шина. Още на линия са 15 GPIO пинове и 8 пина свързани аналогов към дигитален конвертор. Разполага и с 6 пина с PWM през H-bridge. Бордовия компютър идва с вграден часовник в реално време, с автономно захранване в случай на временна загуба на ток към модула. Както и с конектори свързани с следните шини: CAN, четири GPIO, UART за дебъгинг и JTAG конектор.

Системата разполага с интегрирани температурни сензори и сензори за ток и консумация на ток. Бордовия компютър има оперативен температурен диапазон от -40 ºC до +85 ºC. Той идва с вградена комуникационна система. Тя е халф дуплекс с между 1.2 и 19.2 kbps комуникации. Комуникационната система разполага със същият процесор и памет като бордовия компютър. Както и с UHF радио, система watchdog и хардуерен рестарт. Системата разполага с кодиране и декодиране с код на Рийд-Соломон, базиран на полето на Галоа, както и криптографски възможности.

На базата на анализа на силните и слабите страни на различни схеми и конфигурации, както и на гореописаните критерии са формулирани базовите изисквания към разработвания бордови компютър посочени в приложената таблица.

Таблица формулирани изисквания към разработвания компютър…

1. **Разработка на бордови компютър MARTSAT -1.3U**

Като част от **Етап 1** сме длъжни да разгледаме вариантите за създаването на бордови компютър, както и да обосновем нашият избор. В увода разгледахме 4 потенциални основи на един бордови компютър, а именно: микроконтролер, микрокомпютър, програмируема логическа матрица или хибриден модел между няколко от споменатите варианта. За целта на нашата дипломна работа ще използваме хибриден модел между микрокомпютър и програмируема логическа матрица. При този тип комбинацията, ролята на матриците е да подобряват радиационната защита и да осигурява така наречената акселерация. Тази акселерация представлява извършването на паралелни изчисления, за част от мощността, която би използвал микрокомпютър. Причината за тази ефективност е начина по който матриците работят. При тях алгоритъмът на програмата променя вътрешният хардуера на матрицата, което позволява за високо ниво на изчисления с ниско потребление на ток. Освен това възможността за разделянето на матрицата на отделни сектори и имплементирането на отделни алгоритми за всеки сектор позволява не само паралелното изчисление, но и оптимизирането на отделните алгоритми за различните дейности, които може да се изискват от бордовият компютър. При този вид архитектура използването на микрокомпютър е поради някои ограничения във възможностите на матриците. Тъй като алгоритмите за програмируемите матрици променят вътрешният им хардуер, лимита на функционалността е поставен от физическият размер и броят на клетките в матрицата. За да избегнем проблемите идващи с тези физически лимити повечето системи съдържащи програмируеми логически матрици включително и нашата имат или микроконтролери или микрокомпютри най-често базирани на ARM архитектура. В нашият случай ще използваме микрокомпютър заедно с програмируемите матрици, с цел оптимизирането на системата за мониторинг и контрол над останалите подсистеми. Тъй като идеята зад разработката на този компютър е в бъдеще да бъде интегриран в сателит отговарящ на всички стандарти за изстрелване в космоса означен TUESSat-1, ще имаме нужда от изчислителната мощ, и възможността за паралелно изчисление и контрол на програмируемата матрица, заедно в комбинация с микрокомпютър тъй като той ни предлага универсалност и леснота за програмиране. Тази комбинация трябва да бъде достатъчна за да осигури нужната изчислителна мощ за нашият бордови компютър, без да се компрометира радиационната устойчивост, размера и теглото на модула. MARTISat-1.3U ще има и модул за SD карта, с цел осигуряването на дълготрайна неволативна памет, както и пълният набор от сензори нужни за функционирането на сателита на по-късен етап. Тези сензори ще бъдат разпределени през всичките печатни платки и подсистеми в бъдеще, но с цел тестването на компютъра, ние ще ги интегрираме по времето на първите два етапа на работа по сателита, като в бъдеще тези сензори ще бъдат разпределени на предназначените им места в другите системи на сателита.

**4.1 Описание на бусовете и сензорите**

В нашата система ще интегрираме следните шини и сензори. Ще разположим температурни сензори, с цел да може да държим сателита на оптимална температура за определената мисия. Също така ще имаме нужда от акселерометри, жироскопи и магнитометри, за целта ще ползваме така нареченият 9-осев жироскоп, който покрива горепосочените 3 сензора. Тези сензори ще ни трябват с цел позиционирането на сателита, засичането на неговото ускорение и засичането на магнитните пояси на земята, в 3-измерно пространство. Това ни позволява заедно с GPS модула да имаме точна информация за позицията на сателита както и посоката и скоростта с която той се движи. Освен тези сензори ще имаме и нужда от сензори за ток и контролери за зареждане и разреждането на батериите.

За да може да комуникираме с тези сензори ще имаме нужда от I2C шина, както и SPI шина за да комуникираме с модула за SD картата, и комуникационният модул. Освен тези две шини ще имплементираме и UART и CAN комуникация за бъдещото развитие на проекта и улеснени в интегрирането на различни полезни товари и научна апаратура.

**4.2 Описание на съставните елементи**

В нашият случай ще комбинираме микрокомпютъра Rasperry PI-4 и две работни платки Cmod A7 използващи  Xilinx Artix 7 програмируеми логически матрици. Избора на RaspberryPi-4 е комбинация от удобство и възможност. Той разполага с Broadcom BCM2711, четири ядрен Cortex-A72 (ARM v8 базиран) SoC (system on a chip). Работещ на 1.8Ghz, и разполагащ с 2GB, 4GB или 8GB LPDDR4-3200 SDRAM . В нашият случай ще използваме версията с 4GB, тъй като повече RAM на този етап не е нужна, като естествено при нужда смяната е възможна. Същото така SoC-то разполага с слот за micro SD карта, което комбинирано с външния модул за SD карта води да подсигуряване срещу повреда на данните, с правилната имплементация на софтуера. Освен това платката предлага и 40 пина за вход/изход през които може да се интегрират всички нужни шини за комуникация с останалите модули. Както и предлага Bluetooth, Gigabit Ethernet, USB 3.0 и USB 2.0, които макар и неизползвани в сегашният етап на разработка са достъпни при нужда в бъдеще.

Cmod A7 платката, интегрираща Xilinx Artix 7 програмируема логическа матрица, разполага с конфигурируем вътрешен осцилатор. Модела разполага с 512KB SRAM 8 битов бус с време за достъп от 8 нано секунди, както и 4MB quad-spi flash памет. Системата идва и с два начина за програмиране единия е JTAG конектор, а другият е USB-UART мост. Както и 44 дигитални входно/изходни пина и 2 аналогови с напрежение от 0 до 3.3V, пин за захранване на 5V и земя. Сензорите които използваме за измерване на температурата са SEN0527 произведени от DFROBOT този модул е базиран на AHT20 температурен сензор. Работният му диапазон е от -40°C до +85°C, което съвпада идеално с работният диапазон на повечето сателитни бордови компютри. Точността на измерване на температурата е ±0.3%, което е достатъчно за нашите цели. Сензора се захранва с напрежение от 2V до 5V, използва I2C интерфейс и тежи 6.44 gr.

Следващият сензор който ще разгледаме е LSM9DS1, по специфично работната платка на Adafruit. Сензора представлява комбинация от 3 осев линеен акселерометър, 3 осев жироскоп, и 3 осев гаусов магнитометър. Модула се захранват с напрежение от 2V до 3.3V и разполага както с I2C така и с SPI комуникационен интерфейс. Модула разполага с интегриран температурен сензор и температурен работен диапазон от -40°C до +85°C. Също така разполага и с интелигентен винаги включен режим с ниска консумация на ток от 1.9 mA, както и програмируеми прекъсвания. Следващият сензор е INA219 сензор за ток. Сензора е с работен температурен диапазон от -40°C до +85°C. Сензора е с точност от ±1%, и диапазон на входно напрежение от 0V до 26V, като максималният ток 3.2A. Логиката се захранва с от 3V до 5V. Самият сензор разполага с I2C интерфейс. Следващият модул е Y-GPS6MV2 това е нашият GPS модул, неговият работен температурен диапазон е от -40°C до +85°C. Захранва се с напрежение от 3.3V до 6V. Модула използва UART комуникационен протокол, но нивото на логиката е 3.3V, което означава че ще имаме нужда от така нареченият конвертор на напрежение на логика. Модула разполага с режим на ниска консумация на ток, има точност на позициониране от 2.5 метра. Следващият модул който ще разгледаме е модула за настояще време DS1307. Работният му температурен диапазон е от -40°C до +85°C. Модула разполага с собствена литиева батерия, позволяваща неговата работа дори и при нарушено външно захранване. Модула използва I2C комуникационен интерфейс. Захранва се с 5V и разполага с режим на ниска консумация на ток. Следващият модул е waveshare solar power manager. Този модул позволява зареждането на литиево йонни батерии (3.7V) от соларни панели. Входното му напрежение е от 6V до 24V. Подържа изход на 5V и на 3.3V през регулатор. Напрежението на зареждане е 4.2V ±1% и има защита от презареждане и от разреждане. Оперативния температурен диапазон на този модул е -40°C до +85°C. Последният модул който ще разгледаме е RFM952 lora radio transceive платка произведена от Adafruit. Модула се захранва с от 3V до 5V, и разполага с интегриран логически шифтър, което позволява на модула да работи на 3.3V или 5V логика. Модула използва SPI комуникационен протокол. Модула подържа от +5 до +20 dBm и до 100 mW мощност на комуникацията, тя се контролира чрез софтуера. Модула има 100 mA пик при изходна комуникация на +20dBm и около 30mA при активно слушане за комуникация.

…

SoC представлява [интегрална схема](https://bg.wikipedia.org/wiki/%D0%98%D0%BD%D1%82%D0%B5%D0%B3%D1%80%D0%B0%D0%BB%D0%BD%D0%B0_%D1%81%D1%85%D0%B5%D0%BC%D0%B0) включваща в себе си всичките основни компоненти на един компютър – [процесор](https://bg.wikipedia.org/wiki/%D0%9F%D1%80%D0%BE%D1%86%D0%B5%D1%81%D0%BE%D1%80), [оперативна памет](https://bg.wikipedia.org/wiki/%D0%9E%D0%BF%D0%B5%D1%80%D0%B0%D1%82%D0%B8%D0%B2%D0%BD%D0%B0_%D0%BF%D0%B0%D0%BC%D0%B5%D1%82), контролери за различни външни интерфейси. \*\*\*

**4.3** **Апаратна реализация и изпитание на „флатсат“**

…

**4.4** **Интеграция на сензорите и сателитните системи**

**…**

**4.6** **План за бъдещо усъвършенстване**

**…**

**5. Системата за захранване**

…

**5.1** **Архитектура и изисквания на системата за захранване**

Системата за захранване се разделя на 3 части, подсистема за генериране на ток, подсистема за съхранение, и подсистема за мониторинг и контрол. Генерирането на ток в космоса става с помощта на соларни панели, като размера, конфигурацията и броя на панелите зависи от размера на сателита и консумацията на другите му системи. Най-често панелите са разположени на система от крила, които се разтварят при изстрелването на сателита от ракетата носител. След това системата за позициониране може да насочва сателита с помощта на сензорите за светлина, така че панелите да бъдат насочени към слънцето. Втората подсистема е тази за съхранение на енергията. Всеки сателит разполага с батерии, които захранват сателита, когато слънчевите панели не генерират достатъчно ток. Батериите са или литиево йонни, или литиево полимерни. Литиево йонните батерии по-тежки и по-малко гъвкави спрямо литиево полимерните батерии, но са с по-висока енергийна плътност и по-дълъг живот. И двата вида батерии имат нужда от сензорни системи предпазващи от прегряване, защита от презареждане и защита от прекомерно разреждане. При по-големите сателити (3U и нагоре) е обичайно да се използват литиево йонни поради повечето място, и по-високият лимит на теглото. В по-малките сателити е точно обратното поради липсата на място и капацитет за по-тежки батерии, литиево полимерните са по-честия избор.

Таблица за батериите

…

Последната подсистема на захранващият модул е тази за мониторинг и контрол. Тя включва всичките сензори и контролери нужни на системата за да функционира безопасно. Системата трябва да предпазва батериите от прегряване, презареждане, прекомерно разреждане и в случай, че системата се състои от няколко клетки трябва да следи състоянието на всяко от клетките по отделно. Тази система включва сензори за ток на всяка от захранващите шини, както и контролер който да ограничава тока на определени шини с цел предпазване на батериите. В тази подсистема се включват и контролера, който зарежда батериите от слънчевите панели, и регулаторите на напрежение, които задават нивата на различните захранващи шини. Най-често се използват 3.3V, 5V и 12V шини, тъй като повечето модули използват едно от тези нива, но в редки случаи се срещат и захранващи шини работещи на други напрежения.

**5.2** **Избор на слънчеви батерии**

…

**5.3** **Избор на батерии**

За прототипа ще използваме литиево-йонни батерии, тъй като плана е сателита да бъде в формат 3U. В нашият случай издръжливостта и капацитета на батериите е по-важен от теглото и размера, но оставяме възможност този модул да бъде подобрен, или заменен напълно в бъдеще, в зависимост от изискванията на другите системи на сателита. Батериите които сме избрали са INR 21700-50E, произведени от EVE Energy. Те са с капацитет от 5000mAh (4950mAh минимален капацитет по спецификации) и работно напрежение от 3.7V. Батериите са с максимален заряд от 4.2V и минимален разряд от 2.5V, максималният ток на разреждане е 15A и идват без вградени предпазни мерки. Самите батерии са с височина от 70.15mm и диаметър от 21.15mm, и тежат приблизително 69г.

Батериите идват със UL сертификат за категория вторични батерии, за захранване в преносими систем. Този сертификат покрива няколко от батериите на EVE, включително и нашият модел и е едно от изискванията на NASA за захранващи акумулатори използвани в космоса.

За целите на нашият проект ще имаме нужда от 4 клетки вързани успоредно, което ще покачи капацитета на финалната батерия от 5000mAh на 20000mAh, с финално напрежение от 3.7V. Това ще ни позволи да използваме of the shelf зарядни устройства, и ще осигури достатъчно капацитет да захранваме всички системи при голяма разнообразие от мисии и различни енергийни бюджети. При наличие на енергоемък полезен товар или специфични изисквания към захранващия модул през PC104 може да се присъедини допълнителен капацитет от още 4 батерии от същия вид. Разбира се това е за сметка на добавено тегло от …. и доработка на системата за зареждане и мониторинг на батериите.

* 1. **Описание и изчисления на консумацията на отделни модули**

**…**

* 1. **Създаване на Батерипак и контролери**

За да захраним нашият прототип, както е споменато горе ще използваме 4 x EVE INR 21700-5OE батерии свързани успоредно, като за целите на дипломната работа ще използваме готови държачи, keystone 1124 smt battery holder, за батериите, като на последващ етап те ще бъдат заменени с перманентни специализирани държачи. Батериите ще бъдат монтирани на собствена платка, като всички контролери и конвертори ще бъдат на отделна печатна платка. За зареждане на батериите ще използваме waveshare solar power manager, като тази платка ще бъде интегрирана заедно с два повишаващи конвертора на собствена печатна платка, като ще използваме pc-104 конектора за връзка между нея и платката с батериите. Waveshare модула позволява зареждането на батериите от соларните панели и предпазва от презареждане, както и разполага с интегрирани конвертори. Всеки свързан към собствена шина, една на 5V и една на 3.3V, с максимален ток от 1A. Поради ниският минимален ток ще интегрираме и 2 допълнителни повишаващи конвертора, които ще захранват самият прототип. Те са с максимална мощност от 3A всеки, което трябва да бъде достатъчно да захранят нашият прототип

**5.6** **Интеграция на захранващата система**

…

1. **Комуникации**

Кратко описание на комуникационният модул и други субсистеми

….

За този етап на развитие на сателита ще използваме LORA радио модул. Максималната дистанция, на който той може да комуникира без допълнителна антена е 2км и до 20км с насочена антена, което за първоначалният тестови етап на разработка ще е достатъчно за са се отработи софтуерното му взаимодействие с останалите системи. За следващият етап ще бъде разработено софтуерно дефинирано радио с по-дълъг обхват, който отговаря на изискванията на сателита, в зависимост избраната мисия, респективно избраната аптимална орбита. При разработката на радиото е нужно да отделим специално внимание на неговото захранване. Повечето радио приемо-предаватели имат нужда от стабилно захранване без смущения предизвикани от другите модули на сателита е за да няма проблеми с електро магнитната съвместимост е предвидена отделна захранваща шина за комуникационният модул на сателита.

1. **Софтуер**
   * 1. **Обяснение по кода и режими на работа**

При програмиране бордовият компютър трябва да вземем предвид различните режими на работа на компютъра. Режимите на работа се разделят на нормални (при стандартна операция на бордовият компютър) и нестандартни (при грешки или анормални операции на компютъра). Стандартните режими на работа са: **режим на събиране на телеметрия, режим на получаване на комуникация, режим на изпращане на комуникация, режим на контрол на полезният товар и режим на промяна на позицията на сателита.** Разделянето на операцията на компютъра на отделни режими представлява обособяването в кода на отделни функции или програми. Те се контролират от специализирана операционна система, или от програма контролер. Нестандартните режими са операции заложени при засичане на грешки поради радиационният ефект. Повечето сателити имат код, който предотвратява някои видове грешки и друг код който поправя грешките, които могат да бъдат поправени. Пример за код, който следи за грешки причиняващи безкрайни цикли се нарича watchdog, този вид софтуер използва външен часовник в реално време, който изчислява колко време отнема на компютъра да извърши определена програма. След извършването на програмата таймера на часовника са рестартира и целият процес започва от начало, ако таймерът достигне определеното време се активира или хардуерно прекъсване или контролер който рестартира компютъра с цел изчистването на грешката. Грешките, причинени от космическата радиация, трябва да се вземат предвид и при разработването на кода за стандартните операции на сателита. Това се постига чрез внедряване на проверки на данните, получени от сензорите, и създаване на протоколи за действие при откриване на грешна информация от тях. В началните етапи на разработка на сателита, разгледани в контекста на моята дипломна работа, ще се фокусираме единствено върху нормалните режими на работа. В по-късните етапи обаче ще бъдат разработени и нестандартните режими на работа.

**Режима на събиране на телеметрия** представлява комуникацията с всеки сензор и запазването на получената информация върху SD картата. С цел предотвратяване на загуба на данни, информацията от сензорите се записва на няколко места в SD картата, или в нашият случай върху 2-те SD карти. Също така преди да бъде записана информацията от сензорите е сравнена с предварително избрани граници с цел избягването на записването на фалшива информация. Пример е ако температурен сензор с максимална температура от 80°C връща, че температурата е 120°C знаем, че сензора или комуникацията с компютъра е била компрометирана от радиация. В този вариант влизаме в режим на тестване и проверяваме къде е грешката, след което се опитваме да я отстраним. Това събиране на телеметрия най-често става на определен период от време (пример всеки 5мин.), и се обработва и изпраща на земята само когато е получена такава команда. Но има и друг вариант в който телеметрията се събира и докладва на земята веднага, с цел да се избегне нуждата от запазване на телеметрията върху сателита. Този вариант е по-рядко срещан, и при него събирането на телеметрия става по-рядко и само ако има връзка с наземна станция, в противен случай информацията за сателита е изтрита веднага щом тя стане ненужна.

Следващият режим е **режим на контрол** на полезният товар. При разработката на нашият сателит този режим ще го разработим при избора на полезният товар. Самият режим измерва, изчислява или контролира полезният товар, пример за полезен товар е камера за заснемането на снимки. Тогава компютъра ще активира камерата и ще съхрани снимките, на няколко места. Някой сателити идват с контролери за полезният товар, други се контролират от бордовият компютър, но и в двата случая кода за контрол зависи напълно от функцията на товара.

Друг режим, който зависи от външни фактури е **режима за промяна на позицията** на сателита. С цел взимането на решение дали сателита трябва да бъде позициониран по различен начин, бордовият компютър разглежда телеметричните данни от няколко от системите. След като ги е разгледал той взима решение дали и как трябва да се премести самият сателит. След като е взето решение и нужните изчисления са калкулирани компютъра издава команда към контролера на модула за позициониране и тогава се вземат нужните действия. Пример за препозициониране е когато при събирането на информация от сензорите на сателита се определи, че мощността генерирана от соларните панели не е достатъчна за зареждане на батериите. Когато се установи, че зареждането не е оптимално и може да бъде подобрено с преместването на сателита, компютъра изчислява траекторията и нужните стъпки. Подава се команда на системата за контрол на позицията на сателита. Друг вариант за преместване или завъртане е при ненадеждна комуникация с наземната станция, тогава сателита може да бъде позициониран така, че диаграмата на насоченост на антените да е разположена оптимално към приемателната антена на наземната станция.

Другите два режима са често свързани заедно, те са за получаване и изпращане на информация към наземната станция. Нормално се разделят на два режима, поради различната консумация на енергия при получаване и изпращане на съобщения. При получаването на съобщения радиото слуша непрекъснато за получаване на комуникация, което харчи определен ток почти непрекъснато, като повечето комуникационни модули са оптимизирани да изразходват колкото се може по-малко ток. При изпращането е обратното, има кратък период на време в който се използва много ток. Режима на получаване най-често се свързва с хардуерно прекъсване, и при получаването на съобщение за начало на комуникация компютъра започва да чете и проверява получените съобщения за грешки. За целта се използват различни алгоритми за коригиране на грешки при радио комуникации (**примери**).

…

След това получаването на съобщение то се декодира и се сравнява с предефинирани команди, които компютъра може да изпълни. Примери за команди са: команда за изпращане на телеметрия за определен период, команда за изпращане на моментната телеметрия, команда за тестване изправността на системите, команда за използване на полезният товар, команда за пренасочване на сателита, команда за препрограмиране на компютъра, или други команди нужни за функционирането на сателита. Най-често след получаване и изпълняване на команда, сателита изпраща или информация поискана от наземната станция или потвърждение за изпълнение на команда. Изпращането и получаването на съобщения понякога е криптирано, или подсигурено с цел избягването на външен достъп до сателита.

За целите на дипломната работа ще интегрираме по един сензор от всеки вид описан в **4.3** и модул за комуникация с наземната станция. За да си улесним работата raspberry pi4 ще отговаря за комуникацията с наземната станция и съхраняването на телеметричните данни във вградената си SD карта. От друга страна събирането на телеметрия и изпълняването на командите ще се извършва от единият FPGA контролер. А другият ще играе ролята на watchdog и в последствие на контролер на полезният товар. За наземната станция ще разработим базов код, който изпраща команда към сателита от вградения в ардуино IDE сериен монитор. За целите на дипломната работа ще имаме само 3 команди, една за изпращане моментната телеметрия, една за изпращане на събраната за определен период телеметрия, и един за извършването на тестове. Кода на сателита ще интегрира и някои базови проверки на информацията с цел избягване на записването на неточна информация.

1. **Концепция за интеграция на модулен спътник TUESSat-01**

Възможни решения Бъдеща работа и бъдещо развитие

…

1. **Заключение**

…+

**10. Съдържание**

…

Списък с използваната литература

Списък с използваните съкращения и английски акроними и съкращения

Списък с използваните илюстрации

Списък със използваните таблици

Приложения 1.2.3…4…20…

**Списък с използвана литература**

1. State-of-the-Art Small Spacecraft Technology Small Spacecraft Systems Virtual Institute Ames Research Center, Moffett Field, California, 2023 www.nasa.gov/wp-content/uploads/2024/03/soa-2023.pdf?emrc=8ad1a1
2. A Guide to CubeSat Mission and Bus design, cloned version 2023 Frances Zhu <https://pressbooks-dev.oer.hawaii.edu/epet302/#main>
3. CubeSat Handbook From mission Design to Operations, Chantal Cappeletti, Simone Battistini, Benjamin K. Malphurs, Elseivier, Academic Press 2021

# A Guide to CubeSat Mission and Bus Desighn, Frances Zhu, https://pressbooks-dev.oer.hawaii.edu/epet302/

1. ARM in Space, Patrick Stakem (c) 2019

# Design and Implementation of an Onboard Computer and payload for Nano Satellite (CubeSat), Mohamed Alam, Anas Khamees, Tarek Abdelrahman, Ahmed harbi, September 2022 ,[Claremont-UC Undergraduate Research Conference on the European Union](https://www.researchgate.net/journal/Claremont-UC-Undergraduate-Research-Conference-on-the-European-Union-2154-5731?_tp=eyJjb250ZXh0Ijp7ImZpcnN0UGFnZSI6InB1YmxpY2F0aW9uIiwicGFnZSI6InB1YmxpY2F0aW9uIn19)

# On-Board Computer for CubeSats: State-of-the-Art and Future Trends, January 2024, Angela Cratere, LeandroGagliardi, Gabriela A. Sanca, Frederico Golmar, Francesco DelOlio [IEEE Access](https://www.researchgate.net/journal/IEEE-Access-2169-3536?_tp=eyJjb250ZXh0Ijp7ImZpcnN0UGFnZSI6InB1YmxpY2F0aW9uIiwicGFnZSI6InB1YmxpY2F0aW9uIn19) PP(99):1-1 DOI:[10.1109/ACCESS.2024.3428388](http://dx.doi.org/10.1109/ACCESS.2024.3428388)

1. Development of an on board computer for a nanosatellite, 2021 Horbach, Amadis, <http://hdl.handle.net/2268.2/11659>
2. Въведение в ракетно космическата техника, Владимир Михаилов, Георги Аспарухов, София, Техника 1982 г.

10.

11.

12. CubeSat Design Specification (1U-12U) REV14.1 CP-CDS-R14, CalPoly-San Luis Obispo, CA

13.

[CubeSat 101: Basic Concepts and Processes for First-Time CubeSat Developers, https://www.nasa.gov/wp-content/uploads/2017/03/nasa\_csli\_cubesat\_101\_508.pdf](CubeSat 101: Basic Concepts and Processes for First-Time CubeSat Developers,                            https://www.nasa.gov/wp-content/uploads/2017/03/nasa_csli_cubesat_101_508.pdf)

14. Speretta, S., Bouwmeester, J., Menicucci, A., Di Mascio, S., & Uludag, M. S. (2023). Command and data handling systems. In F. Branz, C. Cappelletti, A. J. Ricco, & J. Hines (Eds.), Next Generation CubeSats and SmallSats: Enabling Technologies, Missions, and Markets (pp. 369-399). Elsevier. https://doi.org/10.1016/B978-0-12-824541-5.00012-1