

БЪЛГАРСКА АКАДЕМИЯ НА НАУКИТЕ
ИНСТИТУТ ЗА КОСМИЧЕСКИ ИЗСЛЕДВАНИЯ И ТЕХНОЛОГИИ

гл. ас. инж. Павлин Атанасов Граматиков

АНАЛИЗ И СИНТЕЗ НА ВТОРИЧНИ
ЕЛЕКТРОЗАХРАНВАЩИ СИСТЕМИ ЗА БОРДНА
АЕРОКОСМИЧЕСКА АПАРАТУРА

А В Т О Р Е Ф Е Р А Т

на

ДИСЕРТАЦИЯ

за присъждане на образователната и научната степен „доктор“
по научна специалност: 02.02.08 „Динамика, балистика и управление
на полета на летателни апарати” (космически изследвания)

НАУЧНИ КОНСУЛТАНТИ:

чл. кор. проф. д.т.н. инж. Петър Стефанов Гецов
ИКИТ-БАН, София

доц. д-р инж. Бойчо Великов Бойчев
ИКИТ-БАН, София

София, 2015 г.

Дисертационният труд е обсъден и предложен за защита на заседание на разширен семинар на научно направление „Аерокосмически системи за управление“ - Институт за космически изследвания и технологии - БАН, гр. София.

Авторът на дисертацията работи като главен асистент в научна секция „Аерокосмическа техника и технологии“ в Института за космически изследвания и технологии - БАН.

Изследванията по дисертационния труд са извършени в Института за космически изследвания и технологии - БАН.

Уточнение: Номерата на фигурите, таблиците, формулите и литературата съответстват на тези в дисертационния труд.

Защитата на дисертацията ще се състои на XX.XX.2015 г. от XX:00 часа в зала XXX на блок 1, ул. „Акад. Г. Бончев“, Институт за космически изследвания и технологии-БАН, на открито заседание на научно жури в състав:

1. чл. кор. проф. д.т.н. инж. Петър Стефанов Гецов, ИКИТ-БАН
2. доц. д-р инж. Бойчо Великов Бойчев, ИКИТ-БАН
3. доц. д-р инж. Борис Илиев Василев, ТУ- София
4. доц. д-р инж. Ангел Белчев Цолов, ТУ- София
5. доц. д-р инж. Димитър Христов Богданов, ТУ- София

Резерви на журито:

1. проф. д.т.н. инж. Георги Сотиров, ИКИТ-БАН
2. доц. д-р Димо Иванов Зафиров ТУ- София, филиал Пловдив

Материалите за защитата са на разположение на интересующите се в канцеларията на Институт за космически изследвания и технологии - БАН, София, ул. „Акад. Г. Бончев“, блок 1 и в сайта на института: www.space.bas.bg .

Автор: гл. ас. инж. Павлин Атанасов Граматиков
Заглавие: „АНАЛИЗ И СИНТЕЗ НА ВТОРИЧНИ ЕЛЕКТРОЗАХРАНВАЩИ СИСТЕМИ
ЗА БОРДНА АЕРОКОСМИЧЕСКА АПАРАТУРА“
София, 2015
Тираж: 10 екземпляра.
Излиза от печат 2015 г.

Съдържание

Съдържание.....	3
I. ОБЩА ХАРАКТЕРИСТИКА НА ДИСЕРТАЦИОННИЯ ТРУД.....	4
II. СТРУКТУРА И СЪДЪРЖАНИЕ НА ДИСЕРТАЦИОННИЯ ТРУД.....	5
ГЛАВА 1: ЛИТЕРАТУРЕН ОБЗОР, КЛАСИФИКАЦИЯ, МЕТОДИ НА АНАЛИЗ И СИНТЕЗ НА ВЕС.....	7
<i>1.1. Класификация на импулсните източници на захранване.....</i>	<i>7</i>
<i>1.2. Методи за анализ и синтез на ВЕИ и ВЕС.....</i>	<i>9</i>
1.2.1. Аналитични методи на анализ и синтез на ВЕИ и ВЕС.....	9
1.2.2. Симулационни методи на анализ и синтез на ВЕИ и ВЕС.....	9
<i>1.3. Методи за изпитване на ВЕИ и ВЕС.....</i>	<i>16</i>
1.3.1. Методи за изпитване на наземните ВЕИ и ВЕС.....	16
1.3.2. Методи за изпитване на космическите ВЕИ и ВЕС.....	16
1.3.3. Класификация и методи за изпитване на ВЕИ и ВЕС за БЛА.....	20
<i>1.4. Анализ на ВЕИ и ВЕС за аерокосмическа апаратура.....</i>	<i>20</i>
1.4.1. Анализ на проект за ВЕС на прибор „ASLAV“.....	20
1.4.2. Анализ на блок на осветление на космическа оранжерия „Свет“.....	20
1.4.3. Анализ на руски космически ВЕИ и ВЕС.....	20
ГЛАВА 2: ВТОРИЧНИ ЕЛЕКТРОЗАХРАНВАЩИ ИЗТОЧНИЦИ И СИСТЕМИ НА НЕПИЛОТИРУЕМИ КОСМИЧЕСКИ АПАРАТИ.....	23
<i>2.1. ВЕС за междупланетен видеоспектрометричен комплекс „Фрегат“.....</i>	<i>23</i>
2.1.1. Реализация на видеоспектрометричен комплекс „Фрегат“ за АМС „Фобос“... ..	23
2.1.2. Анализ на ВЕС СУ ВСК за видеоспектрометричен комплекс „Фрегат“.....	23
2.1.3. Анализ на ВЕС ВЗУ ВСК за видеоспектрометричен комплекс „Фрегат“.....	25
2.1.4. Анализ на стабилизатор за видеоспектрометричен комплекс „Фрегат“.....	26
<i>2.2. Изследване на високоволтов ВЕИ и нисковолтова ВЕС, прибор „БРЕК“.....</i>	<i>26</i>
<i>2.3. Анализ на ВЕИ и ВЕС за борден радиолобителски комплекс.....</i>	<i>26</i>
<i>2.4. Анализ на ВЕС за прибор „ДЕП-2Е“ от проект „Апекс“.....</i>	<i>27</i>
<i>2.5. Изследване на ВЕС за прибор „ИД-2“ по проект „Компас“.....</i>	<i>28</i>
<i>2.6. Анализ на ВЕС за прибор „ASLAF“ по проект „ALOMAR eARI“.....</i>	<i>28</i>
ГЛАВА 3: ВТОРИЧНИ ЕЛЕКТРОЗАХРАНВАЩИ ИЗТОЧНИЦИ И СИСТЕМИ НА ПИЛОТИРУЕМИ КОСМИЧЕСКИ АПАРАТИ.....	30
<i>3.1. Изследване на ВЕС за прибор „Спектрометър-256“.....</i>	<i>30</i>
<i>3.2. Анализ на ВЕС за система за сбор на медикобиологични данни „Зора“.....</i>	<i>30</i>
<i>3.3. Изследване на ВЕС на радиометрична система „Р-400“.....</i>	<i>30</i>
<i>3.4. Изследване на ВЕИ на астрофизичен комплекс „Рожен“.....</i>	<i>32</i>
<i>3.5. Анализ на три ВЕС за космическа оранжерия „Свет-2“.....</i>	<i>33</i>
<i>3.6. Анализ на ВЕС за система сбор на невро-биологични данни „Невролаб-Б“..</i>	<i>36</i>
ГЛАВА 4: ВТОРИЧНИ ЕЛЕКТРОЗАХРАНВАЩИ ИЗТОЧНИЦИ И СИСТЕМИ НА БЕЗПИЛОТНИ ЛЕТАТЕЛНИ АПАРАТИ.....	37
<i>4.1. Обекти на бордно електрозахранване на БЛА.....</i>	<i>38</i>
<i>4.2. Електрозахранване за нуждите на БЛА -60 kg.....</i>	<i>38</i>
<i>4.3. Изследване ВЕС-ЛД за лазерен далекомер 20 kt.....</i>	<i>39</i>
<i>4.4. Анализ и синтез на ВЕИ-Ж за жирокоп.....</i>	<i>41</i>
Научни и научно-приложни приноси на автора.....	43
ПРИЛОЖЕНИЕ Б: Публикации на автора по дисертационния труд.....	45
ПРИЛОЖЕНИЕ В: Библиографски списък.....	46
ПРИЛОЖЕНИЕ Г: Модели, симулации и ЕМС на ВЕИ.....	53
ПРИЛОЖЕНИЕ Д: Списък на съкращенията.....	54

I. ОБЩА ХАРАКТЕРИСТИКА НА ДИСЕРТАЦИОННИЯ ТРУД

Предмет на изследването

Дисертационният труд е в областта на научната специалност 02.02.08 „Динамика, балистика и управление полета на летателни апарати”. В дисертацията са формулирани целите и задачите, свързани с анализ и синтез на бордни вторични електрозахранващи системи (ВЕС).

Актуалност на темата

А) Актуалност на анализа на космически ВЕС.

Актуалността на анализа на ВЕС за бордна космическа апаратура (БКА) е свързана с подобряване на теоретичните и експерименталните изследвания на ВЕС (като модели, методика, идеи, алгоритми и др.). Част от научната значимост от тези дейности се свежда до обясняване, обобщаване и класификация на процесите и структурите на ВЕИ и ВЕС. Анализът на космическите ВЕС продължава на борда на автоматичните (непилотируеми) и пилотируеми космически апарати (КА). В първия случай се използват средствата за телеметричен контрол и статистика, а във втория е включен и човешкият фактор на астронавта, като: оператор на ВЕС в ръчен режим (авариен и основен); експлоатация и ремонт в дългогодишен план при използване на ВЕС на борда на орбитални станции [33]. Анализирането на топлинните процеси във ВЕС спомага за увеличаване на надеждността и ресурса на ВЕС [32], [81]. Например анализът на ВЕС е свързан с подобряване на работата на двигателни установки, коригиращи орбитата на КА [82]. При многогодишно използване на ВЕС предварително се извършва задълбочен анализ на градивните елементи с най-кратък ресурс в космически условия. При ВЕС от гледна точка на високи работни температури на корпуса това са електрическите кондензатори и ключовите елементи, работещи при висока честота [92]. На космическата радиация най-уязвими са контролерите и ключовите транзистори на ВЕС [98]. Изброените научни дейности позволяват подобряване на необходимите качества на ВЕС, обуславящи дългогодишно и пълноценно функциониране в комплекса от БКА.

Б) Актуалност на синтеза на космически ВЕС.

При синтеза на космически ВЕС са характерни малки финансови ограничения при избора на градивни елементи и схемотехника. За едно изделие се влага значително количество научен труд с цел надеждност, високи технически показатели и дългогодишен живот на ВЕС. Тегловните характеристики при космически условия на приложение не са на преден план - например при междупланетните полети се прилага двойно и тройно резервиране не само на ВЕС, но и на бордните научни и служебни апаратури [11], [26].

Актуалността на синтеза на ВЕС за БКА е свързана с удовлетворяване на бързо изменящите се комплексни изисквания към ВЕС и развитието на схемотехниката и елементната база за ВЕС. Номенклатурата на електронната компонентна база на един среден спътник е 1500÷2000 елемента [98], което изисква продължителен анализ и подбор на компонентите при синтез. Специфичното при синтез на конкретен космически ВЕС са *изборът* на елементната база според условията на работа и *настройките* на параметрите на ВЕС според космическия апарат и експеримент. При синтез на ВЕС от гледна точка на космическата радиация, трябва да се избягва използването на уязвими електронни компоненти [98], като високоволтови диоди, мощни транзистори и сложни контролери за ВЕС. Слабо уязвими са пасивните компоненти, а критични за употреба са: запомнящите устройства, оптоелектронните прибори със зарядна връзка, интегралните схеми, микропроцесорите, програмируемите логически интегрални схеми и др. [97].

В) Актуалност на анализа на въздухоплавателни ВЕС.

Анализът на въздухоплавателни ВЕС е свързан с: техническо-икономически обзор на съществуващи електрозахранващи системи като готови завършени изделия;

експертна оценка и класификация на предложени изделия и елементна база; лабораторни и експериментални изпитвания на произведени и авторски ВЕС по собствени специфични индивидуални методики; летателни изпитвания по комплексни методики.

Г) Актуалност на синтеза на въздухоплавателни ВЕС.

При синтеза на въздухоплавателни ВЕС са характерни технологично-финансовите ограничения на схемния и елементния избор. За разработката на едно изделие се влага средно количество научен труд с цел минимизация на електромагнитната съвместимост (ЕМС), теглото и обема на електрозахранването - включително и кабелите. Надеждността и ресурсът на използваното оборудване трябва да е удовлетворителна за сравнително краткото време на полет (обикновено до 24 часа) в клас на безпилотни летателни апарати (БЛА) до 300 kg, разглеждани в тази дисертация. Затова при БЛА не е актуална резервацията на ВЕС, а от техническите показатели на ВЕС се изискват: модулност с цел добра ремонтно-пригодност; гъвкавост при различни задачи на полета; задоволителна ЕМС за конкретния БЛА и висок коефициент на полезно действие (КПД).

Цели

Обект на дисертацията са методите и техническите средства при анализ и синтез на бордна ВЕС. В апаратурата, която служи за събиране на научна информация за различни процеси в космически условия (например в областта на дистанционното изследване на Земята и планетите, космическата физика, космическите биотехнологии и медицина, космическата астрономия, Слънчево-земната физика и др.) трябва да се оцени ролята на ВЕС като функционален елемент, както и параметрите на ВЕС, които определят качеството на данните от експериментите. При аерокосмическите ВЕС е нужно да се извърши научен анализ, оценка и сравнение на новите схемни решения и елементи на ВЕС спрямо добре известните стари, както и да се анализира ресурсът на живот на ВЕС при дълготрайни космически експерименти. *Трябва да се извърши трансфер на технологии от космически ВЕС към ВЕС за БЛА.*

Задачи на изследването

Предмет на изложението са методите и средствата за изследване на процесите и проектиране на ВЕС за бордна аерокосмическа апаратура. Следните основни и методологични и технически проблеми са поставени като цели и задачи:

- Функционално **структуриране, моделиране** и проектиране на **ВЕС** съобразно специфичността на захранването от тях научноизследователска апаратура в нейните режими и циклограми и съгласно характеристиките на бордните първични електрозахранващи системи (ПЕС);

- Методика на изследване и подобряване на **параметрите** на ВЕС при съвместната им работа в комплекса от научна апаратура при различни циклограми и въздействия от параметрите на полета, регламентирани в техническата документация на ПЕС и на аерокосмическия апарат (с цел преминаване на приемните **изпитвания** [49], [109] по електромагнитна съвместимост, въздействия на околната среда и др.);

- Разкриване на закономерности, взаимодействия, свойства и стойности на фактори и параметри на отделните ВЕИ с цел обезпечаване на **функционалността** на ВЕС при съвместна работа с бордната апаратура за дълговременен период в аерокосмически условия (с цел продължителна експлоатация на ВЕС) [108].

II. СТРУКТУРА И СЪДЪРЖАНИЕ НА ДИСЕРТАЦИОННИЯ ТРУД

Структура

Дисертацията съдържа увод, четири глави и приложения, отпечатани на 129 страници. Изложението е подкрепено с фигури на функционални, структурни и блокови схеми на ВЕС, както и графични зависимости на параметри на ВЕС. Дадени са 14 таблици, съдържащи данни за получени резултати и 88 аналитични зависимости на

параметри на ВЕИ и ВЕС. Представени са 10 програми за симулация. Цитирани и проучени са общо 109 заглавия на литературни източници, представени на 8 страници.

Публикации и апробация на дисертационния труд

Основните части на дисертацията са публикувани: в международно списание с импакт фактор; в българско списание; в сборници на научни сесии на ИКИТ- БАН; в годишни издания с научни трудове и разработки от научни конференции в България. Представените 22 авторски научно-приложни изследвания и разработки са реализирани в секция „Аерокосмичека техника и технологии“ на Института за космически изследвания и технологии - БАН и са използвани при реализацията на 12 космически бордни проекта на ИКИТ от 1987 г. до 2004 г. и на един проект на безпилотен летателен апарат след 2008 г. Приложен е и списък на публикациите по темата на дисертационния труд, включващ 7 заглавия, от които 3 са самостоятелни и 4 са в съавторство.

Съдържание

А) Увод

Дадени са тълкуване и съдържание на термините в темата на дисертационния труд и решаваните задачи. Изложени са мотивите за разработка на дисертацията. Обоснована е актуалността на темата, дефинирани са основните цели и задачи на дисертацията. Изложени са обектите на анализ и синтез, както и значимостта на изследването. Изяснени са методологията на изследването, предмета и обекта на дисертационния труд.

Б) Първа глава

Разгледани са класификацията и параметрите на различните импулсни източници за електрозахранване, методите за проектиране, изследване и изпитване на ВЕС, както за наземни, така и за аерокосмически приложения. Дадени са основните схеми на импулсни преобразуватели. Те са сравнени по важни параметри и по приложение. Посочени са различни методи на проектиране, разгледани са особеностите на работа в импулсен режим на гравитните елементи на ВЕС. Представени са формули за анализ и синтез на дросели и трансформатори. Особено внимание е обърнато на симулационните методи на проектиране и изследване на ВЕС с помощта на пълни функционални модели на ВЕС, реализирани със съвременни програмни продукти на 10 водещи световни фирми в тази област [107]. Разгледани са методите на изпитване на ВЕС с наземно и аерокосмическо приложение. Изброени са изискванията и особеностите на работа на ВЕС на борда на: междупланетна станция, орбитална станция „Мир” и Международната Космическа станция. За БЛА е извършена класификация и е посочен метод на изпитване. Извършен е анализ на конкретни космически ВЕС - две български и три руски.

В) Втора глава

Представени са изследвания и анализ на 8 авторски ВЕИ и ВЕС с приложение в непилотируеми космически апарати. Посочени са особености при реализацията на три ВЕС за видеоспектрометричен прибор (на междупланетен космически апарат), използвана като система за **навигация на полета** [106]. Показана е връзката на структурата на ВЕС с научната програма на полета, както и специфичната техника за самоконтрол и логика на резервиране, при което се реализира реконфигурация на апаратната структура при аварийни ситуации. При междупланетни полети големите разстояния до Земята дават голямо закъснение на информацията на състоянието на ВЕС, както и на командите за управление. Това налага при повечето нещатни ситуации бордният компютър или самата ВЕС сами да взимат решение за наличие на повреда, сами да се „ремонтират“ като превключват на първа или втора резервна схема, платка или система да влизат в безопасен режим до рестартиране или команди от Земята [26]. Дадени са особеностите на ВЕС на космически прибор за изследване на енергийния спектър на отрицателно заредени частици и йони в околоземното пространство [16].

Посочени са особеностите на ВЕС за бордови радиоретранслатор на космическа орбита. Разгледана е комплексно сложна ВЕС от космически прибор за изучаване на електродинамичните процеси в йоносферата и магнитосферата на Земята [55].

Представен е ВЕС, изпълняващ изискванията на прибор от микросателит за изследване на предвестниците за земетресения и ефектите от техногенни въздействия върху околната среда [48]. Изследвана и анализирана е ВЕС от прибор за измерване на пряката слънчева $L\alpha$ радиация, използван на борда на европейската ракета „HotPay-1“, съгласно проект с Европейския съюз [76].

Г) Трета глава

Представени са изследвания и анализ на 8 авторски ВЕС с приложение за пилотируеми космически апарати. Представените разработки са използвани дългогодишно на борда на орбиталната станция „Мир“.

Разгледана е ВЕС от космически прибор за дистанционно изследване на спектралните отражателни характеристики на образувания на земната повърхност във видимата и близката инфрачервена област на светлината в диапазона $450\div 830\text{ nm}$ [44].

Анализирана е ВЕС за компютърна система за сбор и обработка на данни от космически комплексни неврофизиологични експерименти с астронавти [5], [9].

Изложени са параметрите на ВЕС за космическа сканираща дуполяризиционна радиометрична система за измерване на амплитудното и пространствено разпределение на собственото радиотоплинно излъчване на земната повърхност в микровълновия диапазон. Тя може да определи температурата на водните басейни, влажността на почвения слой, зоната на валежите, възрастта на ледниците в полярните области, разпределението на плаващите ледове в полярните области и др. [25].

Представена е ВЕС за газоразряден екран от бордна компютизирана система за космическа астрономия, идентифицираща обекти от небесната сфера [41].

Анализирана е комплексна ВЕС на космическа оранжерия „Свет-2“, състояща се от три ВЕС: за водната помпа; за 6 луминесцентни лампи и блок управление [28], [56], [77].

Анализирана е ВЕС на система за комплексно изследване на психофизиологическото състояние на астронавтите, използвана като наземна и бордна щатна апаратура за провеждане на научни експерименти с помощта на редица международни екипажи на орбиталната станция „Мир“.

Д) Четвърта глава

Представени са изследвания и анализ на 6 авторски ВЕС, обезпечаващи комплексно електрозахранване на апаратури за БЛА от самолетен тип с маса $50\div 300\text{ kg}$.

Даден е борден преобразувател „генератор-акумулатор“ за БЛА [104].

Анализирана е ВЕС „акумулатор-борд“, обезпечаваща 12 бордни потребителя с вторично електрозахранване. Изградена е на модулен принцип с галванично развързване на командите и изходните напрежения. Пример е за трансфер на космически технологии.

Представен е преобразувател за бордна мигаща бяла лампа за БЛА [102].

Преобразувателят за паралелен заряд на четири клетки на акумулатор от 220 Vac е предназначен за зареждане на борден акумулатор за БЛА.

Представена е ВЕС на лазерен далекомер с далечина $50\div 20000\text{ m}$, като възможна част от бордната измервателна апаратура на БЛА.

Дадени са изчисления и описание на ВЕС за жироскоп с приложение за БЛА [105].

ГЛАВА I. ЛИТЕРАТУРЕН ОБЗОР, КЛАСИФИКАЦИЯ, МЕТОДИ НА АНАЛИЗ И СИНТЕЗ НА ВЕС

1.1. Класификация на импулсните източници на електрозахранване

Според типа на техническите условия на експлоатация в космическите апарати се разграничават две основни групи апаратури: за непилотируеми КА и за пилотируеми КА.

Според условията на работа на апаратурата, всяка от двете групи се класифицира на още два вида: за работа в изкуствена атмосфера на КА или в открит космос.

А) Основни схеми на импулсни преобразуватели.

В космическите ВЕС задължително се използват ВЕИ с галванично разделяне не само по отношение на входно-изходните съединения, а и спрямо корпус, управляващи и телеметрични вериги. При БЛА се минимизира теглото и обикновено се прилагат ВЕИ без галванично разделяне, без дросел или с един силов дросел.

В зависимост от структурата си ВЕИ и ВЕС с галванично разделяне биват:

- Еднотактни: прав преобразувател „forward“ с един или два полупроводникови ключа и обратен „flyback“ преобразувател с един или два полупроводникови ключа;
- Двухотактни преобразуватели (мостова, полумостова и схема със средна точка);
- Многофазови преобразуватели.

Видове СИП с един дросел:

– Понижаващ „buck“, за който е характерно: $V_o < V_i$; $V_o = D \cdot V_i$ (фиг. 1)

– Повишаващ „boost“, за който е характерно: $V_o > V_i$ (фиг. 2) и формула (1.1);

Във формула (1.1) параметърът D представлява коефициент на запълване K_z на импулсите в ключа SI .

$$(1.1) \quad V_o = \frac{V_i}{1 - D}$$

– Инвертиращ „buck-boost“, за който е характерно смяната на поляритета на V_o спрямо V_i , и формула (1.2);

$$(1.2) \quad V_o = -\frac{D \cdot V_i}{1 - D}$$

– Чук конвертор „Ćuk converter“, формула (1.2).

Б) Основни видове на ВЕИ за космически цели.

• **Трансформаторен обратноходов преобразувател.** Трансформаторният обратноходов преобразувател (flyback converter) е еднотактен импулсен преобразувател на постоянно в постоянно напрежение с галванично развързване на първичните и вторичните вериги. При затваряне на ключа, към първичната намотка на трансформатора N_p се подава напрежението V_i от първичния източник и в нея се натрупва енергия. При отваряне на ключа се индуцира напрежение във вторичната намотка N_s , което отпушва диода във вторичната страна. В N_s започва да протича ток, който едновременно зарежда изходният кондензатор и захранва товара. Докато ключът е отпушен, товарът се захранва само от кондензатора. Чрез коефициента на запълване на управляващите импулси D на ключа се регулира изходното напрежение V_o . С формула (1.3) е описана зависимостта между V_o и V_i :

$$(1.3) \quad V_o = V_o = \frac{D}{1 - D} \frac{N_s}{N_p} V_i$$

• **Трансформаторен еднотактен правоходов преобразувател.** Виж израз (1.4).

$$(1.4) \quad V_o = D \frac{N_s}{N_p} V_i$$

• **Трансформаторен двухотактен импулсен преобразувател (със средна точка).**

• **Трансформаторен полумостов преобразувател.**

1.2. Методи на анализ и синтез на ВЕИ и ВЕС.

1.2.1. Аналитични методи на анализ и синтез на ВЕИ и ВЕС.

Във ВЕИ при процеса си на превключване транзисторът преминава през четири режима: включено, изключено, състояние на включване и състояние на изключване.

Съответно четирите параметъра, определящи стойността на топлинните мощности в отделните четири режима са: V_{CEsat} ; I_{CEo} ; t_{on} и t_{off} . При увеличаване на работната честота нарастват стойностите на мощностите, зависещи от t_{on} и t_{off} . Времето на включване t_{on} на транзистора, се състои от време на задържане на фронта t_d и време на нарастване t_r , а времето на изключване t_{off} се състои от време на разсейване t_s и време на спадане t_f , изрази (1.8), (1.9).

Обикновено $U_{CEsat} = 0,1 \div 0,4 V$. За базисния I_{Bsat} и колекторния ток I_{Csat} в режим на насищане са в сила зависимостите (1.5) и (1.6):

$$(1.5) \quad I_{Bsat} = \frac{I_{Csat}}{\beta}$$

$$(1.6) \quad I_{Csat} = \frac{E_C - U_{CEsat}}{R_C}$$

Когато базисният ток стане по-голям от базисния ток на насищане, транзисторът се насища. Степента на насищане K , [-] се определя от съотношението (1.7) и влияе на бързодействието на транзистора, като има оптимална стойност:

$$(1.7) \quad K = \frac{I_B}{I_{Bsat}} = 2 \div 5$$

$$(1.8) \quad t_{on} = t_d + t_r$$

$$(1.9) \quad t_{off} = t_s + t_f$$

При MOS транзисторите с увеличаването на пробивното напрежение нараства и тяхното съпротивление в отпушено състояние $R_{ds(on)}$, като зависимостта е нелинейна. При мощните MOS транзистори, между сорса и гейта има значителен паразитен капацитет. Драйверното стъпало трябва да работи с капацитивен товар, бързо да зарежда и разрежда гейта с големи токове. Драйверът е добре да има две части, осигуряващи поотделно зареждане и разреждане на гейта. Паразитните индуктивности на трансформаторите и на монтажа генерират големи отскоци на напрежението, които могат да повредят MOS транзистора.

IGBT транзисторите представляват комбинация от MOS транзистор на входа и тиристор на изхода. IGBT се препоръчват при изходна мощност над $500 W$, където те са добър компромис между бързина на превключването и напрежение на насищане. Загубите от комутация при IGBT транзисторите се намаляват при употреба на „мека“ техника на превключване: при нулево напрежение (ZVS), или при нулев ток (ZCS). Превключването при нулев ток се прилага предимно при резонансните преобразуватели, а превключване при нулево напрежение - за ИП с ШИМ.

А) Изследване на дросели.

При реализиране на малки серии от аерокосмически ВЕИ и ВЕС преобладаващ процент от дроселите не са закупуват в завършен вид, а се проектират специално и се изпълняват ръчно. Като нестандартен елемент, отговорен за основните функции и параметри на ВЕИ към тях се обръща специално внимание при проектиране и конструиране. Магнитната индукция B , [T] отразява плътността на магнитното поле в магнитопровода съгласно израза (1.10), където:

- $\mu_0 = 4 \cdot \pi \cdot 10^{-7}$ е магнитната проницаемост на вакуума [H/m];
- μ_r е относителната магнитната проницаемост на магнитопровода [-];
- H е напрегнатостта на магнитното поле [A/m].

$$(1.10) \quad B = \mu_0 \cdot \mu_r \cdot H$$

Магнитният поток Φ [Wb] през магнитопровод със сечение A_e се изчислява съгласно зависимостта (1.11):

$$(1.11) \quad \Phi = A_e \cdot B$$

Размерите на магнитопровода $W_a A_e$ при една намотка се определя от израза (1.12):

- W_a е площта на прозореца за навиване на намотките [m^2];
- A_e е ефективното сечение на магнитопровода [m^2];
- P_{out} е изходната мощност на СИП [H/m];
- d_w е сечението на проводника на намотката [m^2];
- f е работната честота [Hz];
- B_{max} е максималната индукция на сърцевината на магнитопровода [T].

$$(1.12) \quad W_a \cdot A_e = \frac{0,68 \cdot P_{out} \cdot d_w}{f \cdot B_{max}}$$

За дросел с форма на тороид без въздушна междина индуктивността в ненаситено състояние L_u , [T] се определя от формулата (1.13) където:

- N е броят на навивките [-];
- l_{avg} е средната дължина на магнитната силова линия на магнитопровода [m];

$$(1.13) \quad L_u = \frac{\mu_0 \cdot \mu_{ru} \cdot A_e \cdot N^2}{l_{avg}}$$

Индуктивността L за тороидален дросел с въздушна междина δ , [m] се определя от израза (1.14), където μ_r е специфичната магнитната проницаемост на магнитопровода.

$$(1.14) \quad L = \frac{\mu_0 \cdot \mu_r \cdot A_e \cdot N^2}{l_{avg} + \delta \cdot \mu_r}$$

Токът на насищане I_{sat} на магнитопровода се намира съгласно (1.15):

$$(1.15) \quad I_{sat} = \frac{H \cdot l_{avg}}{N}$$

Нужният размер на въздушната междина δ на магнитопровода се изчислява съгласно (1.16):

$$(1.16) \quad \delta = \mu_0 \cdot (I_{sat} - H \cdot l_{avg}) \cdot \frac{1}{B}$$

Броят на намотките на дросел с въздушна междина δ се определя от израза (1.17):

$$(1.17) \quad N = \sqrt{\frac{L \cdot \left[\frac{(l_{avg} - \delta)}{\mu_0 \cdot \mu_r} + \frac{\delta}{\mu_0} \right]}{A_e}}$$

Равенството (1.18) е в сила за токовете на индуктора в произволна схема на ВЕС:

$$(1.18) \quad \Delta I_{on} = \Delta I_{off}$$

Ако за всеки период токът достига до 0 [A] имаме прекъснат режим на работа (DCM – discontinuous conduction mode) в противен случай имаме непрекъснат режим (CCM – continuous conduction mode). За една индуктивност в установен режим е в сила така нареченият баланс волт-секунда – виж (1.19) за E_t , [V/s]:

$$(1.19) \quad E_t = V_{on} \cdot t_{on} = V_{off} \cdot t_{off}$$

Съставлящи на тока през намотката са $I_{ac} = \frac{\Delta I}{2}$ и I_{dc} . Пиковият ток на превключване I_{pk} (важи за намотка, ключов елемент и диод) се определя от (1.20):

$$(1.20) \quad I_{pk} = I_{dc} + I_{ac}$$

Коефициентът на пулсации на тока r , [-] се определя от (1.21), където I_L е токът на индуктора:

$$(1.21) \quad r = \frac{\Delta I}{I_L} = \frac{2 \cdot I_{ac}}{I_{dc}}$$

При $r = 0$ или имаме безкрайно голяма индуктивност, при $r = 2$ имаме граница между прекъснат и непрекъснат режима при $r > 2$ имаме форсиран режим. За произволна топология е в сила (1.22), където V_{on} и V_{off} са съответно времето на отпушено и запушено състояние на ключа S_1 , а I_L е токът през индуктивността L

$$(1.22) \quad r = \frac{V_{on} \cdot D}{f \cdot L \cdot I_L} = \frac{V_{off} \cdot (1 - D)}{f \cdot L \cdot I_L}$$

Може да се изчисли r за Buck, Boost и Buck-Boost преобразувател съответно по формулите (1.23), (1.24) и (1.25), където: V_D е спадът на диода в права посока; V_{SW} е спадът на отпушен ключ, а I_O е изходният постоянен ток:

$$(1.23) \quad r_{bk} = \frac{(V_O + V_D) \cdot (1 - D)}{f \cdot L \cdot I_O}$$

$$(1.24) \quad r_{bt} = \frac{(V_O + V_D - V_{SW}) \cdot D}{f \cdot L \cdot I_O} (1 - D)^2$$

$$(1.25) \quad r_{bk_bt} = \frac{(V_O + V_D)}{f \cdot L \cdot I_O} (1 - D)^2$$

Индуктивността L [H] може да се опише с израза (1.26):

$$(1.26) \quad L = \frac{V_{on} \cdot D}{f \cdot r \cdot I_L}$$

За произволен ВЕИ една индуктивност при максимален работен ток I_{max} е добре да има коефициент $r = 0,3 \div 0,5$. Практически при проектиране се задава първо r , след това f и накрая се изчислява L . Нека при максимален изходен ток I_{out_max} се приеме $r = 0,4$ и при това условие да се изчисли при колко процента от I_{out_max} се достига до режим на прекъснат ток I_{dcm} при намаляване на изходния ток:

$$(1.27) \quad I_{dcm} = 0,4 \cdot I_{out_max} / 2 = 20\% \cdot I_{out_max}$$

В табл.1а са сравнени зависимостите на токовете от параметрите V_O , L , f и D при различни основни преобразуватели. В последният ред е дадено условието при какви входни напрежения се изчисляват L и r .

Табл.1а

Buck	Buck-Boost	Boost
$I_{ac} = \frac{V_O}{2 \cdot L \cdot f} (1 - D)$	$I_{ac} = \frac{V_O}{2 \cdot L \cdot f} (1 - D)$	$I_{ac} = \frac{V_O \cdot D}{2 \cdot L \cdot f} (1 - D)$
$I_{dc} = I_O$	$I_{dc} = \frac{I_O}{1 - D}$	$I_{dc} = \frac{I_O}{1 - D}$
$I_{pk} = I_O \cdot (1 + r/2)$	$I_{pk} = \frac{I_O}{1 - D} (1 + r/2)$	$I_{pk} = \frac{I_O}{1 - D} (1 + r/2)$
P_{Lmax} при V_{in-max}	P_{Lmax} при V_{in-min}	P_{Lmax} при V_{in-min}

Размерът на индуктивността L зависи от нейната енергия E_L , формула (1.28)

$$(1.28) \quad E_L = 0,5 \cdot L \cdot I_{pk}^2$$

При избор на индуктивности се използва зависимостта (1.29), без значение от схематехника, честота и напрежения :

$$(1.29) \quad \frac{E_t}{r} = L \cdot I_L$$

Законът за електромагнитната индукция за намотка, намираща се в променливо магнитно поле може да се опише със зависимостта (1.30):

$$(1.30) \quad V = N \frac{d\Phi}{dt} = N \cdot A_e \cdot \frac{dB}{dt} = L \frac{dI}{dt}$$

Индуктивността може да бъде изразена с намотки N , магнитен поток Φ и електрически ток I съгласно формулата (1.31)

$$(1.31) \quad L = N \cdot \Phi / I$$

Коефициент на индуктивност A_L , характеризиращ един магнитопровод с определена въздушна междина е даден с израз (1.32):

$$(1.32) \quad A_L = L / N^2$$

Независимото уравнение за напрежение е дадено с израз (1.34). Намалването на тока до нула нулира магнитната индукция. Коефициентът на пропорционалност между тях е отношението $\frac{L}{N \cdot A_e}$. Съответно за пиковата индукция B_{pk} и за променливата съставна на индукцията B_{ac} са в сила формулите (1.35) и (1.36)

$$(1.34) \quad \Delta B = \frac{L \cdot \Delta I}{N \cdot A_e}, \quad B = \frac{L \cdot I}{N \cdot A_e}$$

$$(1.35) \quad B_{pk} = \frac{L \cdot I_{pk}}{N \cdot A_e} = \frac{A_L \cdot N \cdot I_{pk}}{A_e}$$

$$(1.36) \quad B_{ac} = r \cdot B_{pk} / (r + 2) = \Delta B / 2$$

За повечето феритни материали $B_{pk} < 0,25 \div 0,30$. При правоъгълна форма на напрежението за B_{ac} се получава зависимостта (1.37):

$$(1.37) \quad B_{ac} = \frac{V_{RMS}}{4 \cdot f \cdot N \cdot A_e}$$

Зависимото уравнение за напрежение, отнесено за индукцията, може да се опише чрез израза (1.38):

$$(1.38) \quad \Delta B = \frac{V \cdot \Delta t}{N \cdot A_e}, \quad B = \frac{V_{on} \cdot D}{2 \cdot f \cdot N \cdot A_e}$$

Загубите в проводника P_{cu} зависят от стойностите на I_{rms} в намотката и нейното съпротивление R_{dc} , съгласно формулите (1.39), (1.40) и (1.41):

$$(1.39) \quad P_{cu} = R_{dc} \cdot I_{rms}^2$$

$$(1.40) \quad I_{rms} = [(I_{ac} / \sqrt{3})^2 + I_{dc}^2]^{0,5}$$

$$(1.41) \quad I_{rms} = I_{dc} (1 + r^2 / 12)$$

Загубите в магнитопровода P_{core} зависят от индукцията B_{ac} , честотата f , и температурата на материала. За определена температура те се описват с три константи a , b и c , съгласно формула (1.42):

$$(1.42) \quad P_{core} = a \cdot B_{ac}^b \cdot f^c \cdot V_e$$

Общите загуби P_{tot} на дросела се пресмятат според (1.43). За повечето индуктори от феритни материали $P_{core} = 0,05 \div 0,10 P_{tot}$, а при магнитопроводи от алсифер $P_{core} = 0,20 \div 0,30 P_{tot}$.

$$(1.43) \quad P_{tot} = P_{cu} + P_{core}$$

С помощта на израз (1.44) се пресмята нарастването на температурата ΔT , според топлинното съпротивление P_{th} на конкретният магнитопровод и P_{tot} . Обикновено чрез избор на проводника се проектират такива загуби P_{tot} , че $\Delta T = 50^\circ\text{C}$.

$$(1.44) \quad \Delta T = P_{th} \cdot P_{tot}$$

Мощността на загубите на ключовия транзистор P_{sw} се пресмята според (1.45), където R_{DS} е съпротивлението на отпушен канал.

$$(1.45) \quad P_{sw} = R_{DS} \cdot I_{rms}^2$$

Мощността на загубите на изходния кондензатор P_{cap_out} се изчислява според израза (1.46), където ERS е еквивалентното последователно съпротивление на кондензатора на работната честота на ВЕИ.

$$(1.46) \quad P_{cap_out} = ERS \cdot I_{rms_out}^2$$

Изходният ток I_{rms} , преминаващ през изходния кондензатор съответно за Buck и Boost преобразуватели е даден с изразите (1.47) и (1.48):

$$(1.47) \quad I_{rms_out} = I_{out} \cdot [(r_{Dmin} / \sqrt{12})^2 + 1]^{0,5}$$

$$(1.48) \quad I_{rms_out} = I_o \cdot \left[\frac{(r_{Dmin} / 12)^2}{1 - D_{max}} + \frac{D_{max}}{1 - D_{max}} \right]^{0,5}$$

Сравнението на енергиите на кондензатор E_{cap_vol} и дросел E_{dr_vol} при еднакви обеми е направено с изразите (1.49), (1.50) и (1.51). Отношението K_{cap_dr} доказва, че при разгледаните два конкретни елемента (дросел и кондензатор), 266 пъти по-ефективен за съхранение на енергия в единица обем е кондензаторът.

$$(1.49) \quad E_{cap_vol} = \frac{C.V^2/2}{(\pi.h.D^2/4)^2} = 28,8 \cdot 10^{-6} [J/mm^3]$$

$$(1.50) \quad E_{dr_vol} = \frac{L.I^2/2}{(\pi.h.D^2/4)^2} = 0,108 \cdot 10^{-6} [J/mm^3]$$

$$(1.51) \quad K_{cap_dr} = \frac{E_{cap_vol}}{E_{dr_vol}} = 28,8/0,108 = 266$$

При избора на тока I_{sat_L} на насищане на един дросел или трансформатор, той трябва да е поне с 20 % над токовата защита на ключовия елемент, при нормални условия на работа, претоварване или късо съединение. Проводникът на индуктура трябва да е проектиран да издържа продължителен ток, обикновено зададен от токовата защита.

Обемът V_{e_tor} на тороидална сърцевина с външен и вътрешен диаметър диаметър (D_{out} и D_{in}) и височина h се пресмята съгласно (1.52), (1.53) и (1.54):

$$(1.52) \quad V_{e_tor} = A_e \cdot l_e$$

$$(1.53) \quad A_e = \frac{h/2 \cdot \ln(D_{out}/D_{in})^2}{\left(\frac{1}{D_{in}} - \frac{1}{D_{out}}\right)}$$

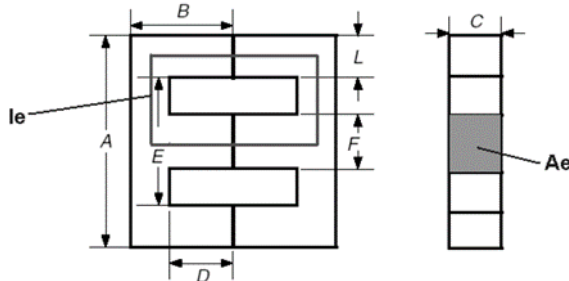
$$(1.54) \quad l_e = \frac{\pi \cdot \ln(D_{out}/D_{in})}{\left(\frac{1}{D_{in}} - \frac{1}{D_{out}}\right)}$$

За енергията E , съхранена в един индуктор важи зависимостта (1.55):

$$(1.55) \quad E = 0,5 \cdot B \cdot H \cdot V_e = \frac{0,5 \cdot B^2 \cdot V_e}{\mu \cdot \mu_0}$$

Пресмятането на обема V_{e_e} на E-сърцевина с размери A,B,C,D,L,F и D може да се изчисли съгласно израза (1.56).

$$(1.56) \quad V_{e_e} = A_e \cdot l_e = FC \cdot [2(D+B) + (L+E)]$$



$$A_e = 2 \cdot L \cdot C = FC$$

$$l_e = 2(D+B) + (L+E)$$

При въвеждане на въздушна междина l_g в един индуктор като положителен резултат се повишава напрегнатостта на полето, но не се променя B_{sat} . Обобщената формула е (1.57), където $\mu = \mu_c/\mu_0$ е число на относителния пермеабилитет, μ_c е пермеабилитета на магнитната сърцевина, μ_0 е пермеабилитета на въздуха.

$$(1.57) \quad B = \frac{\mu_c \cdot N \cdot I}{l_e + \mu \cdot l_g}$$

Коефициентът на индуктивност A_L при въздушна междина l_g се пресмята съгласно израза (1.58), където z е безразмерен коефициент, равен на отношението $(l_e + \mu \cdot l_g)/l_e$:

$$(1.58) \quad A_L = \frac{1}{z \cdot l_e} (\mu \cdot \mu_0 \cdot A_e) = \frac{1}{(l_e + \mu \cdot l_g)} (\mu \cdot \mu_0 \cdot A_e)$$

Може да се сравни енергията добивана от единица обем на един феритен магнитопровод със и без въздушна междина, при $\mu = 2000$ и $B_{sat} = 0,3 [T]$. При $z=10$ въздушната междина дава 10 пъти по-голяма енергия, като изходната мощност P_{out} при $r=0,4$ се изчислява по опростената формула (1.59).

$$(1.59) \quad P_{out} = 100 \cdot f \cdot V_e$$

Б) Изследване на трансформатори за обратен преобразувател.

Характерно е натрупването на енергия в първичната намотка N_p на магнитопровода при затворен ключ, а при отворен - прехвърляне на тази енергия във вторичната намотка N_s . За правилна работа магнитопроводът трябва да има въздушна междина l_g . Пиковата стойност на тока I_{pk} през N_p се определя съгласно формулата (1.60), където:

- U_{in} е входното постоянно напрежение, [V];
- t_{on} е максималното време на затворен ключ, [s];
- L_{pri} е индуктивността на първичната намотка, [H];

$$(1.60) \quad I_{pk} = \frac{U_{in} \cdot t_{on}}{L_{pri}}$$

Ако се замести $t_{on} = D_{max}/f = 0,5 \div 0,83$, то максималната индуктивност $L_{pri(max)}$ се получава от израза (1.61):

$$(1.61) \quad L_{pri(max)} = \frac{U_{in(min)} \cdot D_{max}}{f \cdot I_{pk}}$$

Натрупаната енергия E_{stored} в намотката N_p се определя от израза (1.62):

$$(1.62) \quad E_{stored} = \frac{L_{pri} \cdot I_{pk}^2}{2}$$

Проверява се дали мощността на избрания трансформатор P_{in} покрива най-голямата изходна мощност P_{out} , виж (1.63):

$$(1.63) \quad P_{in} = \frac{E_{stored}}{2} \cdot f > P_{out}$$

Изчислява се въздушната междина l_g по формула (1.64) и се избира магнитопровод с близка l_g , където A_c е сечението на магнитопровода. При космическите ВЕС може индивидуално да се изработи оптимална по размер и форма въздушна междина на магнитопровода.

$$(1.64) \quad l_g = \frac{0,4 \cdot \pi \cdot L_{pri} \cdot I_{pk}^2}{A_c \cdot B_{max}}$$

Броят на навивките N_p се получава от изразите (1.65) или (1.66), където A_l е параметър на феритното изделие, даден от производителя на магнитопровода при определена въздушна междина l_g .

$$(1.65) \quad N_p = \sqrt{\frac{L_{pri}}{A_l}}$$

$$(1.66) \quad N_p = \frac{B_{max} \cdot l_g}{0,4 \cdot \pi \cdot I_{pk}}$$

За броя на навивките на намотката N_s се използва зависимостта (1.66), където U_d е напрежението на отпушен диод в права посока, свързан към N_s :

$$(1.67) \quad N_s = \frac{N_p \cdot (U_{out} + U_d) \cdot (1 - D_{max})}{U_{in(max)} \cdot D_{max}}$$

Диаметърът на кръгъл едножилен проводник може да се изчисли като се използва зависимостта (1.68), където:

$$(1.68) \quad d = \sqrt{\frac{4 \cdot I_{avg}}{\pi \cdot j}}$$

- I_{avg} е ефективният ток през проводника, [A];
- j е плътността на тока през проводника, [A/mm²].

Коефициентът на добавените загуби R_{ac}/R_{dc} служи за корекция на диаметъра на един едножичен проводник, съгласно (1.69), където:

$$(1.69) \quad d = \left(\frac{4 \cdot \tau \cdot f \cdot k_b \cdot I_{avg}^2}{\Delta \cdot \pi^2 \cdot j^2} \right)^{1/3}$$

- τ е продължителност на импулса [s];
- k_b е коефициент на преразпределение на j по сечението на проводника;
- Δ е дълбочина на проникване на тока навътре в проводника (скин ефект) [m];

Скин ефектът Δ в един проводник се описва с израза (1.70), където ρ е специфичното съпротивление на проводника [Ω/m]:

$$(1.70) \quad \Delta = \sqrt{\frac{\rho}{\pi \cdot f \cdot \mu_0 \cdot \mu_r}}$$

Индуктивността на разсейване L_s на трансформатора се изчислява съгласно (1.71), където L_{s1} и L_{s2} са индуктивностите на разсейване на първичната и вторичната намотка.

$$(1.71) \quad L_s = L_{s1} + L_{s2} \cdot \left(\frac{N_s}{N_p} \right)^2$$

1.2.2. Симулационни методи на анализ и синтез на ВЕИ и ВЕС.

А) Програмен продукт „LTspice“.

Представени са тестов модел на идеален трансформатор, модел и времедиаграми на драйвер за гейт на MOS транзистор, управляван с оптичен кабел. Дадена е симулация на обратноходов преобразувател с две обратни връзки: по изходно напрежение V_{out} и по ток на ключовия транзистор.

Б) Програмен продукт „Micro-cap“.

Даден е модел на трансформаторен правоходов преобразувател, в който има обобщен функционален еквивалент на контролер, работещ в напреженов режим. Показан е модел на трансформаторен обратноходов преобразувател, съдържащ параметри на произведени компоненти, при което симулацията на съвместната им работа е максимално близка до реалните процеси на ВЕИ.

В) Програмен продукт „TINA-TI“.

Дадена е схемата на понижаващ СИП и симулацията на неговия пусков процес.

Г) Програмен продукт „Matlab“.

Използват се обобщени теоретични модели на компоненти за ВЕИ. В моделите може да се заложат основни параметри на определен елемент и така да се симулират конкретни произведени образци. Представен е опростен модел на понижаващ ВЕИ с генератор на гейтови импулси с постоянен коефициент на запълване. Представени са времедиаграми на ВЕИ: гейтово напрежение; дрейнов ток; V_{out} и ток на диода.

Д) Програмен продукт „Proteus“.

Предимство на този програмен продукт е богатата библиотека на електронни елементи. Даден е повишаващ СИП, изграден с модели на произведени компоненти. Показани са три напрежения за визуализация на стартовия процес на преобразувателя.

Е) Програмен продукт „Design Center“.

Продуктът „Design Center“ съдържа програмата „Pspice“ - модификация на програмата за схемотехническо моделиране „SPICE“ (Simulation Program with Integrated Circuit Emphasis). Има възможности за отчитане на паразитните ефекти, присъщи на реалните печатни платки.

Ж) Програмен продукт „Comsol Multiphysics“

Може да се използва за изчисляване на магнитни полета в среда „Magnetic Field“ в частта му „AC/DC“. За моделиране на геометрията могат да се използват 3D примитивите, които са вградени в програмата.

3) Програмен продукт „Multisim“

Първите версии на програмата са с название: „Electronics Workbench“. Версията „Multisim Education“ е предназначена за учебните заведения и съдържа подготвени решения и учебници [107]. Библиотеката на елементите съдържа повече от 2000 „SPICE“ модели. Инструментът „Convergence Assistant“ автоматично коригира грешките на моделирането. Показан е модел на прав еднотактен преобразувател с два ключа., реализиран с програмата „Multisim“. Недостатъци на „Multisim“ са високото натоварване на процесора и паметта на компютъра при работа с големи принципни схеми и ниското бързодействие в режим на симулация.

И) Програмен продукт „SIMetrix“.

Програмният продукт „SIMetrix“ използва два общодостъпни модела: „SPICE“ и „XSPICE“ и се характеризира с високо бързодействие. Има калкулатор на КПД и пробник на Боде. При моделите на трансформатори може да се зададе не само кривата на хистерезиса, но и величината на въздушния процеп. Даден е моделът на обратен преобразувател и процесът на неговото стартиране.

Й) Програмен продукт „ADIsimPE“.

Създаден е на базата на „SIMetrix“ и „SIMPLIS“. При използването на втория 50 пъти се намалява времето за симулация на СИП и анализ на променливотоковите вериги. Показани са параметрите и диаграмите на Боде за повишаващ ВЕИ.

К) Програмен продукт „Altium Designer“

Позволява комплексно проектиране на СИП: въвеждане на принципна схема; изработване на собствени електрически и механически библиотеки; симулация на електрически процеси; проектиране на платки в две и три дименсии; формиране на файлове за автоматичен монтаж на компонентите. Предимство е използването на готови 3-D модели тип „STEP“. Недостатък на оригиналните библиотеки е ниският процент на вградени модели за симулация на процесите в отделните елементи.

1.3. Методи за изпитване на ВЕИ и ВЕС.

1.3.1. Методи за изпитване на наземните ВЕИ и ВЕС.

Наземните ВЕИ и ВЕС съгласно държавните стандарти с цел сертифициране преминават задължително изпитвания за електромагнитна съвместимост в лаборатория „Електромагнитна съвместимост“ [Български институт по метрология]:

А) ЕМС относно измерване на излъчени смущения.

Б) ЕМС относно устойчивост на смущения.

В) Устойчивост на климатични и механични въздействия.

1.3.2. Методи за изпитване на космическите ВЕИ и ВЕС.

А) Междупланетна автоматична станция „АМС-Фобос“, комплекс „ВСК-Фрегат“, като основна навигационна система на полета.

Част от **Техническите изисквания** към ВЕС, произтичащи от техническите параметри на полета, определени от ракета-носител „Протон“ и „АМС-Фобос“ са [4]:

– Температура на обкръжаващата среда: от 0 °C до +40 °C;

– Газова среда: азот 94÷98 %, кислород 2÷6 %, хелий до 0,001 %;

– Материалът на корпуса трябва да е от анодиран алуминий, а елементите за закрепване - от кадмирана стомана;

– Центърът на тежестта да бъде приблизително в неговия геометричен център;

– Теглото на ВЕС СУ ВСК: до 2 kg, а теглото на ВЕС СУ ВСК: до 2,1 kg;

– ВЕС да съхранят работоспособност след изпитвания на вибростенд при честота 25 Hz при времетраене 30 min и ускорение 2 g.

Част от **Електрическите изисквания** към ВЕС са следните [4]:

- Входното напрежение е $27 +1,5/-1,5$ V с възможни пропадания до -3 V за време не по-голямо от $0,05$ s;
- ВЕС да се изключва при напрежение на БМ под 20 V или над 34 V;
- ВЕС трябва да функционира при наличие на синусоидални пулсации на напрежението от БМ с честота $300 \div 30000$ Hz и амплитуда от 1 V;
- Входният елемент на филтрите в бордната верига трябва да бъде индуктивност;
- Съпротивлението на изолацията на тоководещите части спрямо корпус и между електрически развързаните вериги трябва да бъде не по-малко от 20 M Ω . Изолацията да се проверява с постоянно изпитвателно напрежение 200 V;
- Пусковият ток да не превишава 5 пъти номиналния за време по-малко от $0,2$ s;
- Непрекъснатата работа ВЕС ВЗУ ВСК в продължение на минимум от *6 месеца*;
- Пусковите токове на потребители над 100 W да не превишават 1,5 пъти номиналния ток, а на потребители под 100 W - 5 пъти;
- Време на изключване на елементите за защита от късо съединение: до 50 ms;
- Неизправност на прибора да не довежда до повишаване на тока, консумиран от прибора повече от два пъти за време до 15 s.

Б) Орбитална станция „Мир“.

Апаратурата (служебна и научна), която се използва на борда на пилотируемата орбитална станция „Мир“, трябва да бъде проектирана и изпитвана съгласно общите технически изисквания на [4] и на транспортните космически кораби: за големи товари се използват РН „Протон“, а за малки товари - РН „Союз ТМ-30“. Ще бъдат разгледани изискванията само към научната апаратура, използвана в обитаемите отсеци на „Мир“, според [4]. Този документ съвместно с техническото задание за разработка на конкретната НА определя техническите параметри, порядъка на разработка, изготвяне, изпитване и приемане на отделните прибори. Част от тези изисквания са следните [4]:

– Режим „ръчно“ - космонавтът управлява и ремонтира комплекса от прибори, изисква се висока ремонтпригодност. Трябва да се минимизира времето за ремонт и замяна на повредени блокове и компоненти от НА;

– Не се допуска да се използва корпусът като тоководещ елемент, но той може да се свърже с веригите за екранизация и метализация;

– Апаратурата трябва да има средства за защита от статично електричество;

– Нивото на акустичен шум създаван от КА да бъде до 69 dB на разстояние 1 m.

Изисквания към ресурса на работа на апаратурата:

– Срокът за експлоатация трябва да е минимум 5 години;

– Срокът за съхранение трябва да е минимум 7 години;

– Средна наработка до отказ: минимум 300 часа.

Част от изискванията към **електрическата и електромагнитната съвместимост** на апаратурата са следните [4]:

– Постояннотоковото напрежение на бордната мрежа е 27 V $+7/-4$ V;

– Апаратурата трябва да съхрани работоспособност при въздействие на импулси с амплитуда $\pm 4,5$ V с честота на повторение $1 \div 600$ Hz, когато бордната мрежа се изменя $23 \div 34$ V;

– Амплитудата на пусковия ток трябва да бъде до 5 пъти по-голяма от максималния ток на потребление в работен режим;

– Нивото на пулсациите на тока в бордната мрежа, създавани от апаратурата не трябва да превишава определени величини;

– Апаратурата трябва да съхрани работоспособност при въздействие на определени синусоидални напрежения, генерирани от бордната мрежа;

– Работоспособност при $T_a = +5 \div 35$ °C.

В) Международна космическа станция.

Съгласно [49] и [88] изискванията към **електрозахранването** и изолацията на апаратурата на борда на МКС са:

– Захранващото напрежение от БМ е в диапазона $28,5 \pm 0,5V / -5,5V$. Напрежението на входа на апаратурата е $23 \div 29 V$; НА да съхранява работоспособност при прилагане на скокообразни изменения на напрежението до $\pm 4,5 V$ с продължителност на предния фронт $100 \mu s$ и честота на повторение до $1 Hz$;

– НА трябва нормално да функционира при еднократни импулси с амплитуда до $15 V$ с продължителност $40 \pm 5 \mu s$ от източник с вътрешно съпротивление 10Ω ;

– Съпротивлението между първичните вериги и корпуса на НА да бъде минимално $20 M\Omega$ при относителна влажност на въздуха $45 \div 80 \%$ при температура $+25 \text{ }^\circ C$;

– Изолацията на първичните тоководещи части спрямо корпуса и между произволни електрически разделени вериги трябва да издържа постоянно напрежение $\pm 100 V$ в течение на минимум една минута;

– Съпротивлението на електрическата връзка на съединението метал-метал да бъде максимум $3 m\Omega$;

Включването на активните товари към БМ се осъществява чрез четириконтантни съединители към розетки за $3 A$, $10 A$ и $20 A$ с използване на автомат за защита. Общото въздушно налягане в МКС се поддържа на стойност $734 \div 770 mm$ живачен стълб. Температурата в жилищната зона е $+18 \div 28 \text{ }^\circ C$, в приборната зона при пилотируем полет е от $+10 \div 40 \text{ }^\circ C$, а в приборната зона при безпилотен полет е в диапазона от $0 \div 40 \text{ }^\circ C$. Относителната влажност е $30 \div 70 \%$ и кратковременно 95% за време до 3 часа на денонощие. Всяка апаратура при работа не трябва да издава шум превишаващ $55 dB$ на разстояние $1 m$. Пусковият ток не трябва да превишава пет пъти установения максимален работен ток. При това продължителността на импулса на пусковия ток не трябва да превишават $20 ms$ при изменение на бордното напрежение в пределите $23 \div 29 V$. Измерването на консумираната мощност се извършва за три стойности на напреженията на БМ: $23 V$, $28 V$ и $30 V$. Първичните вериги на ВЕИ не трябва да имат галванична връзка с корпуса на прибора, а също и с веригите на телеметрията. Апаратурата трябва нормално да функционира при нещатно (случайно) попадане на корпус на една от шините на БМ.

• Радиочестотни шумове (RF noise).

Пиковите значения на напрежението на радиочестотните шумове, създавани от НА във веригата на БМ не трябва да превишават значенията, показани на **фиг. 1.18**. Лентата на измерване трябва да бъде: $1 KHz$ в диапазона $0,0 \div 0,15 MHz$; $10 KHz$ в диапазона от $0,15 \div 30 MHz$ и $100 KHz$ в диапазона от $30 \div 100 MHz$. При измерванията се използва еквивалент на БМ на МКС от **фиг. 1.23**.

• Напрегнатост на електрическото поле на излъчените радишумове

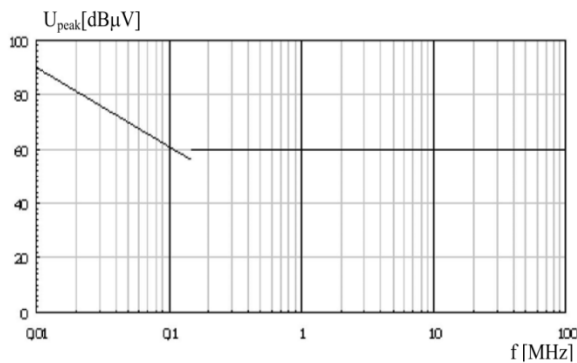
НА не трябва да създава шумове над нормите, показани на **фиг. 1.19**. Над $30 MHz$ се извършват измервания както за хоризонтално, така и за вертикално поляризовани вълни. Лентата на измерване трябва да бъде: $1 KHz$ в диапазона $0,01 \div 0,15 MHz$; $10 KHz$ в диапазона $0,15 \div 30 MHz$; $100 KHz$ в диапазона $30 \div 100 MHz$ и $1 MHz$ в диапазона до $1 GHz$.

• Устойчивост на НА към нискочестотни шумове, създавани от БМ.

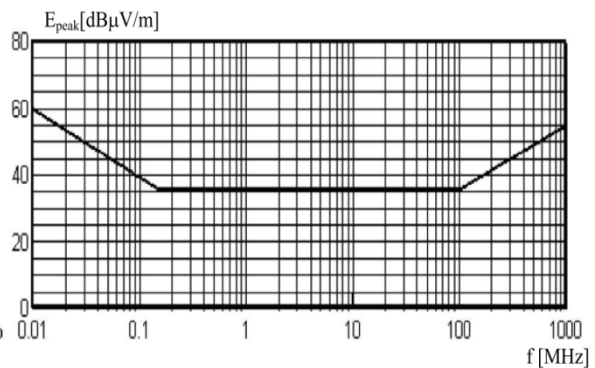
Нискочестотните шумове (виж **фиг. 1.20**), създавани от БМ, не трябва да нарушават работата на бордната НА.

• Устойчивост на оборудването към радишумове, генерирани вътре в МКС.

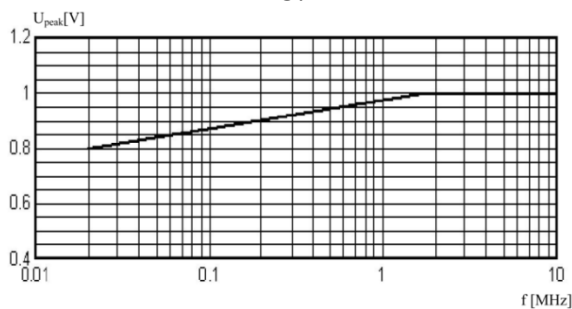
Апаратурата разположена вътре в борда, трябва нормално да функционира при въздействието на пикови значения на радишумовете, генерирани вътре в МКС. Те са дадени на **фиг. 1.24**.



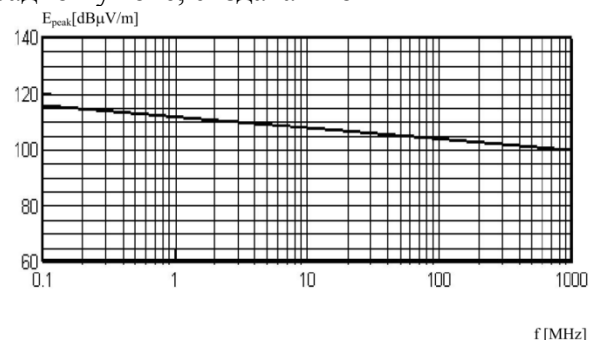
Фиг. 1.18 Нива на радиочестотните шумове, създавани от НА в БМ на МКС.



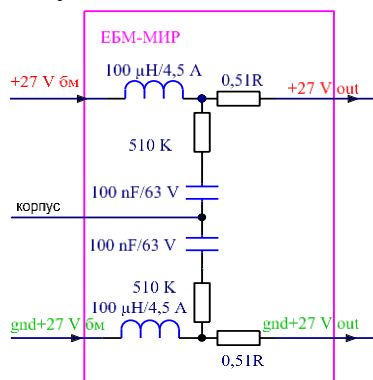
Фиг. 1.19 Напрегнатост на електрическото поле на излъчените радиошумове, създавани от НА в БМ



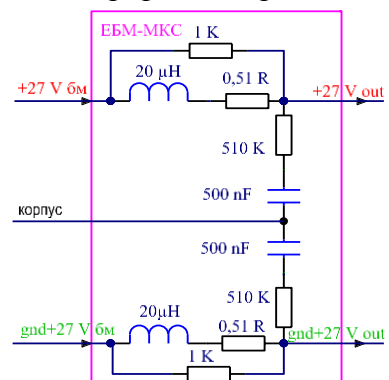
Фиг. 1.20 Пикови значения на ниско-честотни шумове, създавани от БМ.



Фиг. 1.24 Пикови значения на радиошумовете, генерирани вътре в МКС.



Фиг. 1.22 Еквивалент на БМ на „Мир”. Фиг. 1.23 Еквивалент на БМ на МКС.



• Изисквания към електробезопасност:

Електрическият контакт между корпуса и електрическите вериги на НА е недопустим. Оборудването на НА трябва да е проектирано по такъв начин, че да се обезпечи защита от непреднамерен контакт с веригите на електрическия ток. Ако в НА се ползва напрежение по-високо от 30 V, трябва да са предвидени мерки за защита на космонавта от удар от електрически ток. Значението на тока на утечка при контакт на космонавта с обслужващата НА не трябва да превишава 0,07 mA постоянен ток.

1.3.3. Класификация и методи за изпитване на ВЕИ и ВЕС за БЛА.

А) Класификация на БЛА.

Първата класификация на БЛА в рамките на този труд е според приложението: гражданско и военно. Втората класификация - според теглото на БЛА, което е определящо за мощностите на ВЕИ, използвани за конкретния БЛА.

- Стартовата маса на БЛА: свръхмалки - (до 5 kg), малки - (до 200 kg), средни - (до 1000 kg), големи (над 1000 kg) и свръхголеми - десетки тонове;
- Продължителността на полет: БЛА с време на полета до 1 h, 3 h, 6 h, 12 h, 24 h;
- Височината на полет: БЛА с практически таван до 1 km, 3 km, 9÷12 km, и на повече от 20 km. Условно БЛА се делят на две групи: носители с неподвижно крило - безпилотни самолети (UAV - unmanned aerial vehicles) и носители с подвижно крило - безпилотни хеликоптери (VTOL – Vertical take-off and landing).

Б) Методи за изпитване на БЛА.

За пример е дадена методиката за изследване на електромагнитната съвместимост на бордните електронни устройства с радиоканала за ръчно управление на БЛА, с цел повишаване на далечината на действие.

1.4. Анализ на ВЕИ и ВЕС за аерокосмическа апаратура.

1.4.1. Анализ на проект за ВЕС на прибор „ASLAV“.

В новата разработка се предвижда детекторът и захранващият блок да бъдат монтирани на спътник [79]. Използваните блокове и тяхните консумации са:

- високоволтово захранване: +12V с консумация 12÷95 [mA];
- усилвател: +12 V с консумация 95 [mA];
- броячно устройство: +5.2 V с консумация 150 [mA] и -5 V с консумация 0,3 [A].

1.4.2. Анализ на блок на осветление на космическа оранжерия „Свет“.

Блокът за осветление е изграден от 12 руски луминесцентни лампи, осигуряващи минимална осветеност от 12000 [lx]. Продължителността на „деня“ може да е 16 h, а на „нощта“ - 8 h [77]. Анализирана е функционалната схема. Топлинните загуби в този блок са недопустимо големи - при ток на консумация от БМ $I_{bm}=1,5$ A и $U_{bm}=27$ V те са: $(27-20)*1,5=10,5$ W. При $U_{bm}=34$ V загубите са: $(34-20)*1,5=21$ W. В избраното схемно решение един трансформатор захранва непрекъснато четири отопления на две лампи до високи температури и затова не се подават високоволтови запалителни импулси. Това е лош метод от гледна точка на КПД на ВЕС и на живота на отоплението на лампата. Недостатък в електрическата структурата на КО „Свет“ е техническото решение, поради което при отпадането на напрежението +12 Vбу (или спадането му под 9 V), се губи автоматичен и ръчен контрол на работа на БО на КО „Свет“.

1.4.3 Анализ на руски космически ВЕИ и ВЕС.

А) ВЕС за коригираща двигателна установка на малък космически апарат

На **фиг. 1.29** е даден външен вид на ВЕС за електро-ракетна плазмена двигателна установка с мощност 292 [W] за корекция на орбитата на малък КА, използващ за гориво ксенон [82]. Дадена е функционалната схема, **фиг. 1.28** на тази съвместена ВЕС, (т.е. два еднотактни прави преобразувателя работят паралелно с една и съща вторична част-използва се двуфазно управление), а в **табл. 1.6** са описани нейните параметри. Масата на ВЕС „УУП-КВ“ е 6,8 [kg], топлотвеждането е 0,25 W/cm² и е постигнато съотношение 42,94 W/kg. Двигателната установка се използва за КА „Канопус-Вулкан“ с маса 450 kg.

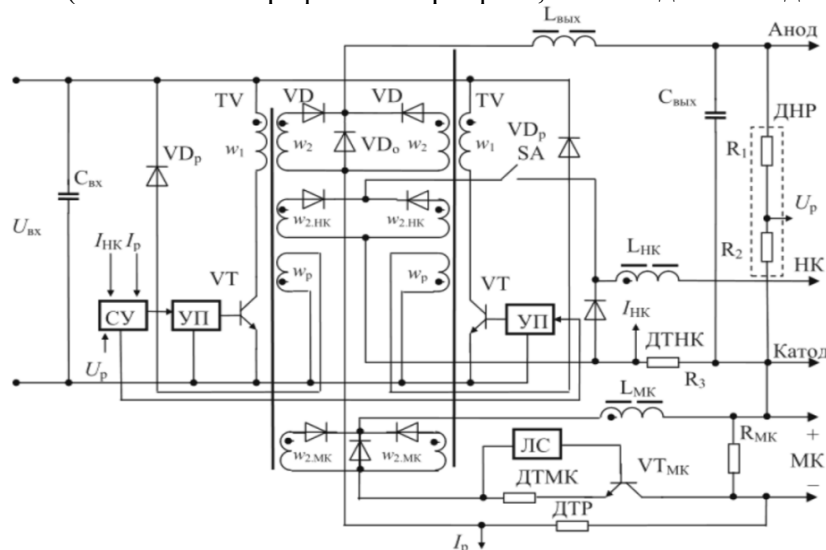
Б) Анализ на ЕМС на повишаващ първичен ВЕИ.

На **фиг. 1.30, 1.31 и 1.32** са показани модел и резултати от проектен анализ на ЕМС на електрическото и магнитното поле на разстояние 1 m от първичен ИП за КА [83]. В модела участват слънчева батерия, акумулатор, понижаващ ИП и различни реактивни и пасивни електронни елементи, влияещи на ЕМС. Сравнени са разчетните (с тънка линия) и експерименталните данни (с дебела линия) на **фиг. 1.32**, като се забелязва достатъчно сходство, доказващо точността на модела.

В) Анализ на изходните динамични характеристики на ВЕИ.

В [90] са разгледани динамични параметри на ВЕИ. На **фиг. 1.33** е показано как АЧХ на обратната връзка на ВЕИ определя изходните пулсации $U_{\text{ВЫХ}}$ на напрежението,

когато изходният ток I_o се изменя $\pm 100\%$ от номинала, при промяна на неговата честота на комутация $\pm 120\%$ спрямо работната честота на ВЕИ. Зависимостта на изходният импеданс на ВЕИ от броя на фазите при работа с 1, 2 или 3 фази на преобразуване е дадена на **фиг. 1.34**. Изводът е, че изходният импеданс на ВЕИ спада при увеличаване на броя на фазите (най-тъмната графика е с три фази, най-бледата е с една фаза).



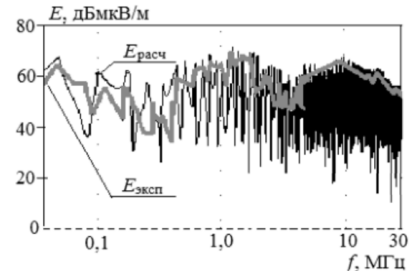
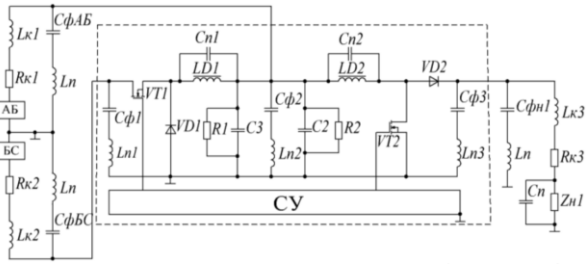
Фиг. 1.28 Функционална схема на ВЕС „УУП-КВ“ за малък КА.

Табл. 1.6 Параметри на системата СПУ-КВ.

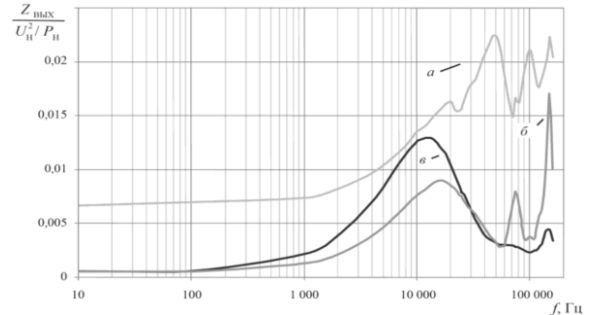
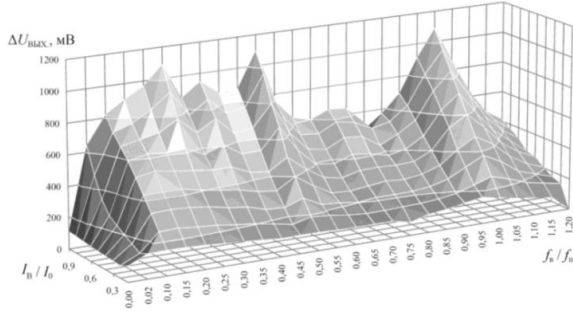
Наименование параметра	Требуемые значения	Условия
Напряжение питания $U_{вх}$, В	24...34	–
Ток потребления $I_{вх}$, А	8,5...12,2	В зависимости от $U_{вх}$
Ток нагревателя катода $I_{нк}$, А	11,25...11,75 11,0...12,0	$R_{нк} = 0,60...0,73$ Ом $R_{нк} = 0,19...0,25$ Ом
Амплитуда поджигающих импульсов $U_{пз}$, В	270...400 22...33	$R_{зп} = 9...11$ кОм $R_{зп} = 4,5...5,5$ Ом
Частота поджигающих импульсов $f_{пз}$, Гц	130...160	–
Длительность импульсов $t_{пз}$, мс	0,07...0,14	–
Напряжение разряда U_p , В	180...190 < 350	Рабочий режим Режим подготовки
Ток разряда I_p , А	1,2...1,3 1,62...1,98	Номинальный режим Режим защиты
Ток магнитной катушки $I_{мк}$, А	1,3...1,4	$R_{мк} = 1,4...3,1$ Ом
Ток регулятора расхода $I_{рр}$, А	1,3...1,4 0; 3,6...4,0	Режим подготовки, $R_{рр} = 0,19...0,40$ Ом Рабочий режим, $R_{рр} = 0,19...0,40$ Ом
Напряжение питания клапанов блока подачи ксенона и электроклапанов двигателя $U_{кл}$, В	22,5...33 8...13	Напряжение открытия Напряжение удержания
Ток пироклапана $I_{пк}$, А	>2,94	Время работы не более 10 мс
Мощность потребления системы СПУ-КВ $P_{вх}$, Вт	<292	–
Задержка срабатывания защиты по току разряда t_s , с	2...4	–
Потребляемый ток в режиме «молчания» $I_{молч}$, мА	0	Разомкнут входной коммутатор
Погрешность аналоговой телеметрии, %	<5	–
Масса, кг	6,8	–



Фиг. 1.29 ВЕС УУП-КВ за малък КА.



Фиг. 1.30 Модел на схема за първичен ИП. Фиг. 1.32 Електрическо поле на излъчване



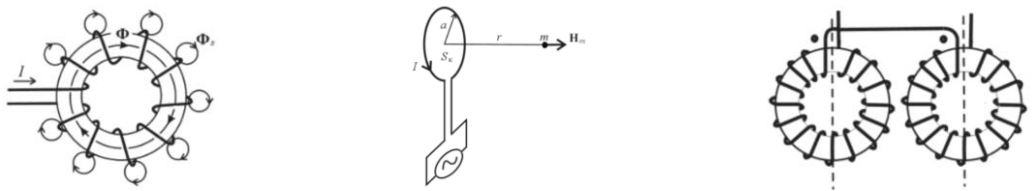
Фиг. 87 АЧХ на ВЕИ при динамичен товар. Фиг. 88 Импенданс при 1, 2 и 3 фази.

Г) Анализ на ЕМС харектеристики на индуктори от ВЕС.

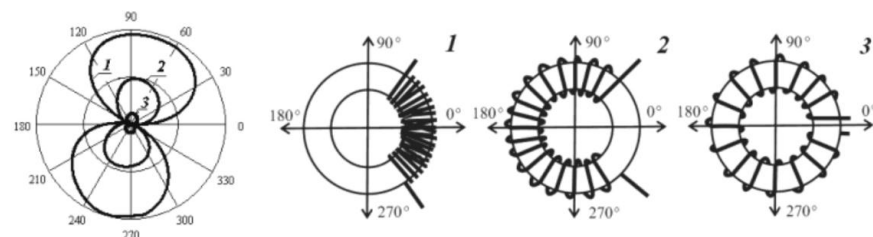
В [84] са разгледани аналитични модели и методи за намаляване на магнитното поле на излъчване на дросели с тороидална конструкция, когато се използват:

- компенсация на излъчените полета на два еднакви и близко разположени дросела (фиг. 1.35), заместващи електрически и функционално един голям дросел;
- определен начин на навиване на намотките на един дросел. (фиг. 1.36).

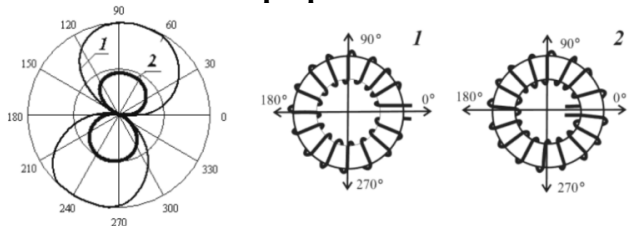
Равномерното навиване по начин 3 (от фиг. 1.36, вляво крива 3) е най-безшумно, сравнено с начин 1 и 2. Начинът 2 (от фиг. 1.37, вляво крива 2) на запояване навътре на изводите на дросела е близо два пъти по-безшумен от начин 1 на запояване навън.



Фиг. 1.35 Модели и намаляване на ЕМС с 20 dB при употреба на 2 вместо 1 дросел.



Фиг. 1.36 Сравняване на ЕМС при различно намотаване на един дросел



Фиг. 1.37 Сравняване на ЕМС при различно запояване на един дросел

ГЛАВА 2: ВТОРИЧНИ ЕЛЕКТРОЗАХРАНВАЩИ ИЗТОЧНИЦИ И СИСТЕМИ НА НЕПИЛОТИРУЕМИ КОСМИЧЕСКИ АПАРАТИ

2.1. ВЕС за междупланетен видеоспектрометричен комплекс „Фрегат“.

2.1.1. Реализация на видеоспектрометричен комплекс „Фрегат“ за АМС „Фобос“

Видеоспектрометричен комплекс (ВСК) „Фрегат“ [11], [26], [47] извършва два вида снимки на спътника на Марс Фобос: обзорни от далечни разстояния и детайлни със сантиметрово разрешение. Част от снимките се извършват от квазиспътникова орбита, $200\div 600\text{ km}$ от Фобос и над неговата осветена част. ВСК съдържа: триканална телевизионна камера и спектрометър, изградени от ПЗС-матрици; видеозапомнящо устройство (ВЗУ ВСК) и блок за управление (СУ ВСК). Двата широкоъгълни канала на телевизионната камера на разстояние 50 m имат разрешение 50 mm и спектрални диапазони в синьо-зеленото ($0,4\div 0,6\ \mu\text{m}$) и в близкото инфрачервено ($0,8\div 1,1\ \mu\text{m}$). Един тесногълен канал снима има разделителна способност от 20 m при разстояние 100 km . В него се използва пълният диапазон на ПЗС-матрицата, който е $0,4\div 1,1\ \mu\text{m}$. ВЗУ ВСК записва и съхранява телевизионната и спектрометричната информация и в подходящ момент я предава с $200\div 500$ пъти по-ниска скорост към радиоканала на телеметрията [24]. Поради голямото разстояние между Фобос и Земята се получава време на разпространение на радиосигнала в двете посоки около $20\div 30\text{ min}$. Затова до разстояние 50 km от Фобос, АМС се управлява от Земята, а след това автономната система сама решава проблемите при сближаване, зависване и прелитане на 50 m от повърхността на Фобос. Етапът „зависване на 50 m “ се предвижда да е с времетраене от 6 min , а след това за 12 min е планиран полет със скорост до $6\text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$ над Фобос при 50 m височина.

2.1.2. Анализ на ВЕС СУ ВСК за видеоспектрометричен комплекс „Фрегат“.

Захранването на СУ ВСК от бордната мрежа се осъществява от ВЕС СУ ВСК (виж фиг. 2.4) [106]. Релейната платка РП изпълнява следните функции:

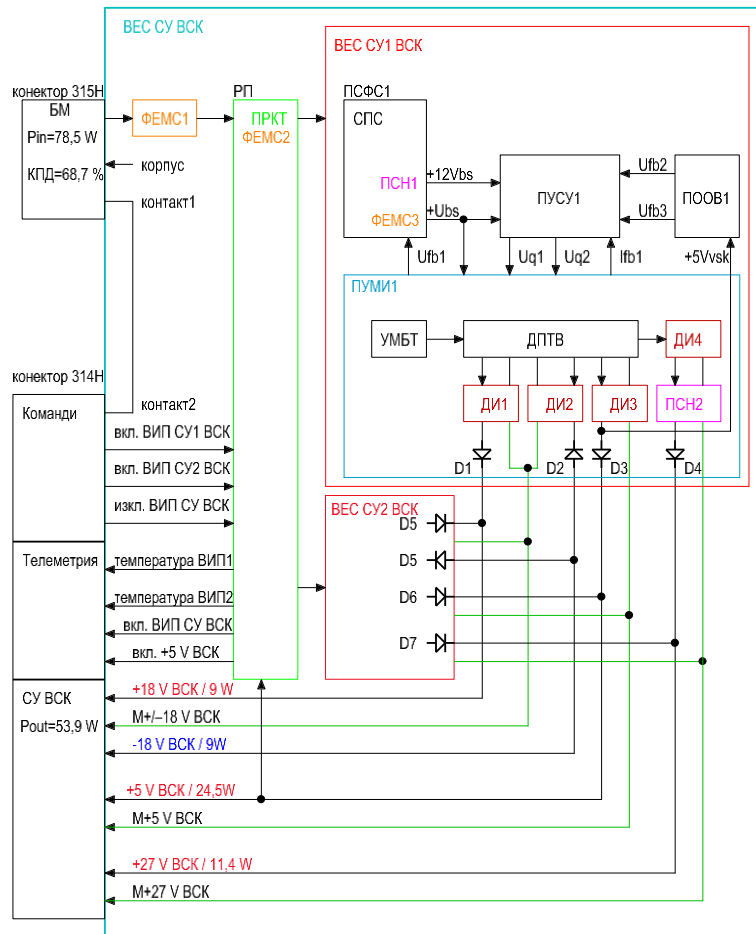
- Включване на ВЕС СУ1 ВСК или ВЕС СУ2 ВСК;
- Едновременно включване на ВЕС СУ1 ВСК и ВЕС СУ2 ВСК;
- Едновременно изключване на ВЕС СУ1 ВСК и ВЕС СУ2 ВСК;
- Издаване на телеметрични данни за работни температури, отработена команда за включване на ВЕС СУ ВСК и наличие на $+5\text{ V ВСК}$. Филтърът ФЕМС2 служи едновременно на ВЕС СУ1 ВСК и на ВЕС СУ2 ВСК, с което се цели намаляване на теглото на ВЕС СУ ВСК.

Конструктивно ВЕС СУ1 ВСК е оформен в отделна кутия, като входните и изходните клеми са изпълнени с проходни кондензатори. Състои се от четири платки:

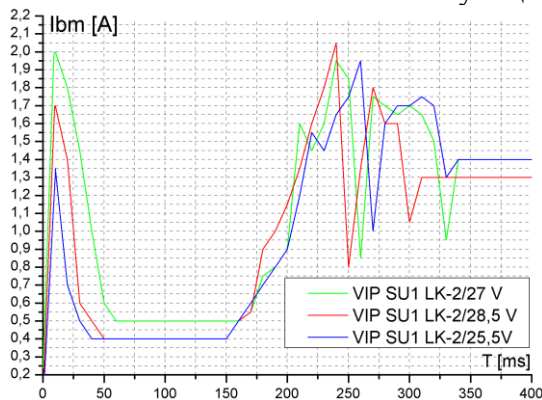
- ПСФС1 - служи за: ограничаване на пусковия ток чрез схемата за плавен старт СПС; филтрация чрез ФЕМС3 и стабилизация на напрежението $+12\text{ Vbs}$ за захранване на ПУСУ1 чрез последователен стабилизатор на напрежение ПСН1;
- ПУСУ1 - изпълнява функциите за управление на ВЕС СУ1 ВСК;
- ПУМИ1 - с функции на усилвател на мощност, трансформатор и изправители;
- ПООВ1 - платка на отрицателната обратната връзка.

Платката ПУСУ1; генерира двуфазно напрежение $Uq1$ и $Uq2$ за ПУМИ1; следи и ограничава тока на ПУМИ1 чрез I_{fb1} и осигурява плавно зареждане на кондензаторите в ПУМИ1. Също така следи напрежението на бордната мрежа $+Ubs$ и взима решение за изключване на ВЕС СУ1 ВСК, когато то е под 20 V или над 34 V . Платката ПООВ1 следи и стабилизира чрез U_{fb2} напрежението $+5\text{ V ВСК}$ за захранване на цифровата част на СУ ВСК. Един от възлите на ПООВ1 следи за кратковременни пренапрежения на $+5\text{ V ВСК}$ и подава команда U_{fb3} за бързо намаляване на изходните напрежения на ВЕС СУ1 ВСК. Блокът ПУМИ1 се състои от: двутактен усилвател на мощност и базисен трансформатор

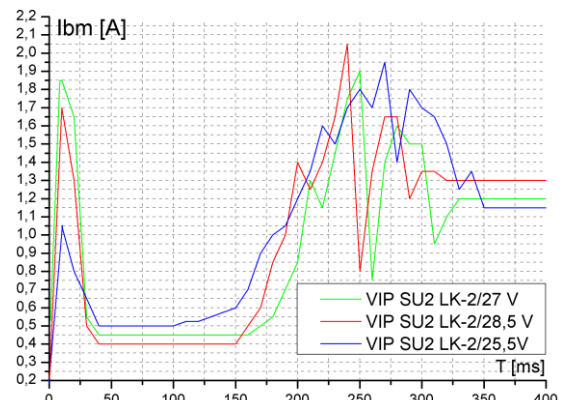
– УМБТ; двукатен преобразувател с трансформаторен изход – ДПТВ; двукатни изправители ДИ1, ДИ2, ДИ3, ДИ4 и последователен стабилизатор на напрежение ПСН2.



Фиг. 2.4 Функционална схема на ВЕС СУ ВСК.



Фиг.2.5 Пусков ток на ВЕИ СУ1 ВСК ЛК-2

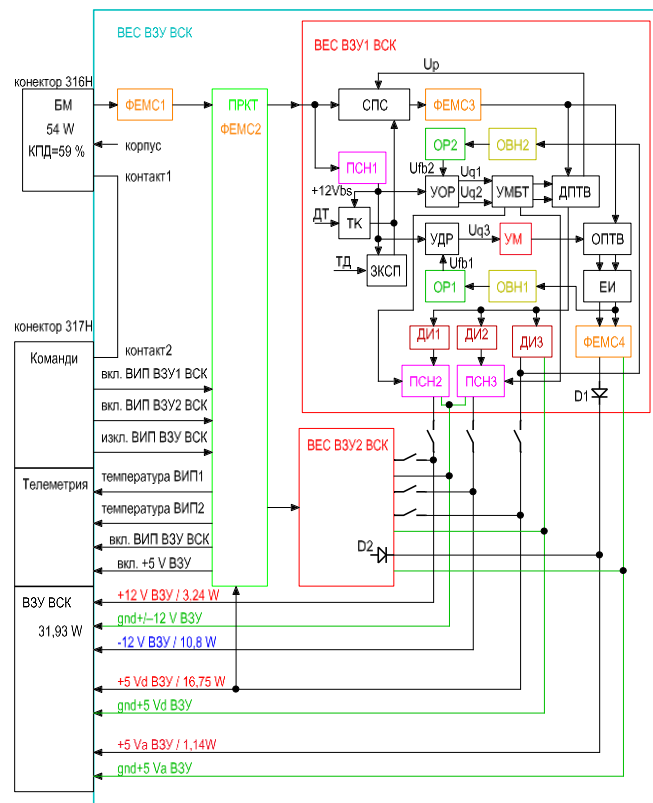


Фиг.2.6 Пусков ток на ВЕИ СУ2 ВСК ЛК-2

Напрежението U_{fb1} служи за допълнително насищане на транзистора в ПСФС1, комутиращ бордното напрежение, при което се намаляват термичните загуби. Към веригата на +27 V BSK се свързват за кратко време намотките на поляризовани релета, комутиращи резервните платки на СУ ВСК, т.е. товарът в тази верига е силно динамичен и се налага употребата на ПСН2. За да се осъществи „горещ” режим на ВЕС СУ ВСК се използват диодите Д1, Д2, Д3, Д4, Д5, Д6, Д7 и Д8, което влошава $K_{стн}$. При претоварване или късо съединение (в ПУМИ1 или СУ ВСК) напрежението пропорционално на тока на консумация I_{fb1} служи за ограничаване на потребявания ток

от БМ. Конструктивно ВЕС СУ2 ВСК и ВЕС СУ1 ВСК са идентични. Чрез КИА се извършва проверка на работоспособността на научната апаратура, контролира се приемането и обработването на командите, измерват се основните параметри на ВЕС при наземни автономни и комплексни изпитвания [24]. За приборите ВЕС СУ ВСК и ВЕС ВЗУ ВСК е изработена КИА съгласно [4] и е употребявана за измервания съгласно [6], [7], [8]. При пълен изходен товар и при три различни стойности на напрежението на БМ с КИА са измерени пусковите токове на ВЕС СУ1 ВСК ЛК-2 и ВЕС СУ2 ВСК ЛК-2, показани на **фиг. 2.5** и **фиг. 2.6**.

2.1.3. Анализ на ВЕС ВЗУ ВСК за видеоспектрометричен комплекс „Фрегат“



Фиг. 2.7 Функционална схема на ВЕС ВЗУ ВСК.

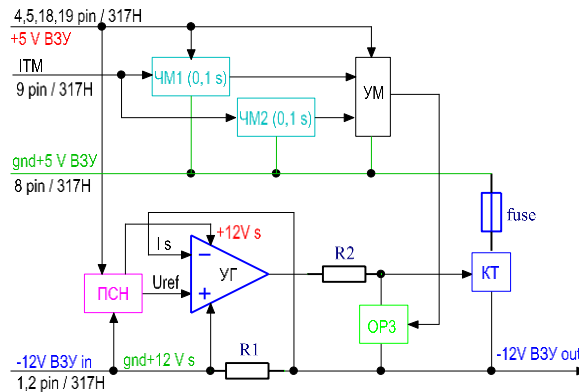
Табл. 2.2 Натоварване на ВЕС ВЗУ ВСК в различни режими.

Режим	$+5 V_a$ $V_{ЗУ}$	$+12 V$ ВЗУ	$-12 V$ ВЗУ	$+5 V_d$ ВЗУ	P_{out}
Запис [W]	0,825	2,52	7,92	16,75	28,015
Възпроизвеждане [W]	0,825	3,24	10,8	12,5	27,365
Изтриване [W]	0,825	2,4	8,16	10	21,385
Пренамотаване [W]	0,825	2,4	7,92	16,75	27,895

На **фиг. 2.7** е дадена функционалната схема на ВЕС ВЗУ ВСК [6], [7]. Натоварванията на ВЕС ВЗУ ВСК [3], [6], [8] в различни режими са дадени в **табл. 2.2**. Външният вид и размерите на ВЕС ВЗУ ВСК са аналогични на ВЕС СУ ВСК. Разликата е във функционалната и принципната схема: има „горещ“ резерв само за дежурния режим $+5V$ ВЗУ, а контактите на поляризованите релета се използват за „хладен“ резерв на останалите напрежения. Дежурният режим е реализиран с еднотактен обратен преобразувател (УДР, ОПТВ, ЕИ, ОВН1, ФЕМС4, ОВН1, ОР1, D1), а основният режим-с останалите блокове. В сравнение с ВЕС СУ ВСК са добавени ТК и ЗКСП с функции на температурен контрол и защита от късо съединение.

2.1.4. Анализ на стабилизатор за видеоспектрометричен комплекс „Фрегат“

При първото включване на технологичния образец на ВЕС ВЗУ ВСК към технологичния образец на ВЗУ ВСК се получава недопустим шум на видео данните.

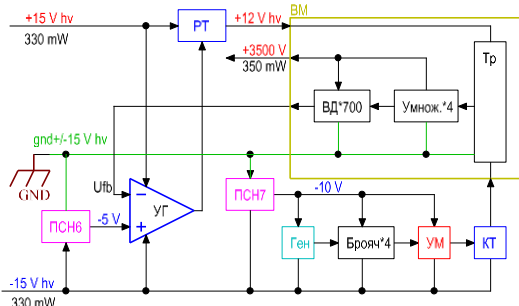


Фиг. 2.8 Функционална схема на ВЕИ-ВЗУ-ПС, проект „Фобос“

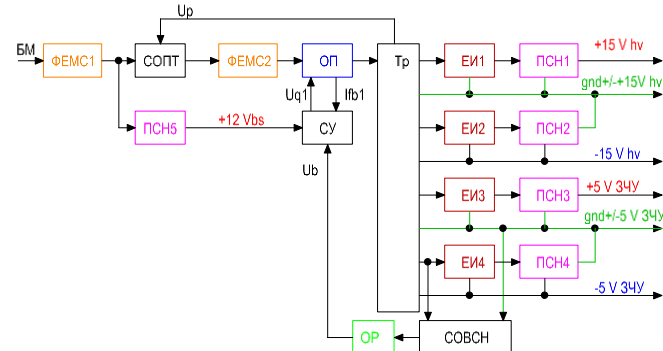
Установява се, че нискочестотните токови пулсации на двигателя на лентата предизвикват пулсации в напрежението $-12 V B3Y$, към което са свързани чувствителни операционни усилватели на видео сигналите. Проблемът се решава със стабилизатор на ток във веригата на $-12 V B3Y$. На **фиг. 2.8** е дадена схемата на паралелен стабилизатор на ток ВЕИ-ВЗУ-ПС [15] от проект „Фобос“.

2.2. Изследване на високоволтов ВЕИ и нисковолтова ВЕС, прибор „БРЕК“.

Приборът „БРЕК“ служи за изследване на енергийния спектър на отрицателно заредени частици в околното пространство. За датчици се използват 4 каналотрона с анодно напрежение $+3500 V$ с пулсации до $5 V$ в диапазона $0 \div 200 KHz$. Приведените пулсации в изхода на каналотрона : до $20 mV$ в диапазона $1 KHz \div 70 MHz$.



Фиг. 2.10 Високоволтов ВЕИ за прибор „БРЕК“, комплекс „Ксани“.

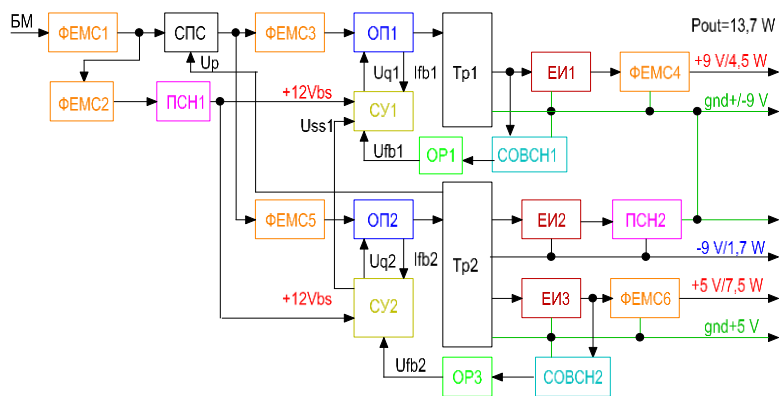


Фиг.2.11 Нисковолтова ВЕС за прибор „БРЕК“.

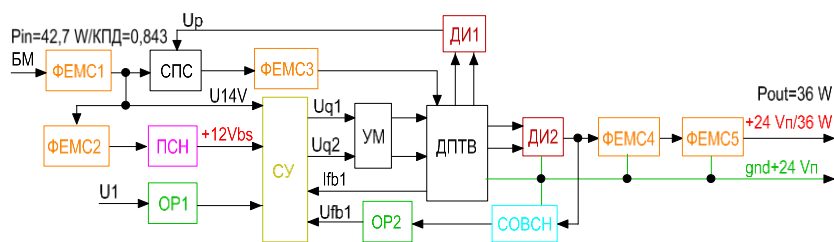
На **фиг. 2.11** е показана функционалната схема на нисковолтова ВЕС за прибор „БРЕК“ [16] за захранване на 4 зарядочувствителни усилвателя (ЗЧУ). Стабилизирани напрежения $+15V hv$ и $-15V hv$ захранват високоволтовия ВЕИ за прибор „БРЕК“, чиято функционална схема е показана на **фиг. 2.10**.

2.3. Анализ на ВЕИ и ВЕС за борден радиолобителски комплекс.

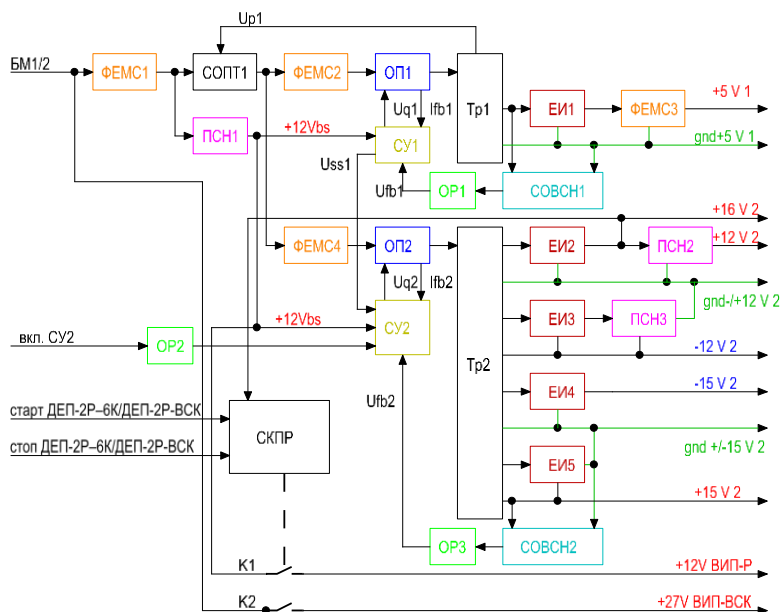
Спътникът трябва да се изведе на орбита $1000 km$ и има двойно приложение: гражданско и военно [10]. Монтираният на борда радиолобителски комплекс БРТК-С [103] има честота на ретрансация $28, 144$ и $432 MHz$. На **фиг. 2.12** е дадена функционалната схема на ВЕС-БРТК-С-У, който се използва за захранване на схемата за управление за радиопредавателя. Функционалната схема на ВЕИ-БРТК-С-П за захранване на радиопредавателя е дадена на **фиг. 2.13**.



Фиг. 2.12 Функционална схема на ВЕС-БРТК-С-У.



Фиг. 2.13 Функционална схема на ВЕИ-БРТК-С-П.

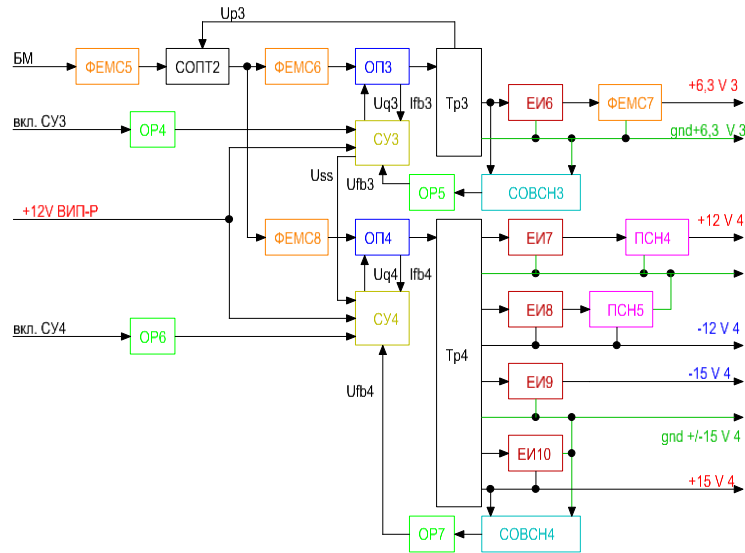


Фиг. 2.16 Функционална схема на ВЕС-Е от проекта „Апекс”.

2.4. Анализ на ВЕС за прибор „ДЕП-2Е” от проект „Апекс”.

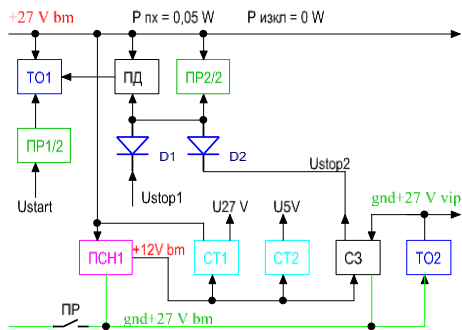
Приборът „ДЕП-2Е” - детектор на електрически полета, работи на борда на КА от типа АУОС [1]. Предназначен е за изучаване на електродинамичните процеси в йоносферата и магнитосферата на Земята. Основните задачи са: моделиране и инициране на полярните сияния; изследване на динамиката на модулирани електронни снопове и плазмени облаци; изучаване на природата на електродинамичните връзки на електромагнитните вълни в йоносферата и магнитосферата. Приборът „ДЕП-2Е“ измерва електрическото поле в пасивен и активен режим. Петте сферични датчика на електрическото поле са монтирани на дълги шанги, ориентирани по координатите на спътника. Те измерват пространствените координати на електрическото поле в диапазона от $0 \div 25000 \text{ Hz}$ и волтамперните характеристики на

сондата и потенциала на корпуса. Първият разработен вариант на ВЕС-Е и ВЕС-Р е с нисък КПД и приборът „ДЕП-2Е“ превишава допустимата консумирана мощност от БМ. Това налага разработката на нов вариант, описан на **фиг. 2.16** и **фиг. 2.17** [55], на които са показани функционалните схеми на ВЕС-Е и ВЕС-Р от проекта „Апекс“. Разработката им е съобразена с [1] и [12]. Те са изпитвани в специализирана лаборатория за ЕМС и поради отрицателни резултати се поставя допълнителен филтър, монтиран на куплунга към БМ. ВЕС-Е и ВЕС-Р функционират нормално в орбита около 18 месеца, след което с команда от Земята са изключени.

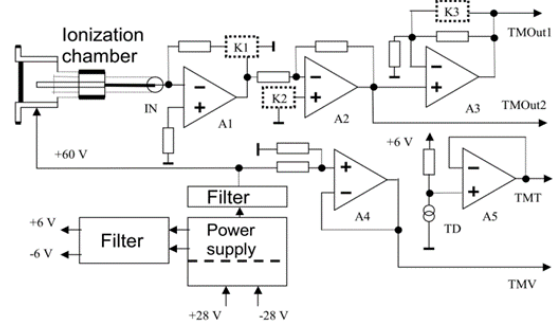


Фиг. 2.17 Функционална схема на ВЕС-Р от проекта „Апекс“.

2.5. Изследване на ВЕС за прибор „ИД-2“ по проект „Компас“



Фиг. 2.20 Функционална схема на платка за защита на прибор „ИД-2“

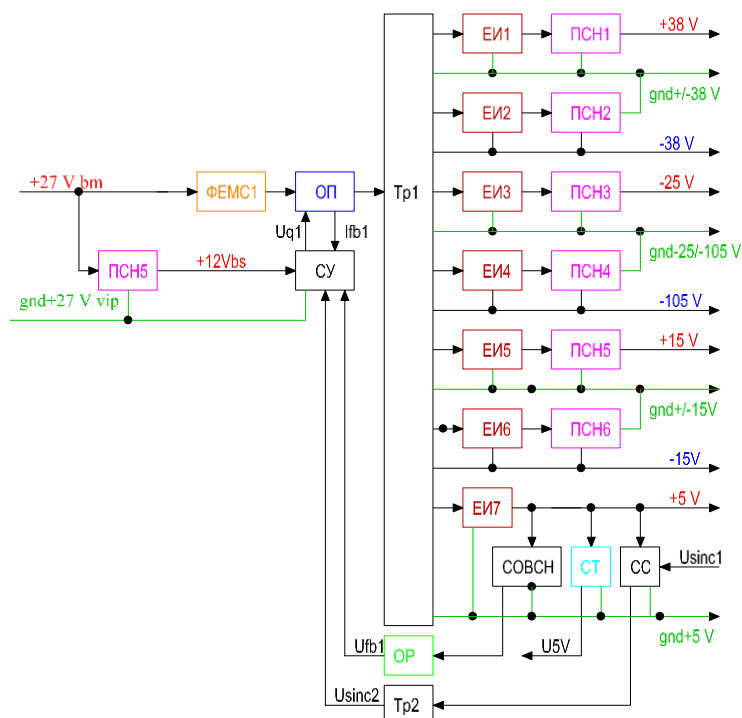


Фиг. 2.22 Функционална схема на прибор „ASLAF“.

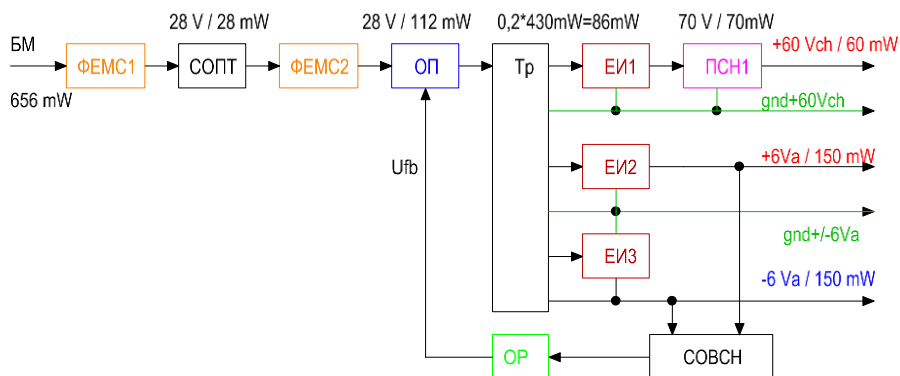
Проектът „Компас-1“ е космически експеримент за изследване на предвестниците за земетресения и ефектите от техногенни въздействия върху околната среда. За борда на микросателита от ИКИ-БАН са разработени две апаратни системи, работещи в условия на космическия вакуум: вълнов комплекс УНЧ/ОНЧ - К1 и плазмен комплекс ИД-2-К1. На **фиг. 2.18** е дадена функционалната схема на ВЕС-ИД2 [48]. Синтезирана е схема на ограничаване на пусковия ток и на електронно-механичен предпазител с нулева консумация в изключено състояние (**фиг. 2.20**).

2.6. Анализ на ВЕС за прибор „ASLAF“ по проект „ALOMAR eARI“.

Приборът „ASLAF“ (**фиг. 2.22**) от проекта „Поток на абсолютната $L\alpha$ радиация“, е предназначен за измерване и изследване на пряката слънчева $L\alpha$ радиация.



Фиг. 2.18 Функционална схема на ВЕС-ИД2 за прибор „ИД-2” от проекта „Компас“.



Фиг. 2.23 Функционална схема на ВЕС-ASLAF.

Табл. 2.3 Параметри на ВЕС-ASLAF при пълен товар и празен ход

Условия	U-БМ [V]	14	17	20	24	28	30	35
$P_{out} = 438 [mW]$	КПД [%]	0	78	75	73	68	68	65
$P_{out} = 438 [mW]$	$P_{вес} [mW]$	0	123	150	162	207	207	244
$P_{out} = 0 [mW]$	$P_{бм} [mW]$	112	136	156	182,4	221,2	237	273

С данните от прибора се изчислява плътността и температурата на O_2 [65], [66]. Проектът „HotPay“ е част от проекта „ALOMAR eARI“, VI-та рамкова програма на Европейския съюз за научни изследвания, „Andoya Rocket Range“ (ARR), Ardenes, Norway. Предвижда се изстрелването на две ракети: „HotPay-1“ за изследване на средната атмосфера (60-110 km), а за изследване на йоносферата до 300 km - „HotPay-2“.

ВЕС-ASLAF (фиг. 2.23) трябва да осигури следните параметри :

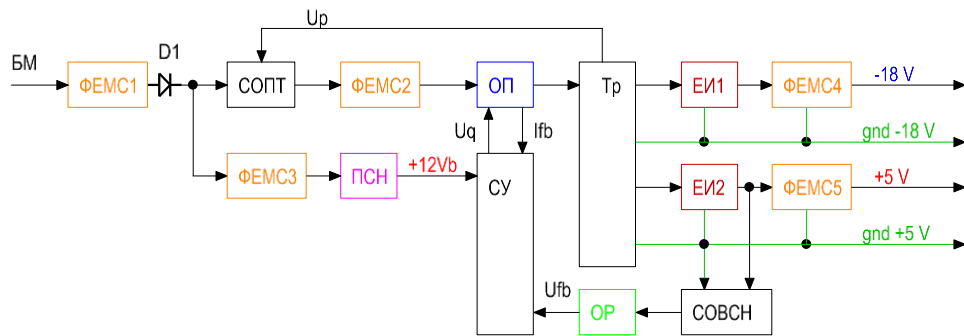
- +6 V / 25 mA (150 mW); -6 V / 25 mA, (150 mW);
- +60 V (+1/-1V) / 1 mA, (60 mW);
- Обща изходна мощност: 360 mW; Пусков ток: до 3 A;

Анализът на данните от табл. 2.3 показва , че КПД на този ВЕС е максимален при минималните входни напрежения, нещо характерно за използваната схема.

ГЛАВА 3: ВТОРИЧНИ ЕЛЕКТРОЗАХРАНВАЩИ ИЗТОЧНИЦИ И СИСТЕМИ НА ПИЛОТИРУЕМИ КОСМИЧЕСКИ АПАРАТИ

3.1. Изследване на ВЕС за прибор „Спектрометър-256“

С прибор „Спектрометър-256“ [44] се осъществяват експерименти за дистанционни изследвания на Земята. С него се изследват спектралните отражателни характеристики на природни и антропогенни образувания на земната повърхност във видимата и близката инфрачервена област на светлината в диапазона $450\text{-}830\text{ nm}$. Спектрометърът се закрепва към илюминаторите на станцията „Мир“ и има пространствена разделителна способност $70 \times 170\text{ m}$. Спектрометрирането се извършва по праволинейни участъци, които се заснемат с вградения в прибора фотоапарат. Един фотокадър покрива земна повърхност с размер $25 \times 25\text{ km}$. В прибора за светлочувствителен елемент се използва ПЗС матрица, която се захранва от ВЕС-ПЗС, показан на **фиг. 3.1**. ВЕИ-Ф захранва двигателя на фотоапарата за изтегляне на фотолентата от кадър към кадър, което има продължителност $0,2\text{ s}$. В сравнение с ВЕС СУ ВСК и ВЕС ВЗУ ВСК, където са използвани биполярни транзистори, във ВЕИ-Ф и ВЕС-ПЗС са използвани MOSFET транзистори, което подобрява КПД на ВЕИ.



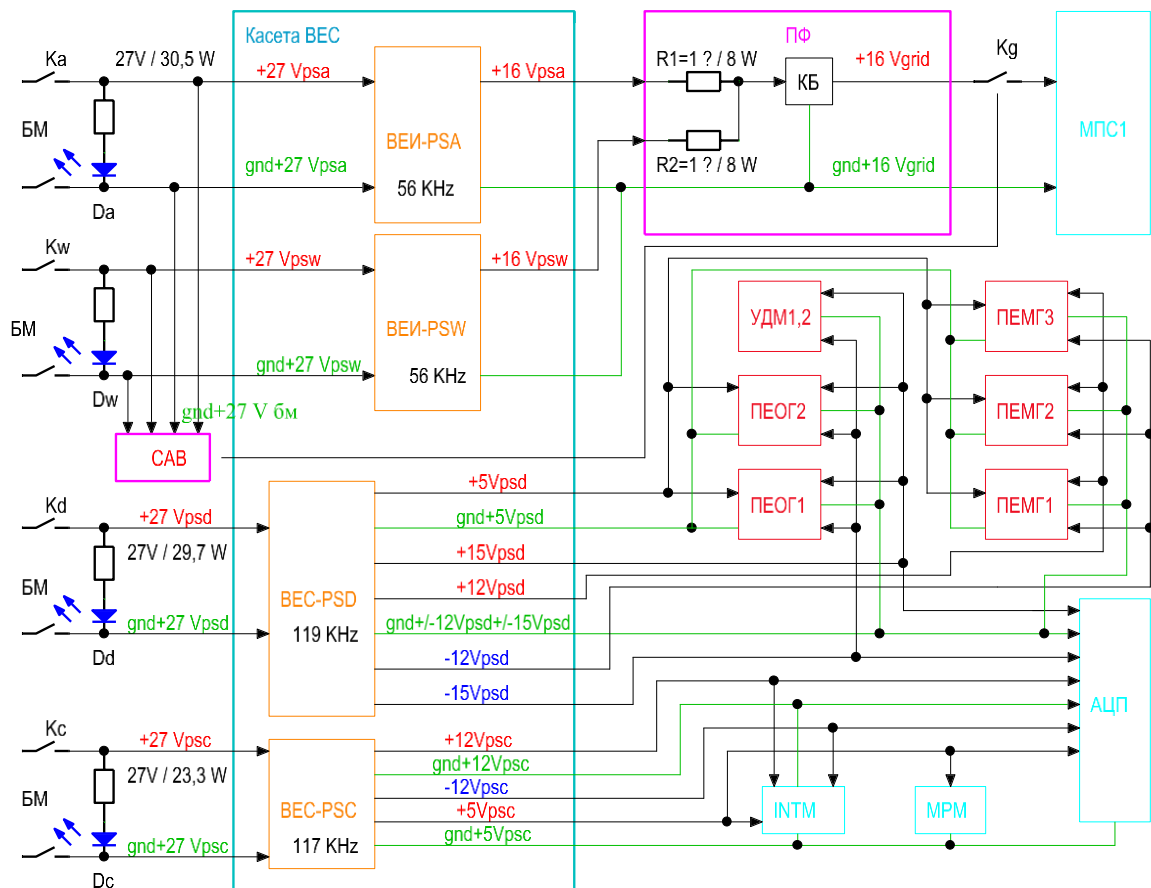
Фиг. 3.1 Функционална схема на ВЕС-ПЗС от прибор „Спектрометър-256“.

3.2. Анализ на ВЕС за система за сбор на медикобиологични данни „Зора“

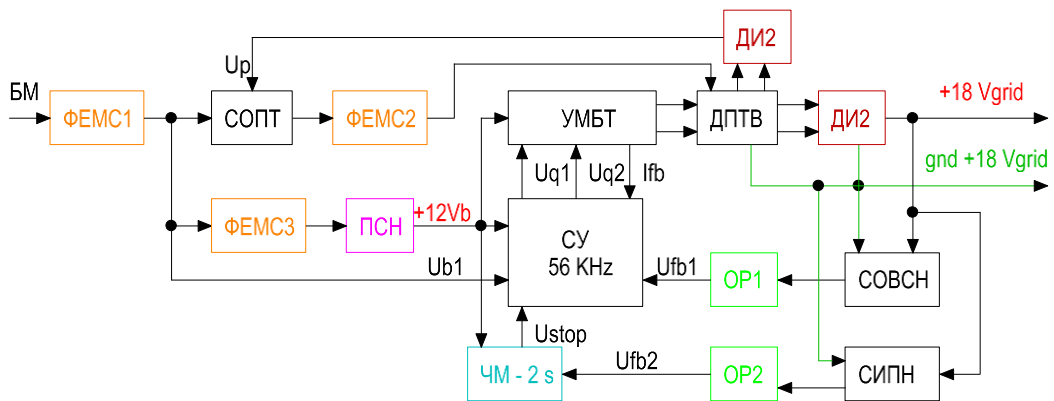
Системата „Зора“ [5], [9], [13] е компютърна система за сбор и обработка на данни (ССОД) създадена да обезпечи провеждането на комплексните неврофизиологични експерименти: „Статокинетика“; „Лабиринт“, „Потенциал“; „Свободно време“; „Анкета“ и др. ССОД „Зора“ решава проблеми свързани с изследване, контрол и прогнозиране на здравословното състояние на астронавтите [23]. На **фиг. 3.5** е показана функционалната схема на ССОД „Зора“. Конструктивно ССОД „Зора“ се състои от 4 модула: корпус; завършено изделие МПС1 („GRiD Compass“ лаптоп); касета за ВЕС и касета на цифровите и аналоговите платки. ВЕС на ССОД „Зора“ се състои от 4 платки: ВЕИ-PSA; ВЕИ-PSW; ВЕС-PSD и ВЕС-PSC (**фиг. 3.6**, **фиг. 3.7** и **фиг. 3.8**), схема за автоматично пускане на основния компютър САВ (**фиг. 3.5**) и платка на филтъра ПФ (**фиг. 3.5**). За удобство при експлоатация конструктивно ВЕИ-PSA, ВЕИ-PSW, ВЕС-PSD и ВЕС-PSC са оформени като четири касети, всяка с един куплунг от 64 извода.

3.3. Изследване на ВЕС на радиометрична система „P-400“.

Системата P-400 [25], [30], [37], [43] има сканираща двуполяризационна антена с работна дължина на вълната $\lambda = 4\text{ cm}$ и е предназначена за дистанционни изследвания на Земята от Космоса. В едната посока на сканиране се измерва хоризонталната компонента на радиотоплинното поле, а в другата - вертикалната [27]. Структурно „P-400“ се състои от сканираща антена, високочестотен блок, нискочестотен блок, блок за контрол на сканиращата антена, блок за контрол на радиометричната система и блок на ВЕС. На **фиг. 3.11** е дадена функционалната схема на ВЕС-P-400, потребяващ 80 W . Използвана е схема с два последователно свързани преобразувателя.

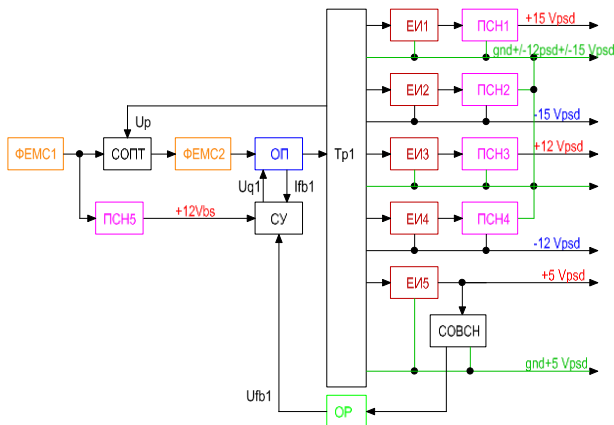


Фиг. 3.5 Функционална схема на ССОД „Зора”.

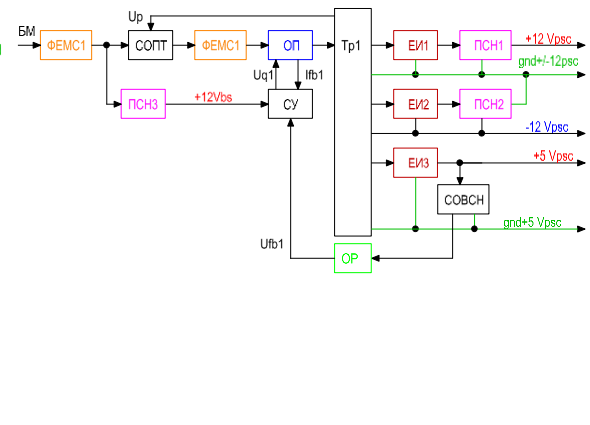


Фиг. 3.6 Функционална схема на ВЕИ-PSA и ВЕИ-PSW на ССОД „Зора”.

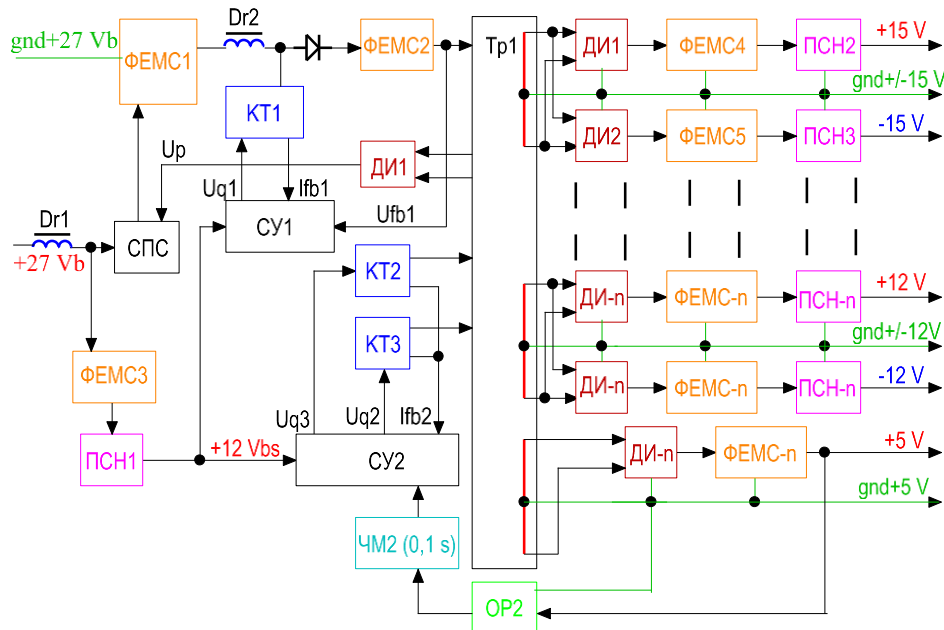
Първият преобразувател (виж **фиг. 3.11**) състоящ се от СУ1, КТ1, Дг2 и ФЕМС2 повдига и стабилизира напрежението на БМ до 40 V. Вторият преобразувател (СУ2, КТ2, КТ3, Тр2, ЧМ2 и ОР2) обезпечава стабилизация на всички изходни напрежения само с една ООВ по напрежение и с един трансформатор.



Фиг. 3.7 Схема на ВЕС-PSD, ССОД -Зора



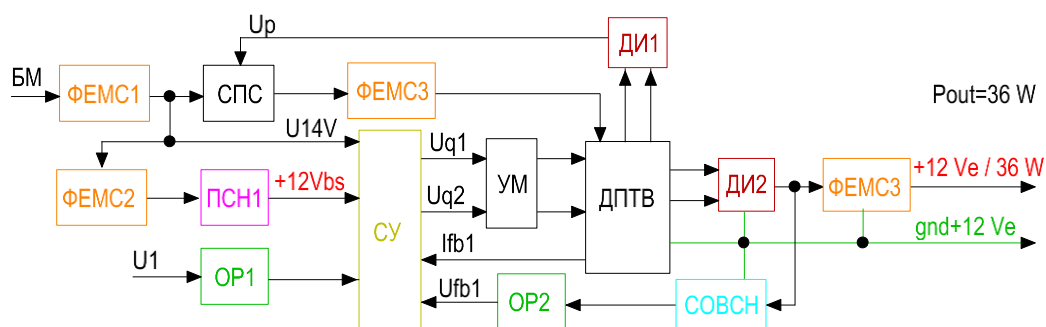
Фиг. 3.8 Схема на ВЕС-PSC, ССОД-Зора



Фиг. 3.11 Функционална схема на ВЕС-P-400.

3.4. Изследване на ВЕИ на астрофизичен комплекс „Рожен“.

Астрофизичният комплекс „Рожен“ [41] е компютизирана система за идентифициране на обекти от небесната сфера. Състои се от ССD камера с размер 604×288 пиксела в спектралния диапазон $380-970 \text{ nm}$, модул за обработка и събиране на данни и екран. Комплексът общо потребява 80 W . В прибора има звезден датчик за ориентация и навигация по звездите. След завършване на програма „Шипка“, приборът се използва в апаратурата „Рентген“ от модула „Квант“ за астрономически наблюдения от борда на „Мир“ с активно участие на космонавт-наблюдател - първи опит в космическата практика. На борда на „Мир“ отказва първият български ВЕИ (той не е разработен от автора на настоящия труд) за захранване на екрана на комплекс „Рожен“. Спешно в ИКИ-БАН е разработен нов ВЕИ-Е, показан на **фиг. 3.14**. Той работи нормално до края на експлоатацията на астрофизичен комплекс „Рожен“.



Фиг. 3.14 Функционална схема на ВЕИ-Е, астрофизичен комплекс „Рожен“

3.5. Анализ на три ВЕС за космичека оранжерия „Свет-2“.

Разработката на КО „Свет-2“ е в резултат на сключен договор между SDL-USA, LMESS, ИМБП-Русия и ИКИ-БАН. От американска страна за КО „Свет-2“ партньор е Utah State University (USU), град Логан. С финансиране от НАСА е разработено ново поколение на блокове за КО „Свет-1“ с оптимизирани параметри. Подобрените характеристики на БО на КО „Свет-2“ водят до 2,5 пъти по-ниска консумация от БМ (спрямо БО на КО „Свет“) или 94,5 W срещу 243 W. Новият БО на КО „Свет-2“ тежи помалко с 2 kg. Оптимизираните параметри на блок осветление на КО „Свет-2“ позволяват продължителна работа с много по-добра светлинна интензивност, което увеличава натрупването на биомаса [69]. Първият експеримент с горчица от сорт „Brassica Rapa“ е проведен за 115 дни от 31 май до 31 септември 1997 г. Чрез осветителният блок на КО „Свет-2“ се прилага 23 часова продължителност на деня и се развиват нормални растения до достигане на фаза на цъфтеж. При втория експеримент са засети семената от първия експеримент – „Brassica Rapa“. От совалката STS-86 са свалени на Земята добре развити растения на 5 октомври 1997 г. Съгласно [57] е цитирана табл. 3.2. От нея може да се заключи, че 536 дни (което е 79% от общо 680 дни на орбита) работи КО „Свет-2“, а 144 дни работи КО „Свет“ (от които 78 дни с 2 от 6 плафона). През 1998 г. по руска научна програма в КО „Свет-2“ са проведени два последователни експеримента с нов сорт пшеница сорт „Арогее“, по-устойчив на етиленовия газ в атмосферата на „Мир“. От 12 растения с 29 формирана класа са получени първите 508 „космически“ семена пшеница. Това е постижение в областта на фундаменталната микрогравитационна биология - за първи път са отглеждат семена от пшеница в космоса, от които по-късно са получени втора генерация „космически“ семена в безтегловност. В периода 1998-1999 г. два руски екипажа реализират най-успешните експерименти с нов сорт пшеница. Осъществен е пълен цикъл на развитието на растенията и е получено второ поколение „космически“ семена. Последните изследвания с растения в КО „Свет-2“ са осъществени от 28-ият екипаж на „Мир“ през 2000 г. Засети са семена от различни салатени култури.

Функционалната схема на взаимодействие на новия ВЕИ-П [56] от КО „Свет-2“ е показана на фиг. 3.19. Задачата на водната помпа ВП е да осигури оптимална влажност на отглежданите растения. ВП е от центробежен тип с постояннотоков четков двигател, работещ при постоянно напрежение 12 V. Трипозиционните превключватели задават три режима на работа и са изведени на предния панел:

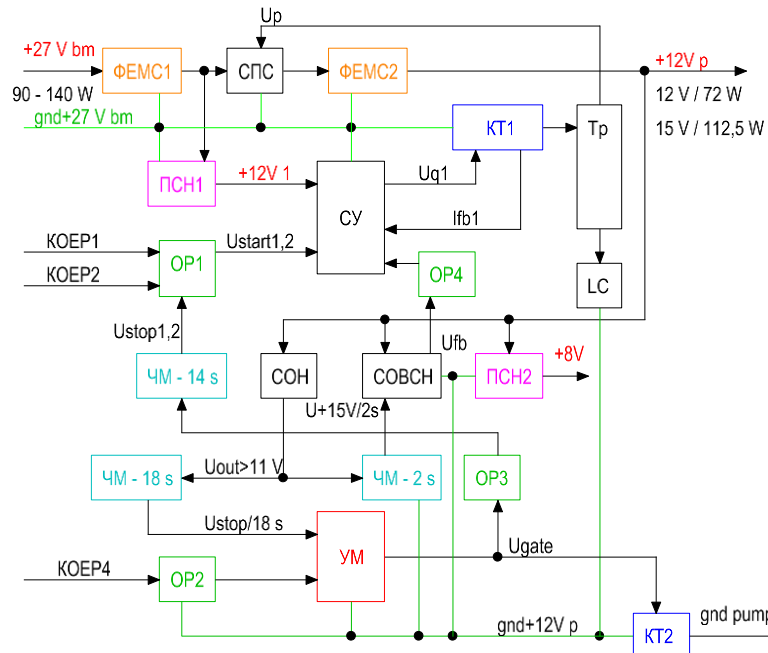
- Режим „автоматично“ - микропроцесорът поддържа влажността. При аварийни ситуации се подава команда КОЕРА за забрана на помпата. Така се предотвратява непрекъснато поливане, при което вегетативните съдове може да се препълнят с вода.

- Режим „ръчно“ - космонавтът задава времето на поливане и ВЕИ-П трябва да ограничи субективните му грешки;

- Режим „изключено“ - забранени са режим „автоматично“ и „ръчно“, ВЕИ-П трябва да е в режим с минимална консумация на електроенергия.

Табл. 3.2 Експерименти с КО „Свет” и КО „Свет-2”.

№	година	начало - край	дни	растения	програма
1	1990	16 юни - 8 август	54	Radishes, Chinese Cabbage	Intercosmos
2	1995	10 август - 9 ноември	90	Wheat Super Dwarf	MIR-Shuttle
3	1996	8 август - 6 декември	123	Wheat Super Dwarf	MIR-NASA-3
4	1996-97	6 декември - 17 януари	42	Wheat Super Dwarf	MIR-NASA-3
5	1997	31 май - 30 септември	115	Mustard Brassica Rapa	MIR-NASA-3
6	1998-99	18 ноември - 26 февр.	100	Wheat Apogee	Russian
7	1999	9 март - 17 август	130	Wheat Apogee	Russian
8	2000	21 май - 15 юни	27	Brassica	Russian

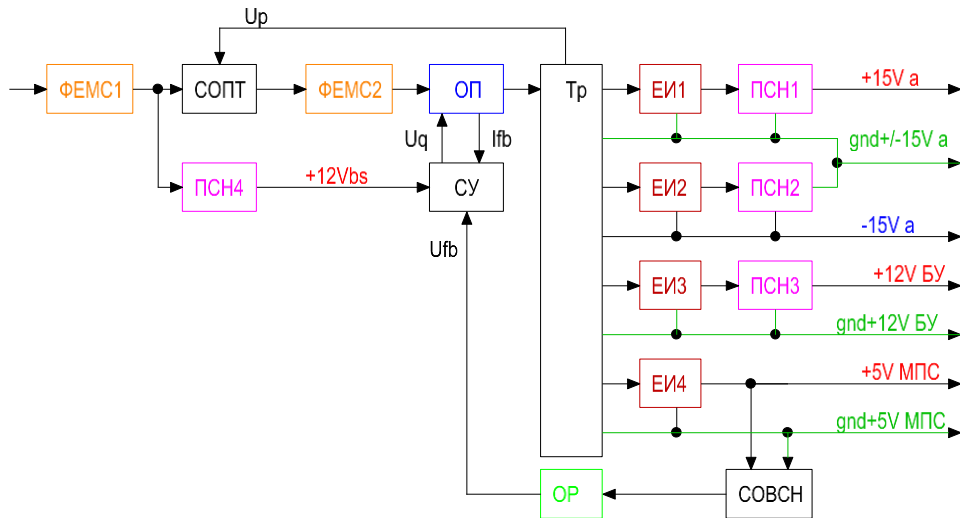


Фиг. 3.19 Функционална схема на ВЕИ-П от КО „Свет-2”.

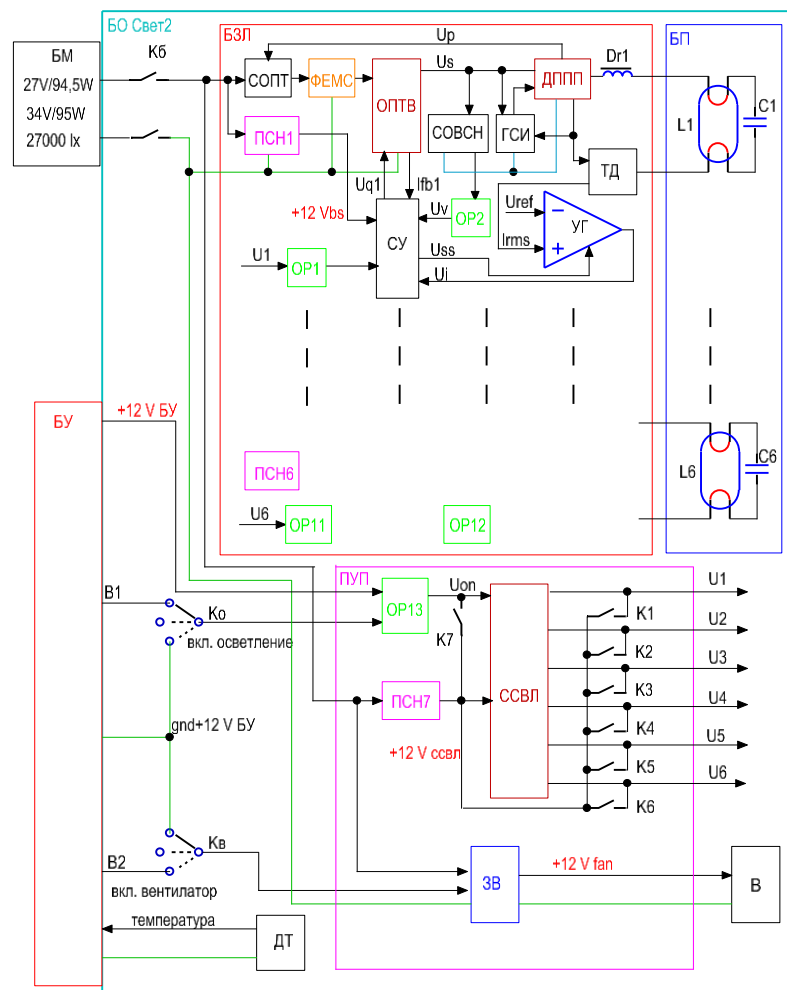
Функционалната схема на новия ВЕС-БУ от КО „Свет-2” е показана на **фиг. 3.20**. ВЕИ-БУ се намира конструктивно в кутията на БУ Свет-2. Служи за хранване на; микропроцесорната платка (МПП); аналоговата измервателна система (АИС); клавиатурата и индикацията на БУ.

Функционалната схема на новия ВЕС-БО от КО „Свет-2” е показана на **фиг. 3.21**. ВЕС-БО може да се фиксира на разстояние от 20 cm, 30 cm и 40 cm от вегетационните съдове. От БУ се задава времетраенето на осветителния период $I \div 23 h$ със стъпка 1 h. Температурата в областта на растенията се следи и когато превиши 32 °C БУ изключва лампите и включва вентилатора. При спадане под 29 °C БУ включва лампите отново. Веднъж измерена и настроена, осветеността давана от БО на КО „Свет-2” не трябва да спада под определена стойност в течение на гаранционния срок от 2 години. БО трябва да обезпечи и поддържа стабилни светлинни параметри без допълнителна настройка дори и при замяна на осветителните тела на борда на ОС „Мир”. Замяната на осветителните плафони се извършва от космонавтите в случай на повреда или изтекъл

ресурс на лампите. Трябва да се осигури взаимозаменяемост на блоковете - например при отказ на второ захранване и трети осветителен плафон да се използва втори осветителен плафон в третото захранване. При замяна или отказ на осветителните плафони е възможен режим на късо съединение или празен ход. За целта в БО трябва да се предвидят съответните защиты. Високата повторяемост и стабилност на параметрите на различните БО (произведени са четири броя: ЛК-1, ЛК-2, ЛК-3 и ЛК-4.) е едно от



Фиг. 3.20 Функционална схема на ВЕИ-БУ от КО „Свет-2”.



Фиг. 3.21 Функционална схема на ВЕС-БО от КО „Свет-2”.

важните условия за провеждане на коректни паралелни експерименти с растения на борда на ОС „Мир” и Земята. При няколкомесечни експерименти отделните БО трябва да осигурят еднакви условия за развитие на растенията като: средно количество светлина, еднакъв спектър и температурни условия в камерата на растенията. В **табл. 3.4** са показани резултатите за една лампа DS11/21 работеща в херметичен плафон в

Табл. 3.4 Основни параметри на един канал на БО на КО „Свет-2“ при установен температурен режим и бордно напрежение +27 V.

	[mA]	[W]	%	[W]	%	%	[lx/w]	%
1	104	10,91	88,4	1,8	83,5	209,6	460,1	105,3
2	125	12,34	100	2,78	77,5	225,0	470,7	100
3	152	14,07	110,7	3,49	75,2	235,2	444,7	91,7

установен температурен режим при околна температура $T_a = +20\text{ }^\circ\text{C}$ и захранена от БО на КО „Свет-2“. Измерванията са извършени след двучасова работа при изключен вентилатор. В режим 3 лампата е захранена с номиналната мощност 11 W и топлинните загуби в плафона са максимални. Тогава в средната си част месинговият плафон отвън се загрива до $+53\text{ }^\circ\text{C}$, а в средната точка на прозрачния плексиглас на плафона се измерва температура от $+41\text{ }^\circ\text{C}$. Предполага се, че средната температура вътре в плафона е около $+50\text{ }^\circ\text{C}$, което е лош температурен режим, от гледна точка на живота на лампата. При ток по-нисък от 104 mA лампата не може да се изследва, понеже рязко изгасва. В режим 1 се забелязват следните недостатъци: загубват се $2,3\%$ от ефективността на лампата, луминофорът около електродите на лампите почернява след продължителна работа (губи се ефективна площ на излъчване), запалването на лампата при ниски околни температури е критично. За режим 3 отрицателните страни са: $5,5\%$ по-ниска ефективност и максимални топлинни загуби. В режим 2 се постига максимум на ефективността на лампата от $470,7\text{ lx/w}$ и той е избран за работен на борда на „Мир“.

3.6. Анализ на ВЕС за система сбор на невро-биологични данни „Невролаб-Б”

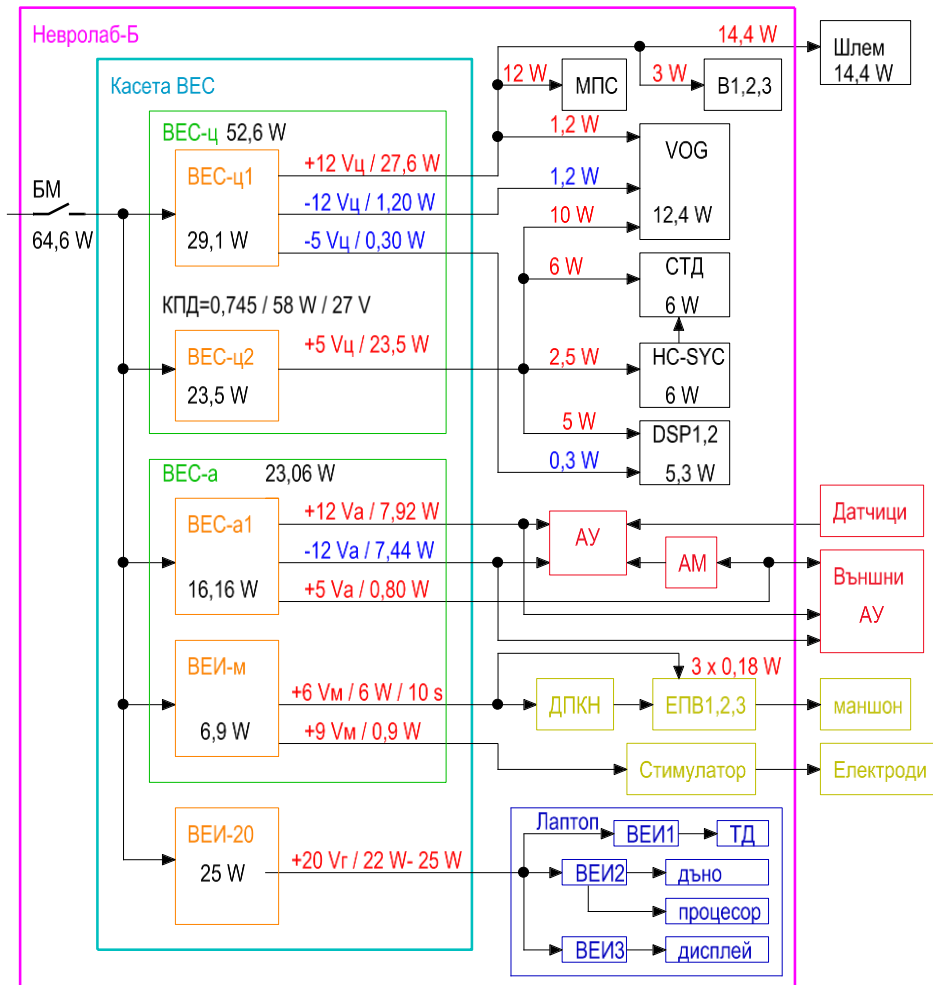
Системата за комплексно изследване на психофизиологическото състояние на космонавтите „Невролаб-Б“ [29] е **щатна апаратура** за провеждане на научни експерименти с помощта на редица международни екипажи на борда на ОС „Мир” и е резултат от договор на ИКИ-БАН с DARA - немската космическа агенция (Deutsche Agentur für Raumfahrtangelegenheiten) и ИМБП-Русия. Функционалната схема на захранването на системата „Невролаб-Б“ е дадена на **фиг. 3.30**. Измерени са следните консумации при различни режими на работа за лаптопа във веригата на напрежението $+20\text{ V}_2$, преди да се започне синтеза на ВЕС-ц на „Невролаб-Б“.

– $11,4\text{ W}$ при изключен екран;

– 17 W при включен екран. Токовете пулсации са с амплитуда $\pm 18\%$ спрямо средната стойност от $0,85\text{ A}$ и са с честота 280 Hz ;

– 19 W при включени екран и твърд диск. Тогава токовете пулсации са с амплитуда $\pm 18,4\%$ спрямо средната стойност от $0,95\text{ A}$ и са с честота 280 Hz .

При тези условия е измерен КПД на ВЕС-ц1 при четири стойности на напрежението на БМ: 22 V , 24 V , 27 V и 34 V . Получени стойности на КПД са съответно: 73% , $73,5\%$, $74,5\%$ и $76,6\%$. Измерен е КПД $73,2\%$ на ВЕИ-ц2 при 27 V БМ и товар $42,48\text{ W}$. ВЕИ-м обезпечава напрежение $+6\text{ V}_m$ за захранване на двигател на помпа за кръвно налягане (ДПКН) и $+9\text{ V}_m$ за захранване на стимулатор за високоволтови импулси, които чрез електроди се прилагат върху човешкото тяло.



Фиг. 3.30 Функционална схема на BEC - „Невролаб-Б“.

ГЛАВА 4: ВТОРИЧНИ ЕЛЕКТРОЗАХРАНВАЩИ ИЗТОЧНИЦИ И СИСТЕМИ НА БЕЗПИЛОТНИ ЛЕТАТЕЛНИ АПАРАТИ.

4.1. Обекти на бордно електрозахранване на БЛА

В настоящата глава обект на изследване ще бъдат БВС със самолети с маса между 50 kg и 300 kg, продължителност на полета до 24 h. При БВС има два метода за управление: ръчно по радиолиния и автономно с борден компютър и програмирани маршрути. Ориентировъчните параметри на разглеждания по-долу вариант за БЛА са: стартова маса около 70 kg; планер и двигател до 19 kg; гориво до 25 l; система за електрозахранване 2.5 kg; полезно натоварване до 15 kg; система за управление до 8 kg. Българският БЛА „Ястреб-2МВ“ има подобни параметри и е самолетен тип, използван за въздушна цел. Бордният комплекс позволява: оперативно изменение на програмата на маршрута по време на полет; запис на 40 параметъра на полета и съхраняване на достатъчен обем от данни за следполетна диагностика, анализ и обучение.

4.2. Електрозахранване за нуждите на БЛА -60 kg

Електрозахранването на БЛА [102] се осъществява от акумулатори или генератор, задвижван от двигателя на БЛА. Обикновено БМ е 12÷28 V, а мощността на ПЕС и BEC се определя от консумацията на бордната апаратура.

Двигателят на „БЛА-60“ е двутактов, бензинов, с електронно запалване, с обем 106 cm³, мощност 11 hp (8 kW) и ресурс 3000 h. Разходът на гориво е около 2 l/h. Планерът на

самолета е създаден на основата на съвременни полимерни композитни материали (карбонови влакна, кевлар и др.).

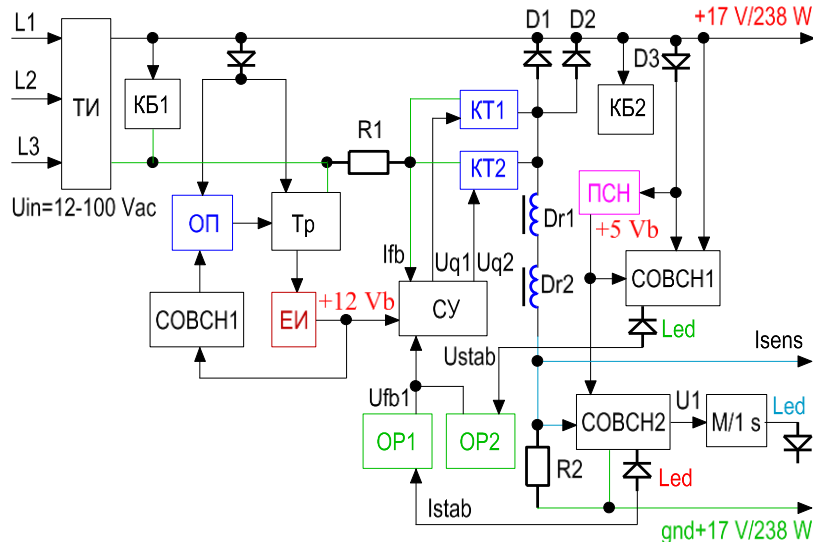
4.2.1. Управление и запална система на „БЛА-60“.

Приемникът за ръчно управление има максимум 14 канала - 12 пропорционални и 2 цифрови. Запалната система на „БЛА-60“ е оборудвана с микропроцесор за автоматично регулиране на ъгъла на запалване. Параметрите на блока за електронно запалване са:

- работно напрежение: 6V NiCad / 7.4V LiPo;
- консумация при съответните обороти: 0,15 W/0 r·min⁻¹; 0,78 W/1000 r·min⁻¹; 6 W/6000 r·min⁻¹; 7,8 W/10000 r·min⁻¹.

4.2.2. Преобразувател „генератор – акумулатор“ на „БЛА-60“.

На **фиг. 4.3** е дадена функционалната схема на преобразувателя „генератор-акумулатор“ (ВЕИ-ГА) на „БЛА-60“ [104]. Първият ВЕИ-ГА има размери: 143 x 65 mm и височина 37 mm. Габаритната височина от страна елементи е 27 mm. Във втория вариант на ВЕИ-ГА проходните кондензатори са разположени вътре в дуралуминиевата кутия с размери 153 x 82 x 41 mm. Размерите на втория вариант на платката са 146 x 76 mm.



Фиг. 4.3 Функционална схема на ВЕИ-ГА на „БЛА-60“.

4.2.3. Преобразувател „акумулатор – борд“ на БЛА „БЛА-60“

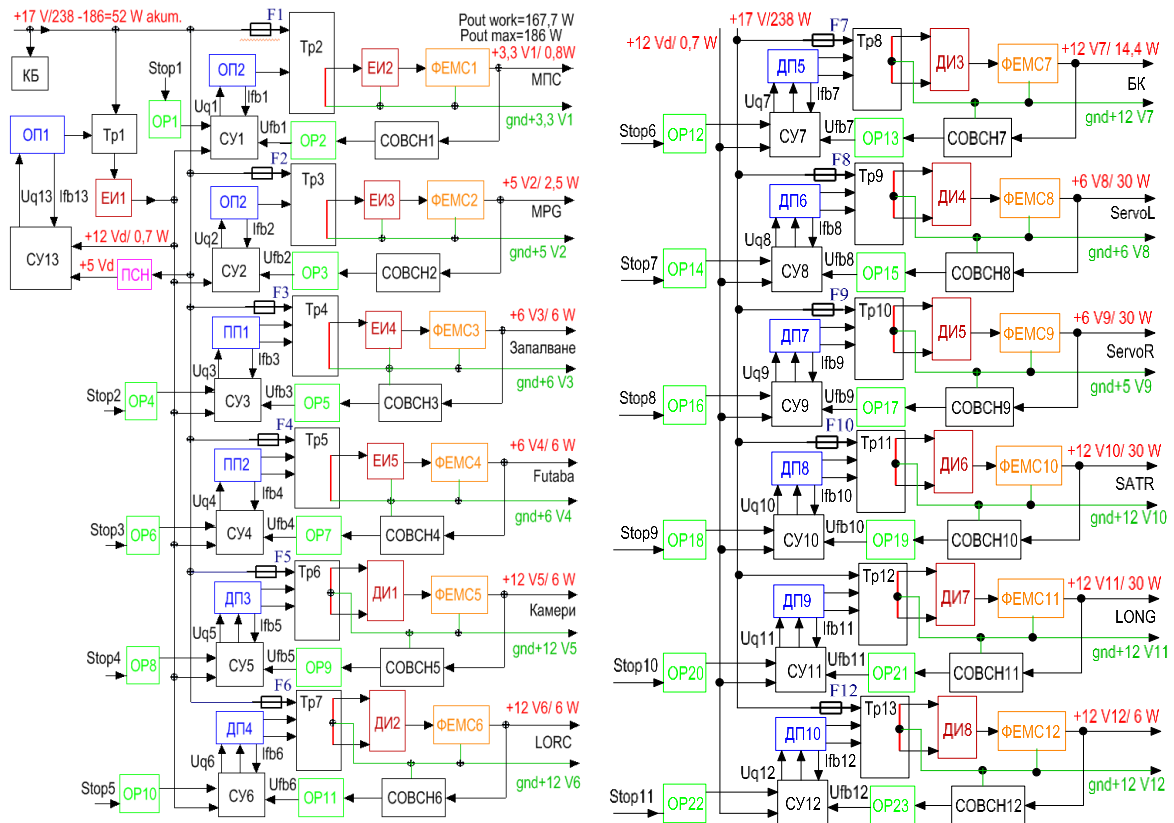
Предназначението на преобразувателя „акумулатор-борд“ на „БЛА-60“ (ВЕС-АБ) (**фиг. 4.6** и **фиг. 4.9**) е да осигури вторично електрозахранване на всички потребители на „БЛА-60“. В **табл. 4.1** са дадени вторичните напрежения и пиковите консумации на бордните потребители. Конструктивно ВЕС-АБ и изградена от: една платка за дежурен режим, наречена ВЕС-1W-3W-6W; пет платки ВЕС-6W-30W; дъно и кутия от композитни материали. Общата пикова изходна мощност е 286,9 W, като средната (топлинна) мощност е около 140 W.

4.2.5. Преобразувател за бордна лампа на „БЛА-60“.

Предназначението на ВЕИ-БЛ [102] е да захрани и да управлява периода на светене на бордната бяла лампа за „БЛА-60“. На **фиг. 4.12** и **фиг. 4.13** са дадени функционалната схема и външният вид на ВЕИ-БЛ.

4.2.6. Преобразувател за заряд на акумулатор от 220 Vac на „БЛА-60“.

На **фиг. 4.14** е дадена ВЕС за заряд на акумулатор от 220 Vac на „БЛА-60“. Паралелно се зареждат четирите клетки на акумулатора в режим даващ максимална енергия при разряд и съответно максимално времетраене на полета на БЛА, обезпечен от акумулатор и електрически двигател.



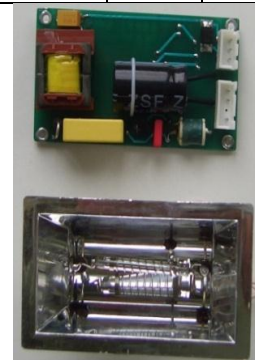
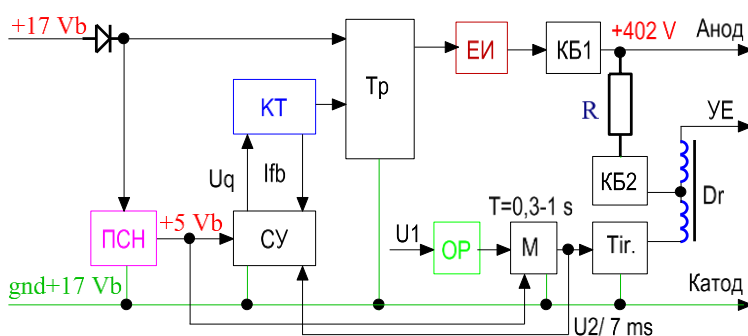
Фиг.4.6 Първа част от ВЕС-АБ (БЛА-60). Фиг.4.9 Втора част от ВЕС-АБ (БЛА-60).

4.3. Изследване ВЕС-ЛД за лазерен далекомер 20 km.

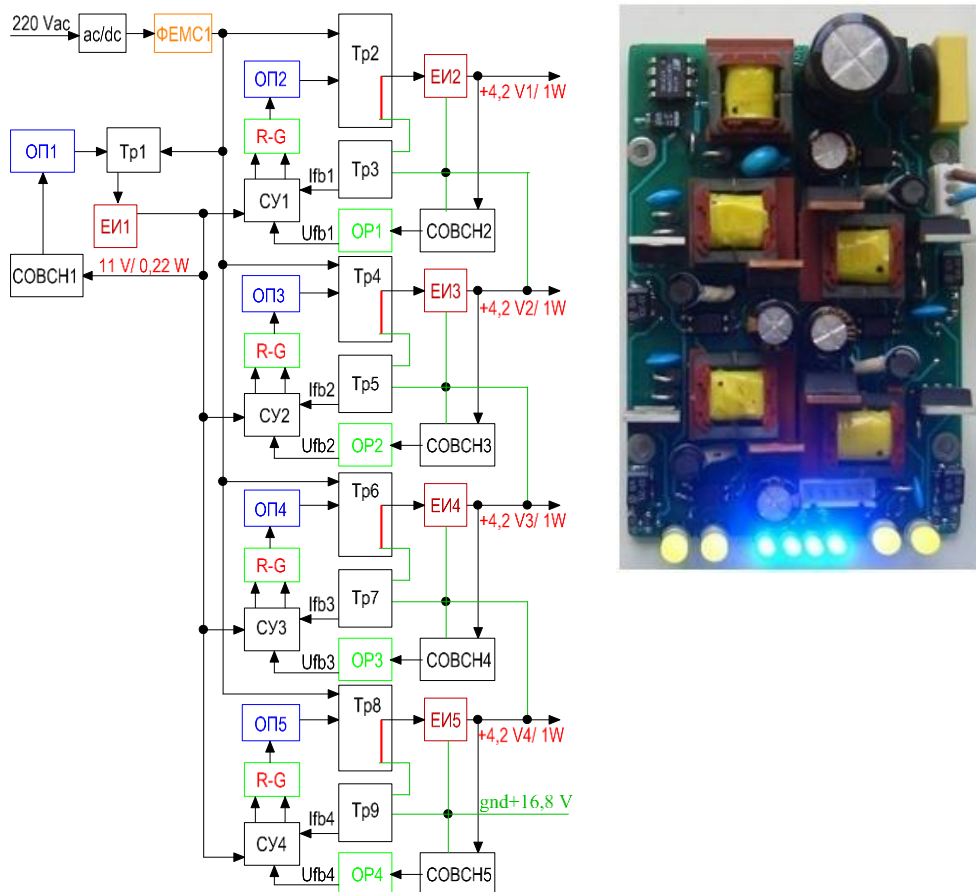
Параметрите на лазерния далекомер са: далечина 50-20000 m; точност - 5 m; брой измервания за минута - 6; часовник - dd/mm/hh/yy/min/sec; работна температура: от -50 °C до +50 °C, компас ТСМ-3. Изходните напрежения на ВЕС-ЛД са: +5s V/0.5 W; +5d V/5 W; +12 V/6 W; +100 V/2,8 W; +1000 V/2,4 W; +330 V/16 W. На **фиг. 4.15** е дадена функционалната схема ВЕС-ЛД на лазерен далекомер 50-20000 m.

Табл. 4.1 Вторични напрежения и мощности на потребители на „БЛА-60”.

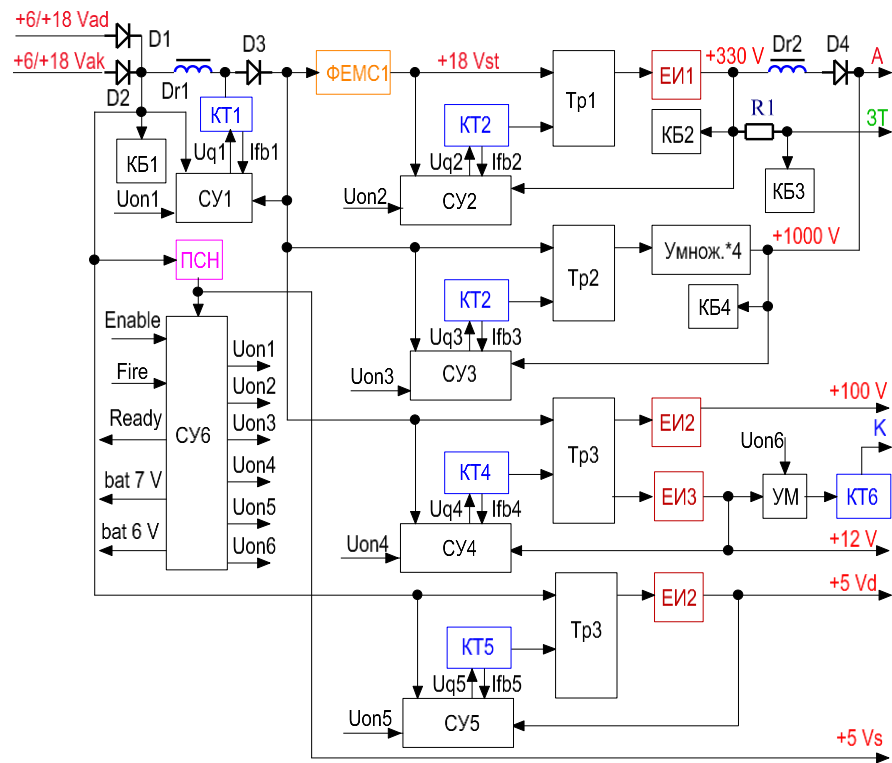
№	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
У-во	МПC	МРG	Зап.	Fu.	Кам.	Lorc	БК	S.L	S.R	SATR	Long	Tran.
U[V]	+3,3	+5	+6	+6	+12	+12	+12	+6	+6	+12	+12	+12
P[W]	0,8	2,5	6	6	6	6	14,4	30	30	30	30	6



Фиг.4.12 Схема на ВЕИ-БЛ за БЛА-60. Фиг. 4.13 ВЕИ-БЛ и бордна лампа за БЛА-60.



Фиг.4.14 ВЕС-А от 220 Vac на „БЛА-60”.



Фиг.4.15 Функционална схема ВЕС-ЛД на лазерен далекомер 50-20000 m.

4.4. Анализ и синтез на ВЕИ-Ж за жirosкоп Схемата на ВЕИ-Ж за жirosкоп, [105] се състои от два последователно свързани импулсни преобразувателя (фиг. 4.18). Първият (PRI) представлява понижаващ DC/DC преобразувател, състоящ се от диода D1, интегралния импулсен регулатор на напрежение ИС, дросела Dг и диода D2 за разреждане на енергията на Dг. Основната функция на PRI е да стабилизира изходното напрежение V_o с точност под 1%, когато входното напрежение V_i се изменя в границите $6\div 34 [Vdc]$. Диодът D1 служи за защита от обратно включване на V_i . Изходното напрежение се следи и стабилизира от веригата за отрицателна обратна връзка по напрежение (ООВН), която условно е обозначена като сигнал $Uq1$. Елементите на ООВН са подбрани така, че е $V_o=5 [Vdc]$. За този преобразувател е характерно, че изходното напрежение V_o е равно или по-малко от входното V_i , съгласно израза (4.1), където D представлява коефициент на запълване Kz на импулсите в ключа в ИС.

$$(4.1) \quad V_o = D \cdot V_i,$$

За избраната интегрална схема L5973AD, производител STMicroelectronics, V_i е $4\div 36 [Vdc]$, $T=2 [\mu S]$, а коефициентът на запълване на импулсите δ се изменя $0\div 100 \%$. За мощността P_{dr} на дросела Dг е в сила формулата (4.2), където P_o е изходната мощност:

$$(4.2) \quad P_{dr} = \frac{V_i - V_o}{V_o} P_o,$$

Дроселът Dг работи в режим на непрекъснат ток и максималната стойност I_{max} на тока през ИС ($I_{max}=2,3 [A]$ за чипа L5973AD) се определя от израза (4.3), където I_o е изходният ток, L е индуктивността на дросела.

$$(4.3) \quad I_{max} = I_o + 0,5 \frac{(1 - \frac{V_o}{V_i})}{L} V_o \cdot T,$$

За енергията натрупана в дросела е в сила изразът (4.4):

$$(4.4) \quad E_{stored} = 0,5 \cdot L (I_{max} - I_{min})^2$$

За тока през диода на първия преобразувател важи зависимостта (4.5):

$$(4.5) \quad i_{off} = I_{max} - \frac{V_{out} \cdot t_{off}}{L}$$

На фиг. 161 вграденото токово ограничение на ИС условно е показано чрез сигнала I_{fb1} . При прегряване на L5973AD се активира вградената термозащита, за да се предотврати повреда. Средната мощност P_{on} , разсейвана за един период по време на отпушеното състояние на транзистора в ИС, се определя от формулата (4.6), където R_o е еквивалентното съпротивление на товара, R_{ds} е съпротивлението сорс-дрейн при отпушено състояние на мощния транзистор на ИС (R_{ds} се увеличава почти два пъти при нарастване на температурата на канала от $25 \text{ }^\circ\text{C}$ до $100 \text{ }^\circ\text{C}$ и зависи от средния ток на товара I_o). За L5973AD границите на изменение на R_{ds} са $0,25\div 0,50 [\Omega]$.

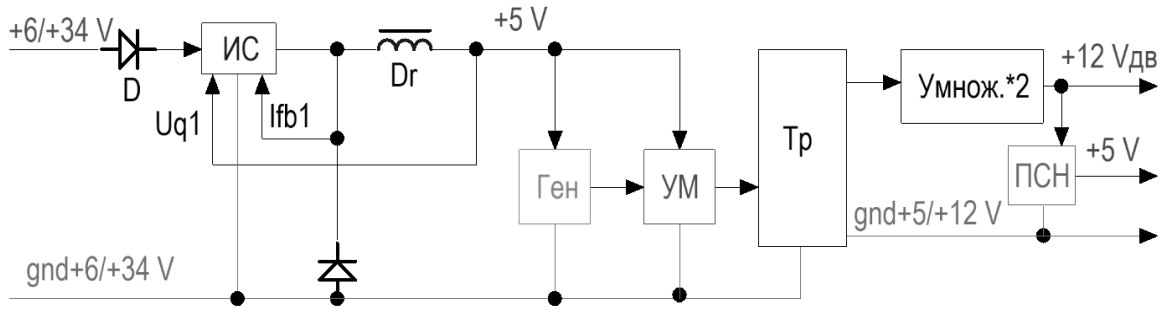
$$(4.6) \quad P_{on} = \frac{V_o^3}{R_o^2 \cdot V_i} R_{ds} \left\{ 1 + \frac{1}{12} \left[\frac{T \cdot R_o}{L} (1 - D) \right]^2 \right\}$$

Мощността P_{din} , разсейвана в транзистора за времето на превключване при нарастващ или падащ фронт на импулса на напрежението (съответно T_{rise} или T_{fall}), се изчислява от зависимостта (4.7):

$$(4.7) \quad P_{din} = P_o \frac{T_{rise}}{2T} \left[1 + \left(\frac{T \cdot R_o}{2L} \right)^2 \cdot (1 - D)^2 \right]$$

Мощността P_a , разсейвана в активното съпротивление R_l на намотката на дросела, се определя от израза (4.8):

$$(4.8) \quad P_a = P_o \frac{R_l}{R_o} \left[1 + \frac{1}{12} \left(\frac{T \cdot R_o}{L} \right)^2 (1 - D)^2 \right]$$



Фиг. 4.18 ВЕИ-Ж за жирокоп.

Вторият преобразувател (SEC) също е от типа DC/DC и се състои от генератор на правоъгълни импулси Ген с фиксиран коефициент $\delta=0,5$, усилвател на мощност УМ (изграден от един NMOS и един PMOS транзистор, свързани в схема на общ сорс), трансформатор Тр (за галванично разделяне между първичната и вторичната маса: $gnd+6 V/+34 V$ и $gnd+5 V/+12 V$), умножител на две (Умнож.*2) и последователен стабилизатор на напрежение ПСН (за захранване със стабилизирано напрежение на схемата за измерване и телеметрия, намираща се в подвижната каретка). Напрежението $+12 V_{дв}$ се използва за захранване на електродвигателя на датчика. За габаритната мощност на Тр се използват изразите (4.9) и (4.10), където B_m е максималната индукция, j - плътността на тока, F_{work} - работната честота.

$$(4.9)$$

$$P_{gab} = 0,5 \cdot L \cdot I_{max}^2 \cdot F_{work},$$

$$(4.10)$$

$$P_{gab} = 0,5 \cdot a \cdot b \cdot c^2 \cdot B_m \cdot j \cdot 0,3 \cdot F_{work}$$

Броят на навивките в първичната намотка се определя съгласно (4.11):

$$(4.11)$$

$$N_p = \frac{V_i}{4 \cdot F_{work} \cdot B_{max}} A_c,$$

Трансформаторът T_{re} избран с форма на тороид, за да може да се изпълни условието за завъртане $0 \div 270^\circ$ между ротора и статора. Сечението на магнитопровода е $S_f = a \cdot b$, а площта на сечението на намотката е $S_0 = \pi \cdot c^2 / 4$, където $a = \Phi 1 - \Phi 2$, b е височина, $c = \Phi 2$ ($\Phi 1$ и $\Phi 2$ са съответно външен и вътрешен диаметър на тороида). Съгласно механичните ограничения на жирокопа е използван тороид с максимален външен диаметър $\Phi 1$ и максимално сечение S_f с цел намаляване на намотките. Избран е феритен материал с висока относителна магнитна проницаемост $\mu_r=2000$ също с цел минимизиране на броя навивки на първичната N_p и вторичната N_s намотки. За желаните коефициент на трансформация K_{tr} се получава (4.12):

$$(4.12)$$

$$K_{tr} = \frac{N_s}{N_p} = \frac{V_s}{V_p} = \frac{(12 - 2,0,2)/2}{2,5} = 2,9$$

Избираме $K_{tr}=2$, $N_p=2$ и $N_s=6$. Осемте намотки са разположени така, че да не заемат ъгъл по-голям от 80° . При избор на феритен материал с голямо μ_r и така изчислените намотки се изследва общият коефициент на полезно действие η при различни работни честоти F_{work} , като се търси максимално висока честота, при която η на Тр и η на УМ все още са достатъчно високи. За максимално възможния работен ток I_{sat} , при който ще се насити тороидът, се получава (4.13):

$$(4.13.)$$

$$I_{sat} = 0,3 \frac{\pi \cdot c^2}{4 \cdot N} j$$

Индуктивността L_p на първичната намотка N_p се изчислява съгласно (4.14) където: $\mu_0=1,26 \cdot 10^{-6} [H/m]$

$$(4.14)$$

$$L_p = \frac{N^2}{\pi(a+c)} \mu_r \cdot \mu_0 \cdot S_f$$

Размери на магнитопровода при една намотка (4.15), където: d_w е сечение на проводника; F_{work} е работната честота; P_{out} е изходната мощност.

$$(4.15) \quad W_a A_c = 0,68 \frac{P_{out} \cdot d_w}{F_{work} \cdot B_{max}}$$

Изчисляване на кондензатора в изходното напрежение (4.16):

$$(4.16) \quad C_{out(max)} = \frac{I_{out(max)} \cdot (1 - \delta_{min})}{F_{work} \cdot V_{ripple(p-p)}}$$

Изчисляване на кондензатора във входното напрежение(4.17):

$$(4.17) \quad C_{in} = \frac{P_{in(av)}}{F_{work} \cdot (V_{ripple(p-p)})^2}$$

Използваната методика на изчисляване дава добри практически резултати. Реализираната схема е изследвана за коефициент на стабилизация по напрежение при празен ход и пълно натоварване. Резултатите от измерваните параметри на така проектирания ВЕИ за жироскоп удовлетворяват техническите изисквания на изделието. Извършено е производство на малка серия от изделието за нуждите на фирмата.

Научни и научно-приложни приноси на автора

Научни приноси

1. Реализирани са функционални модели и софтуерни симулации **(Б6)**, **[107]** на вторични електрозахранващи системи (ВЕС) с различни програми, симулиращи електрически въздействия и визуализиращи параметрите на ВЕС.
2. Синтезирана е методика за изследване и подобряване на електромагнитната съвместимост (ЕМС) на ВЕС и космическа апаратура **(Б2)**, **(Б7)**.
3. Създадена е методика за анализ на електрическите параметри в различни режими и циклограми на системи за сбор на медикобиологични данни на космонавти, съдържащи микропроцесори, лаптоп и електрически устройства с медицинско предназначение. Методиката е приложена в космическите системи „Зора“ **[14]** и „Невролаб-Б“.

Научно-приложни приноси във ВЕС за непилотируеми космически апарати

1. За видеоспектрометричен комплекс „Фрегат“ по проект „Фобос“ са анализирани и оптимизирани две нови ВЕС за микропроцесорната **(Б5)** и за видеозапомнящата апаратура. Синтезиран е авторски вторичен електрозахранващ източник (ВЕИ) **[15]**, понижаващ шумовете на видеозапомнящото устройство на „Фрегат“. На трите вторични електрозахранващи устройства са оптимизирани обратните връзки, преходните процеси и реакциите при динамични въздействия. Синтезиран е нов филтър за подтискане на ЕМС на двете ВЕС. Аprobация на трите вторични електрозахранващи устройства в два комплекса „Фрегат“ при два полета (3 и 10 месеца) до планетата Марс.

2. За прибор „ДЕП-2Е” по проект „Апекс” са синтезирани две авторски ВЕС. Реализираното решение за синхронен старт на един ВЕИ и една ВЕС снижава теглото. Избраната конструкция на радиаторите за ключовите елементи намалява шумовете в данните и EMC. Общият стабилизатор на четири схеми за управление и авторската схема за комутация и захранване на два прибора снижава консумацията и теглото. Аprobация на двете ВЕС в орбита 18 месеца [55].

3. За прибор „ASLAF” по европейски проект „ALOMAReARI” съобразно техническите изисквания към ВЕС е синтезирана авторска схема за ограничаване на пусковия ток. За подобряване на EMC на ВЕС е използвана оптимална модулация на работната честота на мощна високоволтова интегрална схема, използвана в нисковолтов режим с цел висока надеждност. Повишен е КПД при малки мощности в схема „Flyback”. Аprobация на една ВЕС в един прибор „ASLAF” при полет на ракетата „HotPay-1” (БЗ).

Научно-приложни приноси във ВЕС за пилотируеми космически апарати

1. За пет космически оранжерии „Свет-2” по проект с „NASA” са синтезирани и оптимизирани три ВЕС: А) Авторска ВЕС за дългосрочна и температурна стабилност на осветеността създавана от блок осветление и реализирана с подобрени лампи с подходящи спектрални характеристики, според потребностите на растенията ; Б) Авторска ВЕС за калибрирани дози на поливане на растенията - след анализ на водната помпа е синтезиран схема за деблокиране на колекторен двигател, в който са приложени времеви интервали на функционален контрол с цел предотвратяване на нещатни ситуации; В) Авторска ВЕС за захранване на микропроцесорен блок, датчици и индикация с висока надеждност.

Трите летателни ВЕС за космическа оранжерия „Свет-2” имат стабилни параметри, доказани с телеметрия и експерименти при 4 години експлоатация (536 работни дни в космически условия) на борда на орбитална станция „Мир”. С четири наземни комплекта за космическа оранжерия „Свет-2” са проведени синхронни експерименти и научни изследвания за няколко години в София, САЩ и Москва. Аprobация в (Б1) и патент за космическа оранжерия.

Научно-приложни приноси във ВЕС за безпилотни летателни апарати (БЛА)

1. Синтезиран е ВЕИ със съотношение на обем към средна изходна мощност $1,44 \text{ cm}^3/W$. (постижението при две ВЕС от „Фрегат” е $52,3 \text{ cm}^3/W$ и $50,5 \text{ cm}^3/W$, а при съвременни адаптори за лаптопи: $2,40 \text{ cm}^3/W$). Реализирано е авторско решение за охлаждане на ВЕИ с въздушния поток на витлото. Стабилизиран е зарядният ток на акумулаторна батерия, при пълен диапазон на изменение на оборотите на двигателя (при изменение на трифазно напрежение $15 \div 100 \text{ Vac}$). За бърза предполетна подготовка на БЛА са визуализирани процесите на стабилизацията на ток; стабилизацията на напрежение и големината на зарядния ток. Аprobация на ВЕИ: стотици часове в полет на БЛА, [104].

2. Синтезирана са четири ВЕИ захранващи измервателен прибор (с радиус до 20 km): лазерен излъчвател; микропроцесорно управление; индикация и лазерен приемник. Синтезиран е алгоритъм за оценка, управление и стабилизация на енергията на лазерния импулс. С нова схема е отстранена вторичната емисия на лазерния кристал, водеща до грешки в определяне на разстоянието и допълнителна консумация. Приборът е приложим за борда на БЛА като висотомер или целеуказател. Аprobация на два прибора: **стотици часове** наземна работа.

3. Синтезиран е ВЕИ за жirosкоп, захранващ безконтактно високооборотен двигател. Захранен е високооборотен двигател и измервателен блок при свобода на завъртане на оста на жirosкопа от 0° до 270° . Аprobация на жirosкопа, съдържащ авторски ВЕИ: **малка серия** на производство на френска фирма [105].

ПРИЛОЖЕНИЕ Б

Публикации на автора по дисертационния труд

(Б1) *Gramatikov P.*, T. Ivanova, SVET-2 space greenhouse light unit, „Aerospace Research in Bulgaria“, 16.2001, p24 - p34.

(Б2) *Грамаиков П.А.*, Р.Г. Шкевов, Оптимизация на електромагнитното излъчване на цифрови модули с космическо предназначение, SENS'2006 Second Scientific Conference with International Participation „Space, Ecology, Nanotechnology, Safety“, Space Research Institute, 27-29 June 2007, Varna, Bulgaria.

http://www.space.bas.bg/SENS-2007/2_5.pdf

(Б3) Guineva V., G. Witt, J. Gumbel, M. Khaplanov, R. Werner, J. Hedin, S. Neichev, B. Kirov, L. Bankov, *P. Gramatikov*, V. Tashev, M. Popov, K. Hauglund, G. Hansen, J. Istad, and H. Wold p. 1292 – O₂ Density and Temperature Profiles Retrieving from Direct Solar Lyman-Alpha Radiation Measurements 1, Geomagnetism and Aeronomy Vol. 49, No. 8 (Special Issue 2), 2009, pp.1292-1295, Publication Date: 12/2009 (импакт-фактор 0.947/2008).

<http://academic.research.microsoft.com/Publication/12252505>

(Б4) *Грамаиков П.*, К. Калагирева, Вторичен източник за захранване на жирокоп за безпилотни летателни апарати, Международна научна конференция по „Авиационна, автомобилна и железопътна техника и технологии“, Транспортен факултет, БулТранс 2014, гр.Созопол, 17-19 септември, 2014 г.

http://ecad.tu-sofia.bg/e-publ/search/files/1540_STATIQ_3_BULTRANS-2014.pdf

(Б5) *Грамаиков П.*, Вторична електрозахранваща система на системата за управление от видеоспектрометричен комплекс „Фрегат“ в автоматични междупланетни станции „Фобос-1“ и „Фобос-2“, Юбилейна научна конференция „100 години авиационно образование в България“, Факултет "Авиационен" на НВУ „Васил Левски“, гр. Долна Митрополия, 9 - 10 октомври 2014 г.

(Б6) *Грамаиков П.*, Динамични параметри на вторични електрозахранващи източници за бордна аерокосмическа апаратура, SES 2014, Tenth Anniversary Scientific Conference with International Participation, „Space, Ecology, Safety“, 12-14 November 2014, Sofia, Bulgaria.

(Б7) *Грамаиков П.*, Електромагнитна съвместимост на вторични електрозахранващи източници за бордна аерокосмическа апаратура, SES 2014, Tenth Anniversary Scientific Conference with International Participation, „Space, Ecology, Safety“, 12-14 November 2014, Sofia, Bulgaria.

Публикации на автора по глави:

Глава 1: [61], [62], [68], [75], [107], [108], [109], общо 7.

Глава 2: [8], [11], [15], [16], [26], [48], [55], [65], [66], [67], [71], [74], [76], [80], [103], [106], общо 16.

Глава 3: [9], [13], [14], [53], [56], общо 5.

Глава 4: [102], [104], [105], общо 3.

ПРИЛОЖЕНИЕ В

Библиографски списък

[1] Основные технические характеристики автоматической универсальной орбитальной станции АУОС и технические требования для устанавливаемой на ней научной аппаратуры, АН СССР, ИНТЕРКОСМОС, 1982 г.

[2] Букреев С.С., В.А. Головацкий и др., Источники вторичного электропитания, М., Радио и связь, 1983, 280с.

[3] Протокол дополнительных испытаний, 00 Проверка соответствия электрических стыковочных параметров ВИП ВЗУ ВСК требованиям, ЦКИ АН ГДР, г. Берлин, 17.12.1986 г.

[4] Дунаев А. И., Аппаратура научная, Общие технические требования, ОТТ-87, Главкосмос, -М., 1987, 92с.

[5] „Техническое задание ССОД-Зора”, КМ01.001.00.00 ТЗ. ИКИ-БАН С., 1987 г.

[6] Инструкция по эксплуатации ВИП ВЗУ ВСК, ВС\К.30.039.ИЭ, ИКИ-БАН, 1987 г.

[7] Вторичный источник питания системы управления, проект „Фобос“, Техническое описание ВИП СУ ВСК, ВСК.30.038.ТО, ВИП СУ ВСК ЛК-1, ИКИ-БАН, 1987 г.

[8] Частный протокол приемо-сдаточных (ПСИ) и конструкторо-доводочных (КДИ) испытаний, ВИП ВЗУ ВСК ЛК-2, ВИП ВЗУ ВСК ЛК-3, 5. Недков Р., С. Танев., С. Симеонов, П. Трендафилов, А. Спасов, **П. Граматиков**, Р. Тодоров, В. Янков, М. Иванов, И. Иванова, В. Шаламанов, Техническое и технологическое обеспечение медико-биологической программы проекта „Шипка“, Экспрес отчет БАН, София, 1988

[9] Недков Р., С. Танев., С. Симеонов, П. Трендафилов, А. Спасов, **П. Граматиков**, В. Шаламанов, Система сбора и обработки данных „Зора“, В КМ01.001.03.00, ИКИ-БАН, София, 1988 г.

[10] Папков А.П., Частное техническое задание на разработку и изготовление вторичных источников питания для бортовой аппаратуры искусственных спутников Земли радиолюбительского направления, проект „БРТК-С“, ОЛКТ- Калуга, 1988 г.

[11] Avanesov G.A., B.I. Bonev, F. Kempe, A.T. Bazilevsky, V. Boycheva, K.N. Cnikov, M. Danz, D. Dimitrov, T. Duxbury, **P. Gromatikov**, D. Halmann, J. Head, V.N. Heifets, V. Kolev, V.I. Kostenko, V.A. Kottsov, V.M. Krasavtsev, V.A. Krasikov, A. Krumov, A.A. Kuzmin, K.D. Losev, K. Lumme, D.N. Mishev, D. Mohlmann, K. Muinonen, V.M. Muravev, S. Murchie, B. Murray, W. Neumann, L. Paul, D. Petkov, I. Petuchova, W. Possel, B. Rebel, Yu.G. Shkuratov, S. Simeonov, B. Smith, A. Totev, Yu. Uzunov, V.P. Fedotov, G.G. Weide, H. Zapte, B.S. Zhukov & Ya.L. Ziman, Television observations of Phobos, „Nature”, volume 341, Is. 6243, 1989, pp 585-587.

[12] Техническое задание на приборе ДЭП2-Е для измерения электрических полей (проект АПЭКС), 1989 г.

[13] Недков Р., С. Танев., С. Симеонов, П. Трендафилов, А. Спасов, **П. Граматиков**, Р. Тодоров, В. Янков, М. Иванов, И. Иванова, В. Шаламанов, Техническое и технологическое обеспечение медико-биологической программы проекта „Шипка“, Окончательный отчет БАН, София, 1990 г.

[14] **Граматиков П.**, Р.Недков, Особенности при проектиране на импульсно захранване за микропроцесорна система с LCCD экран за космически цели, Втора национална конференция „Аерокосмос и екология“, Шумен, 19-20 април 1990 г.

[15] **Граматиков П.**, Метод за подтискане на нискочестотни токови пулсации в захранването на цифровото видеозапомнящо устройство на видеоспектрометричния

комплекс „Фрегат“ от проекта „Фобос“ , Втора национална конференция „Аерокосмос и екология“, Шумен, 19-20 април 1990 г.

[16] **Граматиков П.**, Синтез на импулсно захранване с минимални пулсации, сборник доклади от юбилейната научна сесия, посветена на 45 години ВНВВУ „Г. Бенковски“, град Долна Митрополия, 21-23 май 1990 г.

[17] Програма проведения научных экспериментов проекта АПЭКС на КА АУОС-3-АП-ИК, 1991 г.

[18] Генчев А.Г., Ефективен импулсно-резонансен токозахранващ източник с широко приложение, В: „Aerospace Research in Bulgaria“, С., ИКИ-БАН 8.1991, р76 – р84.

[20] Генчев А.Г., Капацитивно-диоден преобразувател на напрежение В: „Aerospace Research in Bulgaria“, С., ИКИ-БАН, 9.1993, р88 - р92.

[21] Сверхвысокочастотная двухполяризационная радиометрическая система Р-400. Техническое описание КИ.К03.001.ТО. ИКИ-БАН, 1993 г.

[22] Иванова Т., Система осигуряваща развитието на висши растения, функционираща на орбитална станция „Мир“, В: „Aerospace Research in Bulgaria“, С., ИКИ-БАН, 10.1994, р45 – р52.

[23] Недков Р., Система за интелектуална цифрова обработка на биомедицински сигнали в космически условия, В: „Aerospace Research in Bulgaria“, С., ИКИ-БАН, 10.1994, р65 – р70.

[24] Маринов В., Т.Грозданова, О. Цветков, Система за сбор и визуализация на телеметрични данни, В: „Aerospace Research in Bulgaria“, С., ИКИ-БАН, 10.1994, р90-р94.

[25] Nazarsky T., G. Dimitrov, Ch. Levchev, G. Mardirossian, Ch. Prodanov, Superhighfrequency two polarization radiometric system „R-400” on board of the „Priroda” module constituting a part of the „Mir” orbital complex, В: „Aerospace Research in Bulgaria”, С., ИКИ-БАН, 11.1994, р47-р54.

[26] Аванесов Г.А., Б.С. Жуков, Я.Л. Зиман, Бонев Б.И., Кемпе Ф., Ваваев В.А., Вайде Г.Г., **Граматиков П.**, Димитров Д., Колев В., Костенко В.И., Котцов В.А., Красавцев В.М., Крумов А., Лосев К.Д., Мишев Д.Н., Муравьев В.М., Нойманн В., Пауль Л., Пессель В., Петков Д., Петухова И., Ребель Б., Симеонов С., Тотев А., Узунов Ю., Федотов В.П., Федотова З.К., Халманн Д., Чиков, Телевизионные исследования Фобоса / К.Н.-М.: Наука, 1994. 168с. ISBN 5-02-000298-4.

[27] Nazarsky T., Dimitrov G., Levchev Ch., Mardirossian G., Prodanov H. Superhighfrequency twopolarization radiometric system R-400 on board of the Priroda. В: „Aerospace research in Bulgaria” №11, Sofia, 1994 г.

[28] Рабочая документация Космической оранжереи „Свет” – модификация 2 (Электрические схемы) КМ01.010.00.00., С., ИКИ-БАН, 1994 г.

[29] Протокол №01 Квалификационных испытаний (Этап 2), ГНЦ РФ-ИМБП, Проект „Нейролаб”, система „Нейролаб-Б”, КМ 01.055.00.00 зав. №01, Оцениваемые показатели: Электромагнитная совместимость, 10.11.1995 г.

[30] Назърски Т., Ч. Левчев, Хр. Проданов, Сканирующая антенна для двухполяризационной радиометрической системы Р-400 в рамках МКЦП „Природа” В: „Aerospace research in Bulgaria” №12, Sofia, 1996.

[32] Браун М., Наръчник по токозахранващи устройства, Издателство „Техника”, София, 1997 г.

[33] Ivanova T., Pl. Kostov, Sv. Sapunova, G. Bingham, St. Brown, Equipment for the Greenhouse SVET'95 project and some optimisations for future experiments on board the MIR orbital complex, В: „Aerospace Research in Bulgaria”, С., Space Research Institute, 14.1998, р71-р77.

[34] Salisbury Frank B., Gail E. Binham, William F. Campbell, John G. Carman, Steven Brawn, Linda Gillespie, Pam Hole, Vladimir N. Sytchev, Igor B. Podolsky, Margarita

Levinskikh, David Bubenheim, Boris Yendler, Growing super-dwarf wheat on the Russian space station Mir (Project „Greenhouse”), В: „Aerospace Research in Bulgaria”, С., ИКИ-БАН., 14.1998, p78-p88.

[35] Бойчев Б., В. Чмирев, Г. Беляев, Д. Теодосиев. Електромагнитен измервателен комплекс за космически проект КОМПАС-1 и ПРЕДВЕСТНИК-Э, Сб. Докл. от Юбилейна Научна сесия „10 години от полета на втория български космонавт“, София , 1998 г, стр. 67-71.

[37] Назърски Т., Г. Каменов, Ч. Левчев Хр. Проданов, Н. Банков, Контролно измервателна апаратура към свръхвисокочестотна та сканираща двуполяризиционна радиометрична система Р-400, работеща на орбитална станция „Мир“, В: „Aerospace Research in Bulgaria”, С., Институт за космически изследвания , 15.1999, p75-p81.

[41] Петров, П., Хр. Лукарски, И. Димитрова, Н. Димитров, Л. Филипов, Развитие на технологичен експеримент Рожен. В: 10 години космически проект „Шипка”.С., Институт за космически изследвания , 1999, с. 51-56.

[42] Спиридонов, Х. Научна програма на експериментите по дистанционно изследване на Земята от космоса по проекта „Шипка-Георесурс”. В: 10 години космически проект „Шипка”.С., Институт за космически изследвания , 1999, с.72-76.

[43] Назърски Т., Г. Каменов, Н. Банков, Хр. Проданов, Ч. Левчев, Л. Кралева, Изследвания с микровълновата сканираща радиометрична система Р-400 в рамките на международния научен проект „ПРИРОДА” за дистанционно изследване на Земята от космоса. В: 10 години космически проект „Шипка”.С., ИКИ-БАН, 1999, с.98-103.

[44] Мишев Д., Ст. Ковачев, Т. Янев, Д. Крежова, Многоканална спектрометрична система „Спектър-256” на борда на станцията „Мир”. В: 10 години космически проект „Шипка”.С., Институт за космически изследвания , 1999, с.104-110.

[45] Иванова Т., П. Костов, С. Сапунова, И. Дандолов, Експерименти и резултати по проект Космическа оранжерия СВЕТ за периода 1990-97г. В: 10 години космически проект „Шипка”.С., Институт за космически изследвания, 1999, с. 121-127.

[46] Григорова В., А. Манев, Л.Н. Корнилова, Резултати от българо-руския космически експеримент „Лабиринт”. Приложения в клиничната практика. В: 10 години космически проект „Шипка”.С., ИКИ-БАН., 1999, с.128-131.

[47] Петков Д., Г. Мардиросян, Проект „Фобос” - основни технологични проблеми. В: 10 години космически проект „Шипка”.С., ИКИ-БАН, 1999, с. 364-368.

[48] **Граматигов П.**, А. Спасов, Източник за вторично електрозахранване на прибор „ИД-2“ по проекта „Компас“, сборник доклади, доклад пред научна сесия „30 години космически изследвания“, София 1999 г.

[49] International Space Station Program. NASA/RSA Joint Specifications/Standards Document for the ISS Russian Segment, SSP 50094, Revision A, NASA, Johnson Space Center Houston, Texas, March 10, 2000. 551p.

[50] Sketoe J.G., Integrated circuit electromagnetic immunity handbook, Tech. Rep. NASA/CR-2000-210017, Boing Information, Space and Defense Systems, Seattle, WA, 2000.

[51] Исходные технические требования к аппаратуре и оборудованию – ИТТ2. Комплекс целевых нагрузок. ИТТ КЦН РС МКС П 34240-515, Ракетно-космическая корпорация „Энергия” имени С.П.Королева, сентябрь 2000 г. 111 стр.

[52] Ivanova T., Sv. Sapunova, Pl. Kostov, I. Dandolov В: „Aerospace Research in Bulgaria”, С., Институт за космически изследвания , 16.2001, p 12-p 23.

[53] **Граматигов П.**, Т. Ivanova, SVET-2 space greenhouse light unit, В: „Aerospace Research in Bulgaria”, С., Институт за космически изследвания , 16.2001, p24-p34.

[55] **Граматигов П.**, Вторични източници за захранване на прибор „ДЕП-2Е“ от проекта „Апекс“, Юбилейна научна сесия „40 години от първия полет на човек в космоса“, ВНБВУ „Г. Бенковски“ 12-13 април, град Долна Митрополия, 2001 г.

[56] **Грамати́ков П.**, Вторичен източник на захранване на водната помпа от космическа оранжерия „Свет-2”, сборник доклади, Юбилейна научна сесия „110 години Въздухоплаване в България“, ВНВБУ „Г. Бенковски“, град Долна Митрополия, 25-26 април 2002 г.

[57] Ivanova T., Sv. Sapunova, Pl. Kostov, I. Dandolov, Last plant experiments in the „SVET” space greenhouse equipment onboard the „Mir” orbital station B: „Aerospace Research in Bulgaria”, С., Институт за космически изследвания, 17.2003, p108-p117.

[59] Ivanova T., Sv. Sapunova, I. Dandalov, 30 Years Bulgarian Equipment in Space, B: „Aerospace Research in Bulgaria”, С., ИКИ-БАН, 18.2004, p14-p23.

[61] **Грамати́ков П.А.**, Р.Г. Шкевов, Изследване на електромагнитното излъчване на микропроцесорна система с космическо предназначение. B: Scientific conference with international participation „Space, Ecology, Safety“ С., Space Research Institute, 10-13 June 2005, p. 51-122, ISBN 954-438-484-7.

<http://www.space.bas.bg/SENS/Ses2005/AT3.pdf>

[62] Shkevov R., **P. Gramatikov**, Study of the impact of microprocessor peripheral units on the electromagnetic emission of a space device B: Second Scientific conference with international participation „Space, Ecology, Nanotechnology“, С., Space Research Institute, 14-16 June 2006, p. 117-122, ISBN-10: 954-9401-12-7, ISBN-13: 978-954-9401-12-7.

<http://www.space.bas.bg/astro/ses2006/Cd/A8.pdf>

[65] V.Guineva, G.Witt, J.Gumbel, M.Khaplanov, R.Werner, J.Hedin, S.Neichev, B.Kirov, L.Bankov, **P.Gramatikov**, V.Tashev, M.Popov, K.Hauglund, G.Hansen, J.IIstad, H.Wold. Lyman-alpha Detector Designed for Rocket Measurements of the Direct Solar Radiation at 121.5 nm, Bulgarian Journal of Physics, V.34, iss.1, pp.116-127 (2007).

http://www.bjp-bg.com/papers/bjp2007_2_116-127.pdf

[66] Guineva V., Witt G., Gumbel J., Khaplanov M., Werner R., Hedin J., Neichev S., Kirov B., Bankov L., **Gramatikov P.**, Tashev V., Popov M., Hauglund K., Hansen G., IIstad J., Wold H., Detector for Rocket Measurements of the Direct Solar Lyman-Alpha Radiation, Third Scientific Conference with International Participation „Space, Ecology, Nanotechnology, Safety”, С., Space Research Institute, 27-29 June, 2007, Varna, Bulgaria, p114-p119, Book of abstracts, p.58, ISSN 1313-3888.

http://www.space.bas.bg/SENS-2007/2_3.pdf

[67] Guineva V., G. Witt, J. Gumbel, M. Khaplanov, R. Werner, J. Hedin, S. Neichev, B. Kirov, L. Bankov, **P. Gramatikov**, V. Tashev, M. Popov, K. Hauglund, G. Hansen, J. IIstad, H. Wold, O2 Density and Temperature Profiles Retrieving from Direct Solar Lyman-Alpha Radiation Measurements, International Heliophysical Year: New Insights into Solar-Terrestrial Physics (IH2007-NISTP), Zvenigorod, Moscow Region, RUSSIA, November 5 - 11, 2007, Abstracts, p.42, Солнечно-земная физика, Иркутск, Россия.

[68] **Грамати́ков П.А.**, Р.Г. Шкевов, Оптимизация на електромагнитното излъчване на цифрови модули с космическо предназначение, SENS’2006 Second Scientific Conference with International Participation „Space, Ecology, Nanotechnology, Safety”, Space Research Institute, 27 – 29 June 2007, Varna, Bulgaria.

http://www.space.bas.bg/SENS-2007/2_5.pdf

[69] Илиева И., Р. Дикова, Т. Иванова, Сн. Дончева, Влияние на недостига на кислород върху растежа на салатени растения при наземен експеримент в космическа оранжерия Свет-2, Third Scientific Conference with International Participation „SPACE, ECOLOGY, NANOTECHNOLOGY, SAFETY“ С., Space Research Institute, 27-29 June, 2007, Varna, Bulgaria, Book of abstracts, p.358-362.

[71] Guineva, V., G. Witt, J. Gumbel, M. Khaplanov, R. Werner, J. Hedin, S. Neichev, B. Kirov, L. Bankov, **P. Gramatikov**, V. Tashev, M. Popov, K. Hauglund, G. Hansen, J. IIstad,

H. Wold.S., O2 density and temperature profiles retrieving from direct solar Lyman-alpha radiation measurements, Solar-terrestrial physics, 2, 12 pp 315-318, (2008).

<http://link.springer.com/article/10.1134%2FS0016793209080532#page-1>

[72] Найденов Й., Т. Иванова, И. Илиева, Растеж на растения в космическа оранжерия „Свет” при флуоресцентни и светодиодни източници на светлина. Fourth Scientific Conference with International Participation „Space, Ecology, Nanotechnology, Safety”, С., Space Research Institute, 4-7 June, 2008, Varna, Bulgaria.

[74] Guineva V., G.Witt, J.Gumbel, M.Khaplanov, R.Werner, J.Hedin, S.Neichev, B.Kirov, L.Bankov, **P.Gramatikov**, V.Tashev, M.Popov, K.Hauglund, G.Hansen, J.IIstad, H.Wold, ASLAF Project – A Detector of the Direct Solar Lyman-Alpha Radiation on HotPay I, eARI User Meeting, Nessebar, Bulgaria, May 19-23, 2008, Abstracts book, p. 9.

[75] Шкевов Р. Г., **П. А. Граматиков**, Изследване на електромагнитното излъчване на интелигентни бордови системи с космическо базиране, Fourth Scientific Conference with International Participation „Space, Ecology, Nanotechnology, Safety”, С., Space Research Institute, 4 – 7 June 2008, Varna, Bulgaria.

<http://www.space.bas.bg/SENS2008/9-ASp.pdf>

[76] Guineva V., G. Witt, J. Gumbel, M. Khaplanov, R. Werner, J. Hedin, S. Neichev, B. Kirov, L. Bankov, **P. Gramatikov**, V. Tashev, M. Popov, K. Hauglund, G. Hansen, J. Iistad, and H. Wold p. 1292 – O2 Density and Temperature Profiles Retrieving from Direct Solar Lyman-Alpha Radiation Measurements 1 , Geomagnetism and Aeronomy Vol. 49, No. 8 (Special Issue 2), 2009, pp.1292-1295, Publication Date: 12/2009 (импакт-фактор 0.947/2008).

<http://academic.research.microsoft.com/Publication/12252505>

[77] Иванова Т., 25 години космическа оранжерия Свет, Fifth Scientific Conference with International Participation „Space, Ecology, Nanotechnology, Safety”, С., Space Research Institute, 9-14p, 4-7 June, 2008, Varna, Bulgaria.

<http://www.temanews.com/index.php?p=tema&iid=493&aid=11656>

[78] Ivanova T., I. Dandalov, I. Ilieva, Y. Naydenov, M. Levinkih, Vl. Sychev, New LEDs light module developed under the Greenhouse-Mars project, В: „Aerospace Research in Bulgaria”, С., Институт за космически изследвания ,23.2009, p85-p102.

[79] Ташев В. , В. Гинева, А. Манев, Г. Уит, Й. Гумбел, М. Капланов , Б. Киров, Л. Банков, Ст. Спасов, Захранващо устройство на датчик за измерване на слънчева Лайман-алфа ($L\alpha$) радиация, International Science conference 4th - 5th June 2009, Stara Zagora, BULGARIA, "Economics and Society development on the Base of Knowledge", Volume IV 35 Natural & Mathematical science, p34-p43.

http://www.sustz.com/Proceeding09/Papers/Natural%20&%20Mathematical%20science/V_TASHEV.pdf

[80] Guineva V., G.Witt, J.Gumbel, M.Khaplanov, R.Werner, J.Hedin, S.Neichev, B.Kirov, L.Bankov, **P.Gramatikov**, V.Tashev, K.Hauglund, G.Hansen, J.IIstad, H.Wold, ASLAF: Detector of the direct solar Lyman-alpha radiation. Future alternatives, Workshop „Solar influences on the ionosphere and magnetosphere", Sozopol, Bulgaria, 7-13 June, 2009.

http://www.stil.bas.bg/soz2009/2009Sozopol/ASLAF_Sozopol_2009_v1.pps

[81] Зягина С. С., М. В. Рощина, Обеспечение тепловых режимов печатного узла источника вторичного электропитания, журнал „ Труды международного симпозиума надежности качество, том 2, 2009 г.

<http://cyberleninka.ru/article/n/obespechenie-teplovyyh-rezhimov-pechatnogo-uzla-istochnika-vtorichnogo-elektropitaniya>

[82] Боязитов С. Ю., В. Ф. Вастрюков, В. Е. Деев, Катаносов Н. М., Михайлов М. В., Система электропитания корректирующей двигательной установки малого

космического аппарата, журнал „Известия Томского Политехнического Университета“, выпуск № 4, том 316, 2010 г.

<http://cyberleninka.ru/article/n/sistema-elektropitaniya-korrektiruyushey-dvigatelnoy-ustanovki-malogo-kosmicheskogo-apparata>

[83] Шкоркин В. В., Ю. М. Казанцев, Снижение помехо эмисии силовых дроселей тороидальной конструкции, журнал „Известия Томского Политехнического Университета“, выпуск № 4, том 316, 2010 г.

<http://cyberleninka.ru/article/n/snizhenie-pomehoemissii-silovyh-drosseley-toroidalnoy-konstruktsii>

[84] Казанцев Ю. М., И. Ст. Костарев, А. Ф. Лекарев, Проектный анализ электромагнитной совместимости регулирующей аппаратуры автономных систем электропитания, журнал „Известия Томского Политехнического Университета“, выпуск № 4, том 317, 2010 г.

<http://cyberleninka.ru/article/n/proektnyy-analiz-elektromagnitnoy-sovmestimosti-reguliruyushey-apparatury-avtonomnyh-sistem-elektropitaniya>

[86] Владов М., Дм. Добров, Г. Сотиров, Р. Недков, Бортовая система телеметрического контроля летательного аппарата, Seve n t Scientific Conference with International Participation „Space, Ecology, Nanotechnology, Safety“, С., Space Research Institute, 2-4 November 2011, Sofia, Bulgaria.

[87] Казанцев Ю. М., К. Г. Гордеев, А. Ф. Лекарев, С. П. Черданцев, А. М. Гаврилов, Токковый преобразователь энергии солнечной батареи в системе электропитания космических аппаратов, журнал „Известия Томского Политехнического Университета“, выпуск № 4, том 319, 2011 г.

<http://cyberleninka.ru/article/n/tokovyy-preobrazovatel-energii-solnechnoy-batarei-v-sisteme-elektropitaniya-kosmicheskikh-apparatov>

[88] S.P.Korolev Rocket and Space Corporation Energia, ISS Russian Segment User Manual, 1-186 p., 2011.

http://www.energia.ru/en/iss/researches/iss_rs_guide.pdf

[89] Демнътев Дм. Ф., Ю. М. Казанцев, Коррекция амплитудно-частотной характеристики импеданса выходной шины системы электропитания космических аппаратов, журнал „Известия Томского Политехнического Университета“, выпуск № 4, том 320, 2012 г.

<http://cyberleninka.ru/article/n/korreksiya-amplitudno-chastotnoy-harakteristiki-impedansa-vyhodnoy-shiny-sistemy-elektropitaniya-kosmicheskikh-apparatov>

[92] Осипов А. В., Ю. А. Шиняков, О. А. Исаакович, Ч. М. Михайловна, Системы электропитания космических аппаратов на основе регулируемых преобразователей с промежуточным звеном повышенной частоты, журнал „Известия Томского Политехнического Университета“, выпуск № 4, том 323, 2013 г.

<http://cyberleninka.ru/article/n/sistemy-elektropitaniya-kosmicheskikh-apparatov-na-osnove-reguliruemyyh-preobrazovateley-s-promezhutochnym-zvenom-povyshennoy-chastoty>

[96] Славкова М, К. Миланов, Изследване на DC/DC преобразовател с полумостов инвертор със средна точка с помощта на PSpice, III Научна конференция, ЕФ'2011, том 2, Созопол, 30 септември - 3 Октомври, Техника, София, 1992, 2011 г.

[97] Смирнов Ю., Дм. Алексеевич, Е. Вальеревна, Т. Андреевна, Обеспечение радиационной стойкости электромехатронных преобразователей, Вестник Южно-Уральского государственного университета, Энергетика, Выпуск № 1 / том 14 / 2014

<http://cyberleninka.ru/article/n/obespechenie-radiatsionnoy-stoykosti-elektromehatronnyh-preobrazovateley>

[98] Юрьевич А., Заблуждения и реальность в области оценки радиационной стойкости электронной компонентной базы, Коды ГРНТИ: 47 — ЭЛЕКТРОНИКА. РАДИОТЕХНИКА, Журнал Спецтехника и связь, Выпуск № 4-5 / 2011,

<http://cyberleninka.ru/article/n/zabluzhdeniya-i-realnost-v-oblasti-otsenki-radiatsionnoy-stoykosti-elektronnoy-komponentnoy-bazy>

[101] Smith. Secondary power systems for advanced rotorcraft, AGARDograph №206, Boeing Vertol Company, Boeing Center, 629.73.064:629.735.45, Harvord Hause, London 1975, 1-39 page.

[102] **Граматигов П.**, П. Гецов, Б. Бойчев, Г. Сотиров, Вторични електрозахранващи източници и системи на безпилотни летателни апарати, Университетска научна конференция, Национален военен университет „Васил Левски” - гр. Велико Търново, 3-4 юли 2014г.,

[103] **Граматигов П.**, Система за бордно електрозахранване на радиолюбителски комплекс за спътник „БРТКС-С“, Национален военен университет „Васил Левски” - гр. Велико Търново, 3-4 юли 2014г.

[104] **Граматигов П.**, Б. Бойчев, Първични електрозахранващи източници за безпилотен летателен апарат, Международна научна конференция по "Авиационна, автомобилна и железопътна техника и технологии", ТУ-София, Транспортен факултет, БулТранс 2014, гр.Созопол, 17-19 септември, 2014 г.

[105] **Граматигов П.**, К. Калагирева, Вторичен източник за захранване на жирокоп за безпилотни летателни апарати, Международна научна конференция по „Авиационна, автомобилна и железопътна техника и технологии“, ТУ-София, Транспортен факултет, БулТранс 2014, гр.Созопол, 17-19 септември, 2014 г.

http://ecad.tu-sofia.bg/e-publ/search/files/1540_STATIQ_3_BULTRANS-2014.pdf

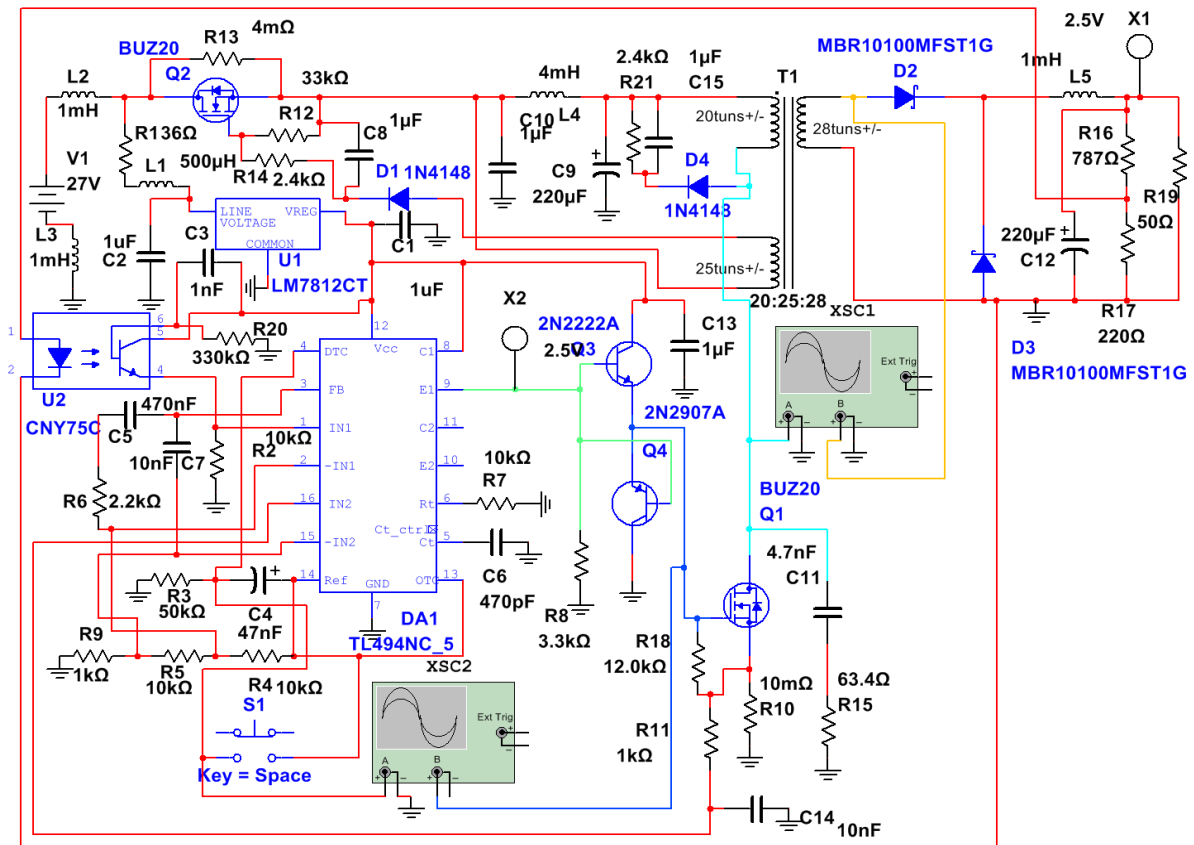
[106] **Граматигов П.**, Вторична електрозахранваща система на системата за управление от видеоспектрометричен комплекс „Фрегат“ в автоматични междупланетни станции „Фобос-1“ и „Фобос-1“, Юбилейна научна конференция „100 години авиационно образование в България“, Факултет "Авиационен" на НВУ „Васил Левски”, гр. Долна Митрополия, 9 -10 октомври 2014 г.

[107] **Граматигов П., А.** Граматикова, Използване на програмата MULTISIM за получаване на волт-амперна характеристика на диоди, International Conference „Enganging tools for science education“, гр. София, 31 октомври-1 ноември 2014 г.

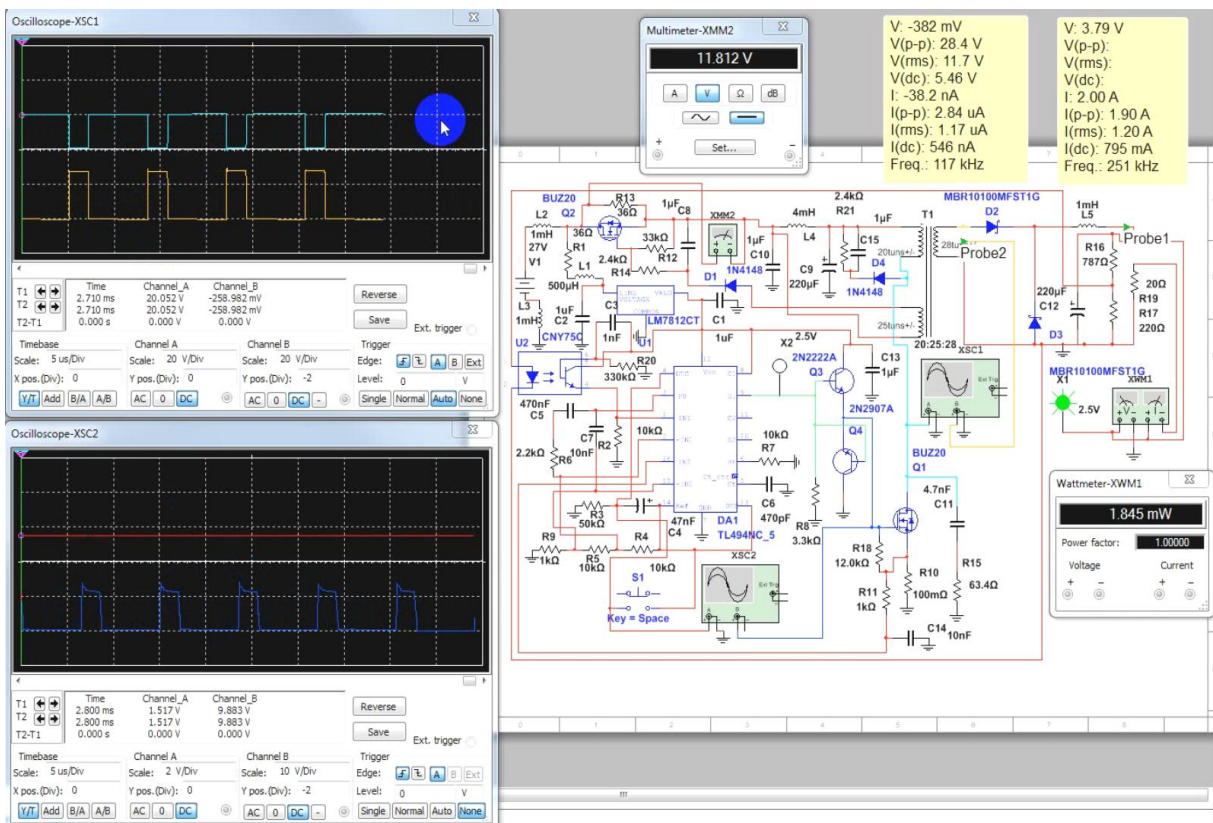
[108] **Граматигов П.**, Динамични параметри на вторични електрозахранващи източници за бордна аерокосмическа апаратура, SES 2014, Tenth Anniversary Scientific Conference with International Participation, „Space, Ecology, Safety“, 12-14 November 2014, Sofia, Bulgaria.

[109] **Граматигов П.**, Електромагнитна съвместимост на вторични електрозахранващи източници за бордна аерокосмическа апаратура, SES 2014, Tenth Anniversary Scientific Conference with International Participation, „Space, Ecology, Safety“, 12-14 November 2014, Sofia, Bulgaria.

ПРИЛОЖЕНИЕ Г: Модел на космическо захранване



Модел на ВЕИ - Ф на „Спектротър-256“



Симулация на модел на ВЕИ - Ф на „Спектротър-256“

ПРИЛОЖЕНИЕ Д

СПИСЪК НА ИЗПОЛЗВАНИТЕ СЪКРАЩЕНИЯ

АМС – автоматична междупланетна станция
АЧХ – амплитудно-честотна характеристика
АЦП – аналого-цифров преобразувател
АУ – аналогови усилватели
БАН – българска академия на науките
БЗЛ – блок за хранване на лампите
БВС – безпилотна въздушна система, безпилотни въздушни системи (на БЛА).
БЛА – безпилотен летателен апарат, безпилотни летателни апарати.
БМ – бордна мрежа.
БП – блок на плафоните
БУ – блок за управление.
ВЕИ – вторични токозахранващи източници (secondary power supply).
ВЕС – ВСК - видеозапомнящо устройство за видеоспектрометричен комплекс.
ВСК – видеоспектрометричен комплекс.
Ген – генератор
ГСИ – генератор на стартови импулси
ДИ – двутактен изправител.
ДПКН – двигател на помпата (за измерване) на кръвното налягане
ДПТВ – двутактен преобразувател с трансформаторен изход.
ДТ – еднопътен изправител
ЕМС – електромагнитна съвместимост. (Electromagnetic compatibility).
ЕПВ – електрически пневмовентил.
ЗВ – хранване на вентилатор
ИКИТ – институт за космически изследвания и технологии
ИМБП – импулсен стабилизатор
КА – космическа апаратура.
КБ – кондензаторна батерия.
Кз – коефициент на запълване на импулсите (D).
Кстн – коефициент на стабилизация по напрежение.
КИА – контролно-измервателна апаратура.
КО „Свет” – космическа оранжерия „Свет”.
КО „Свет-2” – космическа оранжерия „Свет-2”.
КПД – коефициент на полезно действие.
КТ – ключов транзистор.
М – мултивибратор
МКС - Международна Космическа Станция.
МПС – микропроцесорна система
НА – научна апаратура.
ОВН – обратна връзка по напрежение.
КОЕР – команда за включване на оптоелектронно реле.
ОП – обратен преобразувател.
ОПТВ – обратен преобразувател с трансформаторна развръзка.
ОР – оптронна развръзка.
ОС „Мир” – орбитална станция „Мир”.
ПЕМГ – платка на усилвателя за електромиография.
ПЕОГ – платка на усилвателя за електроокулография.

ПЕС – първична електрозахранваща система.
ПООВ – платка на отрицателна обратна връзка.
ПРКТ – платка с релета за комутация и телеметрия.
ПСН – последователен стабилизатор на напрежение.
ПСФС – плавен старт, филтър и стабилизатор.
ПУ – платка за управление.
ПУП – платка за управление на плафоните.
ПУСУ – платка за управление на ВЕИ СУ ВСК.
ПУДМ – платка на усилвателя за динамометрия.
ПУМИ – платка на усилвател на мощност и изправители.
ПФ – платка филтри
РН – ракета носител.
РП – релейна платка.
РТ – регулиращ транзистор.
САВ – схема за автоматично пускане.
СЗ – схема за защита.
СИП – стабилизиран импулсен стабилизатор
СИПН – схема на комутация с поляризовано реле.
СН – стабилизатор на напрежение.
СОН – схема за оценка на напрежението.
СОПТ – схема за ограничаване на пусковия ток.
СОВСН – схема на обратна връзка за стабилизация на напрежението.
СПС – схема за плавен старт.
СС – схема за синхронизация.
ССВЛ – схема за стъпално включване на лампите.
ССОД – система за сбор и обработка на данни.
СТД – схема на твърдия диск.
СУ – схема за управление.
СУ ВСК – системата за управление на ВСК.
ТД – токов датчик.
ТЗ – техническо задание.
ТИ – трифазен изправител
ТК – температурен контрол.
ТО – токов ограничител.
Тр – трансформатор.
ТС – технически средства.
УГ – усилвател на грешката.
УДМ – усилвател диференциален медицински.
УДР – управление на дежурен режим.
УМ – усилвател на мощност.
УМБТ – усилвател на мощност и базисен трансформатор.
УОР – управление на основен режим.
ФЕМС – филтър за електромагнитна съвместимост.
ФЧХ – фазово-честотна характеристика
ЧИМ – честотно-импулсна модулация
ЧМ – чакащ мултивибратор
ШИМ – широчинно-импулсна модулация