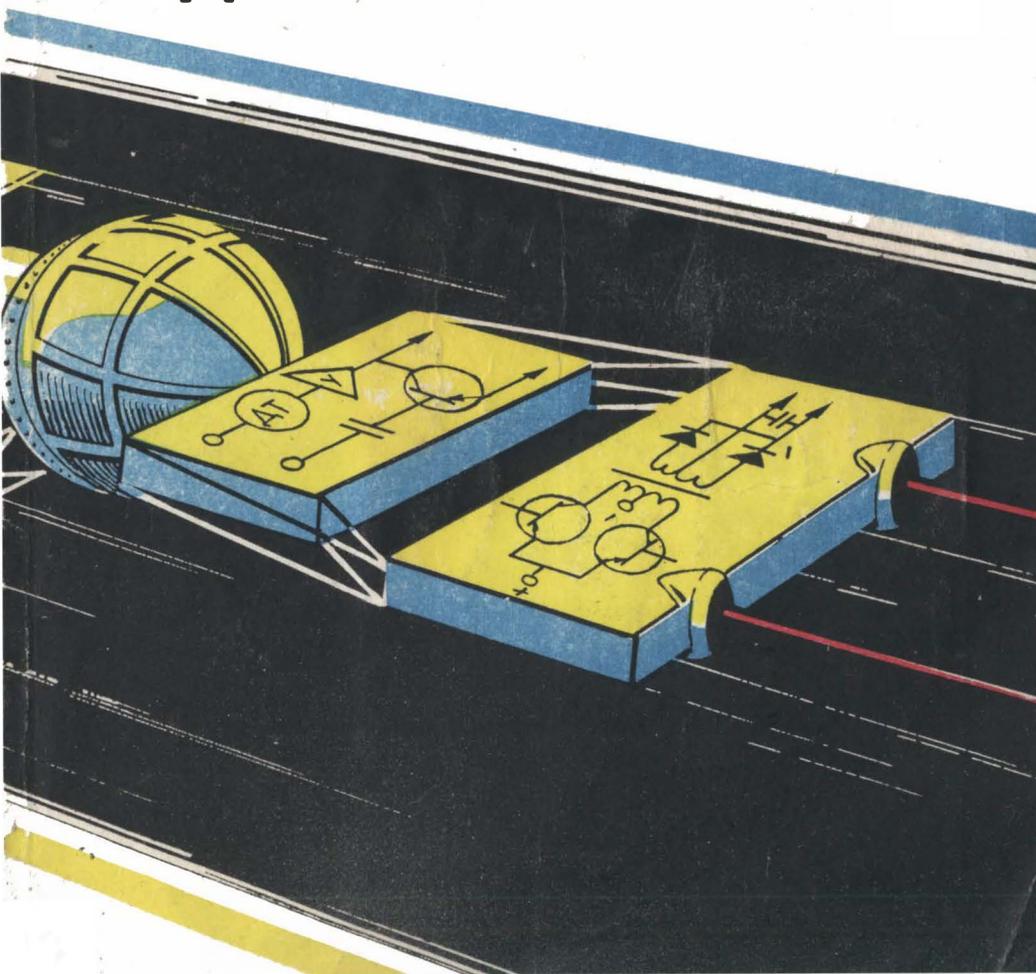


М. М. Глибицкий

Системы питания и управления электрическими ракетными двигателями



М. М. ГЛИБИЦКИЙ

СИСТЕМЫ ПИТАНИЯ
И УПРАВЛЕНИЯ
ЭЛЕКТРИЧЕСКИМИ
РАКЕТНЫМИ
ДВИГАТЕЛЯМИ



Москва «МАШИНОСТРОЕНИЕ» 1981

ББК 39.62
Г54
УДК 621.455.32

Рецензент д-р техн. наук *Д. Д. Севрук*

Глибицкий М. М.

Г54 Системы питания и управления электрическими ракетными двигателями. — М.: Машиностроение, 1981. — 136 с., ил.

50 к.

В книге изложены теоретические и инженерные проблемы создания оптимизированных систем источников питания и управления (СПУ) для электрических ракетных двигателей (ЭРД) космических летательных аппаратов (КЛА). Рассмотрены наиболее отработанные типы ЭРД и функциональные схемы их питания и управления. Освещены вопросы защиты СПУ и ЭРД различных типов в аномальных и аварийных ситуациях.

Книга рассчитана на специалистов, занимающихся исследованиями и разработками электрических ракетных двигателей.

Г 31808-300 — 300-81. 3607000000
038(01)-81

ББК 39.62
6Т6

ИБ № 2908

Маркс Михайлович Глибицкий

СИСТЕМЫ ПИТАНИЯ И УПРАВЛЕНИЯ ЭЛЕКТРИЧЕСКИМИ РАКЕТНЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ

Редактор *М. А. Колосов*

Художественный редактор *С. С. Водчиц*
Технический редактор *В. И. Орешкина*

Корректор *Л. Е. Хохлова*
Обложка художника *Л. С. Вендрова*

Сдано в набор 19.11.80. Подписано в печать 30.01.81. Т-01331.
Формат 60×90^{1/16}. Бумага типографская № 2. Гарнитура литературная. Печать высокая.
Усл. печ. л. 8,5. Уч.-изд. л. 10,25. Тираж 930 экз.
Заказ 1253 Цена 50 к.

Издательство «Машиностроение», 107076, Москва, Б-76, Стромынский пер., 4.

Московская типография № 8 Союзполиграфпрома
при Государственном комитете СССР
по делам издательств, полиграфии и книжной торговли.
Хохловский пер. 7.

© Издательство «Машиностроение», 1981 г.

Освоение и мирное использование космического пространства в практических целях, начатое советской космонавтикой 4 октября 1957 года, развивается и совершенствуется невиданными для других отраслей науки и техники темпами. Особое и весьма важное место в средствах и устройствах создания реактивной силы для космических летательных аппаратов (КЛА) занимают двигатели малой тяги — электрические ракетные двигатели (ЭРД). ЭРД обладают целым рядом существенных отличий, ставящих их при реализации многих космических программ вне конкуренции с остальными типами реактивных двигателей. Преимущества ЭРД подтверждены длительными и успешными экспериментами в космосе на искусственных спутниках Земли, запущенных в СССР и США.

В последнее время разработаны и опубликованы обширные программы дальнейших исследований и освоения космоса, в том числе — создания орбитальных технологических цехов — лабораторий, глобальных спутниковых систем связи, навигационных и метеорологических спутников и т. п., в которых предполагается применение ЭРД. Планируется применение ЭРД в качестве маршевых двигателей для межпланетных полетов, для исследования дальнего космоса и комет. Связки ЭРД общей мощностью, исчисляемой сотнями киловатт, предполагается применить в качестве тяговых двигателей разгонных блоков для доставки на геостационарную орбиту секций солнечных космических электростанций, призванных снабжать электроэнергией промышленность на Земле уже в конце XX века. Запуск масштабных моделей этих станций мощностью 150 кВт предполагается осуществить в 1983 году [40].

Физическим основам и принципам работы ЭРД посвящена обширная периодическая литература и ряд монографий советских и зарубежных ученых, где освещены теоретические и инженерные вопросы создания и отработки собственно ЭРД и первичных источников энергии на КЛА, тогда как задачи исследований и разрабо-

ток систем питания и управления ЭРД рассматривались весьма кратко и в небольшом числе журнальных статей. В данной книге дано систематизированное изложение теоретических и практических вопросов, возникающих при разработке и проектировании систем питания и управления ЭРД.

Автор приносит искреннюю благодарность д-ру техн. наук, проф. А. И. Морозову, по инициативе и в результате постоянного внимания которого появилась эта книга, рецензенту д-ру техн. наук, проф. Д. Д. Севруку, а также д-ру техн. наук Р. К. Чуяну и доц. В. Киму за доброжелательные советы и плодотворное обсуждение рукописи, способствовавшие ее улучшению.

СИСТЕМЫ ПИТАНИЯ И УПРАВЛЕНИЯ ЭЛЕКТРИЧЕСКИМИ РАКЕТНЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ

1.1. ЭЛЕКТРОРАКЕТНЫЕ ДВИГАТЕЛИ В КОСМОСЕ

Идея применения электрических сил для ускорения рабочего вещества в двигателе КЛА впервые была высказана К. Э. Циолковским в 1911 г. [50].

Первый электрический ракетный двигатель был создан и испытан в Советском Союзе в 1929—1931 гг. пионером отечественного ракетного двигателестроения акад. В. П. Глушко. Широкие исследования и разработки ЭРД во многих странах развернулись после запуска в 1957 г. в СССР первого искусственного спутника Земли, ознаменовавшего начало практического освоения космического пространства. Высокая эффективность применения ЭРД и новые возможности, открывающиеся при их использовании на КЛА, недостижимые с иными реактивными двигательными установками, все более расширяющиеся разнообразные программы исследований и практического использования космоса в научных, народнохозяйственных и технологических целях явились мощным стимулом в успешном решении задач создания надежных и экономичных электрических ракетных двигательных установок (ЭРДУ). Отработка ЭРДУ доведена до натуральных испытаний на космических и высотных аппаратах: в Советском Союзе на «Зонде-2», «Янтаре», «Метеоре», ВЗА, а также на ряде космических объектов США — на спутниках ATS, SERT и т. п. [33].

В настоящее время уровень «знаний — умения» в области собственно ЭРД достиг такого совершенства, что разработка и доведение до промышленной реализации любого типа ЭРД с заданными характеристиками могут быть завершены в запланированные сроки. Более четко определилась и область решаемых с помощью ЭРД задач. К основным из них можно отнести следующие.

1. Стабилизация положения ИСЗ на орбите или коррекция его положения по заданной программе (например ИСЗ с космическим телескопом).

2. Стабилизация (или коррекция) орбиты ИСЗ, в особенности низколетящих спутников, длительность существования которых без компенсации аэродинамического сопротивления верхних слоев атмосферы значительно меньше, чем ресурс аппаратуры КЛА.

3. Перевод ИСЗ с одной орбиты на другую, например — вывод КЛА с промежуточной на геостационарную орбиту и наоборот, для

выполнения ремонтных операций, для стыковки и сборки крупных космических объектов и т. д.

4. Обеспечение необходимых маневров ухода КЛА со стартовой околоземной орбиты на орбиту спутника другого небесного тела при межпланетных перелетах.

Многообразному применению ЭРД на КЛА способствуют также существенный прогресс в области космической энергетики и создание эффективных первичных источников (ПИ) на КЛА. Так, в результате глубоких и разносторонних исследований в области физики и технологии тонких пленок для электроники интегральных схем созданы предпосылки получения пленочных фотоэлектрических преобразователей с удельной массой 7—15 кг/кВт, что почти в 20 раз лучше современных солнечных батарей (СБ) [59].

Изотопные термоэлектрические (ИЗОТЭГ) и термоэмиссионные (ИЗОТЭП) генераторы и преобразователи также вышли за рамки лабораторных исследований и успешно применяются в космических программах самого различного назначения (например «Луноход» в СССР, или «Викинг» в США).

Серьезные успехи достигнуты и в разработке электромашинных и безмашинных систем с ядерными первичными источниками энергии, обеспечивающими питание аппаратуры КЛА на уровне 5—30 кВт и выше [28, 29].

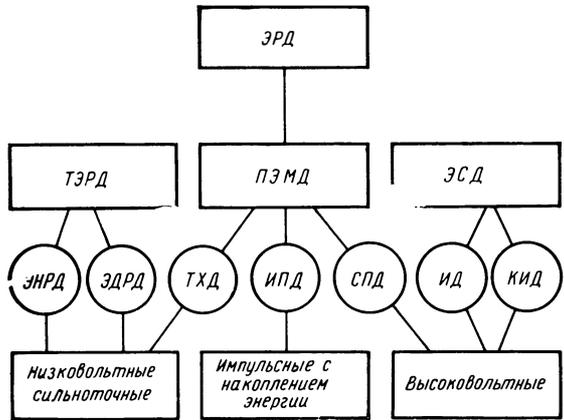
Достижения в области физики плазмы эффективно способствуют улучшению характеристик ЭРД и дальнейшему расширению границ их применения [32]. Прогресс электронной техники, широкое использование полупроводниковых приборов и схем на их основе обусловили развитие и практическое применение ЭРДУ, поскольку питание и управление ЭРД, как правило, невозможно без промежуточного преобразования энергии одного уровня или вида в другие. Так, например, для питания стационарного плазменного двигателя (СПД) [1], установленного на спутнике «Метеор», напряжение бортовой сети постоянного тока ≈ 30 В преобразуется в напряжение постоянного тока 170 В, а для ртутного ионного двигателя, разработанного по программе SERT, напряжение солнечной батареи 60—70 В преобразуется в 2000 В постоянного тока [33]. Средствами электроники решаются также все задачи управления ЭРД, защиты, стабилизации режимов, передачи по каналам телеметрии команд и результатов их использования, автоматического запуска ЭРД, ввода резервов и т. п.

1.2. ПРИНЦИПАЛЬНЫЕ СХЕМЫ ЭРД И ИХ КЛАССИФИКАЦИЯ

Классификация плазменных и ионных ускорителей рассматривалась многими авторами, и разновидности ЭРД достаточно четко определены.

Наиболее подробно рассмотрены и классифицированы ЭРД в работах [23, 52], где основными классификационными признаками служат физические процессы и особенности механизмов ускорения,

Рис. 1.1. Классификация электроракетных двигателей



а дополнительными — характер импульса тока в двигателе во времени, способы подвода электромагнитной энергии к рабочему веществу и геометрия электродов.

В соответствии с таким подходом ЭРД разделяют на три большие группы (рис. 1.1).

1. **Термоэлектрические двигатели (ТЭРД)**, где электромагнитная энергия расходуется на нагрев теплообменных элементов, в контакте с которыми происходит передача энергии рабочему веществу, истекающему затем через сопло (ЭНРД и ЭДРД).

2. **Плазменные электромагнитные двигатели (ПЭМД)**, у которых рабочим веществом является квазинейтральная плазма, ускоряемая энергией электромагнитного поля (ТХД, ИПД, СПД).

3. **Электростатические двигатели (ЭСД)**, у которых электрическое поле ускоряет поток одноионно заряженных ионов (ИД) или коллоидных заряженных частиц (КИД).

Существуют и дополнительные признаки, объединяющие ЭРД по критериям, общим для источников питания ЭРД. Такими критериями являются род тока (постоянный, переменный, импульсный), величины напряжения и тока. Действительно, системы преобразования и управления (СПУ) при равной мощности ЭРД по своей структуре и по исполнению подсистем, звеньев и элементов будут существенно различаться, если, например, ЭРД питать напряжением 30 В при токе 1000 А, или напряжением 6000 В при токе 5 А.

В каждой группе двигателей можно выделить три подгруппы.

1. Низковольтные сильноточные ЭРД (напряжение 10—300 В, ток 0,1—10 кА).

2. Высоковольтные ЭРД (напряжение 0,3—10 кВ, ток 1—10 А).

3. Импульсные с накоплением энергии в конденсаторе или индуктивности.

Практически каждый из современных ЭРД при определенных условиях может работать как на постоянном, так и на переменном токе. Однако, хотя питание переменным током дает определенные преимущества для СПУ по массе и надежности (в первую очередь потому, что отпадает необходимость в выпрямителе), ЭРД на переменном токе не вышли за рамки лабораторных и стендовых испытаний и исследований, прежде всего из-за отсутствия на борту сети переменного тока. По этим причинам большинство опубликованных проектов ЭРДУ ближайшего будущего предполагают применение постоянного тока [23].

Приведенная выше классификация не является исчерпывающей хотя бы потому, что развитие ЭРД и космической энергетики, а также накапливаемый опыт могут выдвинуть на первый план иные критерии.

Разработчику ЭРДУ необходимо также знать количество параметров ЭРДУ, подлежащих передаче с борта КЛА, и их характеристики.

Объем передачи телеметрической информации зависит в первую очередь от программы и задач функционирования КЛА с ЭРД и может быть подразделен на следующие группы информации и команд.

1. Передача команд управления (подготовка к исполнению команды);

2. Информация об отработке команд (команда на исполнение);
3. Информация о состоянии и режимах работы СПУ, ЭРД и их узлов.

Система преобразования и управления может содержать в своем составе логическое устройство (или ЭВМ), осуществляющее автоматический запуск ЭРД и выход его на режим, обеспечивающий выполнение ЭРД своих задач. Тогда телеметрические каналы передачи команд управления или исключаются, или используются в аварийных ситуациях.

Если СПУ проектируется с использованием методов системной оптимизации, то необходимы дополнительные данные, характеризующие первичный источник энергии (ПИ), сведения о критериях качества системы и, желательно, об очередности их применения, а также характеристики ограничений, накладываемых на проектируемую СПУ.

1.3. ЭЛЕКТРОРАКЕТНАЯ ДВИГАТЕЛЬНАЯ УСТАНОВКА

В зависимости от типа ЭРД, его назначения, программы работы в течение времени активного существования КЛА и выполняемой задачи состав ЭРДУ и структурная схема СПУ могут существенно изменяться. В большинстве случаев СПУ разрабатываются для каждой ЭРДУ индивидуально, с максимальным учетом ее особенностей и требований к выполняемым ЭРДУ задачам. Вместе с тем в ЭРДУ входят, как правило, следующие общие для всех основные подсистемы.

1. Первичный источник (ПИ) энергии, предназначенный для преобразования тепловой, электромагнитной излучения, ядерной или химической энергий в электрическую.

2. Преобразователь напряжений (ПН), предназначенный для согласования напряжения ПИ с напряжениями питания электродов ЭРД.

Система преобразования обычно включает блок управления, который осуществляет исполнение команд управления ЭРД, контроль за состоянием рабочих режимов, защиту, а также ввод резер-

вов при отклонении контролируемых параметров сверх допустимых пределов и передачу в каналы телеметрии информации о работе ЭРД.

3. Система хранения, подготовки и регулирования подачи рабочего вещества (СХРВ).

4. Система приема и передачи телеметрической информации (ТМИ).

5. Система распределения энергии между ЭРД, если их число на КЛА $N_{дв} > 1$.

Подробное рассмотрение входящих в систему ЭРДУ подсистем изложено в последующих главах книги. Здесь только отметим, что перечисленные основные подсистемы связаны между собой не только функционально, но также энергетическими и массовыми параметрами и характеристиками. В особенности эта связь наглядно проявляется при рассмотрении силовых цепей. Так, например, если для ЭРД определены тяга F , секундный массовый расход рабочего тела \dot{m} и общий к. п. д. $\eta = \eta_1 \eta_2 \dots \eta_i$ (здесь i — число звеньев в энергетической цепи между ПИ и ЭРД), то мощность ЭРД $P_{дв} = F^2 v / (2\eta)$. Мощность на выходе СПУ также равна $P_{дв}$, но уже мощность первичного источника, т. е. мощность на входе СПУ будет больше, чем мощность ЭРД $P_{дв}$ на величину $\sum \Delta P$, затрачиваемую на компенсацию потерь в преобразователе, выпрямителе, стабилизаторе, в подводящих проводах и других силовых звеньях всей цепи ПИ-ЭРД, а также на питание вспомогательных устройств (блока управления, телеметрии, подготовки рабочего тела и т. п.).

Так же тесно связаны и массовые характеристики СПУ, ПИ и ЭРД. Действительно, известно, что потери в любом элементе электрической цепи, если они работают при докриогенных температурах и не обладают сверхпроводимостью, уменьшаются с увеличением массы активных элементов (т. е. нагруженных током проводников или создающих электромагнитное поле магнитопроводов трансформаторов) и, наоборот, увеличиваются при уменьшении их массы [10].

Поэтому стремление уменьшить массу СПУ, как правило, ведет к увеличению потерь в ее элементах. Но в этом случае возрастает выходная мощность ПИ и соответственно его масса. Может оказаться, что выигрыш массы в СПУ окажется фиктивным, так как в конечном счете общая масса всей ЭРДУ возрастет из-за увеличения массы ПИ.

Таким образом, выбор основных характеристик ЭРДУ при известной мощности ЭРД не может быть произвольным, а должен являться результатом анализа взаимного влияния всех звеньев разрабатываемой системы.

Такой подход к решению задач называют *системным* и их решение — оптимальным.

Метод системного подхода в приложении к созданию оптимальных систем преобразования энергии, питающих ЭРД, требует рассмотрения всей задачи в целом. В частности это означает необходимость убедиться, что при достижении оптимальных характери-

стик ЭРДУ будет достигнут оптимальный результат и в выполнении основной задачи, для которой собственно и предназначается КЛА.

1.4. СИСТЕМНЫЙ ПОДХОД И ПРОБЛЕМЫ ОПТИМИЗАЦИИ ЭРДУ

В последние годы получило развитие научное направление, которое принято называть *теорией систем*, связанное с исследованием целенаправленного функционирования большого числа элементов и комплексов, включая коллективы людей [5, 10]. Достижения в этой области в полной мере могут быть использованы в задачах проектирования систем питания и управления ЭРД.

Применительно к задачам, решаемым с помощью ЭРД, системы ЭРДУ характеризуют следующие особенности.

1. Наличие одной или нескольких основных целей функционирования системы (например, доставка с помощью ЭРД к комете Энке научного оборудования максимальной массы при минимальных затратах [63]). Эта цель достигается одновременным или последовательным выполнением ряда промежуточных задач, число которых может быть весьма велико (разработка ЭРДУ, наземного комплекса, ракеты-носителя; вывод КЛА на промежуточную орбиту химическими двигателями и т. п.).

2. Осуществление управлений, т. е. процессов упорядочения системы КЛА, приведения ее в соответствие с задачами и конечными целями. В нашем случае такими управлениями могут быть, например для уже функционирующей ЭРД: стабилизация температурного режима преобразователя, выполнение операций, связанных с вводом резервных элементов, включение и выключение питания ЭРД по командам от наземного комплекса или бортовой ЭВМ, управление вектором тяги ЭРД. На стадии проектирования объектами такого управления могут быть, например, частота преобразования инвертора, величины электромагнитных нагрузок на активные материалы элементов СПУ, выбор оптимального числа резервных узлов системы и т. п.

3. Иерархическая структура системы как комплекса взаимосвязанных элементов, звеньев и узлов, состоящей из подсистем различных уровней или рангов. Размещение подсистем на своих уровнях не всегда может быть определено однозначно из-за наличия большого числа взаимных связей, а также из-за различия задач на пути достижения конечной цели. Это означает, что каждой стадии или этапу (разработка, проектирование, вывод на промежуточную орбиту, полет с ЭРД к цели и т. д.) соответствует своя структура системы, свое разделение на подсистемы и их расположение на соответствующем уровне. Поэтому построение структуры или модели является одним из важных этапов исследования системы.

Между подсистемами различных уровней существуют отношения *управления* и *исполнения*, которые подразделяются на три вида отношений: подчинения, подчиненности и взаимодействия.

В приложении к задачам КЛА с ЭРД, например, на стадии полета, отношения взаимодействия в системе характеризуются обменом энергией, рабочим телом и информацией, а отношения подчинения и подчиненности характеризуются, в основном, информационными связями.

От управляющего элемента к управляемому идет командная информация, определяющая переход данного элемента в новое состояние, а от управляемого элемента к управляющему передается информация о состоянии элемента. Между различными элементами системы, расположенными на самых различных уровнях, существуют потоки энергии и информации, в результате которых состояние системы непрерывно изменяется.

Как упоминалось выше, системный подход возможен не только на стадии функционирования КЛА с ЭРД. Не менее эффективным является применение теории систем на стадии проектирования ЭРДУ, так как и в этом случае проявляются все перечисленные выше свойства элементов, звеньев, подсистем и системы в целом и их взаимодействие. При этом изменяются не только размерности и характеристики связей и управления, но и конечные цели системы. Так, например, если для стартовавшего с околоземной орбиты КЛА с ЭРДУ целью функционирования является доставка к месту назначения полезного груза (ПГ) в рабочем состоянии, то на стадии проектирования основной целью системы является разработка структуры и всех звеньев, узлов и подсистем таким образом, чтобы поставленная цель была достигнута с максимальными положительными результатами в самом широком смысле этого слова. Это может означать достижение и заданной вероятности безотказной работы (надежности), и минимальных габаритов или массы, максимального КПД, максимального времени существования КЛА на орбите и т. п. при минимальных затратах.

Под «затратами» следует понимать не только денежную стоимость осуществления программы. Затратами могут являться мощность и масса первичного источника энергии, потери энергии в системе, количество резервных элементов, число отказов при выполнении задачи.

Перечисленные характеристики являются критериями качества или целевыми функциями данной системы.

Поиск независимых параметров, характеристик и управлений, обеспечивающих получение максимальных положительных результатов (экстремальные значения целевых функций) при минимуме затрат составляет суть оптимального проектирования ЭРДУ.

Несмотря на то, что математический аппарат и средства вычислительной техники, которыми сегодня располагает разработчик, достигли высокого совершенства, строгое решение задач оптимального проектирования КЛА с ЭРДУ представляет серьезные трудности, прежде всего в связи со сложностью создания достаточно полных математических моделей и описания поведения всех звеньев очень сложной системы, которой является КЛА с ЭРДУ.

В этой книге сделана попытка применения системного подхода и методов оптимизации при проектировании СПУ для космических аппаратов с ЭРД. Использование методов оптимального проектирования сложных систем при разработках КЛА с ЭРДУ, даже с ограниченным приближением моделей к своим орч-

гиналам, позволяет в большинстве задач оперативно получать обоснованные количественные соотношения там, где без оптимальных расчетов господствовали интуиция и практический опыт.

Многообразие задач, возлагаемых на КЛУ с ЭРДУ, исключает, по крайней мере в настоящее время, создание законченных и универсальных методов оптимизации СПУ для ЭРД. Вместе с тем эти задачи уже сейчас можно разделить на два класса.

К первому классу следует отнести задачи, для выполнения которых мощность установленных на аппарате ЭРД должна быть равной или соизмеримой с мощностью первичного источника энергии. К ним принадлежат: межпланетные полеты пилотируемых космических кораблей с ЭРД [52], исследования внешних планет солнечной системы с помощью беспилотных автоматических межпланетных станций (АМС) [63]; доставка оборудования и грузов на геостационарную орбиту на транспортных межорбитальных КЛА с ЭРД [58] и другие аналогичные программы, в которых бортовая энергетическая установка в течение определенного, достаточно большого, промежутка времени отдает практически всю номинальную мощность ЭРД. В этом случае синтез оптимальных СПУ и ЭРДУ достигается методом последовательного приближения, путем решения двух задач:

1) оптимального решения динамической задачи полета КЛА с ЭРД и определения на его основе в первом приближении выходных параметров ЭРД и СПУ (мощности $P_{дв}^{(1)}$ и суммарного импульса двигателя $I_{дв}^{(1)}$, ресурса $T_{рес}^{(1)}$ и т. д.) и оптимальных параметров управления вектором тяги $\vec{e}^{(1)}(t)$, $F^{(1)}(t)$ [21];

2) поиска оптимальных по заданному критерию качества характеристик ПИ, СПУ и собственно ЭРД вторичного решения и коррекции результатов первого приближения с получением новых значений $P_{дв}^{(2)}$, $I_{дв}^{(2)}$, $T_{рес}^{(2)}$, $\vec{e}^{(2)}(t)$, $F^{(2)}(t)$.

Затем вновь решается задача поиска оптимальных параметров и характеристик ПИ, СПУ и ЭРД в соответствии с п. 1.

Этот итерационный процесс повторяется до тех пор, пока критерий качества не достигнет своего экстремального значения с заданной точностью. Основной отличительной особенностью этого класса задач является ярко выраженное взаимное влияние всех звеньев системы ПИ — СПУ — ЭРД. В этом случае системный подход к поиску оптимальных параметров СПУ наиболее эффективен и нагляден при реализации. Характерным для этих систем является доминирующее влияние удельной массы первичного источника на все звенья СПУ.

Ко второму классу задач оптимизации проектных параметров СПУ для ЭРД относятся те, для решения которых потребная мощность ЭРД незначительна по сравнению с мощностью ПИ. К ним принадлежат: КЛА с импульсными плазменными ЭРД, с двигателями коррекции положения КЛА и т. п., иными словами, с такими ЭРДУ, у которых при заданной мощности ЭРД отсутствует необходимость увеличивать мощность ПИ для компенсации потерь в звеньях СПУ. К этому классу задач необходимо отнести также слу-

чаи, когда ЭРД устанавливается на существующих КЛА вместо других типов двигателей, располагающих штатным ПИ, или когда на КЛА с ЭРД даже соизмеримой мощности предполагается установить стандартизованный серийный ПИ (например, из серии SNAP). В этих случаях общим является то, что при любых вариациях параметров и характеристик СПУ и ЭРД масса и мощность ПИ остаются неизменными.

Отличительной особенностью оптимизированных СПУ этого класса задач, когда критерием качества служит минимум массы ЭРДУ или максимум массы полезного груза, является то, что экстремальные значения искомого критерия качества достигаются при расположении проектных параметров на одной или на пересечении нескольких границ областей допустимых значений независимых переменных или их совокупностей.

Глава II

ТИПЫ ЭРД И ТРЕБОВАНИЯ К СИСТЕМАМ ПИТАНИЯ И УПРАВЛЕНИЯ

2.1. ТЕРМОЭЛЕКТРИЧЕСКИЕ РД

Электрическая энергия в термоэлектрических двигателях (ТЭРД) используется только для разогрева рабочего вещества, а его ускорение осуществляется так же, как и в обычных химических реактивных двигателях, в силу разности давлений газов или паров в камере двигателя и вне ее.

Наиболее полно разработаны два типа ТЭРД (см. рис. 1.1):

электронагревные ракетные двигатели (ЭНРД), в которых энергия передается рабочему веществу косвенным путем с помощью нагревательного элемента, питаемого постоянным или переменным током;

электродуговые ракетные двигатели (ЭДРД), в которых источником тепла является электрическая дуга, горящая непосредственно в газовой среде или в парах рабочего тела.

2.2. ЭЛЕКТРОНАГРЕВНЫЕ РАКЕТНЫЕ ДВИГАТЕЛИ

Несмотря на то, что ЭНРД обладают наименьшим из всего семейства ЭРД удельным импульсом (5000—20 000 м/с), необычная простота схемы питания и конструкция собственно двигателя, а также самая низкая из всех ЭРД цена тяги ставят ЭНРД в ряд с задач стабилизации и коррекции КЛА на первое место.

Применение ЭНРД может не ограничиваться только системами ориентации и стабилизации автоматических КЛА. В статьях [61, 66], например, обсуждается вопрос о применении ЭНРД мощностью 2,5 кВт для разгрузки гироскопов и управления положением на орбите долговременных обитаемых станций.

ЭНРД, работающие на аммиаке, были испытаны на спутниках серии ATS в США в 1968—1969 гг. При мощности 5 Вт они обеспечивали тягу около $2 \cdot 10^{-4}$ Н при удельном импульсе 1350 м/с.

Преимущества ЭНРД, позволяющие снизить энергетические затраты на единицу тяги, раскрываются при использовании в качестве рабочих тел веществ, разлагающихся при нагреве с дополнительным выделением энергии (например, гидразин N_2H_4).

На рис. 2.1 приведена принципиальная схема СПУ для одного канала коррекции с двумя ЭНРД, направления тяги которых сдвинуты на 180° .

Здесь первичный источник через автомат защиты сети (АЗС) питает коммутирующие и регулирующие устройства (КРУ) каждого ЭНРД.

Рис. 2.1. Схема системы преобразования и управления термоэлектрическим электронагревным двигателем

Установка АЗС вызвана рядом причин, в первую очередь необходимостью обесточить силовые цепи с ЭРД в режимах длительных пауз в работе, а также с целью защиты сети в случаях, когда кроме ЭРД от ПИ питаются и другие потребители энергии.

Обычно в качестве АЗС применяют контактное устройство с импульсным дистанционным управлением и встроенной тепловой и электромагнитной защитой от перегрузок. Такие аппараты, как правило, допускают ограниченное число включений и выключений цепей, связанных с разрывом тока. Поэтому последовательно с АЗС располагают соответственно КРУ₁ и КРУ₂, выполненные на бесконтактных элементах, для которых число включений практически не ограничено. Для первичного источника с выходом на постоянном токе такими элементами могут служить транзисторы и тиристоры, а в системах с ПИ на переменном токе наиболее эффективно применение магнитных коммутирующих устройств на основе дросселей насыщения и магнитных усилителей (подробно см. гл. IV).

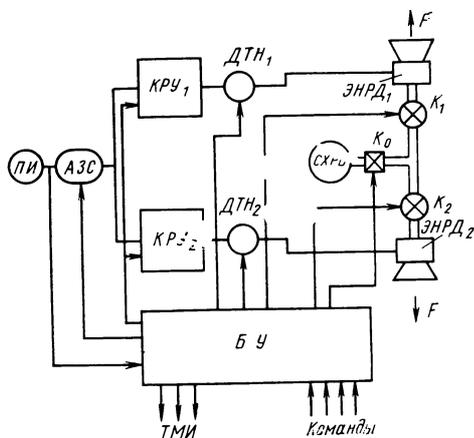
Датчики тока (или напряжения) ДТН служат в качестве измерительных органов в системе стабилизации режима ЭНД, а также для передачи в канал телеметрии (ТМИ) информации об отработке команды на включение данного ЭНРД, об уровне потребляемой им мощности, о температуре в критических точках установки и т. п.

Блок управления (БУ) содержит устройства, осуществляющие обработку команд управления, регулирования и стабилизации режимов ЭНРД; системы, выполняющие анализ состояния ЭРДУ и обеспечивающие ввод резервных узлов. В БУ входят также узлы управления СХРВ с клапанами К₀, К₁, К₂ и блоки обработки телеметрических данных.

Рассмотренная структурная схема СПУ незначительно изменяется в зависимости от назначения ЭНРД и его мощности, однако ее элементы претерпевают существенные качественные изменения, когда изменяется мощность двигателя, ресурс, надежность и условия теплообмена. Подробно о перечисленных элементах и узлах СПУ, их расчетах, надежности и т. п. см. ниже.

2.3. ДУГОВЫЕ ЭЛЕКТРОРАКЕТНЫЕ ДВИГАТЕЛИ

Электродуговые ракетные двигатели (ЭДРД) отличаются от ЭНРД в первую очередь физическими процессами, происходящими при



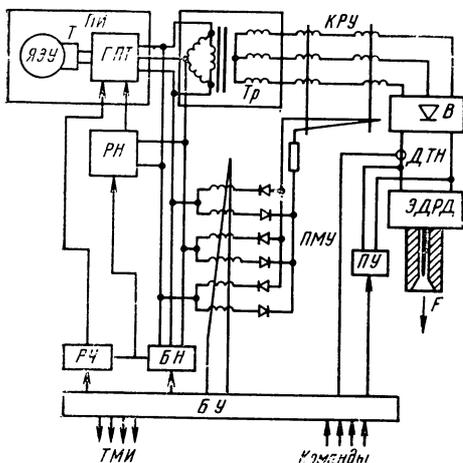


Рис. 2.2. Схема системы преобразования и управления электродуговым двигателем

передаче энергии рабочему веществу — его нагрев производится непосредственно дугой, горящей в рабочем веществе. Это обстоятельство позволяет увеличить температуру рабочего тела и, следовательно, мощность и удельный импульс отдельного ЭДРД.

В большинстве опубликованных работ по ЭДРД подводимая к двигателю мощность находится в пределах 3—30 кВт.

На рис. 2.2 приведена принципиальная схема системы преобразования и управления ЭДРД мощностью 30 кВт [61].

Первичный источник, состоящий из ядерной энергетической установки (ЯЭУ) в составе ядерного реактора и турбины Т с генератором переменного тока (ГПТ) на валу, питает соединенные в треугольник первичные обмотки трансформатора (Тр) напряжением 75 В при частоте 1000 Гц. Для стабилизации режимов ПИ в системе управления предусмотрены регуляторы выходного напряжения генератора (РН) и частоты (РЧ). При кратковременных отключениях ЭДРД, с целью исключения остановки реактора в системе предусмотрена балластная нагрузка (БН), которая включается автоматически при снижении тока в ЭДРД ниже определенной величины.

К вторичным обмоткам трансформатора через коммутирующее и регулирующее устройство (КРУ) и полупроводниковый выпрямитель (В) подключен дуговой двигатель (ЭДРД). В качестве КРУ здесь применен трехфазный дроссель насыщения, управление которым осуществляется промежуточным магнитным усилителем (ПМУ).

Для запуска ЭДРД служит специальное поджигающее устройство (ПУ), осуществляющее инициирующий пробой в дуговом промежутке.

Блок управления (БУ) выполняет операции отработки пусковых команд, управляет ПМУ и ПУ, стабилизирует режимы генератора переменного тока (ГПТ), а также осуществляет отработку телеметрической информации (ТМИ).

В этом двигателе поток газа и дуговой разряд соосны; электроды выполнены из вольфрама. Длина двигателя 152 и диаметр 51 мм, его масса — 2,3 кг. Удельный импульс при $P=30$ кВт и работе на водороде $I_y=7500 \dots 15000$ м/с, а при работе на аммиаке $I_y=5000 \dots 10000$ м/с. Питание — постоянный ток от ядерной электрической установки SNAP-8 при напряжении 150 В [29].

Питание ЭДРД переменным током с частотой до 3000 Гц дает дополнительные преимущества: существенное уменьшение массы генератора, возможность применения регулировочных и балластных сопротивлений в виде индуктивностей; напряжение и ток дуги легко стабилизируются с помощью схемы обратной связи, отпадает необходимость в выпрямителе, что увеличивает надежность и снижает массу СПУ, а также облегчает запуск.

Экспериментальные исследования ЭДРД при мощности 20 кВт показали, что на переменном токе существенно уменьшилась эрозия электродов и для вольфрама составляла $6,4 \cdot 10^{-3}$ вместо $15 \cdot 10^{-3}$ г/(кВт·ч) при работе на постоянном токе.

При разработке СПУ для ЭДРД должны быть согласованы их характеристики с целью обеспечения устойчивости их работы на всех эксплуатационных режимах. Основным является обеспечение такого соотношения приведенных ко входу ЭДРД индуктивности L^* и сопротивления R^* силовой цепи СПУ, чтобы соблюдалось следующее условие устойчивости горения дуги:

$$U_0 > iR^* + ir_d - L^*(di/dt) \text{ при } di/dt < 0;$$

$$U_0 < iR^* + ir_d + L^*(di/dt) \text{ при } di/dt > 0,$$

где r_d — эквивалентное сопротивление дугового промежутка между электродами ЭДРД; U_0 — напряжение питания ЭДРД.

Существенно важной является проблема оптимизации силовоточных (100—3000 А) токопроводов, питающих электроны ЭДРД. Так как силовоточные токопроводы могут применяться не только в ЭДРД, то эти и смежные вопросы подробно рассматриваются в разд. 7.2.

2.4. ИМПУЛЬСНЫЕ ПЛАЗМЕННЫЕ ДВИГАТЕЛИ

Принцип действия импульсных плазменных двигателей (ИПД) основан на взаимодействии магнитного поля с током разряда емкостного или индуктивного накопителя энергии.

Отличительные особенности и определенные преимущества ИПД послужили причинами широких исследований этого типа двигателя разработчиками космических систем различного назначения.

Практически мгновенная готовность к включению, незначительная инерционность, широкие пределы регулирования тяги и точность дозировки импульса, линейный характер тяговой характеристики, большой ресурс и незначительная мощность источника питания — далеко не полный перечень достоинств ИПД. Импульсный режим работы ИПД позволяет за промежуток времени 10^{-6} — 10^{-4} с затратить на ускорение рабочего тела энергию порядка $(0,5—10) \cdot 10^3$ Дж без возникновения опасных напряжений в элементах и узлах ИПД.

Первый в мире импульсный ЭРД, разработанный академиком В. П. Глушко, был выполнен в виде камеры с соплом, в которой рабочее вещество ускорялось импульсным разрядом конденсаторной батареи с запасаемой энергией 3200 Дж. Всесторонние теоретические исследования физических процессов, происходящих в импульсных ускорителях плазмы, выполненные рядом советских и зарубежных ученых, привели к созданию практических моделей эрозионных ИПД, успешно прошедших испытания на космических аппаратах в натуральных условиях [32, 33].

Изучению особенностей процессов эрозионного типа, происходящих в ИПД, посвящены работы [23, 48], в которых исследованы механизм возникновения разряда, образование и ускорение сгустка плазмы.

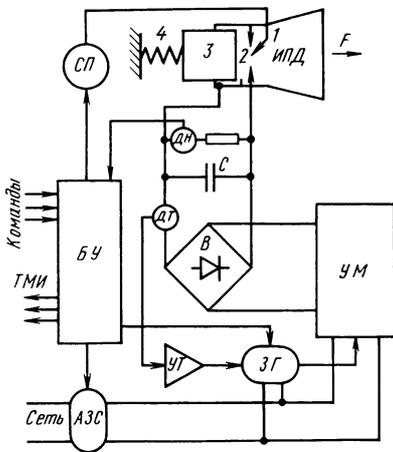


Рис. 2.3. Система преобразования и управления импульсным плазменным двигателем

Несмотря на простоту схемы и конструкции ИПД физические процессы, происходящие при ускорении рабочего вещества, достаточно сложны и до сего времени изучаются многими исследователями в СССР и за рубежом.

Вместе с тем в настоящее время для проектирования ИПД разработаны приемлемые для практических расчетов методы оценок интегральных параметров, которые позволяют по заданным значениям тяговых характеристик (тяги, удельного импульса, тягового КПД или цены тяги [23])

рассчитать остальные проектные параметры ИПД. В основе этого метода лежит упрощенное представление ИПД как электромеханической системы с токовой переключкой, ускоряемой силой Ампера. В результате решения дифференциальных уравнений, описывающих динамику сгустка плазмы, определены требования и даны формулы для расчетов основных параметров двигателя: индуктивности канала разряда L_0 , погонной индуктивности $L' = dl/dx$, массового расхода m , запасаемой конденсатором энергии W_C , мощности системы преобразования $P_{сп}$, частоты следования разрядов ν , скорости истечения рабочего вещества v , напряжения заряда конденсатора U_C и КПД установки с ИПД. На рис. 2.3 схематически изображены ИПД с СПУ.

По команде из БУ включается автомат АЗС, который подает питание в СПУ и начинают работать задающий генератор преобразователя (ЗГ) и управляемый им усилитель мощности переменного тока (УМ). Конденсатор C заряжается до напряжения U_C через выпрямитель (В).

По команде из блока управления (или бортовой ЭВМ) срабатывает схема поджига (СП), создающая слаботочный разряд в игольчатом электроде 1, инициирующий основной разряд конденсатора C между электродами 2.

Разряд происходит по поверхности сублимирующего фторопласта 3, который по мере расхода подается в камеру ИПД пружиной 4.

Частота разрядов ν определяется необходимым маневром КЛА и диктуется частотой подачи команд a из блока управления.

Максимальное значение W_C ограничено мощностью зарядного устройства $P_{сп}$, включающего ЗГ, УМ и В, и существенно зависит от выбранного способа зарядки конденсатора C .

Вопросам оптимального заряда конденсатора посвящена обширная литература. Это объясняется бурным развитием исследований,

связанных с проблемами термоядерного синтеза и широким внедрением лазерной техники, для которых необходимы мощные накопители энергии. Оптимальный заряд накопителей имеет решающее значение, так как в противном случае стоимость потерь в процессе заряда конденсаторов за время их эксплуатации может превзойти стоимость всей установки [7].

Известно, что если не принять специальных мер, то в лучшем случае энергия, выделяющаяся в активных элементах зарядного устройства (проводниках, выпрямителях), теоретически равна энергии, запасаемой в конденсаторе, и, следовательно, КПД заряда не может превышать 50% независимо от величины сопротивления в цепи заряда.

Самым эффективным способом увеличения КПД заряда является управление выходным напряжением зарядного устройства по определенному закону в течение всего времени заряда τ_z [7]. Такое управление может быть реализовано, например, по схеме, приведенной на рис. 2.3. Датчик зарядного тока (ДТ) через усилитель постоянного тока (УТ) так воздействует на ЗГ, осуществляя широтно-импульсную модуляцию выходного напряжения, что в течение τ_z соблюдается условие постоянства зарядного тока $i_z \approx \text{const}$. При достижении U_C заданной величины, по сигналу датчика напряжения (ДН) БУ отключает ЗГ.

2.5. ИОННЫЕ ДВИГАТЕЛИ

В ионном, или электростатическом, двигателе (ИД) на частицы рабочего вещества, обладающие электрическим зарядом, действуют кулоновские силы электростатического поля. Ускоренные этими силами частицы могут быть атомарными или молекулярными ионами, заряженными коллоидными частицами или даже пылинками и каплями. Скорость v истечения в идеальном ИД, приобретаемая частицами после прохождения ускоряющей камеры, определяется разностью потенциалов E_L на длине камеры L_K , массой частицы m_0 , зарядом частицы $\mathcal{E} = ne$, где n — кратность ионизации рабочего вещества, и e — заряд электрона:

$$v = (2\mathcal{E}E_L/m_0)^{1/2}.$$

Ускорение заряженной частицы до больших скоростей в ИД и, следовательно, получение больших значений удельных импульсов ЭРДУ в основном определяется ускоряющим напряжением и не связано с созданием высоких температур в камере двигателя.

Для ИД разработанных типов могут быть реализованы скорости в диапазоне $(30 < v < 200) \cdot 10^3$ м/с, что соответствует удельному импульсу $3 \cdot 10^4 < I_{дв} < 20 \cdot 10^4$ м/с.

Мощность $P_{дв}$, необходимая для создания тяги F , определяется из соотношения

$$P_{дв} = \frac{Fv}{2} = \frac{F\mathcal{E}}{mv} E_L, \quad (2.1)$$

здесь E_L — разность потенциалов в системе ускоряющих электродов.

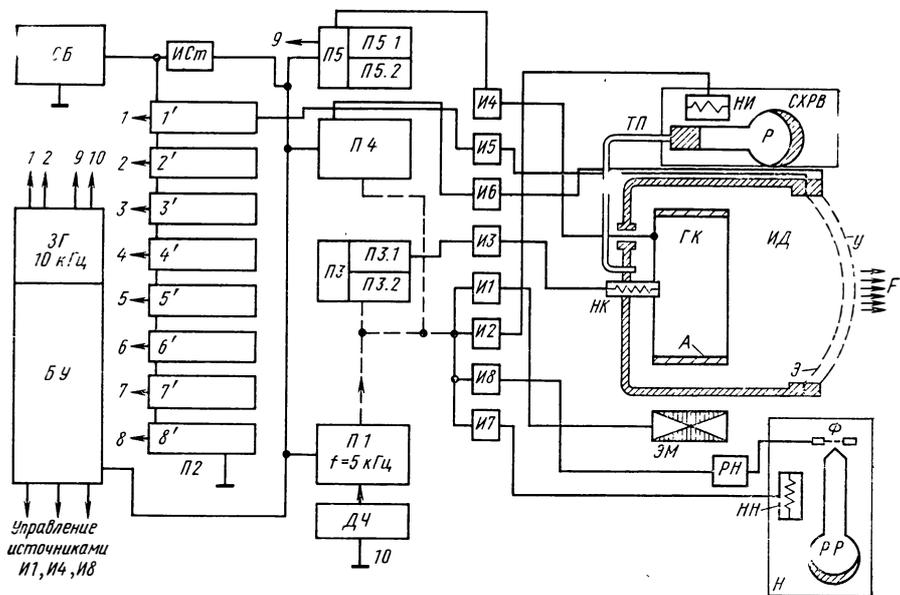


Рис. 2.4. Блок-схема летного образца системы питания и управления 20-сантиметровым ртутным ионным двигателем

Для подавляющего большинства исследованных ИД оптимальное напряжение на ускоряющих электродах находится в диапазоне $800 < E_L < 10\,000$ В. Это обстоятельство обуславливает ряд жестких требований к СПУ, связанных с электрической прочностью изоляции трансформаторов, выпрямителей, фильтров и кабелей для этого класса ЭРД не только для силовых, но и для всех вспомогательных цепей, находящихся под высоким потенциалом.

За прошедшие 20 лет со времени первых публикаций о возможных принципах создания реальных ИД советскими и зарубежными специалистами выполнен огромный объем конструкторских и технологических разработок, созданы научные основы проектирования ИД, разработаны и испытаны совершенные и надежные ИД, обладающие высокими энергетическими характеристиками и ресурсом в несколько тысяч часов.

На рис. 2.4 показана блок-схема летного опытного образца системы питания и управления 20-сантиметровым ртутным ионным двигателем мощностью 3 кВт. Рабочее вещество из системы хранения и подготовки (СХРВ), состоящей из резервуара (Р) со ртутью, нагревателя (Н) с источником питания (И2) и трубопроводов (ТП), подается в газоразрядную камеру (ГК), откуда после ионизации при разряде между катодом и анодом А попадает в промежуток между экраном (Э) и ускоряющим электродом (У) и, ускоряясь, покидает ИД, создавая тягу F [56].

Рассмотрим назначение и особенности основных узлов ИД с точки зрения требований к их источникам питания и управления [56].

Источник ионов (ИИ). В опубликованных работах рассматривается применение источника ионов для ИД двух типов: с контактной ионизацией рабочего вещества и с ионизацией РВ бомбарди-

ровкой электронами в газовом разряде. Из параметров ИИ наиболее важными являются степень использования (ионизации) поступающего в ИД рабочего вещества и энергетическая эффективность создания тяги. Эти характеристики ИИ определяются массовым и энергетическим КПД:

$$\eta_M = M_{\text{вых}}^+ / M_{\text{вх}}; \quad (2.2)$$

$$\eta_W = W_i / N_i. \quad (2.3)$$

Здесь $M_{\text{вх}}^+$ — массовый расход ионов из источника; $M_{\text{вх}}$ — массовый расход рабочего вещества на входе в ИИ; W_i — полная энергия, подводимая к источнику ионов; $N_i = nE_i$ — количество ионов, выходящих из источника за 1 с. Достижение $\eta_M \approx 1$ необходимо не только с точки зрения эффективности использования РВ из СХРВ. Неионизированные нейтральные атомы остаются в источнике ионов и ускоряющихся промежутках, «мешают» их ускорению, способствуют рассеиванию, создают предпосылки к дуговым разрядам и пробоям межэлектродных промежутков, соответственно определяя требования к защите ИД. Дополнительными требованиями, предъявляемыми к источникам ионов, являются большой срок службы (10^4 — $3 \cdot 10^4$ ч), малые габариты и масса. В рассматриваемом ИД ионизация РВ происходит в газоразрядной камере ГК, где источником И4 со специальной внешней характеристикой поддерживается стабильный разряд в парах РВ между подогретым катодом (НК), питаемым от преобразователя ПЗ, и стабилизатора ИЗ и цилиндрическим, изолированным от корпуса анодом (А). В более поздних разработках ртутных ИД подогретый катод заменен полым катодом с внутренним газовым разрядом [52, 62]. Полый катод имеет лучшие энергетические и пусковые характеристики.

Источник ионов питается от отдельного резервированного инвертора (П5) и регулятора (И4), мощность которого при напряжении до 50 В не превышает 10% мощности ИД.

Ионная оптика. Ионизированное РВ из разрядной камеры диффундирует через отверстия в экране, попадает в ускоряющий промежуток между Э и У и покидает ИД, создавая тягу F .

В идеальном ИД электроды ускоряющего промежутка не должны участвовать в переносе зарядов, а только создают ускоряющее поле с напряженностью E_y . Вместе с тем в реальных ИД все же имеют место паразитные токи i_n , возникающие в результате бомбардировки ионами электродов. По абсолютной величине эти токи невелики, но они являются одним из основных источников эрозии материала электродов и снижения ресурса ИД. Как правило, этот ток не должен быть выше величины порядка 10^{-4} от тока ионного пучка. Это достижимо при соблюдении, можно сказать, ювелирной точности и тщательности исполнения ионной оптики ускоряющей камеры и источника ионов, а также путем эффективной стабилизации режимов системами питания ИД в пределах до 1%. Электронный ток I_n , поступающий в ионный пучок из нейтрализатора, должен быть равен току I_i ионного пучка. В противном случае кос-

мический аппарат приобретает избыточный потенциал, который в конечном счете приводит к прекращению нормальной работы ЭРДУ. Поэтому электронный ток, поступающий в ионный пучок из нейтрализатора (Н), равен току I_i , и эффективное напряжение U_i равно разности потенциалов между источником ионов и нейтрализатором. Если пренебречь потерями мощности на неупругое рассеяние, генерирование фотонов, высокочастотные колебания и паразитные токи в ускоряющих электродах и нейтрализаторе, можно записать с достаточной точностью соотношение между подводимой электрической $W_{эл}$ и кинетической $W_{кин}$ энергиями:

$$I_i U_i = \frac{\nu F}{2\eta_{эн}}. \quad (2.4)$$

В реальных ИД $W_{эл} > W_{кин}$ и кинетический КПД

$$\eta_{эн} = \frac{W_{кин}}{W_{эл}} = \frac{\nu F}{2I_i U_i}. \quad (2.5)$$

Выражения (2.1) — (2.5) дают возможность оценить расчетные параметры основного источника питания ИД: мощность, напряжение и ток ускоряющих электродов.

Нейтрализатор. Источник нейтрализующих электронов (Н) или отрицательных ионов (см. рис. 2.4) располагают у среза ускорителя ИД, где происходит совмещение потоков ионов РВ и потока отрицательных частиц, генерируемых нейтрализатором в общий поток квазинейтральной плазмы. При этом обе задачи нейтрализации — обеспечение равенства ионного и электронного токов и компенсация пространственного заряда — решаются одновременно. Наибольшее практическое применение нашли нейтрализаторы с использованием эффективных термокатодов или плазменных источников отрицательных ионов. Плазменный источник отрицательных ионов состоит (рис. 2.4) из небольшого резервуара со ртутью РР, нагревателя нейтрализатора НН и фокусирующего электрода Ф. Питание нейтрализатора также осуществляется от отдельного резервированного инвертора, и его мощность не превышает 3—10% мощности ИД.

Система хранения и подготовки РВ. В СХРВ входят, как правило, устройства хранения РВ (баки и емкости), клапаны, нагреватели, насосы и трубопроводы, соединяющие баки с ИД. Если в качестве РВ применяются металлы (в подавляющем большинстве опубликованных работ в ИД применяются ртуть или цезий), то в систему СХРВ входят также устройства стабилизации температуры РВ, содержащие нагреватели и регуляторы. Для этих же ИД применяют электромагнитные насосы, которые устанавливают в цепях транспорта РВ с целью регулирования подачи РВ в ИД и нейтрализатор. Управление клапанами и насосами осуществляется из блока управления, входящего в СПУ, по пусковым командам, переданным из наземного комплекса по каналу телеметрии или от бортовой ЭВМ. Нагреватели СХРВ питаются переменным током от отдельного инвертора.

2.6. СИСТЕМА ПИТАНИЯ И УПРАВЛЕНИЯ ИД

Рассмотрим более подробно систему питания и управления на примере СПУ для ртутного ИД мощностью 3 кВт [56].

Основными задачами, решаемыми при разработке летного образца СПУ, являлись обеспечение функций питания и управления ИД, выбор конструкции источника, определение способов регулирования режимов ИД, создание необходимых тепловых режимов, выбор элементов, обеспечивающих заданную надежность.

Разработанная СПУ должна была обеспечить следующие конечные параметры:

энергетический КПД	— 92%
масса на единицу мощности, кг/кВт	— 3,63
надежность (при ресурсе 10 000 ч)	— 0,96

В работе 56 отмечается (без описания методик), что разработка СПУ выполнялась с учетом влияния всех остальных узлов двигательной установки на СПУ при особом внимании на этапе детального проектирования ко всем особенностям компоновки КЛА (расположению центра масс, возможному влиянию струи ИД на научную аппаратуру КЛА и т. п.). Была организована, что крайне важно для успеха оптимизации всей ЭРДУ, непосредственная и постоянная творческая связь между разработчиками двигателя и СПУ для него. Было установлено, что результаты, достигнутые на основе работы ЭРД только с лабораторными образцами СПУ, могут оказаться практически непригодными для летного варианта системы питания, ограничиваемого по массе, КПД и надежности, и что лишь проработка реальной компоновки всей ЭРДУ позволяет определить с необходимой достоверностью динамическое взаимодействие между ЭРД и СПУ. Можно утверждать, что оптимальное проектирование всей ЭРДУ оказалось успешным именно благодаря тесной связи между создателями СПУ и ЭРД на всех этапах разработки под общим руководством специалиста, ответственного за проблему в целом.

В табл. 2.1 приведены характеристики источников, обеспечивающих питание одного ИД (см. рис. 2.4). Вырабатываемые СПУ напряжения создают инверторы и конвертеры, работающие на двух частотах — 5 и 10 кГц. Первичным источником энергии служит солнечная батарея (СБ) с выходным напряжением, изменяющимся в рабочих режимах от 40 до 80 В. Поэтому для питания нагрузок, требующих стабилизации напряжения ПИ (преобразователи П1 — П5) применен импульсный стабилизатор (ИСт) с КПД 94%. По соотношениям надежности каждый узел ЭРД мощностью 100—300 Вт питает отдельный преобразователь. Для обеспечения больших мощностей, например для питания ускоряющих электродов ионной оптики (2000 В, 1 А), последовательно соединяются 8 ячеек, рассчитанных на мощность 300 Вт каждая (преобразователь П2). От транзисторного преобразователя П1 с рабочей частотой 5 кГц питаются все нагреватели переменного тока, т. е. И2 — нагреватель испарителя рабочего вещества, И3 — нагреватель катода и И7 — нагреватель нейтрализатора, для которых дальнейшее увеличение частоты привело бы к чрезмерным потерям на индуктивных элементах цепей при относительно больших токах и малых напряжениях нагрузок. От этого же преобразователя питаются маломощные потребители постоянного тока: И1 — электромагнит разрядной камеры (ЭМ) и И8 — регулятор нейтрализатора (РН).

Источник И1 питания электромагнита разрядной камеры. Схема источника И1 приведена на рис. 2.5, а. Питание поступает от инвертора П1 на клеммы 1—2 в виде переменного тока прямоугольной формы со стабилизированной в пределах $\pm 1\%$ амплитудой. Источник И1, с максимальной отдаваемой мощностью 16 Вт, состоит из последовательно соединенных магнитного усилителя (МУ) и трансформатора (Тр), вторичная обмотка которого питает двухполупериодный выпрямитель, собранный по схеме со средней точкой, и фильтр (выходные клеммы 7—8). Обратная связь осуществляется трансформатором тока (ТТ), выпрямленный сигнал которого через фильтр Ф управляет транзистором V_2 , расположенным в цепи обмотки управления ω_{1Y} . Их питание подается на клеммы 3—5. Управление электромагнитом осуществляется сигналом от блока

Таблица 2.1

Источ-ник	Источник	Род тока	Номинальные параметры				Частота преобразователя, кГц	Диапазон регулировочного тока, А	Надежность для $T_p = 10\ 000\ ч$
			V, В	I, А	P, Вт				
И1	Электромagnet разрядной камеры (ЭМ)	Постоянный	15	0,67	10	5	—	0,99210	
И2	Нагреватель испарителя (НИ)	Переменный	5,5	1,10	6	5	0,5—1,2	0,99020	
И3	Нагреватель катода (НК)	»	4,5	3,5	158	5	10—40	0,99838	
И4	Цепь разряда ИИ	Постоянный	36	7	252	10	2—7	0,99635	
И5	Экран ионной оптики (Э)	»	+2000	1,0	2000	10	0,5—1,0	0,99927	
И6	Ускоритель (У)	»	-2000	0,01	20	10	—	0,99713	
И7	Нагреватель нейтрализатора (НН)	Переменный	12	2,8	34	5	0,3—3,4	0,99180	
И8	Регулятор нейтрализатора (РН)	Постоянный	10	0,5	5	10	0,02—0,50	0,99010	

управления, подаваемым на базу транзистора V_1 (клеммы 4—5), который изменяет ток в обмотке ω_{2n} усилителя. В цепь датчика тока включена схема ТМИ, состоящая из делителя и фильтра, передающая сигнал о величине тока электромагнита в канал телеметрии (клеммы 5—6). Применение дополнительного трансформатора Тр (можно питать выпрямитель непосредственно от выходного трансформатора преобразователя П1) оказывается оправданным, так как расположенные на корпусе ИД обмотки электромагнита, как и корпус, находятся под потенциалом +2000 В, и двойное трансформирование позволяет снизить опасность пробоя межслоевой изоляции трансформатора, увеличивая тем самым надежность схемы.

Управляющий сигнал, поступающий от блока управления, может изменять выходной ток от нуля до максимального значения ступенями или плавно в зависимости от требуемых характеристик первичного или повторного запуски ИД.

Источник И2 питания нагревателя испарителя. При номинальной мощности 6 Вт источник рассчитан на максимальную мощность 20 Вт стабилизированного переменного тока. Источник И2 выполняет две функции: стабилизирует среднеквадратичное значение тока при отклонении сопротивления нагрузки в отсутствии управляющего сигнала и управляет током нагревателя, уменьшая его, когда ионный ток (ток экрана) превышает необходимое значение. Закон управления обеспечивается соответствующей логической схемой блока управления. Схема и устройство системы стабилизации в И1 и И2 аналогичны. Отличительной особенностью является наличие фильтра на выходе ТТ, который обеспечивает сигнал напряжения, равный приближенному среднеквадратичному значению тока. Следует отметить, что в И2, как и в И1, при коротком замыкании МУ отключает цепь нагрузки автоматически, выполняя роль защитного элемента. Для выполнения этой функции МУ в источниках И1 и И2 должны быть рассчитаны на максимальную нагрузку.

Источник И3 питания нагревателя катода. В источнике И3 (рис. 2.5, б) применен сдвоенный преобра-

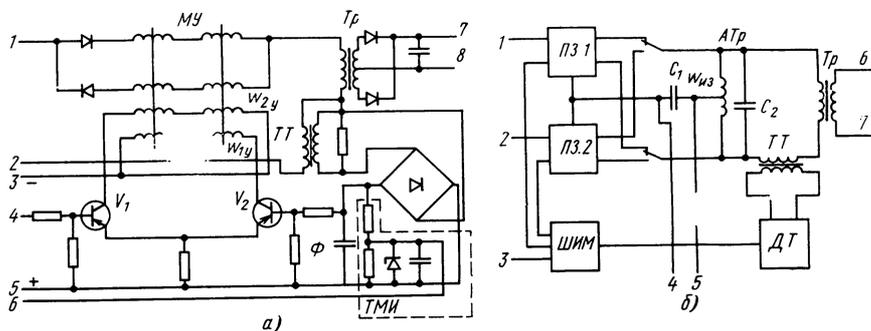


Рис. 2.5. Схемы источников И1 питания:

а—И1 — электромагнита разрядной камеры; б—И3 — нагревателя катода

зователь с широтно-импульсной модуляцией выходного напряжения (ШИМ).

Максимальная мощность каждого из двух преобразователей (ПЗ.1 и ПЗ.2) равна 200 Вт; они обеспечивают стабилизацию переменного тока на частоте 5000 Гц. Выходное напряжение любого преобразователя, каждый из которых служит переключателем постоянного тока (коммутатором), поступает на один автотрансформатор (АТр) с одной средней точкой и на вынесенный на корпус ИД понижающий трансформатор (Тр), к вторичной обмотке которого (клеммы 6—7) подключен катод. Трансформатор тока (ТТ), включенный последовательно с первичной обмоткой Тр, содержит на выходе фильтр приближенного среднеквадратичного значения тока нагрузки, размещенный в датчике тока (ДТ), и дает сигнал обратной связи, который сравнивается с поступающим из блока управления на клемму 3 эталонным сигналом. Результирующий сигнал осуществляет ШИМ работающего преобразователя. Сигнал включения резервного преобразователя — коммутатора формируется в блоке управления в случае, если по команде «Включение нагревателя катода» по истечении некоторого времени напряжение на клеммах 4—5 от измерительной обмотки $w_{из}$ автотрансформатора будет отсутствовать. Конденсатор C_1 служит фильтром цепей питания (клеммы 1, 2 и 4) на входе преобразователя по постоянному току. Конденсатор C_2 применен для частичного уменьшения кажущейся индуктивности нагрузки и улучшения формы напряжения на транзисторах коммутаторов.

Источник И6 питания ускоряющего электрода. Источник И6 выполнен на отдельном транзисторном преобразователе (конвертере) П4, обеспечивающем напряжение постоянного тока 2000 В при мощности 20 Вт. Небольшая мощность П4 обуславливает низкий уровень нагрузок на элементы преобразователя и их достаточно надежную работу. Поэтому необходимость в дублировании конвертера в данном случае отпадает. Отсутствует также система стабилизации, так как преобразователь получает питание от стабилизатора напряжения ИСт (см. рис. 2.4) и напряжение на ускорителе (У) поддерживается с точностью 1% в рабочем диапазоне тока от 5 до 10 мА. Вместе с тем П4 может кратковременно на пусковых режимах ИД отдавать мощность около 200 Вт, например при поджиге разряда в камере ИД.

Источник И7 питания нагревателя нейтрализатора. Схема источника идентична схеме И2 и отличается только мощностью, равной на максимальном режиме 41 Вт. Аналогично И2 источник И7 также выполняет две функции: стабилизирует среднеквадратичное значение тока нагрузки и уменьшает ток в цепи нагревателя, когда напряжение на нейтрализаторе достигает заданной величины; управляется И7 блоком управления.

Источник И8 регулятора нейтрализатора. Максимальная мощность И8 равна 11 Вт при номинальной — 6 Вт. Стабилизация режима и автоматический запуск обеспечиваются двойной эллиптической внешней характеристикой И8, реализуемой суммированием выходных напряжений двух источников с формиро-

ванием внешней характеристики реактивными сопротивлениями. Один из этих источников обеспечивает напряжение $U_1=270$ В при отсутствии тока (напряжении поджига) и $U_1=0$ при токе 0,02 А. Второй — напряжение $U_2=30$ В при отсутствии тока и $U_2=0$ при токе 0,55 А. Источник И8 обеспечивает передачу сигналов в каналы телеметрии, пропорциональных току и напряжению нагрузки.

Источник И4 питания цепей разряда. При номинальной мощности 252 Вт И4 рассчитан на максимальную мощность 288 Вт стабилизированного напряжения. Схема И4 аналогична И3 и с целью обеспечения надежности содержит в П5 два (основной и резервный) преобразователи с широтно-импульсным регулированием выходного напряжения, но отличается рабочей частотой равной 10 кГц. Крутопадающая внешняя характеристика И4 обеспечивает поджиг разряда напряжением 150 В (при отсутствии тока), которое снижается до 36 В при 8 А стабилизированного тока. Выходные цепи И4 находятся под потенциалом экрана, равном +2000 В.

Источник И5 питания цепей экрана. И5 обеспечивает мощность 2000 Вт при стабилизации выпрямленного напряжения и рабочей частоте конверторов 10 кГц. Он состоит из 8 автономных транзисторных конверторов — ячеек 1'—3' (преобразователей П2 на рис. 2.4), рассчитанных на максимальную мощность 3000 Вт и последовательно соединенных на выходе по постоянному току, обеспечивая суммарное стабилизированное напряжение 2000 ± 20 В при изменении питающего напряжения непосредственно от СБ в пределах 40—80 В. Источник И5 сохраняет полную работоспособность при выходе из строя любых 2 из 8 ячеек.

Стабилизация выходного напряжения осуществляется широтно-импульсной модуляцией каждой ячейки методом ступенчатого фазирования, заключающимся в том, что все преобразовательные ячейки питаются от общего цифрового задающего генератора (ЗГ), формирующего импульсы управления базами транзисторов ячеек со сдвигом фазы на $1/8$ периода между ячейками. Изменение длительности импульса по сигналу обратной связи обеспечивает ШИМ, следовательно, стабилизацию выходного напряжения. Этот метод дает эффективную фильтрацию выходного напряжения при небольшой массе реактивных элементов фильтра. Пульсации не превышают 5% от $U_{\text{вых}}$.

Схема ЗГ выполнена на интегральных компонентах и состоит из первичного генератора импульсов с частотой $2,56 \cdot 10^6$ Гц, преобразуемой двойными счетчиками с коэффициентом деления, равным 256, в частоту 10 кГц, обеспечивая требуемую крутизну заднего фронта импульса, что необходимо для достижения точности стабилизации 1%. Импульсы с частотой 10 кГц разделяются на две группы. Одна (клеммы 1—8 на рис. 2.4) поступает в канал ШИМ источника И5 и П5 (клемма 9) и одновременно используется для синхронизации импульсного стабилизатора ИСт, в цепи СБ, а вторая (клемма 10) после деления на 2 делителем частоты (ДЧ) управляет преобразователем П1 с частотой 5 кГц. Первая группа управляется по фазе сигналом обратной связи путем сравнения эталонного сигнала треугольной формы с выходным напряжением И5. Затем сигналы обоих каналов суммируются и подаются на базы транзисторов преобразователей ячеек. На цифровой генератор воздействуют сигналы запрета от датчиков перегрузок источников И5, И4, И6. Он снабжен также чувствительным элементом, воспринимающим информацию о работе ЗГ и отключающим его при возникновении неисправностей.

Следует отметить, что цифровой ЗГ рассмотренного типа отличается большим количеством деталей, плотной компоновкой и высокой надежностью по сравнению с ЗГ на дискретных элементах. Надежность ЗГ при сроке службы 10 000 ч равна 0,99210.

Вопросам построения собственно транзисторных преобразователей, их характеристик и конструкциям посвящена гл. IV книги. Поэтому преобразователи ячеек и преобразователь, питающий источники с частотой 5 кГц, здесь не рассматриваются.

Блок управления. БУ обеспечивает централизованное управление взаимосвязанными источниками питания ИД на всех этапах его работы — на пусковом и стационарном режиме, в аварийных ситуациях и при останове. Алгоритмы управляющих команд обрабатывались на всех стадиях разработки ИД совместно разработчиками ИД и системы питания и управления.

Аналоговая часть БУ содержит операционные и измерительные усилители на интегральных схемах и обеспечивают охват ИД тремя основными контурами управления и регулирования. Первый — управление тягой ИД осуществляется изменением расхода РВ путем регулирования тока нагревателя испарителя (источник И2). Ионный ток от датчика сравнивается с эталонным сигналом и после усиления управляет И2. Коэффициент усиления системы регулирования выбран таким, чтобы изменение ионного тока пучка на 1% вызывало полное изменение тока испарителя.

Второй контур управляет мощностью цепи разряда ионного источника. Функциональная связь между током разряда и ионным током пучка осуществляется генератором аналоговых функций, изменяющим величину эталонного напряжения в регуляторе первого контура по закону, определенному при тарировочных комплексных испытаниях ИД. Затем это функционально зависимое эталонное напряжение сравнивается с током разряда, усиливается и подается на нагреватель катода. Изменением тока катода поддерживается необходимый уровень тока разряда ИИ.

Третий контур управляет током нагревателя нейтрализатора (источник И5), обеспечивая равенство ионного тока пучка и электронного тока нагревателя.

Блок управления содержит также системы переработки телеметрических команд и передачи телеметрической информации, устройства выдержек временных интервалов, логические схемы защиты и анализа отказов в источниках, вырабатывающие сигналы ввода резервных модулей. Вопросы обеспечения тепловых режимов и конструкции СПУ рассматриваются в гл. VII.

2.7. СТАЦИОНАРНЫЙ ПЛАЗМЕННЫЙ ДВИГАТЕЛЬ (СПД)

СПД по характеру протекающих в нем физических процессов относится к классу плазменных двигателей с замкнутым дрейфом электронов и протяженной зоной ускорения [1, 32]. В зарубежной литературе этот тип двигателей называют холловским.

Как видно из представленной на рис. 2.6 схемы, коаксиальная магнитная система 1 с катушками намагничивания 2 создает радиальное квазиравномерное магнитное поле на участке полюсных наконечников 3. Кольцевая диэлектрическая камера 4 расположена между полюсами магнитной системы. Анод 8, являющийся одновременно газораспределителем, размещен в глубине камеры. Катод — нейтрализатор 6 расположен у среза камеры и содержит стартовый нагреватель 5, внутри которого укреплена трубка из гексаборида лантана. Источник питания подключается к электродам 5 и 8 через дроссель 7. Направления магнитного поля H и электрического E показаны стрелками. Величины электрического и магнитного полей выбираются так, чтобы ионный лармовский радиус R_L , расчи-

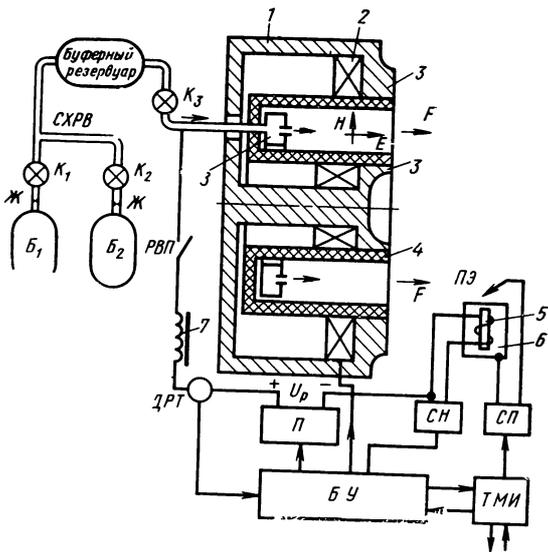


Рис. 2.6. Схема питания и управления стационарным плазменным двигателем

таный по приложенной разности потенциалов, был намного больше длины канала, т. е. $R \gg L$, а электронный ларморовский радиус наоборот много меньше длины канала $R \gg L$. В этом случае движение ионов можно считать практически прямолинейным, и действием на них магнитного поля можно пренебречь. В то же время электроны сильно замагничены и дрейфуют в скрещенных E и H полях по азимуту. Таким образом, внутри ускорителя образуется облако горячих вращающихся электронов. Нейтральные атомы РВ, выходя из отверстия в аноде, попадают в это облако и ионизируются. Образующийся ион подхватывается электрическим полем E , ускоряется и выходит из канала, создавая тягу F и имея направленную энергию порядка eU_p , где U_p — разность потенциалов между катодом и анодом (напряжение разряда в газе или парах РВ).

Как показывают многочисленные исследования (А. И. Морозов, Л. А. Латышев, В. Ким, Г. Г. Шишкин и др.), в плазме ускорителей типа СПД и ИД, в которых используются металлические газоразрядные камеры, при давлениях паров металлов или газов 10^{-5} — 10^{-6} Па возникают высокочастотные колебания тока и напряжения в цепях питания ЭРД, оказывающие существенное влияние на происходящие в них процессы. В таких ЭРД плазма находится в неоднородных скрещенных электрических и магнитных полях, в силу чего пространственное распределение концентрации частиц в ней также неоднородно, температура электронов намного выше температуры ионов. Причины возникновения в этих условиях колебаний в плазме недостаточно изучены. Показано, что они зависят от геометрии разрядной камеры, давления и вида рабочего вещества, величины и формы магнитного поля, разрядного напряжения и т. д.

Частота колебаний в рабочем диапазоне режимов для этих типов ЭРД находится в пределах $1 < f_{\text{нол}} < 200$ кГц, и амплитуда основной гармоники может достигать величины $0,3U_p$. Характерно, что попытки подавить эти колебания в СПД ведут к срыву разряда и прекращению работы двигателя [32]. С точки зрения макропроцессов на уровне цепей, содержащих источник питания с э. д. с. E_n и внутренними параметрами r_n^* , L_n^* , C_n^* и нелинейную нагрузку с S-образной вольтамперной характеристикой, у которой рабочая область расположена на спадающей ветке с отрицательным динамическим сопротивлением $R_{\text{дин}} = -dU/dI$ колебания возникают при условии $r_n^* - R_{\text{дин}} \leq 0$. В этом случае возникает весьма сложная (из-за трудностей математического описания плазмы) задача определения оптимальных выходных параметров СПУ, обеспечивающих наиболее эффективный (например по цене тяги) режим СПД. На практике это осуществляется выбором при стабилизированном напряжении разряда U_p величин L_{ϕ}^* и C_{ϕ}^* фильтра на выходе СПУ.

В результате интенсивных исследований, выполненных в Советском Союзе [32], начиная с шестидесятых годов, разработки СПД достигли высокого совершенства. В 1972 г. на ИСЗ «Метеор» была испытана двигательная установка на базе двух СПД мощностью 400 Вт каждый. В качестве РВ был использован ксенон. Тяга двигателя — $2 \cdot 10^{-4}$ Н, достигнутый ресурс > 500 ч, число включений > 150 , удельный импульс > 8000 м/с, время подготовки к работе < 1 мин, число управляющих команд 5. Система подачи и хранения ксенона (СХРВ) (см. рис. 2.6) содержит два бака B_1 и B_2 общей емкостью 40 л для хранения ксенона при начальном давлении $12 \cdot 10^5$ Па, буферный резервуар, клапаны K_1 , K_2 и K_3 и дросселирующую арматуру (жиклеры Ж). К буферному резервуару

подключены три датчика давления — основной, резервный и телеметрический. Масса СХРВ=17 кг. СПУ содержит транзисторный преобразователь напряжения (П) 27 В бортовой сети в 160 В для питания анода мощностью 400 Вт, резервированный инвертор стартового нагревателя катода (СН) мощностью 100 Вт, схему поджига (СП), блок телеметрии (ТМИ) и блок управления (БУ).

Входящие в состав СПУ узлы и блоки, выполнены на полупроводниковых элементах с применением релейной коммутационной аппаратуры. Основные функциональные узлы содержат резервные блоки с устройствами ввода при отказе основных. Масса СПУ составляет 12 кг.

Сразу после включения СПУ подает напряжение на накальную цепь (НЦ) выбранного (основного или резервного) катода — компенсатора и одновременно открывает клапан K_1 . По истечении 45 с срабатывает реле подготовки рабочего вещества (РВП) и подается анодное напряжение (160 В) на анод 8 и поджигающий электрод (ПЭ) катода 5. При возникновении разряда и достижении анодным током 1,5 А срабатывает датчик разрядного тока (ДРТ), который включает катушку магнита 2 и отключает накал катода — компенсатора и напряжение на поджигающем электроде. После этих операций двигатель выходит на номинальный режим (1,5 А, 160 В).

Впервые с помощью ЭРДУ с СПД решена практическая задача: высота орбиты ИСЗ «Метеор» изменена на 16,9 км, в результате он был переведен на расчетную орбиту, близкую к условно-синхронной. Это привело к улучшению обзора земной поверхности в заданные синоптические сроки, возросла точность географической привязки [1].

В заключение отметим, что относительная простота систем ЭРДУ с СПД, их высокая надежность, низкие значения цены тяги $\gamma < 2$ кВт/мН при небольших анодных напряжениях ($U_p < 300$ В), а также достаточно высокие реализуемые мощности (0,5—5 кВт) выдвигают СПД, несмотря на относительно низкие значения удельного импульса $(1-2) \cdot 10^4$ м/с, в первые ряды перспективных ЭРД самого широкого применения, в особенности при суммарном импульсе, превышающем 50 кН·с [1, 32].

2.8. ТОРЦОВЫЙ ХОЛЛОВСКИЙ ДВИГАТЕЛЬ (ТХД)

Схема еще одной разновидности холловских двигателей — магнито-плазменного или торцового приведена на рис. 2.7. Ускорение плазмы в ТХД происходит под действием силы Ампера $F_z = j_\varphi B_r$, обусловленной взаимодействием азимутального холловского тока j с радиальной составляющей магнитного поля B_r . В свою очередь ток j_φ может быть вызван компонентами э. д. с. Холла, равными $j_z B_r (ne)^{-1}$ или $j_r B_z (ne)^{-1}$. В отличие от СПД [53], направление разрядного тока совпадает с силовыми линиями магнитного поля. Вследствие этого из-за высокой проводимости плазмы электрическое поле в ней сравнительно невелико и, следовательно, ТХД, как правило, требуют низких, < 100 В, напряжений источников питания при больших (100—2000 А) токах. По этой же причине в ТХД отпадает необходимость в применении

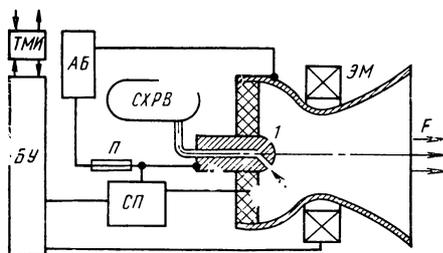


Рис. 2.7. Схема питания и управления торцовым холловским двигателем

отдельного катода — компенсатора: его роль автоматически выполняет центральный катод двигателя 1, работающий в режиме термоэлектронной эмиссии.

Ориентировочно ТХД целесообразно использовать в диапазоне мощностей от 1 до 100 кВт.

Экспериментальные данные двигателя Крюлла типа X8/40-16, для различных рабочих тел приведены в таблице 2.2.

Таблица 2.2

Рабочее вещество	Расход РВ, г/с	Напряжение, В	Тяга, Н	Скорость истечения, м/с	КПД, %
Ag	0,125	84	2,01	16100	19
He	0,026	85	1,21	47000	33,5
H ₂	0,023	104	1,19	51700	29,5
Li	0,0326	49	0,65	19600	23
Li	0,0031	54	0,18	58000	25

Двигатель испытывался при токе 1000 А, магнитной индукции $B \approx 0,15$ Тл и давлении в камере около 68 Па [48]. Испытания ТХД близкой конструкции типа X-7С, работающего на аммиаке с отдельным электромагнитом, создававшим осерадальное поле с индукцией 0,083—0,25 Тл в горловине сопла, показали, что при скорости истечения порядка 50 км/с КПД двигателя приближается к 50%, при расходе аммиака 0,036 г/с. Потребляемая мощность была равна 82 кВт, а тяга $F = 1,66$ Н. ТХД типа «Альфа», разрабатываемый фирмой «Электроник Системз» (США) и предназначенный для контроля высоты орбиты космических аппаратов, должен обеспечивать КПД $\eta_w = 0,4—0,6$, удельный импульс $I_{дв} = 15000 \dots 50000$ м/с при мощности $F_{дв} = 10 \dots 100$ кВт. Результаты экспериментальных исследований двигателя «Альфа», у которого в качестве РВ применен литий, также приведены в табл. 2.2. При расчетах η_w были учтены затраты энергии в катушках электромагнитов (4,5 кВт). Максимальное значение $\eta_w = 0,45$ при $I_{дв} = 60000$ м/с и $P_{дв} = 20$ кВт.

Характерные особенности ТХД определяют и требования к источникам питания. До сего времени в литературе отсутствуют данные о проектах ЭРДУ с ТХД большой мощности, отработанные в объеме и на уровне, равном ИД или СПД. Это, по-видимому, объясняется тем, что ТХД вне конкуренций оказывается в тех редких случаях, когда необходимо получить высокий $I_{дв}$ при наличии на борту мощного низковольтного источника постоянного тока. В остальных случаях для питания ТХД используют аккумуляторные батареи (АБ) с уровнем напряжения порядка 30 В без промежуточного преобразования. Анод и катод двигателя через предохранитель жестко соединяются с АБ. Запуск производится подачей РВ и иницирующим разрядом генерируемым СП, а отключение — путем прекращения подачи РВ. Несмотря на относительную простоту системы питания ТХД при разработке также возникают проблемы выбора ее оптимальных параметров, вызванные прежде всего большими значениями токов в цепях, и выбора в связи с этим оптимальных электрических и тепловых нагрузок на элементы и узлы системы. Эти вопросы частично рассмотрены в гл. VII.

2.9. ЭЛЕКТРОРАКЕТНЫЕ ДВИГАТЕЛИ В СВЯЗКЕ

Несмотря на то, что стоимость доставки 1 кг полезного груза на низкую околоземную орбиту снизилась за время с 1958 по 1972 г. во много раз [60], реализация научных, прикладных и технологических программ в космосе все еще требует значительных затрат.

В периодической печати опубликованы многие проекты создания эффективных ЭРДУ со связками ЭРД. Применение таких КЛА позволяет снизить стоимость вывода, например, геостационарного спутника «Интелсат» по сравнению с химической ракетой в 2,5 раза [23].

Программа SEP [32, 63] предусматривает создание универсальных модульных ракетных систем для околоземных и космических полетов со связками из девяти 30-сантиметровых ртутных ИД с $I_{дв}=30\,000$ м/с. Две панели СБ, удельная масса которых равна 13 кг/кВт, вырабатывают 25 кВт электроэнергии, из которых 21 кВт потребляют 7 из 9 двигателей, а 2 находятся в холодном резерве. Масса ИД составляет 2700 кг, из которых 1500 кг приходится на запас ртути, достаточный для непрерывной работы в течение 530 дней (ресурс ИД 10 000 ч).

Среди ряда достаточно сложных научных и инженерных проблем, возникающих при создании КЭК, одной из первоочередных является проблема параллельной работы ЭРД в связке, питаемой от общего источника энергии соизмеримой мощности. Действительно, схема питания по принципу «один ЭРД — свой преобразователь» имеет ряд ценных качеств и обладает очевидным преимуществом при связках из небольшого числа двигателей, порядка $N_{дв} \leq 10$. Это преимущество сводится к некоторому увеличению надежности, так как при отказе одного или даже двух преобразователей вся система в целом еще сохраняет работоспособность. Такая надежность достигается ценой заметного (порядка 20%) увеличения массы преобразователей, еще приемлемого при $N_{дв} < 10$, хотя суммарная масса N преобразователей всегда больше массы одного общего преобразователя той же мощности. Однако при $N_{дв} > 10$ увеличение надежности такой ценой уже не приемлемо. Возникает необходимость компоновать ЭРДУ из m секций, содержащих по $N_{дв}$, соединенных параллельно и работающих от одного преобразователя.

Рассмотренный вопрос является частью общей задачи увеличения надежности всего комплекса ПИ — СПУ — ЭРД и создания системы, адаптирующейся к дефектам и отказам, вызванным случайными или эксплуатационными факторами. Эта задача должна решаться на всех стадиях и уровнях разработки ЭРДУ путем обеспечения расчетной надежности узлов и звеньев, входящих в систему, а также путем создания автоматически самовосстанавливающихся адаптирующихся систем, способных также выполнять операции авторемонта. Эти вопросы, а также вопросы обеспечения работоспособности и защиты ЭРДУ рассмотрены в гл. V и VI.

ПЕРВИЧНЫЕ ИСТОЧНИКИ ЭНЕРГИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Реализация преимуществ ЭРДУ на космических объектах в большинстве опубликованных программ исследования и освоения космического пространства теснейшим образом связана с установкой на борту КЛА соответствующего первичного источника энергии (ПИ).

В зависимости от выполняемой КЛА задачи изменяются и требования к ПИ, основным из которых является обеспечение необходимого уровня электрической мощности в течение заданного времени при максимальной эффективности, т. е. при минимальной удельной массе $g_{\text{пи}}$ в кг/кВт и при максимальных ресурсе $T_{\text{рес}}$ в часах и надежности $Q_{\text{пи}}$.

За 20 лет, истекших после запуска в СССР первого искусственного спутника Земли с автономным ПИ в виде аккумуляторной батареи, космическая энергетика стала самостоятельной отраслью приложения научных и производственных сил многих стран мира. Достижения в создании эффективных и надежных ПИ для КЛА привели к росту ПИ по генерируемой мощности от десятков Вт до почти 10 кВт в уже реализованных программах и до десятков кВт в проектах ближайшего десятилетия.

Все разновидности ПИ могут быть разделены на две группы: внутренние (бортовые), т. е. не потребляющие энергии или материалов из окружающей среды, и внешние, у которых генерирование электроэнергии связано с потреблением энергии или других материальных субстанций из окружающей КЛА среды.

На рис. 3.1 приведена классификация ПИ по физическим принципам генерирования электроэнергии.

Бортовые источники, в свою очередь, разделяются на три подгруппы, из которых механические (сжатые пружины, газы, маховики) из-за незначительной энергоемкости и ресурса не могут быть в подавляющем большинстве случаев эффективно использованы для питания ЭРД. Это относится и к некоторым внешним ПИ (космические лучи, потоки протонов, магнитные поля и свободные радикалы, имеющиеся в верхних слоях атмосферы); поэтому указанные две подгруппы ПИ здесь не рассматриваются [29].

Проблема создания ПИ для КЛА посвящена обширная отечественная и зарубежная литература. Опубликованы достаточно подробные проекты, результаты исследования и расчетов ПИ самого широкого назначения, различающихся мощностью (от 0,1 до 10^3 кВт), сроком службы (до 10 лет) и принципами генерирования

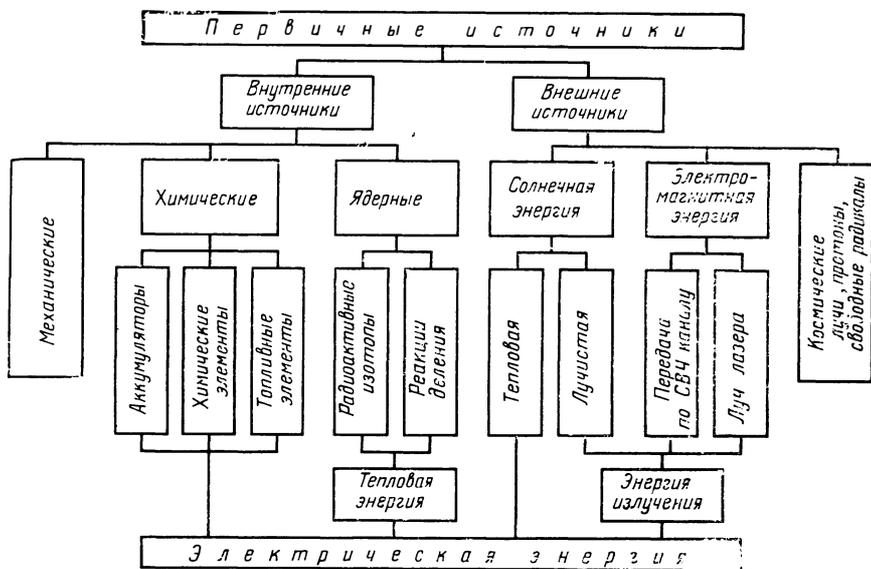


Рис. 3.1. Классификация первичных источников энергии космических летательных аппаратов

энергии. Поэтому здесь кратко рассмотрены определяющие характеристики только наиболее перспективных для применения с ЭРД первичных источников, которые позволяют при оптимальном проектировании строить их математические модели.

Точное аналитическое описание ПИ как одного из звеньев автономной системы преобразования энергии вызывает очевидные, практически непреодолимые трудности, прежде всего из-за обилия независимых переменных (x_i) и из-за отсутствия статистических достоверных данных об их функциональных связях и влияния на массу ПИ — $G_{\text{пи}}(x_i)$, надежность $Q_{\text{пи}}(x_i)$ и ресурс $T_{\text{рес}}(x_i)$. Вместе с тем, в большинстве реализаций методов оптимального проектирования на первом шаге итеративного процесса разработки системы ПИ — СПУ, как будет показано в гл. VI, достаточно для описания ПИ составить аппроксимирующее выражение в виде

$$G_{\text{пи}} = g_{\text{пи}} P_{\text{спу}}^{\alpha} + G_0. \quad (3.1)$$

Здесь $g_{\text{пи}}$ — удельная масса ПИ, кг/кВт; $P_{\text{спу}}$ — суммарная мощность потребителей энергии на КЛА, кВт; G_0 — часть массы ПИ, практически не зависящая от генерируемой мощности и изменением которой можно пренебречь, кг; α — показатель степени, обеспечивающий приемлемую адекватность уравнения (3.1) реальному объекту в области изменений $P_{\text{спу}}$.

Ниже с этих позиций рассмотрены наиболее перспективные ПИ, приведенные в классификации.

3.1. ХИМИЧЕСКИЕ ПЕРВИЧНЫЕ ИСТОЧНИКИ (ХПИ)

Все химические первичные источники электроэнергии ХПИ обладают общими качественными признаками, позволяющими их объединить в одну подгруппу по принципу действия и конструктивному исполнению.

Генерирование э. д. с. в ХПИ осуществляется путем окисления катода и восстановления анода. Обмен электронами происходит на поверхности расположенных в электролите катода и анода, а электрический ток протекает по внешней цепи через нагрузку.

В аккумуляторах и гальванических элементах расходуются активные материалы анода и катода закладываются в источник при изготовлении. Их масса определяет срок службы гальванических элементов и удельные характеристики аккумуляторов.

Характеристики аккумуляторных батарей. Наибольшее распространение в качестве ХПИ на КЛА нашли серебряно-цинковые (СЦ), серебряно-кадмиевые (СК) и кадмие-никелевые (КН) аккумуляторы, которые, как правило, применяются в системах питания ЭРД с качестве накопителя энергии в буферном режиме работы с солнечной батареей.

В табл. 3.1 приведены для сравнения характеристики рассмотренных аккумуляторов. Эти данные позволяют оценить и выбрать аккумуляторы для проектируемой системы энергоснабжения ЭРДУ.

Таблица 3.1

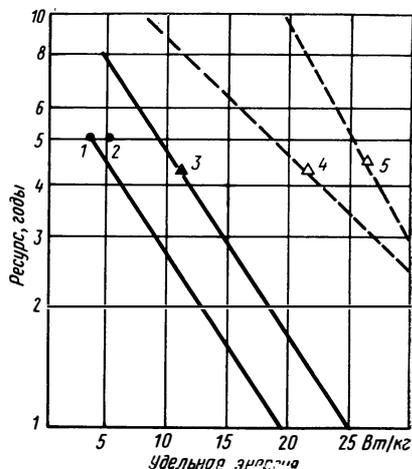
Тип аккумулятора	Срок службы (число циклов)	Саморазряд за месяц при 20 °С, %	Удельная энергия, Вт · ч/кг			Коэффициент отдачи, %		Срок службы
			при +20 °С	при -20 °С	при -40 °С	по емкости	по энергии	
Свинцовый	100—300	20—30	36	18	8	85—90	65—75	6—9 мес.
СЦ	50—300	5—10	90	40	6	98—95	85—75	3—9 "
СК	1500—3000	~2	70	32	—	80	70	8 лет
КН, ламельный	450—1000	11—18	20	11	5	67	50	2 "
КН, безламельный	150—400	15—20	38	26	19	67	50	2 "
КН, герметичный	600	20—25	56			67	55	2 "

По данным табл. 3.1 можно найти значения входящих в формулу (3.1) величин. Так, например, для СК аккумулятора с уровнем мощности ЭРД, равным 1 кВт, при глубине разряда 30% и времени разряда 0,75 ч (1/2 орбиты с периодом 90 мин.) емкость (при +20°С) $W_p = 1000 \cdot 0,75 / 0,3 = 2500$ Вт · ч; удельная масса $g_{\text{ПИ}} = 2500 / 70 = 36$ кг/кВт. Так как емкость аккумулятора линейно связана с потребляемой мощностью, то по выражению (3.1)

$$G_{\text{ПИ}} = g_{\text{ПИ}} P_{\text{СПУ}} = 36 P_{\text{СПУ}}, \text{ кг.} \quad (3.2)$$

рис. 3.2. Характеристики электрохимических источников энергии:

1—никель-кадмиевые аккумуляторы с 15% разрядкой; 2—топливные элементы; 3—водородно-никелевые аккумуляторы с 18,6% разрядкой; 4—водородно-никелевые аккумуляторы с 33% разрядкой; 5—водородно-никелевые аккумуляторы с 50% разрядкой; — — — достигнутый уровень технологии; - - - - перспективные аккумуляторы



В табл. 3.2 приведены сравнительные данные никель-кадмиевых и находящихся в стадии опытных разработок водородно-никелевых аккумуляторов одинаковой емкости равной 618 Вт·ч [57].

Характеристики электрохимических источников в координатах ресурс—удельная энергия по зарубежным данным даны на рис. 3.2. Как видно, для орбитальной астрономической лаборатории ресурс аккумуляторов на уровне 5 лет подтвержден экспериментально и планируется до 10 лет [66].

Таблица 3.2

Тип батареи	Никель-кадмиевые	Водородно-никелевые
Количество элементов	22	6
Глубина разряда, %	65	85
Удельная емкость, Вт·ч/кг	14,3	40,3
Масса, кг	43,4	15,3

В работах [57, 66] указывается на высокую эффективность использования водородно-никелевых аккумуляторов для ЭРД мощностью 140 Вт, предназначенного для геостационарного спутника связи по программе «Intelsat» с ресурсом 10 лет при 3600 циклах с 85% разрядки, что недостижимо для иных типов аккумуляторов (см. табл. 3.1 и 3.2).

3.2. АТОМНЫЕ ПЕРВИЧНЫЕ ИСТОЧНИКИ ЭНЕРГИИ

Успехи в развитии и использовании атомной энергии в мирных целях в СССР и других развитых странах создали предпосылки к использованию в качестве атомных источников на КЛА систем с преобразованием энергии распада ядер в электрическую.

Несмотря на значительные трудности технологического и конструктивного характера, связанные с обработкой радиоактивных материалов, существенные преимущества атомных ПИ, такие как практически неограниченные мощности, длительные сроки службы и приемлемые массо-габаритные характеристики определили широ-

кий фронт исследовательских и опытно-конструкторских разработок атомных первичных источников питания для КЛА [24, 29].

Из двух возможных направлений создания ПИ — с непосредственным преобразованием энергии деления в электрическую, когда покидающие ядро атома заряженные частицы улавливаются коллектором, так что создается некоторая разность потенциалов, с промежуточными преобразованиями энергии деления ядер в тепловую, а затем в электрическую, наибольшее развитие получило второе [48].

В большинстве опубликованных работ по атомным первичным источникам энергии рассматриваются три класса систем: турбогенераторные (ТГ) с ядерным реактором деления, статические с термоэлектрическими генераторами (ТЭГ) или термоэмиссионными преобразователями (ТЭП) и установки смешанного типа, сочетающие паротурбинный (или газотурбинный) контур с атомным источником тепла и ТЭГ или ТЭП.

Исследованиям и разработкам этих устройств посвящена обширная литература. Поэтому здесь рассмотрим только основные характеристики ядерных ПИ под углом зрения их возможного применения в системах энергоснабжения КЛА с ЭРДУ.

Первичные источники на основе газо- и паро-жидкостных Циклов

Системы преобразования на основе газотурбогенератора содержат следующие основные элементы: источник тепла (ядерный реактор, капсула с радиоизотопным материалом), турбину, электрогенератор, холодильник-излучатель, компрессор. В ряде схем повышенной эффективности применяются регенераторы теплоты со ступенчатым сжатием и расширением газа.

Паротурбинная установка также содержит источник тепловой энергии, турбину, электрогенератор, компрессор и холодильник-излучатель, которые составляют одноконтурную систему. Из-за невозможности гарантированного осуществления во всех режимах процессов парогенерации и конденсации в условиях невесомости, а также в случае применения ядерных реакторов в качестве источников тепла, число контуров увеличивается до двух и даже трех [24]. В этих вариантах в систему дополнительно включается парогенератор и конденсатор, функции которого иногда выполняет холодильник-излучатель [24, 29].

В США разрабатывались газогенераторные и парогенераторные ядерные установки серии SNAP для питания бортовых сетей КЛА, в том числе и для питания ЭРД (см. рис. 6.4). В установке SNAP-8 трехфазное напряжение турбогенератора с напряжением фазы $U_{\phi}=210$ В при частоте 800 Гц с помощью трансформатора повышалось до 6000 В. Это напряжение преобразовывалось полупроводниковым трехфазным выпрямителем и подавалось на шпы питания электродов 30 соединенных параллельно ионных двигателей общей мощностью 30 кВт.

Шестая модель реактора для SNAP-8 типа S8DR проходила длительные ресурсные испытания при тепловой мощности 600 кВт, а пять разработанных ранее реакторов того же базового типа успешно прошли испытания в течение 35 000 ч. Основные узлы реакторной установки испытывались более 1000 ч [60]. Несмотря на это разработки паротурбинных ядерных установок большой мощности в конце 70-х гг. были практически свернуты, по-видимому, в связи с успехами и достижениями в области безмашинного преобразования энергии.

Термоэмиссионные преобразователи и установки. В основе физических процессов, происходящих в ТЭП, лежит явление термоэмиссии электронов с поверхности катода, у которого работа выхода электронов выше, чем у более холодного анода [49]. При нагреве катода электроны покидают его поверхность и, пересекая межэлектродный промежуток, частично бомбардируют анод, увеличивая его температуру, а частично отводятся во внешнюю цепь нагрузки, совершая полезную работу.

ТЭП разделяют на три группы: газонаполненные, вакуумные и плазменные. В зависимости от температуры катода ТЭП подразделяются на низкотемпературные (900—1300° С), среднетемпературные (1600—1900° С) и высокотемпературные (2300—2700° С).

Выходное напряжение вакуумных низкотемпературных ТЭП составляет 0,7—0,8 В при КПД порядка 5—7% (например, установка «Топаз», СССР) [28]. Среднетемпературные ТЭП развивают напряжение 1,1 В при КПД около 10%.

Газонаполненные ТЭП на ксеноне, аргоне или парах ртути имеют выходное напряжение на элемент до 1 В и КПД до 5%, хотя теоретически их КПД может достигать 25%. Этот тип ТЭП имеет по сравнению с вакуумными то конструктивное преимущество, что допускает зазор между электродами до 1 мм. Это обстоятельство открывает возможность установки между анодом и катодом управляющей сетки и получить ТЭП с характеристиками, близкими к тиратрону.

Плазменные ТЭП содержат источник паров легко ионизируемых металлов (чаще всего цезия), которые заполняют межэлектродный промежуток. Присутствие высокоионизированной плазмы, когда эффективная температура электронов в ней может достигать нескольких тысяч градусов, позволяет получить выходное напряжение одного элемента до 3 В и более при КПД порядка 15—20%.

В работе [55] опубликован проект ядерной электроракетной двигательной установки с ТЭПами для полетов к внешним планетам солнечной системы (Юпитеру и Сатурну), причем основным аргументом в пользу этого решения авторы считают независимость КЛА от солнечной энергии. ТЭП вынесены из активной зоны реактора и тепло передается к ним по высокотемпературным тепловым трубкам (ТТр). По той схеме испарительный участок молибденовой ТТр заделан в тепловыделяющий элемент (ТВЭЛ) ядерного реактора, в котором в качестве горючего использована композиция Мо—40% UO₂. Вдоль конденсаторного участка ТТр расположены ТЭП. Общее количество труб 90, преобразователя—540. Для питания ЭРД с номинальной электрической мощностью 400 кВт уровень электрической мощности ТЭПов должен быть 500 кВт. Каждый ТЭП должен иметь следующие характеристики:

Удельная мощность, Вт/см ²	6
Плотность тока, А/см ²	10
Мощность ТЭП, Вт	1000
Напряжение батареи ТЭП холостого хода, В	54
Напряжение батареи ТЭП под нагрузкой, В	45
Температура катода (эмиттера), °С	1387
Температура анода (коллектора), °С	687
КПД, %	15
Ресурс на режиме полной мощности, ч	30 · 10 ³
Удельная масса установки при 400 кВт, кг/кВт	21,07

Проектом предусматривается вывод с помощью транспортного космического самолета на низкую околоземную орбиту ядерной ЭРДУ массой 9400 кг с полезным грузом 12 400 кг. В состав полезного груза входят орбитальная лаборатория (8330 кг) и пять посадочных блоков (по 500 кг каждый), предназначенных для взятия образцов пород с поверхностей спутников Юпитера и Сатурна, зондирования атмосферы Юпитера и пересечения колец Сатурна.

Ограничение по мощности энергетической системы уровнем 400 кВт было обусловлено совместимыми с грузовым отсеком ТКК габаритами. В противном случае возникает необходимость в сборке КЛА на околоземной орбите. В такой постановке задача оптимального проектирования системы преобразования энергии сводится к внутренней оптимизации каждой подсистемы, что будет рассмотрено в гл. VI.

Термоэлектрические преобразователи и установки. Термоэлектрические ПИ энергии с ядерными источниками тепла относятся к наиболее разработанным и доведенным до практического применения на КЛА генераторам электроэнергии.

В основе физических принципов их работы лежит эффект Зеебека, в соответствии с которым при наличии разности температур ($\Delta\theta$) в системе из двух проводящих тел из различных материалов возникает термо-э. д. с., значения которой определяются физическими свойствами материалов и величиной $\Delta\theta$.

Большой вклад в развитие этого направления внесли советские ученые. Еще в годы Великой Отечественной войны под руководством акад. А. Ф. Иоффе были разработаны и широко применялись на фронтах и в партизанских отрядах полупроводниковые ТЭГ серии ТКК для питания переносных радиостанций. Также впервые был разработан и получил распространение изотопный ТЭГ «Бета-1» для питания автоматических метеорологических станций, расположенных в труднодоступных районах Земли [49]. Существенным прогрессом было создание для КЛА впервые в мировой практике ядерной электростанции «Ромашка». Активная зона реактора «Ромашка» состоит из дискообразных ТВЭЛов из бикарбида U-235 и обеспечивает тепловую мощность 40 кВт. Термоэлементы изготовлены из кремний-германиевого сплава. Температура горячих спаев 1000°С, а холодных — близка к 600°С. Экспериментально подтвержденный ресурс «Ромашки» при стабильной работе составил около $15 \cdot 10^3$ ч [29].

Радиоизотопные ТЭГ в США разрабатывались по программе SNAP (в основном нечетные номера) и охватывали диапазон мощностей от 0,07 до 8,5 кВт [54]. В табл. 3.3 приведены характеристики ТЭГ, разработка большинства которых доведена до практической реализации и использования в космических программах на спутниках «Транзит», «Триада», «Пионер-10» и для питания научных

Таблица 3.3

Тип установки	Мощность электрическая, Вт	Выходное напряжение, В	КПД, %	Масса, кг	Срок службы, год	Удельная масса, кг/кВт
SNAP-1A	125	28	4,7	91	1	726
SNAP-3B4	4	3,5	5,7	1,8	1/4	450
SNAP-3B7	2,7	3,5	5,2	2,1	5	770
SNAP-9A	25	3,5	5,3	12,3	5	490
SNAP-11	25	3,3	5	13,6	1/3	544
SNAP-19	25	—	5	21	1—3	840
SNAP-27	56	—	5	—	1—3	—
«Топаз»	10 ³	30	5	—	—	—

приборов, оставленных на Луне по программе «Аполлон». По данным [54] с 1969 года 14 радионизотопных ТЭГ (РТЭГ) работали в космосе без единого отказа. Для всех современных РТЭГ применяются твердотельные кремний-германиевые или свинцово-теллуридные ТЭГ, э. д. с. которых для одного элемента составляет величину порядка 0,1 В. Общий КПД преобразования энергии для уровня мощности 150—200 Вт составлял 5—7%, а средняя удельная масса — 247 кг/кВт. Дальнейшее увеличение КПД РТЭГ ожидается в связи с применением термоэлектрических преобразователей на основе сплавов селена [49]. Предполагается, что уже при существующей технологии можно достичь предельного значения КПД 13—15%. Ресурсные испытания подтвердили возможность длительной и стабильной работы селеновых ТЭГ.

В связи с необходимостью многократного последовательного и параллельного соединения элементов ТЭГ, что дает необходимые значения выходного напряжения и надежности, КПД всей батареи всегда ниже наибольшего КПД одного, отдельно взятого элемента. Возникает проблема выбора напряжения ТЭГ, при котором КПД и массы системы ПИ и вторичного преобразователя в целом были бы оптимальными. По данным работы [66], если бы удалось преобразовать сверхнизкое напряжение РТЭГ уровня 0,5—1 В в высокое (порядка 30 В) с КПД $\eta = 50 \dots 85\%$ соответственно, то благодаря уменьшению количества последовательных соединений общая эффективность системы возросла бы. Аналогичная проблема имеет место и при разработке ТЭП, где на последовательное соединение элементов непроизводительно расходуется существенная доля мощности. В гл. VI будут рассмотрены особенности расчетов и проектирования сверхнизковольтных инверторов для ТЭП и ТЭГ. Здесь же приведем выражение для аналитического представления связи массы и выходной мощности ТЭГ уровня мощности 50—100 Вт:

$$G_{\text{ТЭГ}} = 2,485 (P_{\text{СПУ}})^{0,549} - 15,113. \quad (3.3)$$

Зависимость (3.3) получена путем статистической обработки массо-энергетических характеристик различных ТЭГ по данным более 30 литературных источников по 6 странам (СССР, США, Франция, Англия, ФРГ, Швеция) [13].

3.3. СОЛНЕЧНЫЕ БАТАРЕИ

Фотоэлектрические преобразователи электромагнитной энергии солнечного излучения в электрическую нашли широкое применение в солнечных батареях на КЛА самого различного назначения. Физической основой генерирования ими электроэнергии является эффект увеличения электропроводности твердых тел при воздействии на них лучистой энергии. Наибольшей эффективностью обладают полупроводниковые фотоэлементы, у которых наблюдается максимальный градиент концентрации носителей в соответствующих объемах элемента.

Более чем за два десятилетия применения СБ на КЛА их характеристики и параметры претерпели существенные улучшения.

Достигнутые успехи иллюстрируются следующими данными. Первые образцы кремниевых СБ в 1955 г. имели КПД около 6%. К 1960 г. эта цифра воз-

росла до 9% (КЛА «Сорвеёр»). В 1972—1973 г. достигнутый КПД составлял 11—12%, а затем в 1975 г. на действующем спутнике связи «Комсат» КПД был равен около 15%. Значительно увеличилась и мощность СБ. Если в начале 1960 г. площадь измерялась несколькими метрами, то в 1972 г. на станции «Скайлеб» площадь СБ мощностью 5 кВт составляла 180 м², а проект орбитальной станции второго поколения предусматривает СБ площадью около 900 м².

Достигнутые значения удельной массы СБ — 15,3 кг/кВт (ср. Локхид). В проектах будущих (до 1990 г.) полетов к кометам Галлея, Энке, Темпель-2 и планетам Юпитерианской группы предполагается использовать СБ, разрабатываемые «Дженерал-Электрик» (США) с удельной массой 5 кг/кВт [57]. Эти СБ с пластинчатыми концентраторами должны обеспечить уровень генерируемой мощности 60 кВт при удалении от Солнца на 2—3 а. е. с помощью солнечных концентраторов с геометрической эффективностью 4:1, что дает реальную эффективность, равную 2,6:1. Второй вариант концентрации энергии с реальной эффективностью 3,2:1 возможен при параболической форме поверхностей СБ, у которой геометрический коэффициент концентрации может регулироваться с 4,7:1 до 2:1. В рабочем диапазоне напряжений 200—400 В масса СБ не должна превышать 800 кг при 25% степени деградации элементов за 5 лет. Батарея состоит из 1,2 · 10⁶ элементов размером 2×2 см при КПД преобразования 11,1%, измеренном при 28° С.

С течением времени характеристики СБ снижаются (деградируются) из-за повреждения элементов электронными и протонными потоками, ухудшения прозрачности покрытий под действием ультрафиолетового излучения Солнца, температурных колебаний и влияния потоков истекающих из ЭРД частиц.

Необходимые при оптимальном проектировании аналитические выражения связи мощности СБ и ее массы можно записать так [57, 59]:

для диапазона мощностей $40 < P_{СБ} < 55$ кВт —

$$G_{СБ1} = 13,35P_{СБ} + 15; \quad (3.4)$$

для диапазона мощностей $55 < P_{СБ} < 65$ кВт —

$$G_{СБ2} = 11,5P_{СБ} + 135; \quad (3.5)$$

для диапазона мощностей $65 < P_{СБ} < 80$ кВт —

$$G_{СБ3} = 13,7P_{СБ} + 15. \quad (3.6)$$

В проекте пилотируемой космической технологической базы, запуск которой запланирован на 1985 г., предусматриваются энергетические установки с выходной мощностью 50 кВт с возможностью дальнейшего увеличения до 100 кВт [57, 59]. В 100-киловаттном варианте энергия, генерируемая СБ мощностью 230 кВт, преобразуется в переменный трехфазный ток 115/230 В с частотой 400 Гц. Допустимая пиковая выходная мощность — 120 кВт в течение 1 ч (три разряда в течение 1 суток). Срок эксплуатации СБ при наличии техобслуживания и ремонтов — не менее 10 лет. Максимальные габариты в сложном состоянии: диаметр 4,4 м, длина 15,8 м; масса — 23 т, эффективная площадь СБ — 2407 м², удельная масса 1 кг/м². Рассматривались три варианта СБ: 1) основные технологически на 1978 год с КПД $\eta = 11\%$; 2) перспективные с $\eta = 14\%$; 3) перспективные низкой стоимости с $\eta = 12\%$.

В качестве систем аккумулялирования энергии исследовались никель-кадмиевые и водородно-никелевые аккумуляторы, а также регенеративные топливные элементы.

На стадии проектных проработок просматривались три варианта передачи энергии СБ к ЭРД: с применением традиционных инверторных преобразователей, масса элементов которых составляет около 32% массы всей установки; непосредственное подключение ЭРД к отдельным секциям СБ; с применением схем умножения на диодно-емкостных структурах. По соображениям надежности предпочтение было отдано первому способу, в основном, из-за опасности замыкания секций СБ через электронные и ионные потоки двигателей.

Таким образом, достигнутый сегодня уровень «знаний — умения» позволяет обеспечить бортовой энергетикой на базе СБ системы преобразования мощностью до 100 кВт и выше, достаточные для реализации большинства опубликованных космических программ, оправданных только при использовании ЭРД.

ВТОРИЧНЫЕ ИСТОЧНИКИ ПИТАНИЯ ЭРД

К вторичным источникам питания (ВИП) относятся преобразователи вида и качества электроэнергии, предназначенные для согласования выходных параметров первичного источника (или бортовой сети) с цепями ЭРД. Как правило, ВИП выполняет одновременно ряд дополнительных функций управления и регулирования.

Вопросам проектирования, разработкам схем и исследованиям ВИП посвящена обширная литература, в которой подробно рассмотрены теоретические и практические аспекты построения ВИП, предназначенных для самых различных целей, в том числе ВИП для летательных аппаратов [33, 54]. Вместе с тем, ВИП для ЭРД имеют ряд существенных особенностей, которые определяют схемные решения, структуру и конструктивное исполнение. В числе основных можно назвать высокие значения удельной и абсолютной мощности ВИП для ЭРД, не имеющие аналогов на КЛА, жесткие требования к надежности при больших сроках службы и отсутствии возможности ремонта и обслуживания. Проблемы отвода тепла потерь, с одной стороны, и ограничения по температуре, с другой, предъявляют разработчику противоречивые требования, оптимальное удовлетворение которых возможно лишь на путях компромисса.

В данной главе рассмотрены структуры ВИП, применяемые в ЭРДУ, их основные звенья и элементы, их функциональные возможности, достоинства и недостатки. Кратко рассмотрены физические основы работы и математические модели наиболее применимых приборов в виде, удобном для представления в ЭВМ при оптимальном проектировании.

На рис. 4.1 показана примерная структура ВИП для двух основных типов ПИ, отличающихся на выходе родом тока бортовой сети (переменный или постоянный). Как правило, бортовые сети переменного тока имеются на КЛА, у которых ПИ содержит турбогенераторную установку. Все остальные типы ПИ имеют бортовые сети распределения энергии на постоянном токе. Это различие влияет и на структуру соответствующего ВИП.

ВИП сетей переменного тока. На входе каждого ВИП необходим коммутатор (иногда совместный функционально с регулятором напряжения сети), предназначенный для включения и выключения трансформаторов, питающих узлы и системы ЭРД. На вто-

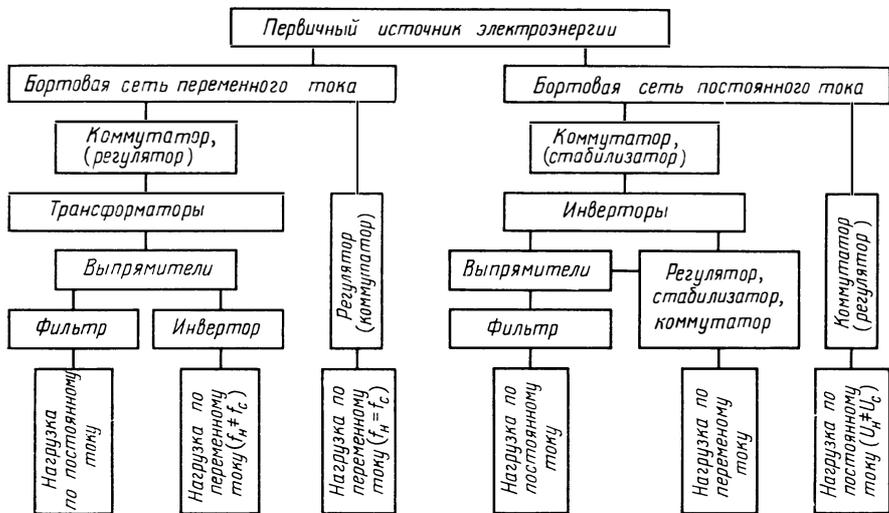


Рис. 4.1. Классификация и структура ВИП

ричной стороне трансформаторов подключаются выпрямители с фильтрами для питания нагрузок по постоянному току (цепи анодов, экранов ЭРД) или для питания инверторов в случаях, когда частота сети f_c не равна частоте переменного тока f_n , необходимо-го нагрузке. Нагрузки по переменному току, допускающие работу на частоте сети f_c , а также при запрете одновременного включения систем (например, цепи нагрева ИД и СПД) включаются раньше цепей анодов) подключаются через свой регулятор (коммутатор) непосредственно к бортовой сети.

ВИП для сетей постоянного тока. Структура таких ВИП отличается от рассмотренной выше, в первую очередь, почти обязательным наличием инверторов, позволяющих согласовать напряжения, необходимые узлам ЭРД, с напряжением бортовой сети. В остальном их структура практически не отличается от структуры ВИП переменного тока. При равенстве напряжения, необходимого нагрузке (U_n), и напряжения бортовой сети (U_c), нагрузка подключается через свой коммутатор (регулятор) непосредственно к сети.

В связи с тем, что одни и те же функциональные элементы находят применение в ВИП любого типа, их рассмотрение ведется по функциональной принадлежности в соответствии с рис. 4.1.

4.1. КОММУТИРУЮЩИЕ УСТРОЙСТВА, ПРИБОРЫ И АППАРАТЫ

В большинстве СПУ для ЭРДУ на входе ВИП устанавливается коммутирующий аппарат, основным назначением которого является подключение системы питания ЭРД к бортовой сети в рабочем положении и ее отключение по командам или в аварийных ситуа-

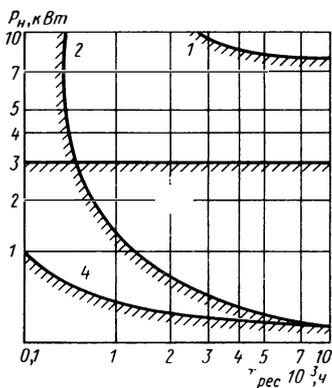


Рис. 4.2. Области возможного применения контактных и бесконтактных коммутирующих аппаратов:

1—тиристоры; 2—контактные аппараты; 3—магнитные коммутаторы; 4—транзисторы

циях. Коммутирующие аппараты применяются также в цепях управления и энергоснабжения на отводящих линиях для питания вспомогательных цепей (нагревателей регуляторов и т. п.).

Выбор конкретного аппарата диктуется параметрами и характеристиками нагрузки и требованиями к его эксплуатации.

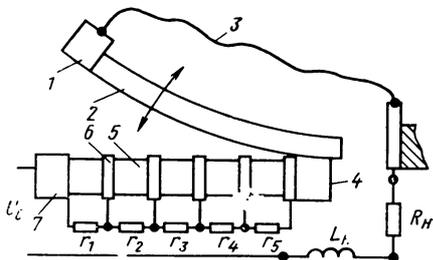
На рис. 4.2 показаны области возможного применения коммутирующих аппаратов, построенные в координатах «коммутирующая мощность — ресурс» для единичной нагрузки, не превышающей 10 кВт. Такое разбиение, естественно, не претендует на строгость, прежде всего потому, что на этих графиках не учтены дополнительные факторы, сдвигающие указанные границы (например, коммутируемое напряжение, частота переменного тока, количество включений, температура и т. п.). Вместе с тем, качественные особенности, присущие аппаратам, построенным на перечисленных элементах, хорошо иллюстрируют их возможности для многих ВИП. Рассмотрим более подробно основные характеристики контактных и бесконтактных коммутирующих элементов с точки зрения их использования в ЭРДУ.

Контактные аппараты и устройства. При ограниченных сроках существования КЛА или ЭРД (ресурс $n_{\text{рес}} \leq 1000$ ч и числе включений контактов $n_{\text{вкл}} \leq 10^3$) при мощности ЭРД до 3 кВт, между ПИ и ВИП применяются контактные переключатели, выполняющие также роль автомата защиты сети (АЗС), с номинальными токами коммутации $I_n \leq 100$ А при напряжении $U_c < 100$ В постоянного тока.

Конструкция и технические характеристики этих аппаратов достигли весьма высокого для механического устройства совершенства, что подтверждается небольшими удельными массами серийных переключателей и удовлетворительной их стойкостью в условиях вибрации, ударов, резких изменений температур и колебаний атмосферного давления.

Однако характеристики переключателей существенно ухудшаются после отключения в аварийных ситуациях токов, трехкратно превышающих I_n , из-за необратимых процессов разрушения на размыкающихся контактах, могущих привести к отказу даже после одного отключения. Указанное обстоятельство и относительно низкая начальная надежность контактного устройства ($0,90 < Q_n < 0,95$) при ресурсах $T_{\text{рес}} > 500$ ч и общей для установки вероятности безотказной работы $Q > 0,99$, обуславливают необходимость примене-

Рис. 4.3. Принципиальная схема роликового контактора с бездуговой резисторной коммутацией



ния различных средств и методов увеличения надежности КЛА, включая «холодное» и «горячее» резервирование.

В отличие от контакторов, дистанционные переключатели управляются кратковременной (до 1 с) подачей управляющего сигнала отдельно на «включение» и на «отключение». После исполнения команды контакты удерживаются магнитом или специальной защелкой (например, ДП-1-100).

Зависимость массы контакторов $G_{\text{кнт}}$ от коммутируемого тока $I_{\text{к}}$ [2],

$$G_{\text{к}} = 0,15 [1 + 10^{-2} I_{\text{к}} + 10^{-5} I_{\text{к}}^2], \quad (4.1)$$

позволяет с приемлемой погрешностью оценить массу аппарата для промежуточных значений $I_{\text{к}}$ в диапазоне коммутируемых токов от 50 до 1000 А и может быть использована в расчетах при оптимальном проектировании.

Значительно улучшенными характеристиками обладают перспективные контактные коммутирующие устройства с бездуговой резисторной коммутацией, построенные на основе катящихся роликовых или сегментных контактов. В этом случае цепь нагрузки отключается путем введения в нее по определенному закону активного сопротивления, в котором расходуется энергия, запасенная в индуктивности $L_{\text{н}}$ нагрузки*. Таким методом можно избежать возникновения дуги в процессе коммутации и связанных с ней основных отрицательных последствий — эрозии материала контактов, нарушения геометрии их поверхности и вызванных этим отказов.

Схема сегментного контактного устройства бездуговой коммутации активно-индуктивной цепи из $L_{\text{н}}$ и $R_{\text{н}}$ в положении «выключено» показана на рис. 4.3. Цепь 3 питается от источника постоянного тока с сетевым напряжением $U_{\text{с}}$. Сегмент 2 при включении перемещается приводом (на рис. не показан) из изоляционного участка 4 по стрелке вниз и, перекатываясь по ламельной дорожке 5, последовательно замыкает через ламели 6 активные сопротивления r_{n} . Сегмент 2 выполнен из эрозионностойких материалов (например, на основе вольфрама). В конечном положении входят в соприкосновение участки 1 и 7, выполненные из материалов с высокой электропроводностью (например на основе серебра), и наоборот, при выключении в цепь с определенной скоростью вводятся последовательно сопротивления r_1, r_2, \dots, r_n . Если приращения токов (падений напряжений на r_{n}) на каждом переходе сегмента с

* Глибицкий М. М. Авторское свидетельство № 146390. СССР. Бюл. Из. № 3 за 1962 г.

ламели на ламель будут меньше минимального напряжения возникновения дуги ΔU_d для данных материалов при данном атмосферном давлении, т. е. когда $r_n i_n < \Delta U_d$, то очевидно, вплоть до последней ламели выключение цепи будет осуществляться без дугообразования [9]. Отсутствие дуги при разрыве цепи на последней n -й ламели легко достигается обычными средствами искрогашения (например RC -цепочкой), так как запасенная индуктивностью L_{II} энергия будет уже израсходована в $R_N = r_1 + r_2 + \dots + r_n$ и ток в конце коммутации $i_n \ll I_{II}$.

Величина каждого n -го сопротивления и, следовательно, закон изменения для R_N рассчитываются по формуле

$$r_n = \frac{\Delta U_d}{U_c} \times \left(R_n + \sum_1^n r_n \right) \left[1 + R_n^{-1} \sum_1^n r_n \exp \left[- \left(R_n + \sum_1^n r_n \right) L_n^{-1} n t \right] \right]^{-1}. \quad (4.2)$$

Здесь t — промежуток времени между соприкосновением сегмента с соседними ламелями, определяемый скоростью перемещения (v_c) точки соприкосновения сегмент — ламель.

Величина суммарного вводимого сопротивления равна

$$R_N = \sum_1^n r_n = r_1 \left[1 - \left(1 - \frac{\Delta U_d}{U_c} \right)^N \right] \left[\frac{\Delta U_d}{U_c} \left(1 - \frac{\Delta U_d}{U_c} \right)^{N-1} \right]^{-1}. \quad (4.3)$$

Полагая $I_n / I_{\text{кон}} = (R_n + R_N) R_n^{-1}$, (4.4)

где $I_{\text{кон}}$ — конечное значение тока в момент размыкания сегментом цепи, из (4.2) и (4.3) находим (с погрешностью $\approx 5\%$) начальное значение общего числа резисторов

$$N \approx \ln \left(I_n / I_{\text{кон}} \left[1 + \frac{\Delta U_d}{U_c} \right] \right)^{-1}, \quad (4.5)$$

которое при необходимости уточняется итеративной процедурой на ЭВМ по алгоритму, приведенному в работе [9]. В табл. 4.1 сведены результаты расчетов шести вариантов R_N , выполненные на ЭВМ «Наири-С».

Таблица 4.1

Скорость, мм/с	1,5		3,0		5,0	
	1.1	1.2	2.1	2.2	2.1	3.2
L_{II} , Гц	0,3	0,1	0,3	0,1	0,3	0,1
r_1 , Ом	0,0150	0,0151	0,030	0,030	0,0500	0,0500
r_n , Ом	0,3157	0,3145	0,6398	0,6373	1,103	1,09102
N	231	211	129	110	86	70

Для этих вариантов приняты: установившийся ток нагрузки $I_n = 100$ А, $U_c = 100$ В; $I_n/I_{кон} = 20$; $t = 2 \cdot 10^{-3}$ с; $R_n = 1$ Ом; $R_N = 99$ Ом. Автором был экспериментально проверен контактный узел по варианту 2.1. Длина ламельной дорожки составляла 50 мм при толщине медных ламелей 0,3 мм и изоляционной прокладки из стеклослюда толщиной 0,07 мм. Среднее значение $v_c = 23$ см/с. Осциллограммы процесса подтвердили расчетные данные. Несмотря на большую индуктивность нагрузки отключение происходит без дугообразования. После 8000 отключений и включений эрозии практически не наблюдалось. Общий унос материалов не превышал 0,1 мм³. Для этих результатов ожидаемая коммутационная износостойкость контактов составит $(5-7) \cdot 10^6$ циклов.

Рассмотренное контактное устройство обладает рядом дополнительных достоинств, отличающих его от обычных контактных аппаратов, в первую очередь — очень большой срок службы. Для этого необходимо выбрать величину $\Delta U_d < U_{пл}$, где $U_{пл}$ — напряжение плавления контактного мостика. Отсутствие ударов при замыкании контактов исключает проблему износа и сваривания контактов в результате вибрации и позволяет выполнить его практически бесшумным. Открывается возможность использовать серебро для длительного контакта с минимальными потерями и вольфрам — для коммутационных процессов. При прочих равных условиях эти аппараты требуют значительно меньшей мощности привода, так как необходимое контактное давление, определяющее переходное сопротивление контактов в замкнутом состоянии и вероятность сваривания, может осуществляться пружинами, а энергия привода необходима, в основном, для преодоления трения качения. Недостаток рассмотренного устройства — ограниченность его применения по напряжению, так как с увеличением U_c , при постоянном ΔU_d и нормальном атмосферном давлении число резисторов N увеличивается. В обычных условиях это ограничение наступает при напряжении порядка 1000 В. Однако в вакууме при $p < 0,1$ Па значительно увеличивается ΔU_d , и это обстоятельство открывает дополнительные возможности, так как N существенно уменьшается и для коммутируемых напряжений порядка 500 В ламельная дорожка может быть выполнена из электрокерамических материалов в виде монолитной детали с заданным законом изменения R_N по пути качения контакта. Рассмотренное устройство может быть с соответствующей коррекцией применено и для коммутации переменных токов. При этом методы расчетов и исходные предпосылки остаются, в основном, неизменными.

Для коммутации цепей с мощностью ЭРД, превышающей 10 кВт, могут с успехом применяться вакуумные выключатели [39]. При понижении давления газов в области размыкающихся контактов ниже уровня, соответствующего минимуму кривой Пашена, и при определенном расстоянии между электродами пробивное напряжение резко возрастает. Это характерно для большинства газов при давлении $p < 0,1$ Па, когда средняя длина свободного пробега молекул значительно превышает размеры разрядных промежутков и камер. В этих условиях самостоятельный разряд не возникает из-за отсутствия ионизирующих соударений молекул. Величина напряженности поля $E_{пр}$, при которой происходит пробой межэлектродного промежутка, при давлении $p < 0,1$ Па перестает

зависеть от давления и определяется материалом электродов, чистотой поверхности и степенью их обезгаженности, геометрией промежутка.

Механизм пробоя межэлектродного промежутка в условиях глубокого вакуума существенно отличается от пробоя в газовой среде и проходит следующие стадии: отрыв молекул и частиц материала электродов, выделение из электродов остаточных газов и носителей зарядов и их ионизация. Для совершения этих процессов необходимы значительные затраты энергии; достигаемые значения $E_{пр}$ 80—100 кВ/мм, что почти на 5 порядков выше $E_{пр}$ для воздуха при атмосферном давлении.

Разработанная конструкция вакуумного выключателя КДВ-5 представляет собой стеклянную цилиндрическую камеру диаметром 95 мм и высотой 295 мм с одним неподвижным и вторым подвижным (через сильфон) вольфрамовыми электродами. При напряжении 10 кВ этот выключатель надежно коммутирует ток 200 А до 30 000 раз, 600 А — не менее 500 и 1000 А — не менее 10 раз [39].

Применение вакуумных выключателей в системах энергоснабжения КЛА с ЭРД может оказаться эффективным в диапазоне мощностей ЭРДУ 10—100 кВт и более, например, в космических электростанциях, прежде всего, в связи с глубоким вакуумом космического пространства.

Контактные коммутирующие устройства, благодаря их высокой удельной мощности, могут найти применение также в ЭРДУ на КЛА, обслуживаемых экипажем или роботами.

4.2. ТИРИСТОРНЫЕ КОММУТАТОРЫ И ИНВЕРТОРЫ

Успехи и достижения полупроводниковой техники нашли отражение в создании четырехслойных структур с чередующимися $p-n-p-n$ переходами, на основе которой были разработаны диодные и триодные тиристоры.

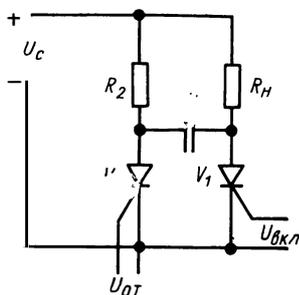
Необходимые для проектирования основные параметры отечественных тиристоров приведены в работе [46]. На основе триодных тиристоров были разработаны симметричные тиристоры (запираемые и незапираемые). Симметричный тиристор (симистор) представляет собой прибор с многослойной $n-p-n-p-n$ структурой и тремя выводами: анод, катод и управляемый электрод.

Симисторы позволяют коммутировать нагрузку в цепи переменного тока в течение положительного и отрицательного полупериодов приложенного напряжения сети. В зависимости от конструкции управляющего электрода симисторы могут управляться:

- током одной полярности в одном направлении;
- током другой полярности в противоположном направлении;
- током любой полярности в обоих направлениях.

Основное отличие запираемых тиристоров от незапираемых заключается в том, что из открытого состояния в закрытое он может быть переведен импульсом отрицательной полярности с длительностью запирающего $\tau_{зап}$, подаваемым на управляющий электрод.

Рис. 4.4. Тиристорный коммутатор постоянного тока



Коммутаторы постоянного тока. В коммутаторах цепей постоянного тока (рис. 4.4) ток в нагрузке R_N появляется после подачи от схемы управления импульса напряжения $U_{вкл}$ и открытия тиристора V_1 . Отключение нагрузки возможно после заряда конденсатора C до напряжения $U_c = E - \Delta U_T$. Отключение осуществляется подачей открывающего сигнала $U_{от}$ на мало-мощный вспомогательный тиристор V_2 . Конденсатор, разряжаясь через V_1 , обеспечивает падение протекающего тока до величины i , меньшей величины тока удержания $I_{уд1}$, в течение времени $\tau_{от}$, достаточного для восстановления его запирающих свойств. Тиристор V_2 запирается после перезарядки C при условии, что ток в цепи R_2 и утечки конденсатора будут меньше его тока удержания $I_{уд2}$. Величина емкости конденсатора для активно-индуктивной нагрузки должна быть $C \geq I_{max} \tau_{от} / U_c$.

Коммутаторы переменного тока. На рис. 4.5 показаны схемы однофазного (рис. 4.5, а) и трехфазного (рис. 4.5, б) коммутаторов переменного тока. Нагрузка включается подачей управляющих импульсов на электроды тиристорov в каждый полупериод питающего напряжения. Отключение происходит автоматически с изменением знака напряжения сети в конце каждого полупериода. В трехфазном варианте открывается возможность увеличения эффективности схемы путем замены парных тиристорov в фазах диодами V_2, V_4, V_6 .

При мощности нагрузки более 1000 Вт и напряжении выше 50 В тиристорные коммутаторы обладают явными преимуществами, когда частота бортовой сети переменного тока не превышает 2500 Гц. Особенно важны их дополнительные функциональные возможности — регулирование мощности нагрузки путем изменения фазы отпирающего импульса, быстрдействие отключения в аварийных ситуациях и практически неограниченное число коммутаций.

Формирователи импульсов. Тиристоры находят применение в схемах СПУ ЭРД при необходимости формирования мощных высоковольтных импульсов, необходимых для поджига разряда в дуговых стационарных плазменных и импульсных ЭРД. Типовая схема такого формирователя показана на рис. 4.6. При подаче импульса $U_{вкл}$ отключается тиристор V_1 и происходит колебательный заряд накопительного конденсатора C_1 . Если одновременно выполняются условия

$$I_1 > U_c \sum R \text{ и } RC > (\tau_{от} - \tau_{восст}) [\ln U_c(t) U_c^{-1}], \quad (4.6)$$

то тиристор V_1 выключается после первой полуволны зарядного тока, но не мгновенно, а спустя промежуток времени $\tau_{от}$. При этом на вторичной обмотке трансформатора Tr_1 индуктируется импульс, открывающий после достижения порогового значения напряжения,

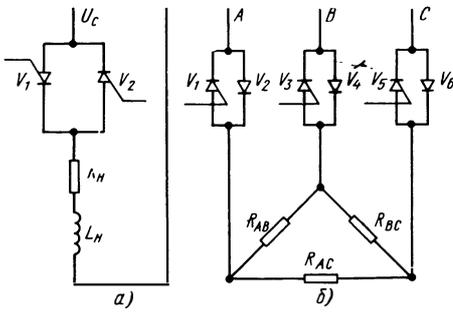


Рис. 4.5. Схемы тиристорных коммутаторов переменного тока:
а—однофазного; б—трехфазного

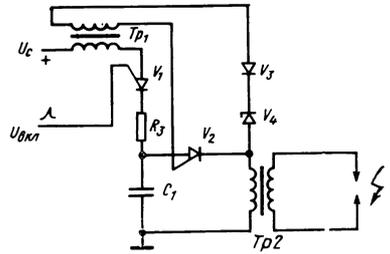


Рис. 4.6. Схема формирователя импульсов с емкостным накопителем для поджига разряда в ЭРД типа ИПД

ограниченного стабилитроном V_4 , тиристор V_2 , через который конденсатор C разряжается на первичную обмотку повышающего трансформатора Tr_2 . Частота следования поджигающих импульсов задается системой управления. Ее максимальное значение ограничивается суммой постоянных времени заряда и разряда.

Инверторы и конвертеры. Высокие эксплуатационные характеристики тиристоров стимулировали бурное развитие силовой преобразовательной техники самого различного применения. Детально разработана теория и накоплен значительный опыт в создании автономных инверторов и конвертеров на тиристорах, удовлетворяющих самым экзотическим требованиям. На рис. 4.7, а приведена принципиальная схема однофазного параллельного инвертора с емкостной коммутацией. Преобразование постоянного тока в переменный осуществляется поочередным подключением тиристоров V_1 и V_2 к первичным полуобмоткам силового трансформатора Tr . Пос-

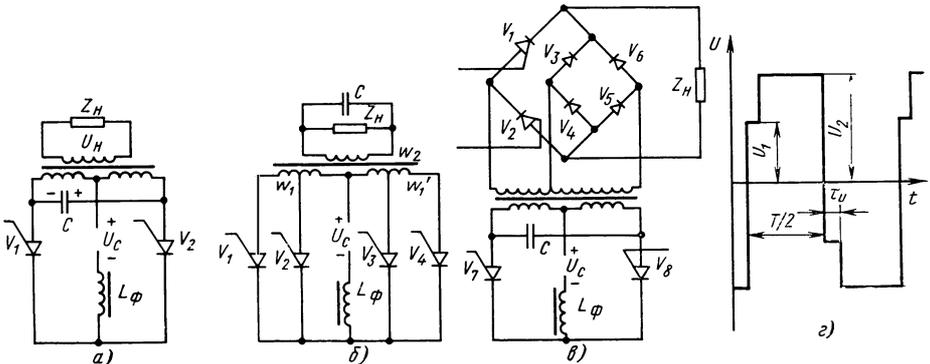


Рис. 4.7. Тиристорные инверторы напряжения:

а—схема однофазного нерегулируемого инвертора; б—схема регулируемого инвертора по первичной обмотке трансформатора; в—схема регулируемого по вторичной стороне конвертера; г—диаграмма выходного напряжения

ле открытия тиристора V_1 конденсатор C заряжается до напряжения $\approx 2U_c$ с полярностью, указанной на рисунке. После подачи управляющего импульса на V_2 и его открытия конденсатор разряжается, причем ток разряда i_c направлен навстречу току, протекавшему через тиристор V_1 . При $i_c > i_1$ тиристор V_1 запирается и напряжение на обмотке Тр меняет свой знак. Через $1/2$ периода подачей открывающего сигнала на V_1 процесс повторяется. Величина коммутирующей емкости выбирается из условия

$$C > (\tau_{\text{восст}} I_{\text{max}} U_c^{-1}). \quad (4.7)$$

Выходное напряжение такого инвертора с достаточным приближением

$$U_n = U_c (K_{cx} K_{тр} \cos \varphi_n)^{-1}. \quad (4.8)$$

Здесь K_{cx} — постоянная, зависящая от типа схемы; $K_{тр}$ — коэффициент трансформации трансформатора; φ — угол сдвига фаз между первой гармоникой тока нагрузки и выходным напряжением.

Из (4.8) следует, что изменение U_n с целью регулирования при постоянной частоте преобразования f_c возможно только воздействием на U_c первичного источника, φ_n и $K_{тр}$. Разработанные схемы и устройства изменения φ_n путем подключения к нагрузке регулируемых реактивных элементов неприемлемы для ЭРДУ в связи с большими массами и потерями и низкой надежностью. Представляет интерес принцип регулирования путем изменения эквивалентного коэффициента трансформации по схеме, приведенной на рис. 4.7, б*.

Если управляющие импульсы подавать только на тиристоры V_1 и V_2 , то напряжение на нагрузке для $Z_n = \text{const}$ будет определяться коэффициентом трансформации $K_{тр1} = \omega_2 / \omega_{12} + \omega_{11}$. При управлении только тиристорами V_3 и V_4 коэффициент трансформации изменится до величины $K_{тр2} = \omega_2 / \omega_{11} > K_{тр1}$. При плавном изменении момента включения (угла управления α), например, тиристора V_3 после V_1 в течение первого полупериода и V_4 после V_2 на втором полупериоде, вторичное напряжение будет изменяться плавно в пределах (рис. 4.7, в)

$$U_1 = \frac{U_c}{K_{cx} K_{тр1} \cos \varphi_n} < U_n < \frac{U_c}{K_{cx} K_{тр2} \cos \varphi_n} = U_2.$$

Аналогичный результат дает схема конвертора, выполненная по рис. 4.7, в. В этой схеме напряжение на нагрузке также может изменяться плавно в зависимости от фазы открытия тиристоров V_1 , V_2 , от величины $U_{н1} = U_2$ до $U_{н2} = U_1 + U_2$. Коммутация тока внутри полупериодов с V_1 на V_3 и с V_2 на V_4 происходит автоматически под воздействием напряжения U_2 .

Дополнительным преимуществом рассмотренных схем является улучшенная форма выходного напряжения без провалов до нуля.

* Глибичкий М. М. Авторское свидетельство № 161385. СССР. Бюл. Из. № 7 1964 г.

Коэффициент формы кривой напряжения в этих случаях (рис. 4.7, з)

$$K_{\phi} = \frac{U_{\text{эф}}}{U_{\text{ср}}} = \left[1 - \frac{2\tau_U}{T} \left(1 - \frac{U_{\text{н1}}^2}{U_{\text{н2}}^2} \right) \right]^{1/2} \left[1 - \frac{2\tau_{\text{н}}}{T} \left(1 - \frac{U_{\text{н1}}}{U_{\text{н2}}} \right) \right]^{-1}. \quad (4.9)$$

Как следует из (4.9) при $\tau_U=0$ и $\tau_{\text{н}}=0,5T$ коэффициент $K_{\phi}=1$. Это обстоятельство несколько уменьшает при прочих равных условиях активные потери в обмотках трансформаторов и дросселей, а также уменьшает габариты и массу реактивных элементов фильтров. Предпочтительному применению тиристорov в схемах ВИП для ЭРД несмотря на их достоинства, должен предшествовать тщательный анализ их преимуществ и недостатков. К числу последних следует отнести: ограничение по частоте коммутации; опасность ложных срабатываний при больших значениях dU/dt ; необходимость защиты при перегрузках и больших di/dt ; сложность отвода тепла от концентрированного источника, каким является тиристор; отсутствие гальванической развязки сети с нагрузкой у коммутаторов постоянного и переменного тока; относительная сложность и, по этой причине, недостаточная надежность (при больших сроках службы схем управления), несоизмеримая с надежностью соответственно тиристорov, интенсивность отказов которых находится в пределах $10^{-8} < \lambda < 10^{-6}$ в час.

К числу несомненных преимуществ следует отнести способность тиристорov надежно коммутировать нагрузки в высоковольтных сетях с напряжениями 500—10 000 В; регулировать и управлять цепями в бортовых сетях переменного тока, а также в схемах автономных инверторов большой мощности при $P_{\text{н}} > 10$ кВт и в высоковольтных первичных источниках энергии (например, в качестве ВИП на космических солнечных электростанциях). Самым слабым звеном в этом случае являются коммутирующие конденсаторы инверторов, которые из-за низких массогабаритных характеристик снижают их эффективность по сравнению с транзисторными инверторами. Теоретические оценки инверторов в диапазоне мощности 10—100 кВт, работающих на частотах до 2500 Гц с принудительным жидкостным охлаждением дают для удельной массы значения $g \approx (2 \dots 1)$ кг/кВт соответственно при КПД до 80—85% (без учета радиатора для сброса тепла потерь, который, как правило, объединяется с радиатором первичного источника энергии).

В заключение отметим, что по программе SERT (США) велись работы по созданию тиристорного варианта основного вторичного источника питания, однако предпочтение было отдано транзисторному варианту.

4.3. ТРАНЗИСТОРНЫЕ КОММУТАТОРЫ

Разработка и освоение промышленностью надежных транзисторов, способных коммутировать токи в десятки ампер, при напряжении до 1000—1200 В с граничной частотой коммутации до 0,1—10 ГГц,

создали предпосылки их широкого применения в многочисленных устройствах космической аппаратуры, в том числе в ВИП ЭРДУ.

Отличие транзистора от идеального ключа определяется потерями энергии во всех трех режимах его работы. С достаточной полнотой потери оцениваются составляющими

$$\Delta P_T = P_{отс} + P_{нас} + P_{вкл} + P_{отг}, \quad (4.10)$$

где $P_{отс}$ и $P_{нас}$ — мощности отсечки и насыщения.

Каждая из составляющих потерь энергии при определенных упрощающих предпосылках, может быть представлена следующими соотношениями [31]:

$$P_{отс} = I_{мп} U_{max} \tau_{отс}; \quad P_{нас} = I_{max} U_{мп} \tau_{нас};$$

$$P_{вкл} = \frac{1}{\tau_{вкл}} \int_0^{\tau_{вкл}} u(t) i(t) dt; \quad P_{отг} = \frac{1}{\tau_{отг}} \int_0^{\tau_{отг}} u(t) i(t) dt. \quad (4.11)$$

Средняя мощность, рассеиваемая транзистором за один цикл коммутации длительностью ΔT

$$\Delta P_T = I_{max} U_{max} \left[\frac{I_{min}}{I_{max}} \tau_{отс} + \frac{U_{min}}{U_{max}} \tau_{нас} + \frac{1}{6} (\tau_{вкл} + \tau_{отг}) \right] \Delta T^{-1}. \quad (4.12)$$

Выражение (4.12) позволяет вычислить потери в транзисторах, работающих в качестве переключателей и коммутаторов в ключевых режимах при однократных или повторяющихся с низкой частотой коммутациях.

Наиболее распространенные в системах питания ЭРД схемы коммутаторов с применением транзисторов в качестве управляемых ключей приведены на рис. 4.8.

Для управления нагрузкой на постоянном токе при питании от инвертора (обмотки электромагнитов клапанов в системе подачи рабочего тела, катушки электромагнитных насосов и т. п.) применяется схема (рис. 4.8, а), в которой нагрузка R_H включена после-

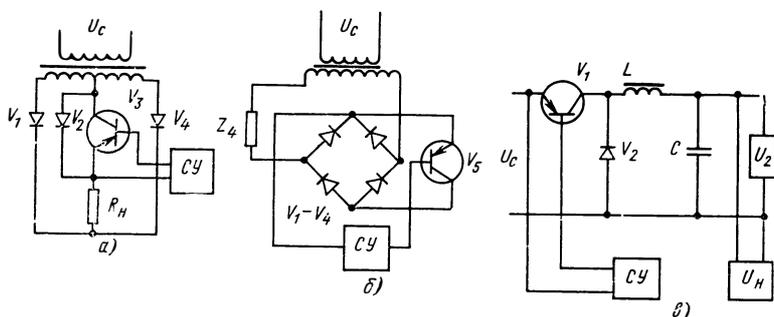


Рис. 4.8. Схемы транзисторных коммутаторов:

а — для нагрузки на постоянном токе; б — для нагрузки на переменном токе; в — импульсный стабилизатор напряжения

довательно с транзистором V_3 , коммутируемым схемой управления СУ.

Во включенном состоянии к нагрузке прикладывается напряжение $U_{\text{н}} = U_2 - (\Delta U_{\text{д}} - \Delta U_{\text{отс}})$, где U_2 — напряжение вторичной обмотки трансформатора. В отключенном состоянии через нагрузку протекает ток $I_{\text{н0}} = I_{\text{п.до}} + I_{\text{к.то}}$, где $I_{\text{п.до}}$ и $I_{\text{к.то}}$ — обратные токи полупроводникового диода и коллектора транзистора.

Схема коммутации транзистором нагрузки на переменном токе (например, нагреватели в СХРВ, нити накалов катодов-компенсаторов и т. п.) показана на рис. 4.8, б. В открытом состоянии напряжение на нагрузке $U_{\text{н}} = U_2 - (2\Delta U_{\text{п.д}} + \Delta U_{\text{т.нас}})$; в закрытом (отключенном) — ток через нагрузку $I_{\text{н0}} = 2I_{\text{п.до}} + I_{\text{к.то}}$.

Для стабилизации выходного напряжения солнечных батарей используют импульсные транзисторные стабилизаторы, выполненные по схеме 4.8, в. В них напряжение от СБ поступает к нагрузке через транзистор V_1 и фильтр LC . Постоянство среднего значения напряжения на нагрузке U_2 достигается изменением длительности замкнутого $\tau_{\text{вкл}}$ и разомкнутого $\tau_{\text{откл}}$ состояний транзистора V_1 , который управляется схемой, изменяющей скважность его работы. Схема управления содержит измеритель выходного напряжения $U_{\text{н}}$ и устройство преобразования сигнала, воздействующего на ключ V_1 [22, 31]. КПД таких стабилизаторов достигает 94% при коэффициенте стабилизации $K_{\text{ст}} = U_{\text{с max}}(U_{\text{с min}} - I_{\text{н max}}R_{\text{н max}})^{-1}$ в диапазоне от 30 до 100 В. К числу недостатков таких стабилизаторов следует отнести наличие весьма громоздкого фильтра и, в случае питания от стабилизатора инверторов, необходимость синхронизации их частот, ибо, в противном случае, в цепях возникают низкочастотные колебания биеений, для устранения которых необходимы дополнительные существенные затраты массы на LC -фильтры [22].

К числу общих недостатков транзисторных коммутаторов следует отнести их чувствительность к перегрузкам по току и напряжению, сложность организации резервирования и ограничения по допустимым значениям коммутируемой мощности. Эти обстоятельства, и в особенности последнее, не позволяют эффективно использовать рассмотренные схемы в устройствах, для нормальной работы которых необходимо параллельное (или последовательное) соединение силовых транзисторов. Эти схемы находят применение в случаях, когда альтернативные варианты на других коммутируемых элементах полностью исключены.

Новые возможности открываются с появлением в промышленных масштабах мощных полевых транзисторов (ПТ) с V -МОИ структурой [53]. В отличие от обычных транзисторов и тиристоров ПТ представляет собой прибор, у которого процессы в структуре осуществляются на основных носителях тока. Поэтому его свойства во включенном состоянии определяются объемной проводимостью кремния, строго линейной в рабочем диапазоне. С другой стороны, сопротивление гальванической развязки между входной цепью и цепью аналогового сигнала для ПТ практически приближается к сопротивлению разомкнутого контакта. Ток утечки между

стоком и истоком прибора составляет наноамперы на постоянном токе, а на частоте 10 МГц развязка в закрытом состоянии составляет около 60 дБ. Имеются низкочастотные транзисторы, способные работать при напряжении 400 В и токе 4 А и при напряжении 80 В и токах 12,5 А [57].

4.4. ТРАНЗИСТОРНЫЕ ИНВЕРТОРЫ И КОНВЕРТОРЫ

Основные варианты двухтактных транзисторных инверторов, нашедших широкое применение в СПУ ЭРД, могут быть выполнены по схеме со средней точкой трансформатора (рис. 4.9, а) и по мостовой схеме (рис. 4.9, б). Конвертор отличается от инвертора питанием нагрузки постоянным током, т. е. наличием выпрямителя.

Принцип работы инвертора по первой схеме основан на периодическом с частотой f_c , определяемой задающим генератором ЗГ, поочередном переключении транзисторов V_1 и V_2 . При этом к источнику питания поочередно подключаются полуобмотки w_1 и w_2 трансформатора Тр, а к нагрузке (без учета потерь в трансформаторах и трансформаторе) оказывается приложенным напряжение $U_2 = (\omega_2/\omega_1) U_c$. С целью исключения перенапряжений, вызванных запасаемой в индуктивных элементах нагрузки энергии W_L , транзисторы шунтированы диодами $V_3 - V_4$, через которые энергия возвращается в сеть постоянного тока.

Рассмотренная схема нашла широкое распространение в ВИП, когда напряжение ПИ не превышает $U_c \leq 100 U_{кэ \text{ нас}}$, где $U_{кэ \text{ нас}}$ — напряжение на электродах открытого транзистора (коллектора-эмиттера) в режиме насыщения при токе $I_{кТ \text{ макс}}$, а также в случае, когда по соображениям надежности при больших сроках службы ВИП и ЭРД, количество транзисторов становится определяющим. Недостатком схемы со средней точкой является несколько увеличенная габаритная мощность трансформатора из-за невозможности полностью использовать медь обмоток w_1 и w_2 .

Мостовая схема (см. рис. 4.9, б) применяется, как правило, когда удвоенное напряжение ПИ превышает допустимое значение $U_{кэ}$ для транзистора в инверторе, выполненном по схеме рис.

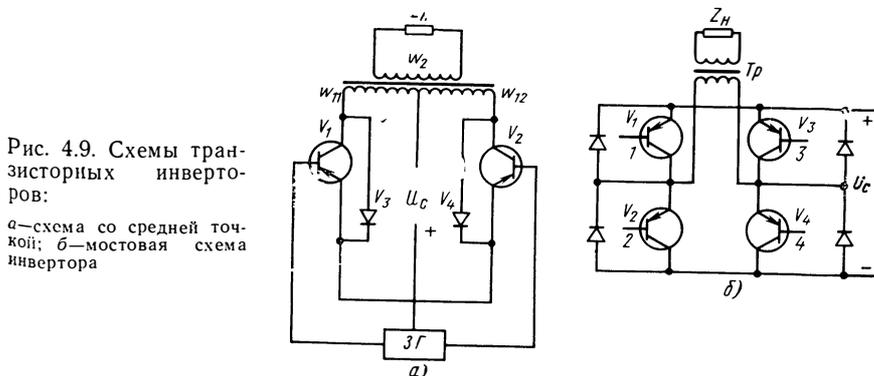


Рис. 4.9. Схемы транзисторных инверторов:
а — схема со средней точкой;
б — мостовая схема инвертора

4.9, a или близко к нему. Преобразование постоянного напряжения в переменное осуществляется импульсами напряжений от задающего генератора, поочередно открывающего пары транзисторов $V_1 - V_4$ и $V_2 - V_3$. Практические схемы транзисторных преобразователей, в зависимости от конкретного назначения и условий эксплуатации существенно отличаются от схем, приведенных на рис. 4.9, дополнительными схемными решениями, обеспечивающими оптимальный режим и стабильность работы транзисторов. Подробно эти вопросы рассмотрены в работе [31].

Выбору конкретной схемы должен предшествовать сравнительный количественный анализ с оценкой достоинств и недостатков вариантов. Эта процедура относится к внешнему проектированию — к синтезу общей структуры ВИП, оптимальной для данных технических требований, критериев качества и ограничений, и рассматривается в гл. VI. Одним из важнейших вопросов, возникающих при разработке ВИП для ЭРД, является определение количества N_T одновременно работающих силовых транзисторов, обеспечивающих передачу нагрузке заданной мощности P_H . Это бывает необходимо в следующих случаях.

1. Когда мощность $P_H > P_T \approx U_{KЭ} I_{КТ}$, где P_T — эквивалентная мощность одного транзистора. Для схемы по рис. 4.9, a

$$U_{KЭ} = [K_{сх} U_c + U_m(t)] \leq K_U U_{доп\max}; \quad (4.13)$$

$$I_{КТ} = \left[\frac{P_H}{\eta_n U} + i_m(t) \right] \leq K_i I_{доп\max}. \quad (4.14)$$

Здесь $U_m(t)$ и $i_m(t)$ — динамические перегрузки по напряжению и току, действующие в цепях преобразователя при переходных процессах; $K_U \leq 1$; $K_i \leq 1$ — коэффициенты запаса, определяемые из расчетов надежности схемы; η_n — КПД преобразования; $K_{сх}$ — коэффициент, отражающий особенность схемы.

Для мостовой схемы $K_{сх} = 1$, для схемы со средней точкой $K_{сх} = 2$. При нарушении неравенств (4.13) и (4.14) количество транзисторов в плече должно быть увеличено.

2. Когда параллельное соединение транзисторов применяют с целью увеличения КПД преобразователя, так как при заданной мощности P_H увеличение числа N_T позволяет соответственно снизить ток коллектора каждого транзистора и, следовательно, уменьшить падение напряжения на нем в режиме насыщения.

3. Когда параллельное соединение обусловлено повышенными требованиями к надежности преобразователя при применении метода глубокого секционирования [25]. В основе метода — значительное увеличение числа параллельно соединенных элементов одного функционального узла так, что при отказах в них типа «короткое замыкание» (КЗ) вся система сохраняет работоспособность.

4. Когда необходимо снизить потери или температуру в транзисторе из-за неэффективности системы охлаждения или с целью увеличения срока службы (снижение температуры полупроводникового прибора на 13°C увеличивает срок его службы почти в два раза [56]).

Параллельно соединенные в одном плече транзисторы могут эффективно работать, если ток, общие потери и температура в каждом транзисторе незначительно отличаются от средних для всего плеча значений во всем диапазоне изменения нагрузки. В общем случае отношение токов коллекторов двух параллельно включенных транзисторов для состояния, граничного между насыщением и активным режимом, определяется выражением [31]

$$\frac{I_{KT1}}{I_{KT2}} = \frac{B_1 S_1 (S_2 R_6 + B_2 S_2 R_9 + B_2)}{B_2 S_2 (S_1 R_6 + B_1 + B_1 S_1 R_9)}, \quad (4.15)$$

где B_1 и B_2 — коэффициенты усиления транзистора; S_1 и S_2 — крутизна его переходной характеристики; R_6 и R_9 — сопротивления резисторов и предохранителей в цепи базы и эмиттера.

Исключение R_6 и R_9 с целью увеличения КПД требует тщательного подбора транзисторов по параметру $S = dl_{KT}/dU_{э,б}$ в группы по возможности для всех режимов работы. Кроме того жесткое параллельное соединение транзисторов в плече при напряжении $U_c > 2$ В снижает надежность всего преобразователя из-за возможности катастрофических лавинообразных отказов нескольких транзисторов в аварийных режимах при отказе типа КЗ в одном. Это явление, знакомое многим разработчикам, весьма трудно поддается анализу из-за сложности переходных процессов на этих режимах, их случайного характера и высокой стоимости натурального моделирования. Однако с достаточной достоверностью механизм лавинообразных отказов транзисторов можно объяснить тем, что при КЗ в одном из транзисторов, например правого плеча, его предохранитель перегорает не мгновенно, а за некоторое время Δt , как правило, большее $1/2$ периода $T = 1/f_c$. Тогда все открывающиеся транзисторы левого плеча включаются на короткозамкнутую цепь вышедшего из строя транзистора. При питании преобразователя от аккумуляторов с малым внутренним сопротивлением, токи КЗ могут достигать величины $10I_{ном}$ в течение времени, достаточного для необратимого пробоя одного из переходов какого-либо транзистора левого плеча или от перегрузки по току, или от перенапряжений, вызванных большими значениями dl/dt и освобождением накопленной в индуктивностях трансформатора и проводов энергии. Этот процесс поочередных отказов транзисторов разных плеч может повторяться вплоть до выхода из строя почти всех транзисторов обоих плеч.

Рассмотренное явление полностью исключается в модульном варианте, когда необходимая мощность на выходе инвертора P_n достигается параллельным соединением не транзисторов, а транзисторных ячеек (см. рис. 5.5), каждая из которых представляет собой независимый инвертор на двух транзисторах, параллельно соединенный на выходе диодными схемами: мостовой — для питания нагрузки постоянным током и со средней точкой — для питания нагрузки переменным током. Можно назвать основные преимущества модульного варианта.

1. Отказ одного какого-либо транзистора приводит к отказу только одной ячейки, так как остальные не испытывают перегрузок из-за разделения ячеек диодами. Кроме того, исключаются влияния отказов типа КЗ диодов, конденсаторов и других элементов схемы на соседние ячейки.

2. Отключение ячейки от питающей сети осуществляется более эффективно, так как один предохранитель при перегорании отключает оба транзистора и всю ячейку, а не один неисправный транзистор.

3. Возможность простыми средствами обеспечения стабилизации отдаваемой преобразователем мощности и работоспособности при отказах до 30% транзисторов (например, двух из семи, или трех из восьми ячеек) путем организации обратных связей по току нагрузки в каждой ячейке с соответствующим увеличением токов в базах транзисторов оставшихся работоспособными ячеек.

4. Открывается возможность стабилизации выходного напряжения методом ступенчатого фазирования путем сдвига напряжения каждой ячейки на фазовый угол $\varphi_0 = \pi/n$, где n — число ячеек (рассмотрен в разд. 2.5). При этом значительно уменьшаются фильтры на выходе и входе преобразователя, так как эффективная частота пульсаций $f_{п}$ равна $f_{п} = n f_c$, где f_c — частота преобразования инвертора.

5. Существенное увеличение надежности практически без избыточности или с незначительной избыточностью. Так, преобразователь мощностью порядка 500 Вт, состоящий из 7 ячеек, рассчитанных по тепловому режиму на $P_n = 100$ Вт каждая, и сохраняющий работоспособность при отказе 2 любых ячеек, имеет расчетное значение надежности $Q = 0,99997$ при сроке службы 1000 ч. При этом мощность ячейки с учетом КПД возрастает с 76 до 105 Вт без нарушения режимов транзисторов благодаря эффективной обратной связи по току нагрузки. В ряде случаев, когда целесообразно наличие холодного резерва, модульный вариант также обладает преимуществом, так как для реализации такой схемы необходим дополнительно только управляемый от схемы ввода резерва ключ в цепях баз транзисторов резервных ячеек.

К числу недостатков модульного варианта обычно относят увеличенную массу трансформаторов, полагая, что N трансформаторов мощностью P_n/N всегда будет тяжелее, чем один трансформатор мощностью P_n . Такое суждение верно только в случае, когда трансформаторы подобны и отличаются лишь мощностью [37]. В данном случае, как будет показано ниже, расчеты трансформатора на заданный перегрев с учетом влияния вихревых токов в обмотках, показывают, что с уменьшением мощности оптимальная по массе частота преобразования увеличивается, а следовательно, несколько уменьшается удельная масса трансформатора, и общая масса N трансформаторов может оказаться равной или меньшей, но, во всяком случае, не намного превышающей массу одного трансформатора в безысечном исполнении транзисторного преобразователя.

Таким образом, оптимальное число ячеек N_T (или число параллельно соединенных транзисторов N_T) для сверхнизковольтных ПИ, например, для термоэмиссионных или термоэлектрических генераторов, должно быть определено в результате анализа с учетом взаимного влияния всех звеньев системы. Для решения задачи поиска оптимального числа ячеек или транзисторов необходимы математическая модель транзистора, адекватно отражающая требуемые для расчетов параметры, характеристики и знание функциональных связей и зависимостей, по возможности, общих с остальными звеньями СПУ.

Такими характеристиками, в общем виде определенными функциями F_1 и F_2 , являются потери в транзисторах и их масса:

$$\Delta P_T = F_1(N_T, I_{KT}, U_{KT}, B, I_6, f_c, \vartheta, P_H); \quad (4.16)$$

$$G_T = F_2(N_T K_{\text{кон}} P_H, \vartheta, \Delta P_T), \quad (4.17)$$

Здесь $K_{\text{кон}}$ — коэффициент конструкции.

В работе [13] получено аппроксимирующее выражение для ΔP путем обработки статистическими методами экспериментально полученных характеристик:

$$\begin{aligned} U_{KЭнас} &= f(I_{KT}) \text{ при } I_6 = \text{var}; \\ U_{6Э} &= f(I_{KT}) \text{ при } U_{KЭ} = \text{const}; \\ B_T &= f(I_{KT}) \text{ при } U_{KЭ} = \text{const}. \end{aligned} \quad (4.18)$$

Аппроксимирующими функциями были приняты для

$$\begin{aligned} U_{KЭнас} &= K_1 \{I_{KT}^\alpha + K_2 [1 - \exp(-K_2 I_{KT})]\}; \\ U_{6Э} &= K_3 + K_4 I_{KT}; \quad B_T = K_5 [1 - \exp(-K_6 I_{KT})]. \end{aligned} \quad (4.19)$$

Используя (4.29) и учитывая, что $I_{KT} = P_H (U_{KЭ} N_T)^{-1}$, преобразуем (4.26) так:

$$\begin{aligned} \Delta P &= N_T \{ \{ K_1 \{ I_{KT}^\alpha + K_2 [1 - \exp(K_2 I_{KT})] \} \} + \\ &+ (K_3 + K_4 I_{KT}) \{ K_5 [1 - \exp(-K_6 I_{KT})] \}^{-1} + K_7 U_m f_c (\tau_{\text{вкл}} + \tau_{\text{от}}) K_f(f) \}. \end{aligned} \quad (4.20)$$

Коэффициенты аппроксимации K_1 — K_7 , K_f и величина α определяются по результатам обработки экспериментальных данных для каждого типа транзистора. Погрешность аппроксимации линии регрессии по (4.19), (4.20) не превышает 3% при $f_c = \text{const}$.

При вариации частоты в диапазоне 1—20 кГц погрешность увеличивается в связи с неточностью предположения о линейной зависимости динамических потерь от f_c , поскольку влияние на их режимов работы и параметров инвертора или конвертора не учитывались. В работе [36] в результате экспериментальных исследований показано, что мгновенная мощность, рассеиваемая транзистором при его запираии, достигает 5—8 кВт и что несмотря на то, что средняя мощность при данной частоте f_c невелика, существует предельно допустимая импульсная мощность, превышение которой

приводит к мгновенному отказу транзистора в условиях, далеких от теплового пробоя даже при небольших индуктивностях цепей.

При наилучших условиях коммутации, когда в базу силового транзистора подается форсирующий запирающий импульс тока с передним фронтом длительностью $\tau < 0,1$ мкс, для «высококачественного» транзистора 1Т806А длительность процесса отключения составляет 0,5—3 мкс. При импульсах такой длительности технические условия на поставку гарантируют нормальную работу большинства транзисторов при мгновенной импульсной мощности $\Delta P_{Т\text{ имп}} < < 500$ Вт. В реальных условиях в транзисторах могут выделяться значительно большие мощности, прежде всего, в связи с наличием индуктивностей в контурах коммутации и в нагрузке. Допустим, например, что индуктивность рассеяния трансформатора равна $L_s = 20 \cdot 10^{-6}$ Гн и транзистор коммутирует ток плеча 10 А за $0,5 \cdot 10^{-6}$ с. В этом случае импульсное перенапряжение составит примерно 400 В. По этим причинам расчет динамических потерь на основе линейной аппроксимации при разработке СПУ для ЭРД может применяться только для грубых оценок режимов транзисторов.

В работе [19] выполнен анализ на ЭВМ коммутационных процессов в транзисторном инверторе напряжения. Эквивалентная схема, отражающая процесс перехода тока с одной полуобмотки трансформатора на другую, представлена параметрами первичных полуобмоток $(r_{11}, r_{12}, L_{s11}, L_{s12})$, намагничивающего контура R_μ, L_μ и приведенными к первичным полуобмоткам параметрами вторичной обмотки и нагрузки соответственно (r'_2, L_s, L'_n, R'_n) . В схеме учтено взаимное влияние первичных полуобмоток L'_{s2} коэффициентом взаимоиндуктивности M .

Приемлемые результаты по вносимым погрешностям дает упрощенная модель транзистора, представленная в работе [19] экспоненциальными зависимостями. Для открытого и запирающего транзистора его сопротивление принято равным

$$R_{Т1}(t) = R_{01} (1 + b_1) [1 - \exp(-\alpha t)] + A_1; \quad (4.21)$$

и для открывающегося

$$R_{Т2}(t) = R_{02} (1 + b_2) \exp(-\beta t) + A_2. \quad (4.22)$$

Емкость коллектор-эмиттерных переходов

$$C_1(t) = C_{01} [1 - \exp(-\alpha t)] + C_1^*; \quad (4.23)$$

$$C_2(t) = C_{02} \exp(-\beta t) + C_2^*. \quad (4.24)$$

С учетом выражений (4.21) и (4.22) составим дифференциальные уравнения в операторной форме, описывающие коммутационные процессы перехода тока с одной полуобмотки трансформатора на другую:

$$E_1 = [R_{Т1}(t) + r_{11}] i_1 + L_{11}(p) i_1 + M_{12}(p) i_2 + (L'_2 + L'_n)(p) i'_3 + (r'_2 + R'_n) i'_3; \quad (4.25)$$

$$E_2 = [R_{Т2}(t) + r_{12}] i_2 + L_{12}(p) i_2 + M_{21}(p) i_1 - (L'_2 + L'_n)(p) i'_3 - (r'_2 + R'_n) i'_3;$$

$$i_5 = R_{Т1}(t) i_1 / C_1(p);$$

$$i_6 = R_{Т2}(t) i_2 / C_2(p);$$

$$L_\mu(p) i_4 = (L'_2 + L'_n)(p) i'_3 + (r'_2 + R'_n) i'_3.$$

Решение уравнений (4.25) выполнялось на ЭВМ М-222 по стандартной программе с автоматическим выбором шага. Машинное время расчета одного коммутационного процесса длительностью до 1 мкс в зависимости от параметров схемы (в основном L_{11} , L_{12} , M и L_2' , $L_{H'}$) составляло от 50 до 70 мин.

На печать выводились, кроме i_1 , i_2 , i_H и промежуточных величин, мгновенная и интегральная мощность, выделявшаяся в транзисторах за время коммутации:

$$\Delta P_{T1} = \frac{1}{\tau_1} \int_0^{\tau_1} i_1^2(t) R(t) dt \quad \text{и} \quad (4.26)$$

$$\Delta P_{T2} = \int_0^{\tau_2} i_2^2(t) R(t) dt.$$

Проверка адекватности моделей по выражениям (4.21) — (4.26) была выполнена экспериментально для транзисторов 1Т906А и 2Т808А с помощью запоминающего осциллографа С8-2 на соответствие качества переходных процессов и калориметрическим методом — для оценки погрешностей расчетов коммутационных потерь [12, 14]. Расхождение между рассчитанными на ЭВМ и измеренными характеристиками транзисторов не превышало 8% для переходных процессов и 3% для потерь.

Математическое моделирование на ЭВМ инвертора по изложенной схеме позволяет с достаточной достоверностью оценить влияние параметров трансформатора и нагрузки, собственных характеристик транзистора и режимов коммутации на суммарные потери в транзисторах.

В частности, на рассмотренной модели можно получить количественные оценки влияния так называемых «сквозных токов» на потери в транзисторах в зависимости от сдвига момента включения вступающего в работу транзистора [44].

Графики, полученные в результате расчетов на ЭВМ, приведены на рис. 4.10. Они позволяют оценить погрешность зависимости $\Delta P_T(f_c)$ по формуле (4.26) по сравнению с линейной $\Delta P_{Tл}(f_c)$ аппроксимацией, при частоте коммутации f_c до 18 кГц. Расчеты выполнены по формуле $\delta_T = (P_T - P_{Tл})/P_T$.

Из рис. 4.10 следует, что максимальное расхождение потерь, рассчитанных на ЭВМ и полученных экспериментально, не превышает 3%, а по отношению к рассчитанным при линейной аппроксимации — 12% при частотах f до 6 кГц и +14% при частотах до 18 кГц.

Эти данные учитываются в процессе оптимизации СПУ с помощью ЭВМ путем введения корректирующей функции $K_f = 1 - \delta(f)$ в послед-

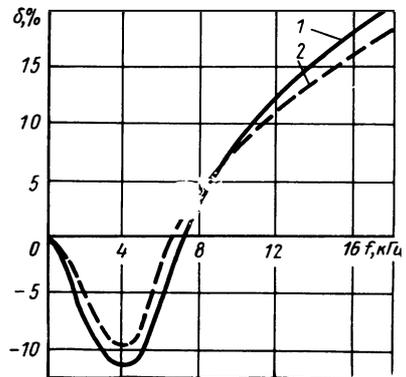


Рис. 4.10. Погрешность линейной аппроксимации потерь δ при коммутационном процессе:

1 — по результатам калориметрических измерений; 2 — расчет на ЭВМ

нее слагаемое выражения (4.20). Для питания нагрузок на переменном токе, когда их мощность превышает мощность одной ячейки или когда по соображениям надежности требуется резервирование, возникает необходимость в параллельном соединении ячеек по переменному току. Решение этой задачи путем жесткого синфазного соединения вторичных (или первичных) обмоток трансформаторов неэффективно из-за неравномерности распределения нагрузок между ячейками.

Исследования автора (совместно с инж. А. М. Барановым и И. Н. Тицким) показали, что даже при тщательном подборе элементов ячеек не удается получить необходимую идентичность выходных характеристик. Нетрудно доказать, что при разбросе наклона внешней нагрузочной характеристики ячеек даже на 5% и обычной жесткости внешней характеристики ячейки неравномерность нагрузки может доходить до 50%. Допустим, что известны уравнения $U_{\text{вых}} = f(I_{\text{н}})$ двух ячеек в относительных единицах:

$$U_1^* = 1,1 - 0,1I_{\text{н}}^*; \quad U_2^* = 1,1 - 0,15I_{2\text{н}}^*. \quad (4.27)$$

Так как при параллельном соединении всегда $U_1^* = U_2^*$, из уравнений (4.42) следует:

$$I_{1\text{н}}^*/I_{2\text{н}}^* = 1,5.$$

Разработка и реализация ячеек с разбросом внешних характеристик менее 5%, как показал опыт, задача практически неразрешимая из-за естественного разброса характеристик элементов.

Существуют методы обеспечения равномерности отдачи мощности при параллельной работе транзисторов, в принципе, применимые в рассматриваемом примере с помощью введения выравнивающих резисторов или токовых трансформаторов. Однако при разработке преобразователей для ЭРДУ они неприемлемы, так как в первом случае существенно снижается КПД, а во втором система из N ячеек распадается при отказе хотя бы одной из-за отсутствия тока в одной из обмоток выравнивающего трансформатора, вследствие чего прекращается его работа в режиме трансформатора тока.

Модульный инвертор имеет N ячеек, соединенных на выходе параллельно на общие три шины переменного тока — положительную, отрицательную и нейтральную (см. схему рис. 5.4). К этим шинам через диоды и предохранители подключены первичные обмотки согласующих трансформаторов через ключ Кл_\sim , предохранитель F_\sim и диоды $V_-V_+ - V_{21}V_{22}$. При замыкании ключа Кл_\sim каждая полуобмотка трансформатора Тр_\sim подключается на 1/2 периода поочередно к соответствующей шине. Такая схема сохраняет преимущества модульного преобразователя, так как при отказе любой из ячеек остальные воспринимают нагрузку практически равномерно благодаря выравнивающему влиянию диодов. Схема легко позволяет осуществить отключение неисправной нагрузки предохранителем F_1 , так как для его пережигания мобилизуется энергия всех $N - 1$ ячеек. Дополнительным достоинством рассмотренной

схемы является возможность одновременного использования одних и тех же ячеек для питания цепей постоянного и переменного тока. когда питание этих нагрузок осуществляется не одновременно. Так, например, цепи разогрева рабочего тела нейтрализатора ИД, цепи катод — компенсатор в СПД, могут питаться от части общего числа $N_{я}$ ячеек, предназначенных для питания ускоряющего электрода или цепи анода.

Составление математической модели для массы транзисторов инвертора по формуле (4.17) не вызывает трудностей.

Для схемы из $N_{я}$ ячеек можно записать так:

$$C_T = N_{я} \left\{ K_{конс} [g_T + m_T(\vartheta)] + \sum_1^n m_n \right\} K_{сх}. \quad (4.28)$$

Здесь g_T — масса одного транзистора; m_T — масса конструктивных элементов крепления и охлаждения транзистора; m_n — масса остальных элементов схемы ячейки (конденсаторы, резисторы и т. п.); $K_{конс}$ — коэффициент, учитывающий затраты массы на конструктивные компоненты (крепление, печатные платы, монтажные провода и т. п.) ячейки; ϑ — допустимая по техническим условиям температура транзистора; $K_{сх}$ — коэффициент, учитывающий схему ячейки; $K_{сх1} = 2$ в схеме со средней точкой и $K_{сх2} = 4$ — в мостовой.

По аналогии с транзистором для выпрямителей конвертора в модульном исполнении можно записать выражения для потерь —

$$\Delta P_B = N_B [(K_1 I_H N_B^{-2} + K_2) I_H + U_0 I_0 + U_H I_H \tau_B f_c] K_{схВ} \quad (4.29)$$

и для массы —

$$G_B = N_B \left\{ K_{схВ} [g_B + m_B(\vartheta)] + K_{кв} \sum_1^n g_n \right\}. \quad (4.30)$$

Здесь K_1 , K_2 — коэффициенты аппроксимации; $K_{схВ}$ — коэффициент, учитывающий схему выпрямителя; g_B — масса одного диода; $K_{кв}$ — коэффициент, учитывающий конструкцию выпрямителя; g_n — масса n элементов схемы (предохранители, монтажные провода и т. п.).

Полученные математические модели транзисторных ячеек достаточно полно и с приемлемой погрешностью отражают основные связи между независимыми переменными и параметрами преобразователя и составлены в форме, удобной для анализа на ЭВМ.

4.5. ТРАНСФОРМАТОРЫ И МАГНИТНЫЕ КОММУТАТОРЫ В СПУ ЭРД

В системе питания и управления ЭРД трансформаторы находят применение в качестве согласующих напряжение ПИ с нагрузками СПУ: разделительных, обеспечивающих гальваническую развязку высокопотенциальных цепей; измерительных; отсчитывающих; импульсных и т. п. Количество трансформаторов в СПУ для одного

ЭРД может достигать нескольких десятков. Поэтому анализу процессов, поиску оптимальных соотношений параметров и характеристик трансформатора с учетом особенностей его работы и влияния на остальные элементы системы уделяется пристальное внимание со стороны разработчиков СПУ.

Исследованиям и разработкам методов расчетов трансформаторов для радиоэлектронных устройств в последние два десятилетия посвящена обширная литература. Большой вклад в теорию и практику этой отрасли техники, ставшей практически самостоятельной, внесли советские ученые: Р. Х. Бальян, А. И. Бертинов, Ю. С. Русин и др., а также ряд зарубежных авторов. Данные по расчетам трансформаторов содержатся также в литературе по вторичным источникам питания РЭУ и автоматики.

В этих работах и, в особенности, в работах Р. Х. Бальяна [3] выполнены тщательные исследования трансформаторов малой мощности (ТММ) и разработаны графоаналитические методы расчетов с применением ЭВМ, позволяющие с высокой степенью достоверности рассчитать ТММ с заданными характеристиками.

Вместе с тем непосредственное применение разработанных методов в расчетах оптимальных трансформаторов для СПУ ЭРД оказалось практически невозможным по целому ряду причин. В первую очередь необходимо было уравнения с многочисленными (около 40) независимыми переменными, однозначно определяющими трансформатор как объект анализа и расчетов, привести к виду, приемлемому для использования на ЭВМ в задачах системного анализа и оптимизации, т. е. надо было разработать математическую модель трансформатора, с максимальным правдоподобием отражающую реальные физические процессы, происходящие как в трансформаторе, так и при его взаимодействии с окружающей средой, по возможности без применения графических или табулированных данных, использование которых ограничивается оперативной памятью ЭВМ, и с максимально сокращенным числом независимых переменных.

С этой целью автором, в тесном творческом содружестве с С. Ф. Кравцовым, А. И. Савицкой и Г. Б. Фоменко были разработаны универсальные математические модели и программы расчетов на ЭВМ трансформаторов с оптимальными характеристиками, позволяющие решать задачи оптимизации системы ПИ — СПУ — ЭРД в целом.

Составление таких математических моделей трансформаторов основано на использовании ранее разработанных Р. Х. Бальяном аналитических представлений геометрических, электромагнитных и тепловых параметров и характеристик трансформаторов с помощью метода геометрических изображений [3].

В соответствии с этим методом вводятся безразмерные геометрические параметры, отнесенные к одному базисному размеру — ширине несущего стержня a . В порядке дальнейшего развития этих идей авторами, на основе применения методов теории подобия, удалось построить ряд зависимостей, с помощью которых составленные математические модели содержат минимум независимых переменных, представленных в виде обобщенных комплексов и групп. Это обстоятельство позволило представить и исследовать трансформатор в виде замкнутой модели, описанной системами критериальных уравнений, отражающих связь между геометрическими, электромагнитными и тепловыми характеристиками и параметрами трансформатора.

Рассмотрим эти вопросы на примере двух типов трансформаторов, нашедших наибольшее применение в СПУ для ЭРД: трехфазного с ленточным витым магнитопроводом и тороидального.

Рис. 4.11. Схема двухобмоточного трехфазного трансформатора

Трехфазные трансформаторы. Трехфазный двухобмоточный трансформатор с витым ленточным магнитопроводом схематически изображен на рис. 4.11.

Масса стального магнитопровода [15]

$$G_{ст} = \gamma_{ст} h^3 \left[3 \frac{S_{ст}}{h^2} + 4 \frac{S_{ст}}{h^2} \frac{c}{h} + k_{\epsilon} \left(\frac{S_{ст}}{h^2} \right)^{3/2} \right], \quad (4.31)$$

где $k_{\epsilon} = 2(\pi k_M k_{CT})^{1/2} (5,71 - 3\pi/14).$ (4.32)

Активные сечения меди 1-й и 2-й обмоток (для одной фазы)

$$S_{M1} = I\omega/j_1; \quad S_{M2} = I_2\omega_2/j_2 = S_{M1}k_j/k_i. \quad (4.33)$$

Здесь $k_j = j_1/j_2$ — отношение плотностей тока 1-й и 2-й обмоток; k_i — безразмерный комплекс, учитывающий влияние на сечение меди обмоток активных I_{0a} и реактивных I_{0r} составляющих тока холостого хода и нагрузки I'_{2a} и I'_{2r} соответственно;

$$k_i = I_1\omega_1/(I_2\omega_2) = 1/I_2' [(I'_{2a} + I_{0a})^2 + (I'_{2r} + I_{0r})^2]^{1/2}. \quad (4.34)$$

Суммарное сечение меди двух обмоток

$$S_M = S_{M1} + S_{M2} = S_{M1} \cdot 2k_v, \quad (4.35)$$

где $k_v = 1/2(1 + k_j/k_i).$

Высота h_0 и ширина 1-й и 2-й обмоток —

$$\begin{aligned} h_0 &= k_B h; \quad c_{01} = S_M / (k_{M1} k_B h); \\ c_{02} &= S_{M1} / (k_{M2} k_B h k_j / k_i). \end{aligned} \quad (4.36)$$

Ширина окна магнитопровода $c = 2c_0/k_{ш},$

где $k_{ш} = 1 - [2(a_1 + a_2) - 2(r - \delta) + a_0] c^{-1}.$ (4.37)

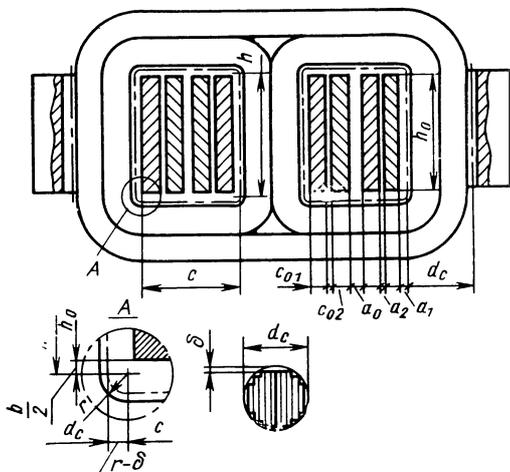
В свою очередь

$$c = \frac{4k_v}{k_{ок}} \frac{I_1\omega_1}{jh}, \quad (4.38)$$

где коэффициент окна $k_{ок} = k_M k_B k_{ш}.$

Исключим число витков, пользуясь известным соотношением

$$\omega = U_c (4k_{\phi} f_c B S_{ст} \cdot 10^{-4})^{-1}.$$



С учетом влияния активной и реактивной составляющих напряжения короткого замыкания

$$\Delta u_{\text{кд}} = (\Delta u_{\text{к.за}}^2 + \Delta u_{\text{к.ст}}^2)^{1/2} \quad (4.39)$$

запишем $w = U (f_0 B S_{\text{ст}} k_U \cdot 10^{-2})^{-1}$. (4.40)

Здесь $k_U = (1 - \Delta u_{\text{к.з}})^{-1}$; $f_0 = 4k_\Phi \cdot 10^{-2} f_c$.

Тогда можно записать

$$S_M = \frac{UI_1}{f_0 B j} \frac{1}{k_U S_{\text{ст}}}; \quad C = \frac{4k_v}{k_{\text{ок}} k_U} \frac{UI}{f_0 B j} \frac{1}{S_{\text{ст}} h^2}. \quad (4.41)$$

Общая масса меди трех фаз трансформатора с цилиндрическими катушками

$$G_M = 3\pi \gamma_M (D_1 S_{M1} + D_2 S_{M2}).$$

Здесь D_1 и D_2 — средние диаметры катушек.

С учетом (4.41) можно записать

$$G_{\text{ст}} = \gamma_{\text{ст}} \bar{P}_0^{3/4} \left(3SH^{1/2} + \frac{16k_v}{k_{\text{ок}} k_U} H^{-1/2} + k_\epsilon S^{3/2} \right); \quad (4.42)$$

$$G_M = \frac{6\pi \gamma_M}{k_U} \bar{P}_0^{3/4} \left(\frac{2k_v k_w}{k_U k_B k_M} S^{-2} H^{-1/2} + k_d S \right)^{-1/2}. \quad (4.43)$$

Здесь обозначены:

$$S^2 = \frac{f_0 B j}{UI} S_{\text{ст}}^2 = P_0^{-1} S_{\text{ст}}^2 - \quad (4.44)$$

безразмерное сечение стержня магнитопровода;

$$H^2 = \frac{f_0 B j}{UI} h^4 = P_0^{-1} h^4 - \quad (4.45)$$

безразмерная высота окна магнитопровода;

$$P_0 = UI / (f_0 B j) - \quad (4.46)$$

относительная мощность трансформатора.

Удельная масса активных материалов трансформатора равна

$$g = \frac{G_{\text{ст}} + G_M}{3UI} = \frac{\gamma_{\text{ст}} k_\epsilon}{3P_0^{1/4}} (g_{\text{ст}} + g_M) (f_0 B j)^{-1}.$$

Здесь $g_{\text{ст}}$ и g_M — соответственно относительные массы стального магнитопровода и медных обмоток

$$g_{\text{ст}} = \frac{1}{k_\epsilon} \left(3SH_{\text{ок}}^{1/2} + \frac{16k_v}{k_{\text{ок}} k_U} H^{-1/2} + k_\epsilon S^{3/2} \right); \quad (4.47)$$

$$g_M = \frac{1}{k_\epsilon} \left(\frac{2k_v k_w}{k_U k_B k_M} S^{-2} H^{-1/2} + k_d S^{-1/2} \right) \frac{6\pi \gamma_M}{\gamma_{\text{ст}}}. \quad (4.48)$$

Из анализа выражений (4.47) и (4.48) следует, что при известных $\gamma_{\text{ст}}$, γ_M , k_1 , k_U , k_w , k_M , k_d , k_B , которые для конкретно рассчи-

тываемого трансформатора или известны, или диапазоны изменения которых заданы (как правило, для проектируемого трансформатора их изменения не превышают 10—15%) относительные массы $g_{ст}$ и g_m зависят только от комплексов S и H .

Исследование функции $g_{тр} = \Psi\{S, H\}$ показывает, что она имеет минимум, определяемый условием $\partial g_{тр}/\partial S = \partial g_{тр}/\partial H = 0$.

Дифференцируя (4.47) и (4.48), после нескольких преобразований получим уравнения связи для S и H , соответствующие минимуму удельной массы $g_{тр}$ трансформатора с оптимальной геометрией,

$$H_{opt} = \frac{16k_v}{3k_{ок}k_U} \left(\frac{S^2 + A^2}{S^3} \right). \quad (4.49)$$

$$\text{Здесь } A_2 = \frac{3}{4} \frac{\pi \gamma_m}{\gamma_{ст}} \frac{k_w k_{ш}}{k_U}.$$

Применение безразмерных комплексов S и H позволяет не только получить при расчетах на ЭВМ оптимальные геометрические соотношения для трансформатора путем совершения условного перехода в программе расчетов всей системы ПИ — ВИП — ЭРД, но и с минимальными затратами времени исследовать влияние любых параметров и характеристик (материала магнитопровода, коэффициентов заполнения, k_i , k_U и т. п.) на g_m и $g_{ст}$.

Сказанное иллюстрируется графиками, приведенными в работе [16], из которых можно сделать вывод об эффективности метода. Действительно, в реальном трансформаторе область оптимальных соотношений необычайно узка и вероятность «попадания» в нее в результате обычного расчета исчезающе мала. Потери в трансформаторе также можно выразить через $g_{ст}$ и g_m .

Для коэффициента потерь

$$\xi_{тр} = \frac{\Delta P_{тр}}{P_H}, \quad (4.50)$$

связанного с КПД соотношением

$$\eta_{тр} = 1/(1 + \xi_{тр}), \quad (4.51)$$

можно записать

$$\xi_{тр} = \frac{\gamma_{ст} k_e}{3P^{1/4}} (g_{ст} c_{ст} B^2 + g_m c_m j^2). \quad (4.52)$$

Здесь предполагается квадратичная зависимость потерь в стали магнитопровода от индукции.

Как будет показано в гл. V и VI потери мощности трансформатора $\Delta P_{тр}$ и, следовательно, $\eta_{тр}$ в автономной системе преобразования энергии, какой и является СПУ ЭРД, не могут быть выбраны произвольно, если критерием качества разрабатываемой оптимизируемой системы служит наименьшая ее масса $G_{спу} \rightarrow \min$ и если проектируются одновременно ПИ и ВИП. Но в иных случаях, когда ПИ задан или когда мощность ВИП несоизмерима с ПИ,

возникает проблема обеспечения требуемого теплового режима трансформатора, которая решается, как правило, комплексно, одновременно с решением тепловых задач всего КЛА. Назовем такой режим естественным тепловым режимом (ЕТР). Для этих целей необходимы математические модели, описывающие трансформатор как объект, находящийся в состоянии статического (или квазистатического) теплового режима, который в зависимости от конструктивного решения может быть реализован тремя способами (или их комбинацией) теплообмена между трансформатором и окружающей средой:

- 1) конвекцией, в основном, и частично излучением;
- 2) излучением и частично теплопроводностью;
- 3) теплопроводностью и частично излучением.

Первый случай относится к трансформаторам, расположенным на КЛА в гермоотсеках с принудительным перемешиванием в нем газовой среды; второй и третий — к трансформаторам, расположенным вне гермоотсека.

Электромагнитные нагрузки на активные материалы трансформатора, которые определяют $\Delta P_{тр}$ и, следовательно, его тепловой режим, зависят в оптимально спроектированном трансформаторе минимальной массы в режиме ЕТР от величин B и j и ограничены допустимой температурой изоляционных материалов $\vartheta_{щ}$, которая может выбираться также по соображениям надежности.

Установившийся тепловой режим трансформатора, расположенного в гермоотсеке, с достаточной точностью определяется уравнением

$$P_{ст} + P_{м} = \alpha_{кат} \vartheta_{кат} - \vartheta_0 F_{ст} + \alpha_{ст} F'_{ст} (\vartheta_{ст} - \vartheta_0). \quad (4.53)$$

Здесь $\vartheta_{кат}$ и $\vartheta_{ст}$ — средние температуры на поверхностях теплообмена катушек (обмоток) и магнитопровода; ϑ_0 — температура окружающей среды; $\alpha_{кат} = (\alpha_{к. луч} + \alpha_{к. конв})$ и $\alpha_{ст} = (\alpha_{ст. луч} + \alpha_{ст. конв})$ — лучистые и конвективные коэффициенты теплообмена катушек и магнитопровода; $F_{кат}$, $F_{ст}$ — их поверхности теплообмена. Обозначив $\theta_{кат} = \vartheta_{кат} - \vartheta_0$ и $\theta_{ст} = \vartheta_{ст} - \vartheta_0$, и учитывая, что

$$P_{ст} = G_{ст} c_{ст} B^2; \quad P_{м} = G_{м} c_{м} j^2, \quad (4.54)$$

и подставляя в (4.53) выражения (4.54), после несложных преобразований получим уравнение в безразмерных комплексах,

$$\sigma - \alpha_{кат} \theta_{кат} (1 + F^*) (G_{м} c_{ст} B^2)^{-1} + 1 = 0, \quad (4.55)$$

связывающее геометрические, электромагнитные и тепловые характеристики трансформатора.

Здесь $\sigma = P_{м}/P_{ст}$ — отношение потерь в меди к потерям в стали обмоток;

$$F^* = \frac{\alpha_{ст} \vartheta_{ст} F_{ст}}{\alpha_{кат} \vartheta_{кат} F_{кат}} — \text{безразмерная поверхность теплообмена трансформатора};$$

$F_{ст} = \pi d_c [4\varepsilon + d_{ст}(\pi + 2)]$ — поверхность теплообмена магнитопровода;

$$F_{кат} = 3\pi d_c h \left\{ \frac{1}{2} \left(2k_{ш}k_d \frac{c}{h} + k_{ш}^2 \frac{c^2}{hd_c} \right) + \frac{k_{ш}c}{h} + k_d \right\} -$$

поверхность теплообмена катушек.

Решение на ЭВМ уравнения (4.55) совместно с коррекцией по (4.49) позволяет сначала найти σ_{opt} при оптимальной, дающей $U_{тр} \rightarrow \min$, геометрии, а затем, решая систему (4.54) — найти раздельно B_{opt} и j_{opt} . При мощности трансформатора $P_{тр} \gg (1 \dots 1,5) \cdot 10^3$ Вт размещение его в гермоотсеке становится нецелесообразным из-за большого тепловыделения, сложности и низкой надежности гермовыводов на большие токи (или напряжения). Возникает проблема установки и обеспечения надежной работы трансформатора, расположенного вне гермоотсека, в открытом космическом пространстве.

В этом случае конвективная составляющая теплообмена $\alpha_{конв} \approx \approx 0$. Если предположить, что отношение коэффициентов конвективного и лучистого теплообменов $\alpha_{конв}/\alpha_{луч} \approx 10$, то при прежних значениях $\theta_{кат}$ и $\theta_{ст}$ необходимо снизить P_M и $P_{ст}$ или увеличить $F_{кат}$ и $F_{ст}$, но в любом случае существенно увеличить массу трансформатора.

Таким образом, для расчетов трансформаторов мощностью до 1,5 кВт, не имеющих радиаторов и расположенных вне гермоотсека, вместо уравнения (4.53) следует использовать соотношение

$$P_{ст} + P_M = 5,67 \left[\varepsilon_{ст} \left(\frac{\vartheta + 273}{100} \right)_{ст}^4 F_{ст} + \varepsilon_{кат} \left(\frac{\vartheta + 273}{100} \right)_{кат}^4 F_{кат} - - 0,5(A_S Q_S + A_G Q_G)(F_{кат} + F_{ст}). \quad (4.56)$$

Для трансформаторов с радиатором (при $P_{тр} > 1,5$ кВт) выражение (4.56) принимает вид

$$P_{ст} + P_M = 5,67 \varepsilon_{рад} \left(\frac{\vartheta + 273}{100} \right)_{рад}^4 F_{рад} \psi_{рад} - 0,5(A_S Q_S + A_G Q_G) F_{рад}. \quad (4.57)$$

Здесь $A_S Q_S$ — тепловой поток солнечного излучения, поглощенный трансформатором; $A_G Q_G$ — тепловой поток земного собственного и отраженного от Земли солнечного излучения, поглощенный трансформатором; $\psi_{рад} \leq 1$ — функция, учитывающая эффективность радиатора в зависимости от его размеров и формы [27].

Фотографии трехфазных трансформаторов, предназначенных для установки вне гермоотсеков, мощностью 30, 4,6 и 2,5 кВт приведены на рис. 4.12—4.14. Трансформаторы рассчитаны на рабочую температуру изоляции $\vartheta_{ш} \leq 300^\circ \text{C}$ и выдержали испытания в вакууме при давлении в камере $p = 0,034$ Па в течение более 100 ч. Магнитопроводы ленточные из сплава 50 НП, толщина ленты 0,08 мм. Степень черноты радиаторов $\varepsilon_{рад} = 0,82$. Обмоточный провод марки ПНСДКТ [3].

Тороидальные трансформаторы (ТТр). Несмотря на кажущуюся простоту технического, технологического и конструктивного исполнения создание оптимального по определяющим критериям и

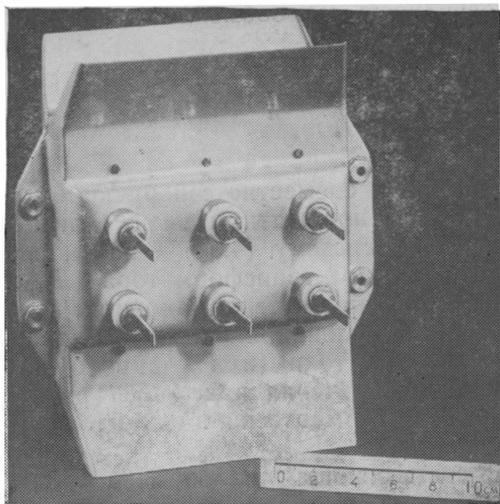


Рис. 4.12. Трехфазный трансформатор мощностью 2,5 кВт: напряжение 208/30 В; соединение — звезда—звезда; $f_c=800$ Гц; $G_{Тр}=2,6$ кг

надежного тороидального трансформатора составляет существенную и ответственную часть общей проблемы разработки СПУ для ЭРД, прежде всего, в связи со значительным количеством ТТр в составе СПУ и сложностью (а в большинстве случаев — невозможностью) их резервирования [3, 31]. Большая доля массы ТТр в общей массе СПУ и существенная

зависимость ее от частоты питания (или преобразования в инверторе) вызывают необходимость тщательного анализа влияния характеристик и параметров ТТр на систему СПУ—ЭРД. С этой целью была разработана замкнутая математическая модель ТТр в наиболее удобном для анализа и проектирования аналитическом виде [16].

С учетом обозначений на рис. 4.15 для массы стали магнитопровода и меди обмоток запишем

$$G_{ст} = \gamma_{ст} S_{ст} \pi a (d_0/a + 2c_1/a + 1); \quad (4.58)$$

$$G_M = \gamma_M S_M l_M = 2\gamma_M a S_M \left[1 + b/a + \pi/4 (1 + c_2, c_1) \frac{c_1}{a} \right]. \quad (4.59)$$

Выразим сечения меди обмоток через их плотности токов j_1 и j_2 и числа витков ω_1 и ω_2 .

$$S_M = S_{M1} + S_{M2} = 2k_\sigma I_1 \omega_1 / (j_1 \cdot 10^{-2}). \quad (4.60)$$

Здесь $k_i = 0,5(1 + k_j/k_i)$ и $k_j = j_2/j_1$; $k_i = (1/I_2')[(I_{2a} + I_{0a})^2 + (I_{2r} + I_{0r})^2]^{1/2}$ — коэффициент, учитывающий потери в магнитопроводе и реактивные составляющие тока I_2 нагрузки.

Коэффициент, учитывающий падение напряжений на 1-й и 2-й обмотках под нагрузкой $k_u = 1/(1 - \Delta u)$, где $\Delta u = (\Delta u_a^2 + \Delta u_r^2)^{1/2}$.

По аналогии с трехфазным трансформатором запишем

$$S_M = 2(k_\sigma k_u) U_1 I_1 (f_0 B j S_{ст}). \quad (4.61)$$

Здесь $f_0 = 4k_\phi f_c \cdot 10^{-2} = 0,25k_\phi f_c$.

Введем безразмерные комплексы и величины:

$$S^2 = S_{ст}^2 f_0 B j_1 (U_1 I_1) = S^2 \bar{P}_0^{-1} - \quad (4.62)$$

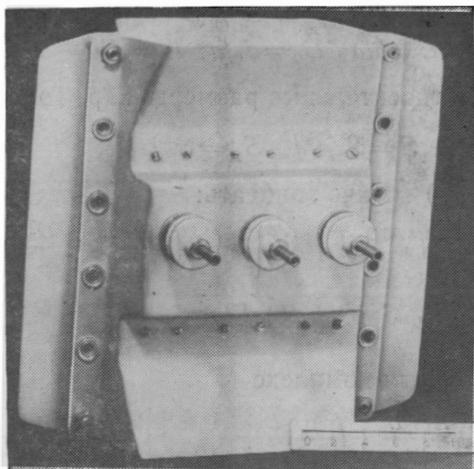


Рис. 4.13. Трехфазный трансформатор мощностью 4,6 кВт:
напряжение 208/54 В; соединение — звезда — звезда; $f_c=800$ Гц, $G_{Тр} =$
 $=3,8$ кг; вторичная обмотка находится под потенциалом 6000 В

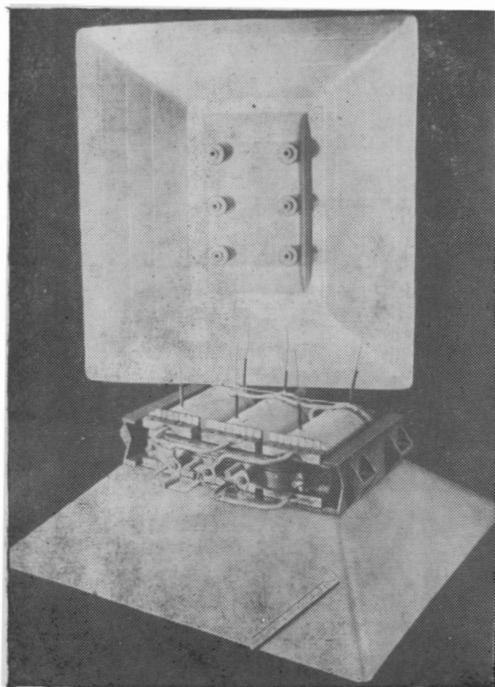
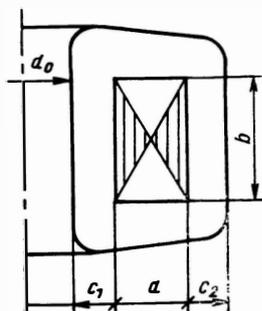


Рис. 4.14. Трехфазный трансформатор мощностью 30 кВт:
напряжение 208/2600 В; соединение — треугольник — звезда; $f_c =$
 $=800$ Гц; $G_{Тр} = 23,3$ кг (один радиатор снят и расположен на втором
плане)

Рис. 4.15. Торoidalный трансформатор



безразмерное сечение и

$$L = b/a; D_0 = d_0/a; D = d/a -$$

безразмерные относительные размеры ТТр. Тогда

$$S = S_{\text{ср}} \bar{P}_0^{1/2}; S_{\text{м}} = S^{-1} \bar{P}_0^{1/2},$$

а для (4.58) и (4.59) можно записать:

$$G_{\text{ср}} = \pi \gamma_{\text{ср}} P_0^{3/4} S^{3/2} (k_{\text{ср}} L)^{1/2} \left[1 + 2 \left(\frac{A_1 k_{\text{ср}} L}{S^2} + \frac{D^2}{4} \right)^{1/2} \right]; \quad (4.63)$$

$$G_{\text{м}} = \pi \gamma_{\text{ср}} \bar{P}_0^{3/4} S^{-1/2} (k_{\text{ср}} L)^{-1/2} A_2 \left(1 + L + \frac{\pi}{4} C_0 \right). \quad (4.64)$$

Здесь безразмерный комплекс

$$C_0 = \left[\frac{k_{\text{мн}}}{k_{\text{мн}}} \frac{A_1 k_{\text{ср}} L}{S^2} + \left(\frac{A_1 k_{\text{ср}} L}{S^2} + \frac{1}{4} D^2 \right)^{1/2} \right]^{1/2} - \left(1 + \frac{D}{2} \right). \quad (4.65)$$

Относительная масса ТТр равна

$$g_{\text{ТТр}} = (G_{\text{ср}} + G_{\text{м}}) (U_1 I_1)^{-1}.$$

С учетом (4.63), (4.64)

$$g_{\text{ТТр}} = (g_{\text{ср}} + g_{\text{м}}) \frac{\pi \gamma_{\text{ср}}}{f^{3/4}} P_0^{-1/4} k_{\text{ср}}^{-1/2} \left(\frac{c_{\text{м}}}{c_{\text{ср}}} \right)^{3/8} (B^{3/2} \sigma_0^{3/8})^{-1}. \quad (4.66)$$

Здесь $c_{\text{м}} = \frac{q}{\gamma_{\text{м}}}$, $c_{\text{ср}} = \frac{\bar{P}_0}{B_0^{\beta}}$, $\sigma_0 = c_{\text{м}} j_1 / (c_{\text{ср}} B^{\beta})$ — отношение удельных потерь в меди к удельным потерям в стали — при $B_0 = 1$ Тл;

$$g_{\text{ср}} = L^{-1/2} S^{3/2} \left[1 + 2 \left(\frac{A_1 k_{\text{ср}} L}{S^2} + \frac{D^2}{4} \right)^{1/2} \right];$$

$$g_{\text{м}} = A_2 L^{-1/2} S^{-1/2} [1 + L + (\pi/4) c_0];$$

$$A_1 = \frac{(1 + k_i)(1 + k_u)}{2\pi k_{\text{мн}} k_{\text{ср}}};$$

$$A_2 = \frac{2\gamma_{\text{м}} k_{\text{мн}}}{\gamma_{\text{ср}} k_{\text{ср}}}.$$

Очевидно, что оптимальные геометрические соотношения, определяющие минимум $G_{\text{ТТр}}$ при известных B и j будут

$$\frac{\partial g_{\text{ТТр}}}{\partial L} = \frac{\partial g_{\text{ТТр}}}{\partial D} = \frac{\partial g_{\text{ТТр}}}{\partial D_0} = 0. \quad (4.67)$$

Найдем для ТТр аналог выражений (4.53) и (4.55), справедливых для установившегося теплового режима:

$$\sigma - \alpha \theta \Pi' (c_{\text{ср}} B^{\beta} / G_{\text{ср}}) + 1 = 0. \quad (4.68)$$

Здесь $\Pi = 2\pi a (1 + D + c_0) (1 + L + (\pi/2) c_0)$ — поверхность теплообмена ТТр.

Подставляя в (4.68) полученные из (4.58) — (4.66) значения величин, находим

$$\frac{\alpha\theta\Pi}{c_{ст}B_i^3G_{ст}} = \frac{2\alpha\theta F_0}{c_{ст}\gamma_{ст}k_{ст}} \left(\frac{f_0}{A_1U_2I_2}\right)^{1/4} \left(\frac{c_{ст}}{c_M A_2}\right)^{1/8} B^{-\left(\frac{7\beta+2}{8}\right)} \left(\frac{g_{ст}}{g_M}\right)^{1/8} \times \\ \times [(D^2 - D_0^2)L]^{-1/2} = M_0 F \sigma^{1/8}, \quad (4.69)$$

где

$$M_0 = \theta_0 B^{-\left(\frac{7\beta+2}{8}\right)}; \quad (4.70)$$

$$F_0 = \frac{(1 + 2k_1 + L)k_2}{(1 + 2D)L^{1/2}} \left[\frac{(D^2 - D_0^2)(1 + 2D)}{(1 + k_1 + L)L} \right]^{1/8}.$$

Теперь (4.68) можно записать в виде уравнения в безразмерных комплексах:

$$\sigma - MF\sigma^{1/8} + 1 = 0, \quad (4.71)$$

связывающего в замкнутом виде электромагнитные и геометрические параметры трансформатора [15].

Решение на ЭВМ уравнения (4.71) совместно с уравнениями (4.67) позволяет найти значение σ , при котором обеспечивается заданный тепловой режим для ТТр минимальной массы.

Исследования, выполненные автором при участии инж. А. И. Савицкой и Г. Б. Фоменко с помощью ЭВМ, математических моделей ТТр, а также более 1500 трансформаторов мощностью от 10 до 800 Вт, спроектированных и изготовленных по расчетам на ЭВМ М-222, подтвердили адекватность моделей и справедливость исходных допущений и предположений.

Для большинства изготовленных ТТр отклонение расчетных и измеренных параметров составляло по массе +8...—6%. По температуре экспериментальные измерения в большинстве случаев давали расхождение с расчетом в пределах 7...12%. Машинное время для расчета одного ТТр не превышало 7 мин. Столь незначительное время позволяет разработчику выполнить на ЭВМ исследования влияния практически любых исходных материалов, параметров и характеристик.

На рис. 4.16 приведены некоторые результаты таких исследований: влияние частоты инвертора f_c , условий теплообмена ($\alpha_1\theta_1=0,03$ для естественного конвективного теплообмена в спокойном воздухе и $\alpha_2\theta_2=0,07$ для принудительного) и материала магнитопровода 79НМ и 50НП толщиной $\delta=0,05$ мм (ГОСТ 10160—75) на массу активных материалов $G_{ТТр}$, на потери в меди и стали $\Delta P_{ТТр}$ и на КПД в диапазоне частот 1—10 кГц без учета влияния вихревых токов (это влияние учитывается в дальнейшем при оптимизации трансформаторов).

Как следует из графиков, при мощности $P_H=400$ Вт масса активных материалов вначале быстро уменьшается, а после примерно 5 кГц медленно, со скоростью около 10 г/кГц. Больше влияние на $G_{ТТр}$ оказывают условия теплообмена. Масса трансформатора уменьшается почти в два раза при изменении $\alpha\theta$ от 0,03 до 0,07. Правда, при этом КПД снижается приблизительно на 0,05%.

Таким же образом могут быть выполнены оценки влияния коэффициентов заполнения $k_{ст}$ и k_M , k_i , k_j и т. п. на $G_{ТТр}$, ΔP и геометрические параметры.

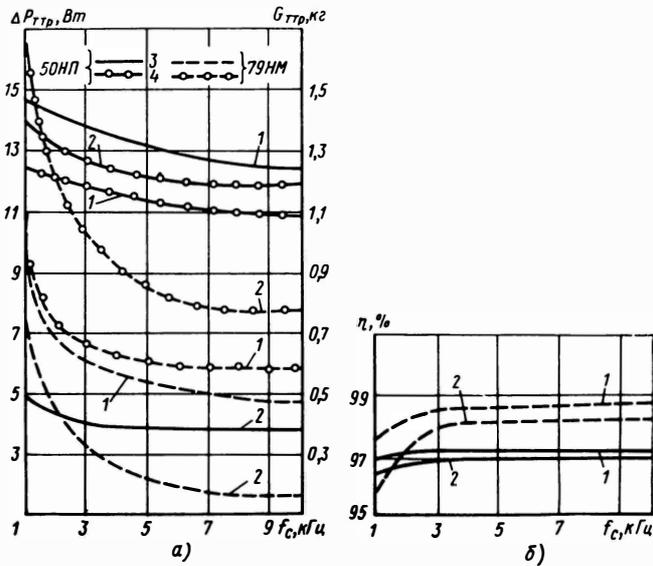


Рис. 4.16. Влияние параметров f_c , $\alpha\phi$ и материала магнитопровода тороидальных трансформаторов (ТТр) мощностью 400 Вт:

а—на массы активных материалов ($G_{ТТр}$) и суммарные потери ($\Delta P_{ТТр}$); б—на КПД: 1— $\alpha\phi=0.03$; 2— $\alpha\phi=0.07$; 3—масса; 4—потери

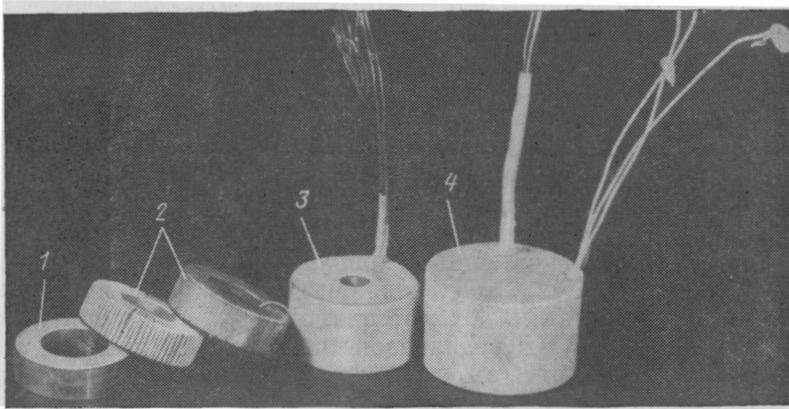


Рис. 4.17. Процесс изготовления тороидального трансформатора мощностью 160 Вт при $f_c = 16$ кГц:

1—магнитопровод после навивки и отжига; 2—после изготовления эпоксидного каркаса; 3—после компаундирования и изготовления межмоточной изоляции на рабочее напряжение 3000 В; 4—после намотки вторичной обмотки и изготовления корпусной изоляции

В заключение отметим, что технология и конструктивное исполнение ТТр также претерпели заметные изменения, направленные, прежде всего, на увеличение надежности и срока службы трансформаторов. К ним следует отнести применение пропиточных и обволакивающих компаундов на основе эпоксидных смол, разработка и промышленное освоение обмоточных проводов с изоляцией на основе полиимидных смол.

Последовательно выполняемые операции при изготовлении силового трансформатора преобразователя с максимальной мощностью 2000 Вт при $U_{н} = 3000$ В, состоящего из 12 ячеек, показаны на рис. 4.17. Каждая ячейка может нормально работать при отдаваемой мощности 140—200 Вт. Частота преобразования $f_c = 16$ кГц, КПД 0,982. Трансформатор рассчитывался на мощность $P_{н} = 160$ Вт при $U_2 = 3000$ В. Межобмоточная и корпусная эпоксидная изоляция выдерживает испытательное напряжение 9 кВ постоянного тока в течение одной минуты. Масса трансформатора 180 г.

Магнитные коммутаторы, стабилизаторы и регуляторы. При увеличении частоты инверторов ВИП до 1—20 кГц вопросы коммутации силовых цепей постоянного и переменного тока должны решаться также с учетом влияния коммутирующих устройств на надежность и массогабаритные характеристики СПУ и ЭРД. Анализ характеристик современных контактных, тиристорных и транзисторных коммутирующих устройств при частотах питающей сети $f_c > (2-3)$ кГц по критериям

числа коммутаций n за время ресурса $T_{рес}$;

потерь энергии (КПД), ΔP ;

падения напряжения при токе $I_{н}(\Delta U)$;

мощности управления $P_{у}$ (коэффициент усиления $k_{ус}$);

быстродействия;

надежности Q при сроке службы $T_{рес}$;

массогабаритных характеристик, M ;

перегрузочной способности $k_{п} = I_{пер}/I_{н}$ не дает явного предпочтения какому-либо из перечисленных типов приборов, так как каждый из них, обладая каким-либо преимуществом, имеет и недостатки, в ряде случаев делающих аппарат неприемлемым. В табл. 4.2 сведены качественные оценки этих аппаратов по перечисленным критериям.

Как следует из таблицы, магнитный коммутатор (МК) среди бесконтактных аппаратов не уступает по большинству сравниваемых критериев, а по надежности и перегрузочной способности их превосходит. Дополнительным преимуществом МК является способность автоматически ограничивать ток в нагрузке. При этом, в отличие от транзисторных ключей, опасность перегрузки (выход в активный режим) отсутствует. По этим причинам МК вне конкуренции при коммутации, стабилизации и управлении силовых цепей и низковольтных цепей — различных нагревателей рабочего вещества в ЭРД на базе ИД, накалов катодов и т. п.

Так, например МК для коммутации и управления накалом катода — компенсатора с максимальной мощностью в режиме форсированного нагрева 200 Вт и длительным 80 Вт при частоте инвертора 5 кГц имеет массу 80 г, мощность управления $F_{у\max} < 2$ Вт, падение напряжения при номинальном токе $\Delta u < 0,6$ В, потери холостого хода $P_{х.х} < 1,5$ Вт. Материал магнитопровода —

Таблица 4.2

Тип аппарата	Число коммутаций, n	КПД при U сети		$\Delta u, \text{ В}$	Мощность управления	Надежность, Q	Ресурс $T_{\text{рес}}$	Быстродействие	Перегрузочная способность	Масса и габариты	Гальваническая развязка
		$< 50 \text{ В}$	$> 50 \text{ В}$								
Контактный	Ограниченное	Высокий	Высокий	$< 0,05$	Низкая	Низкая	Средний	Низкое	< 10	Большие	Есть
Тиристорный	Неограниченное	Низкий	Средний	> 1 < 3	"	Средняя	Большой	Среднее	< 5	Средние	Нет
Транзисторный	"	Высокий	—	$> 0,15$ < 2	"	"	"	Высокое	< 2	Средние	"
Магнитный	"	Средний	Высокий	$> 0,2$ < 2	"	Очень высокая	"	Среднее	> 10	Средние для < 3 кгц, малые для > 3 кгц	" (с цепями управления есть)

сплав 79НМУ (ГОСТ 10160—75). Приведенные данные подтверждают целесообразность применения МК в системах СПУ для ЭРД (см. также [56]), а разработанные для ТТр математические модели могут быть при соответствующей коррекции применены и для магнитных коммутаторов.

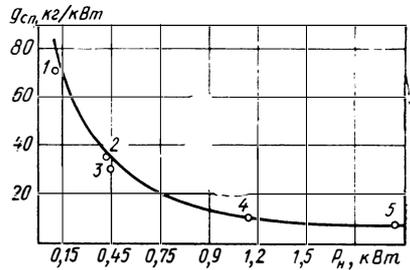
4.6. УДЕЛЬНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ЭЛЕКТРОННЫХ СИСТЕМ ПРЕОБРАЗОВАНИЯ ЭНЕРГИИ

При анализе вариантов технических средств выполнения космических задач одним из определяющих факторов, воздействующих на принятое решение, является знание разработчиком зависимости массы СПУ от мощности ЭРД. Наилучшее приближение с минимальной погрешностью дает, очевидно, реальный проект, основанный на конкретной и завершенной проработке варианта решения. Однако для этих целей на стадии предварительных расчетов даже приближенное аналитическое выражение зависимости $G_{\text{СП}} = f(P_{\text{н}})$ существенно облегчает анализ и позволяет разработчику выполнить сравнение вариантов с минимальными затратами времени.

График зависимости $g_{\text{СП}}(P_{\text{н}}) = G_{\text{СП}}/P_{\text{н}}$ для систем питания и управления ЭРД различных типов, построенный по опубликованным в отечественной и зарубежной литературе данным, показан на рис. 4.18. Эта зави-

Рис. 4.18. Зависимость $g_{СП}$ от P_H :

1—СПУ ЭРД типа ИПД (спутник «Интелсат-1»); 2—СПУ ЭРД типа СПД (спутник «Метеор»); 3—СПУ ЭРД типа ИПД (спутник «Интелсат-11»); 4—СПУ ЭРД типа ИД («SERT-11»); 5—СПУ межпланетной автоматической станции с ртутным ЭРД



симось с достаточным приближением аппроксимируется выражением

$$g_{СП} = A [\exp(-k_1 P_H)] + B \sin k_2 P_H. \quad (4.72)$$

Здесь A , B , k_2 — коэффициенты и k_1 — показатель экспоненты.

В результате обработки на ЭВМ приведенных на рис. 4.18 данных выражение (4.87) принимает вид

$$g_{СП} = 96 [\exp(-2,33 P_H)] + 6,8 \sin 0,748 P_H. \quad (4.73)$$

Формула (4.73) позволяет с приемлемой для анализа вариантов погрешностью найти $g_{СП}$ и, зная P_H , определить $G_{СП}$ в диапазоне изменения $0,1 < P_H < 2$ кВт.

В заключение приведем данные массы опытного летного образца СПУ для ртутного ИД диаметром 30 см и мощностью 2,95 кВт. Она составила 16,78 кг, или $g_{СП} = 5,68$ кг/кВт. Планируется дальнейшее снижение $g_{СП}$ до 4,9 кг/кВт [59].

Задачи целенаправленного управления в приложении к оптимальному проектированию ЭРДУ в рамках системного подхода были кратко сформулированы в разд. 1.4 и подробно рассматриваются в гл. VI книги.

Вместе с тем, методы и достижения теоретической кибернетики в той же мере применимы и в аспекте управления ЭРД, рассматриваемого в качестве исполнительного органа объекта управления, которым является КЛА.

С этих позиций задачу управления ЭРДУ можно представить в виде локальных иерархически связанных задач.

1. Внешняя задача управления — оптимальное с известным критерием качества управление положением КЛА в пространстве и во времени.

2. Внутренняя задача управления — оптимальное управление состоянием подсистем ЭРД (расход рабочего вещества, напряжение на электродах ЭРД, потребляемая мощность и т. п.), обеспечивающих выполнение первой задачи наилучшим в определенном смысле образом.

5.1. ОПТИМАЛЬНОЕ УПРАВЛЕНИЕ КЛА С ЭРД

Вопросы, относящиеся к первой задаче, подробно изучены и освещены в литературе [1, 21, 42]. В общем виде ее математическая модель может быть составлена следующим образом [21].

После определения конечной цели полета КЛА формулируется задача ее оптимальной реализации. Как правило, критерием качества служит максимум доставляемой к конечной цели полезного груза. При этом содержание вариационной проблемы сводится к обеспечению выполнения заданного динамического маневра с максимальной массой полезного груза $M_{пг}$ при заданной начальной массе КЛА M_0 . Под динамическим маневром здесь подразумевается переход центра масс КЛА с заданного начального многообразия S_0 в пространстве координат — скоростей — времени

$$\{\dot{r}(t_0), \dot{v}(t_0), t_0\} \in S_0$$

на заданное конечное многообразие

$$\{\dot{r}(t_1), \dot{v}(t_1), t_1\} \in S_1.$$

Дифференциальные уравнения и граничные условия задачи записываются так:

$$\begin{aligned} \dot{M} &= -q; \quad M(0) = M_0; \quad M(T) = M_{\text{пг}} + M_{\text{дв}}; \\ \dot{r} &= \dot{v}; \quad \dot{r}(0) = \dot{r}_0; \quad r(T) = \dot{r}_1; \\ \dot{v} &= F\dot{e}/M + g; \quad \dot{v}(0) = \dot{v}_0; \quad \dot{v}(T) = \dot{v}_1. \end{aligned} \quad (5.1)$$

Здесь \dot{r} и \dot{v} — радиус-вектор и вектор скорости центра масс КЛА; M — текущая масса КЛА; q — массовый расход рабочего вещества; F и \dot{e} — величина и направление единичного вектора тяги; $M_{\text{дв}}$ — масса двигательной системы (ЭРДУ); g — вектор ускорения от гравитационных сил; t, T — текущее и конечное время.

В идеальном случае тяга F и расход q могут быть представлены через $M_{\text{дв}}$ и кинематическую характеристику, т. е. через ускорение a центра масс от тяги F . Тогда

$$\begin{aligned} F &= aM/g_0; \quad q = a^2/M^2 (2P_{\text{дв}}g_0^2)^{-1}; \\ M_{\text{дв}} &= \alpha(\dot{X})P_{\text{двmax}}; \quad \{0 \leq P_{\text{дв}}(t) \leq P_{\text{двmax}}\}; \\ &\quad \{0 \leq \alpha(t) < \infty\}, \end{aligned} \quad (5.2)$$

где $\alpha(\dot{X}) = g_{\text{ЭРДУ}}$ — функция, определяющая удельную массу ЭРДУ.

Такое представление позволяет разделить вариационную проблему на две практически независимые задачи:

на динамическую, заключающуюся в определении оптимальных программ для величины ускорения $a = A(t)$ и его направления $\dot{e} = \varepsilon(t)$ и составляющую содержание внешней задачи управления ЭРДУ, как исполнительным органом движущегося объекта — КЛА;

на массовую, состоящую в определении оптимальных массовых соотношений и параметров входящих в КЛА систем при оптимальном управлении ЭРДУ в соответствии с данными, полученными при решении динамической задачи.

Из решения динамической задачи следует определение минимума интегрального функционала

$$J = \int_0^T a^2 dt \rightarrow \min \quad (5.3)$$

для заданного динамического маневра. Параметрическая задача дает определение мощности ЭРДУ из условия максимума $M_{\text{пг}}$:

$$M_{\text{пг}} = \left[M_0 \left(1 + \frac{M_0}{2P_{\text{двmax}}} J \right)^{-1} - M_{\text{дв}} (g_{\text{ЭРДУ}} P_{\text{двmax}}) \right] \rightarrow \max. \quad (5.4)$$

Проблемы решения параметрических задач при проектировании рассматриваются подробно в гл. VI. Конкретизация функций $A(t)$ и $\varepsilon(t)$ осуществляется построением min-экстремалей функционала (5.3) и зависит от поставленных целей и граничных условий. Так, например, для $T \geq 100$ ч траектория выхода с начальной околоземной круговой орбиты, например, для перелета на геоста-

ционарную орбиту, представляет собой пологую раскручивающуюся спираль. При этом оптимальная программа для ускорения такова: модуль ускорения $|a|$ совершает малые колебания около постоянного среднего значения \bar{a} , а направление \hat{e} колеблется в окрестности тангенциального [21]. На практике величина ускорения $|a|$ изменяется по сигналу от бортовой ЭВМ или по команде от наземного комплекса по каналу телеметрии путем воздействия на величину тяги F маршевых ЭРД изменением либо числа работающих двигателей, либо уставки в системе регулирования расхода рабочего вещества q или мощности $P_{\text{дв}}$. При этом все остальные характеристики ЭРДУ должны оставаться в поле допусков, обеспечивающих работоспособность ДУ с учетом всех дестабилизирующих факторов, в том числе колебаний напряжения бортовой сети, изменения температуры элементов и узлов СПУ, воздействия вакуума и микрочастиц космической среды, деградации от старения электронных приборов, случайных отказов в системе и т. п.

Вектор \hat{e} может управляться поворотом на сферический угол до 20° корпуса двигателя, установленного на раме с помощью шарового шарнира, как это выполнено в проекте установки SEPS, или несимметричным включением двигателей в связке по программе, обеспечивающей исполнение заданного маневра.

5.2. ОПТИМАЛЬНОЕ УПРАВЛЕНИЕ ЭРДУ

Перечисленные выше стохастические и детерминированные воздействия на ЭРД и его подсистемы определяют необходимость введения в систему ЭРДУ стабилизаторов напряжения и тока, питающих электроды ЭРД; стабилизаторов или регуляторов расхода рабочего вещества и температуры; устройств защиты и автоматического повторного включения и других устройств, обеспечивающих работоспособность двигательной установки в реальных условиях.

Таким образом, взаимодействие элементов, узлов, подсистем и систем ЭРДУ и окружающей среды с точки зрения теории систем составляют вторую, внутреннюю, задачу управления и, как каждое управление, может быть оптимальным, т. е. доставляющим экстремальное значение одному или нескольким критериям качества [42]. Очевидна также подчиненность второй задачи первой (динамической).

В качестве примера рассмотрим задачу оптимального управления ЭРД типа СПД. Величина тяги с достаточным приближением равна [23, 32]

$$F = (2U_a I_a \dot{m} \eta_{\text{дв}})^{1/2}. \quad (5.5)$$

Здесь U_a и I_a — анодное напряжение и ток; \dot{m} — секундный расход рабочего вещества; $\eta_{\text{дв}}$ — тяговый к. п. д. двигателя. Из (5.5) следует, что для данного двигателя необходимую для маневра тягу F можно получить при различных значениях или затраченной мощности $P_{\text{дв}} = U_a I_a \eta_{\text{дв}}$ или секундного расхода [1].

Рис. 5.1. Блок-схема системы управления стационарным плазменным двигателем

В работе [48] приведены графики для величины тяги, к. п. д. и цены тяги $\gamma = P_{\text{дв}}/F$, полученные экспериментально в зависимости от потребляемой СПД мощности [7, 32]. График подтверждает, что, например, одну и ту же тягу $3 \cdot 10^{-4}$ Н при мощности 400 Вт можно получить при расходах 2 и 3 мг/с.

На рис. 5.1 приведена блок-схема системы управления СПД с регуляторами (стабилизаторами) в каждом канале управления, которые поддерживают регулируемые параметры, заданные управлениями, x_1, x_2, x_3 с погрешностями $\varepsilon_1, \varepsilon_2, \varepsilon_3$.

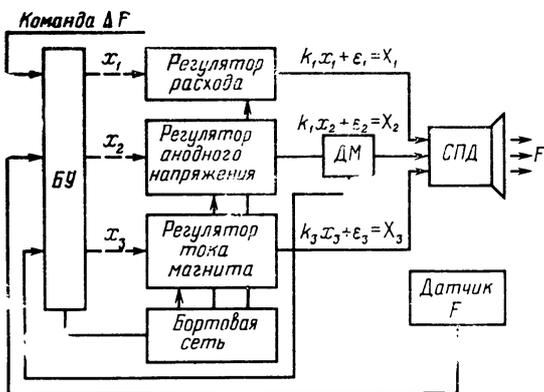
Допустим, что критерием качества выбран минимум γ . Тогда задача оптимального управления формулируется следующим образом:

$$\begin{aligned} & \gamma \{X_1, X_2, X_3, \Delta F, F\} \rightarrow \text{extr}(\min); \quad (5.6) \\ S: & \begin{cases} g_k(X_i) = 0 \quad (k=1, 2, \dots, l); \quad (i=1, 2, \dots, q); \\ h_j(X_i) \leq 0 \quad (j=1, 2, \dots, m). \end{cases} \end{aligned}$$

Иными словами, при каждом изменении управления ΔF , поступающего из высшей ступени управления, например от бортовой ЭВМ, тем или иным способом (автоматически или вручную) изменяются управления $X_1, X_2, X_3 \dots$ так, что величина $\gamma \rightarrow \min$ для данного значения $F + \Delta F$. При этом должны быть учтены ограничения S типа равенств $g_k(\dot{X})$ или неравенств $h_j(\dot{X})$. В их числе могут быть стабильность анодного напряжения U_a , недопустимость превышения тока магнита I_m и т. п.

Основы построения алгоритмов для осуществления операции по (5.6), разработанные для аналогичных целей теоретической кибернетики, могут быть с успехом применены в системах управления ЭРДУ.

Своеобразным для рассматриваемого и большинства других случаев применения ЭРДУ является отсутствие требования к быстродействию устройства, обрабатывающего алгоритм поиска γ_{opt} . Это объясняется тем, что длительность непрерывной работы ЭРД значительно превышает возможное время поиска оптимума τ_{opt} . Поэтому алгоритмы экстремального управления могут выбираться с позиций, например, минимальных затрат энергии, максимальной схемной надежности и т. п.



Дополнительным обстоятельством, облегчающим решение поставленной задачи, является подтвержденное экспериментальным свойство унимодальности функции $\gamma(X_i)$ [32, 48]:

$$\begin{aligned} \gamma(X_{i1}) < \gamma(X_{i2}), \text{ если } x^* < X_{i1} < X_{i2}; \\ \gamma(X_{i1}) > \gamma(X_{i2}), \text{ если } x_{i1} < X_{i2} < X_{i1}^*. \end{aligned} \quad (5.7)$$

Здесь X_{i1} и X_{i2} — два произвольно выбранных набора независимых переменных, определяющих режим ЭРД, а X_{i1}^* — набор помеченных, доставляющий глобальный минимум γ .

Рассмотрим один из наиболее общих методов поиска экстремума γ применительно к схеме, приведенной на рис. 5.1. В качестве исходных предпосылок примем, что зависимость критерия качества γ от управляемых переменных X_i в допустимой области S нам неизвестна и объект является «черным ящиком», у которого $\gamma(X_i)$ может быть определена только в результате измерения отношения

$$\gamma = U_a(X_i) I_a(X_i) / F(X_i) \quad (5.8)$$

при фиксированных значениях X_i . Примем также, что функция $\gamma(X_i)$ строго унимодальна и что ее минимум расположен в области S .

В качестве независимых управляющих параметров примем (в порядке убывания влияния на F):

- 1) расход рабочего вещества $\dot{m} = dM_{p,v} dt \equiv X_1$;
- 2) анодное напряжение $U_a \equiv X_2$;
- 3) ток магнита $I_\mu \equiv X_3$.

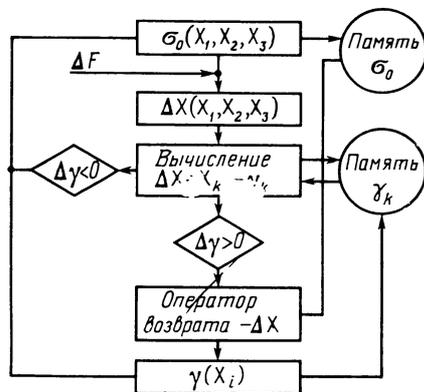
Рассмотрим метод локального случайного поиска $\gamma \rightarrow \min$. В соответствии с этим методом, в отличие от регулярных (детерминированных) методов оптимального управления, система автоматического управления независимыми переменными производит случайный перебор параметров X_i до тех пор, пока не будут найдены такие независимые переменные, которые обеспечивают выполнение $\gamma \rightarrow \min$. Попытки уменьшения γ производятся независимо от предыстории, т. е. независимо от результатов предшествующего шага, но на каждом шаге производится оценка γ_{k+1} , сравнение с γ_k и, если направление шага ошибочно, то система управления возвращается в предшествующее состояние, к прежнему набору X_{ik} . Рассмотренную процедуру можно описать алгоритмом с «поощрением» случайностью, где элемент случайности γ вводится как положительная реакция R^+ , а отрицательной реакцией R^- являются меры по устранению последствий неудачного случайного шага:

$$\Delta X_{i(k+1)} = \begin{cases} \gamma & \text{при } R^+; \\ \psi(\Delta X_i) & \text{при } R^-. \end{cases} \quad (5.9)$$

Из (5.9) следует, что оператор γ вводится как поощрение на удачный шаг $R^+ = (\Delta\gamma < 0)$. Отрицательная реакция R^- вызывает управление ψ , направленное на устранение $R^- = (\Delta\gamma > 0)$ [42].

Блок-схема алгоритма случайного поиска с возвратом приведена на рис. 5.2. Здесь $\sigma_0(X_1, X_2, X_3)$ — оператор управления устав-

Рис. 5.2. Блок-схема алгоритма случайного поиска цены тяги



ками автоматических регуляторов системы, который изменяет x_i в случайном направлении пространства параметров $X_i(x_i)$. Новое значение γ_{k+1} сравнивается с прежним хранящимся в памяти значением γ_k . При $\Delta\gamma < 0$ осуществляется следующий шаг ΔX_i , а при $\Delta\gamma > 0$ система возвращается в предшествующее состояние. Возможны дальнейшие улучшения описанного алгоритма, направленные на сокращение времени поиска $\gamma \rightarrow \min$. Назовем из них алгоритмы «наилучшей пробы», или «случайный поиск с самообучением», суть которых сводится к запоминанию тех шагов ΔX_i , которые приводят к наибольшему уменьшению γ и воздействию на те X_i , которые дают это уменьшение.

Рассмотренные методы поиска $\gamma \rightarrow \min$ эффективны не только для СПД. Методы случайного поиска оптимальных режимов ЭРД обладают тем достоинством, что они не зависят от случайных воздействий и помех, могут «следовать» за изменяющейся во времени функцией качества, при изменении тяги $F(t)$, изменении температуры или деградации свойств узлов и элементов ЭРДУ.

Схемная и аппаратная реализация системы управления, осуществляющей рассмотренные алгоритмы, благодаря достижениям в создании интегральных схем и средств микроэлектроники не вызывает принципиальных трудностей, хотя создание такой системы управления является достаточно сложной научной и инженерной задачей. Наиболее эффективным решением, очевидно, является система управления ЭРДУ, использующая для целей поиска оптимальных режимов существующую на КЛА бортовую ЭВМ, которая не только задает величину тяги $F(t)$, но и осуществляет управление независимыми переменными так, чтобы выбранные для данного ЭРД критерии качества были экстремальными [32, 38].

Целесообразность применения рассмотренной автоматической оптимизирующей системы управления в ЭРДУ определяется в первую очередь ее эффективностью и безусловно оправдывается в программах длительного активного полета ЭРД (например полет к комете Энке) или при значительной мощности ЭРД (в системах коррекции КЭС). В иных случаях управление ЭРД может ограничиваться автоматической стабилизацией независимых переменных, обеспечивающих нормальную работу двигателя и заданную величину тяги F . Автоматическая система управления ЭРД на КЛА с СБ должна осуществлять следующие функции [59]:

- включать ЭРД, как индивидуальные, так и связку;
- регулировать расход рабочего тела;

регулировать и стабилизировать тягу;
анализировать возможные аномалии в работе ЭРД и принимать соответствующие решения;
выключать все ЭРД одновременно или индивидуально.

Такая система автоматического управления не может быть универсальной и зависит от мощности ЭРД, логики его работы и целей программы полета КЛА. Очевидно, что в такой постановке система управления решает только частную задачу из рассмотренной выше общей задачи оптимального управления ЭРДУ, обладающей максимальной эффективностью.

5.3. АНОМАЛЬНЫЕ И АВАРИЙНЫЕ РЕЖИМЫ В СИСТЕМАХ ПИТАНИЯ ЭРДУ

Несмотря на многочисленные меры по увеличению надежности ЭРДУ все же вероятность появления отказов тождественно не равна нулю. В реальных условиях работы ЭРД на КЛА причины возникновения отклонений от нормального функционирования можно разделить на три практически независимые группы.

1. Нарушения в работе ЭРДУ в связи со случайным невосстанавливаемым отказом нерезервированных узлов или элементов.

2. Восстанавливаемые отклонения в режиме работы, вызванные физическими свойствами собственно ЭРД.

3. Отказы, вызванные случайным воздействием окружающей среды (например, встреча с метеоритом достаточно крупных размеров).

Воздействие первой группы причин исключается обеспечением соответствующей надежности еще на стадии проектирования с помощью методов, достаточно полно освещенных в литературе. Основные из них рассматриваются в гл. VI.

Вероятность наступления катастрофических отказов в результате встречи с метеоритом, размеры и запасенная кинетическая энергия которого достаточны для разрушения жизненно важного узла ЭРДУ, исчезающе мала, и, как правило, даже при длительных полетах КЛА с ЭРД, как показал накопленный космонавтикой опыт, так же может быть учтена при проектировании [27, 56].

Особое место занимает вторая группа нарушений в работе ЭРДУ, вызванных кратковременными отклонениями от нормальных режимов работы собственно ЭРД. Эти вопросы рассмотрим на примере плазменных ионных и стационарных плазменных двигателей, как наиболее изученных моделей ЭРД.

Классификация возможных отклонений в режимах работы ЭРД, составленная с позиций разработчика системы питания и управления, приведена на рис. 5.3. Виды возможных случайных, нестационарных и регулярных (периодических) переходных процессов в ЭРД и их последствия, разграниченные по физическим признакам, приведены в рамках уровней **А** и **Б**. На уровнях **В** и **Г** приведены наиболее вероятные аномальные последствия, на которые должны тем или иным способом реагировать устройства системы защиты,

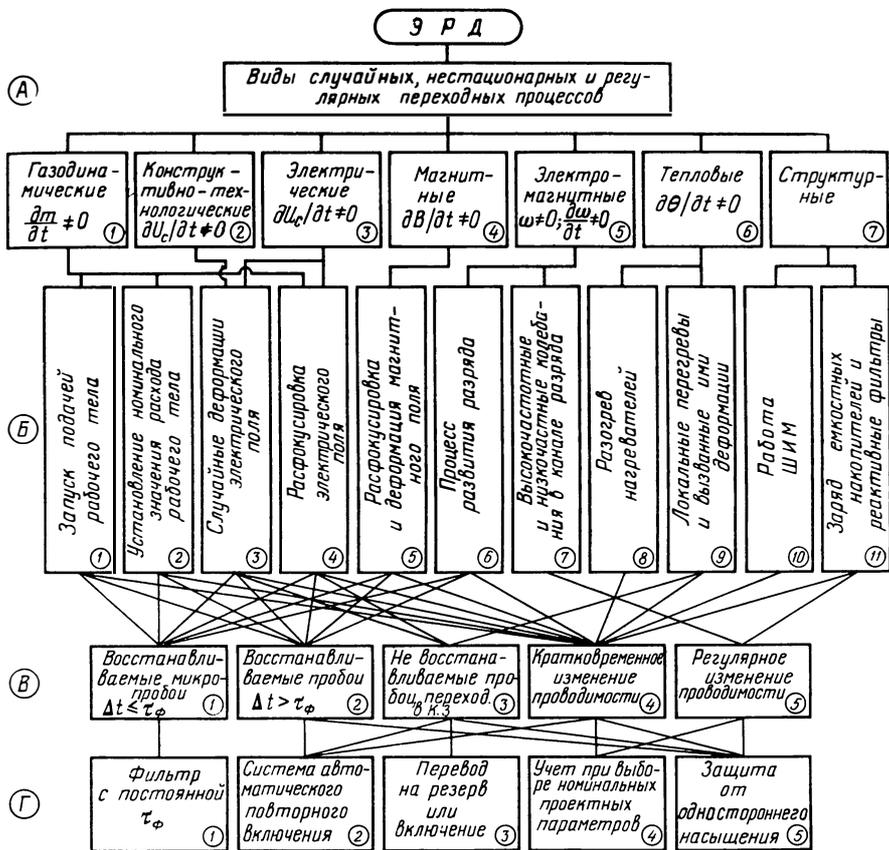


Рис. 5.3. Классификация случайных, нестационарных и регулярных переходных процессов в ЭРД

отнесенные к системе управления ЭРДУ. Отмечая, что приведенная классификация является в какой-то мере условной, рассмотрим ее несколько подробнее [17].

Уровень А1. Переходные режимы, вызванные нестационарными или случайными процессами в трактах подачи и регулирования расхода рабочего вещества m относятся к газодинамическим отклонениям. Так, например, при увеличении расхода РВ сверх некоторого критического $m_{кр}$, когда число ионов, прошедших ускоряющий аппарат, меньше поступивших в двигатель атомов, проводимость плазмы резко увеличивается, возникает сильноточный газовый разряд на ускоряющих электродах. Такой режим возможен, когда запуск ЭРД осуществляется путем подачи РВ (Б1), или на стадии пуска и выхода на стационарный режим, когда изменяются температуры практически всех элементов и подсистем ЭРД (режимы Б2, Б4).

Уровень А2. В результате конструктивных или технологических дефектов или деформаций, вызванных старением, возможны нарушения геометрии ионной оптики, которые приводят к кратковременным изменениям конфигурации электрического поля, к росту напряженности и локальным микропробоям в зонах деформации (режим Б3).

Уровень А3. Кратковременные случайные отклонения напряжения на электродах (для ПИД), превышающие допустимые, приводят к расфокусировке ускоряющего поля, росту плазменного мениска вплоть до контакта с ускоряющим электродом (режимы Б3, Б4). Этот режим для высоковольтного источника эквивалентен режиму короткого замыкания во внешней цепи преобразователя.

Уровень А4. Отклонение тока в катушках магнитов ПИД и СПД или деформация магнитного поля в результате перегрева корпуса двигателя могут вызвать расфокусировку магнитного поля в разрядной камере. При определенных условиях разряд может перейти в мощный дуговой разряд, поддерживаемый автоэлектронной эмиссией перегретых участков камеры (режим Б5).

Уровень А5. Номинальные режимы ИД и СПД сопровождаются широким спектром колебаний напряжения и тока в цепях основных потребителей мощности ЭРД с частотами ω_i в диапазоне 10...200 кГц [32]. Поэтому для нормальной работы двигателя источника питания должны генерировать реактивную мощность P_r , достаточную для создания условий возникновения колебаний.

В большинстве случаев для этих целей устанавливают на выходе источников LC фильтры. Однако нарушение баланса реактивных мощностей в системе источник — нагрузка, возникающее из-за изменений режимов ЭРД, может привести к затуханию разряда, переполнению рабочим веществом камер ЭРД и возбуждению низкочастотных (до 20 кГц) колебаний с перегрузкой по току, аналогично механизму на уровнях А1 или А2 (режимы Б6, Б7).

Уровень А6. Тепловые деформации деталей ЭРД, возникающие на стадии пуска или, например, при изменении положения КЛА по отношению к Солнцу, когда конструктивные элементы двигателя из-за различных тепловых постоянных времени нагреваются неравномерно, могут привести к деформации ионной оптики и переходным процессам, аналогичным на уровнях А1, А2, А3 (режимы Б1 — Б4, Б8, Б9).

Уровень А7. К числу возможных аномалий, возникающих в системах питания ЭРД и отнесенных к структурным, принадлежат переходные процессы, вызванные автоматическими регуляторами с широтно-импульсной модуляцией (ШИМ) или коммутационными процессами при введении резервных систем в СПУ. К этой же группе принадлежат также системы преобразования, предназначенные для заряда емкостных накопителей ИПД (режимы Б10, Б11).

Рассмотренные основные причины возникновения аномальных режимов могут быть классифицированы по своему воздействию на ВИП (группа В) и по соответствующим средствам защиты (группа Г).

В1. Восстанавливаемые микропробой с длительностью Δt , меньшей или равной постоянной времени фильтра τ_{ϕ} , не вызывают в большинстве случаев необходимости в специальных мерах защиты.

В2. Восстанавливаемые микропробой с длительностью $\Delta t > \tau_{\phi}$. В зависимости от типа ЭРД и места пробоя могут потребовать один из двух вариантов защиты.

Первый — отключение питания за время $\tau_{\text{заш}}$, достаточное для обеспечения безопасности наиболее чувствительных элементов ВИП (транзисторов, диодов и т. п.) с повторным включением через интервалы времени $\tau_{\text{п.в}}$ в течение времени автоматического повторного включения $T_{\text{а.п.в}}$. При этом предполагается, что за время $T_{\text{а.п.в}}$ нормальный режим работы ЭРД восстанавливается.

Второй вариант, наиболее универсальный, сводится к построению ВИП, способного при перегрузках по току, например выше $1,5I_{\text{ном}}$, автоматически изменять свое внутреннее сопротивление и переходить в режим источника тока. Преимущество такого решения очевидно, так как в этом случае практически отсутствуют переходные процессы в системах подачи рабочего вещества, вызванные отключением питания, однако реализация такого устройства вызывает серьезные трудности.

В3. При возникновении пробоев типа коротких замыканий (КЗ), невозстанавливаемых после работы АПВ, автоматическая система защиты должна осуществлять поиск и отключение неисправного ЭРД (при параллельном питании в связке) или переключение на резервный канал ЭРД.

В4. Возможные в работе ЭРД режимы, создающие кратковременные (до 1—2 мин) периодические изменения проводимости, могут служить причиной отказов в инверторах ВИП из-за асимметрии, вызванной неидентичностью нагрузки на протяжении двух смежных полупериодов, которая приводит к одностороннему насыщению силового трансформатора и перегрузкам транзисторов одного плеча инвертора.

В5. При регулярном изменении проводимости в элементах и узлах ЭРД, вызванным деградацией материала изоляции или осаждением паров металлов на поверхностях изоляторов (при металлическом РВ) растет величина токов утечки, что в конечном счете, приводит к перегрузке соответствующих источников питания ВИП.

Таким образом, ЭРД как объекту питания, свойственны переходящие и установившиеся аномальные режимы, вызывающие перегрузки в ВИП. Эти обстоятельства требуют специальных мер и средств защиты не только чувствительных к перегрузкам элементов и узлов ВИП, но и, в отдельных случаях, собственно ЭРД. Возможные методы построения защиты ЭРД от аномальных режимов ЭРД приведены в группе Г и не нуждаются в подробном описании. Однако специфические особенности полупроводниковых элементов, чрезвычайно чувствительных к перегрузкам требуют более подробного рассмотрения.

5.4. МЕТОДЫ И СРЕДСТВА ЗАЩИТЫ ИНВЕРТОРОВ В ЭРДУ

Вопросам разработок методов и средств защиты полупроводниковых преобразователей от внешних перегрузок и коротких замыканий посвящена обширная литература [31, 46]. Проблема вызвана повышенной чувствительностью структур силовых полупроводниковых элементов преобразователей к перегрузке вследствие их незначительной тепловой постоянной времени, не превышающей десяти микросекунд.

При неблагоприятных условиях, из-за конечной скорости распространения носителей по объему структуры, ток через нее стягивается в узкий шнур. При этом в незначительном объеме выделяется большое количество тепла, расплавляющее переход, что приводит к отказу прибора. Положение усугубляется, когда короткозамкнутая цепь носит индуктивный характер. В этом случае при каждой очередной коммутации запасенная в L_{Π} энергия создает перенапряжение, приложенное к электродам коммутирующего прибора.

Как упоминалось в гл. III, перегрузочная способность тиристорov значительно выше, чем транзисторов и диодов, хотя распространение последних в схемах ВИП преобладает. Поэтому в дальнейшем рассмотрим проблемы защиты в системах ЭРДУ применительно к транзисторным инверторам (конверторам) и выпрямителям, работающим в составе мощных турбогенераторных установок.

В соответствии с установившейся классификацией [31, 44] устройства защиты разделяют на группы:

а) пассивные системы защиты, при которых ток и напряжение на полупроводниковом приборе ограничиваются специальными элементами (предохранителями), не функционирующими при нормальном состоянии устройства;

б) активная система защиты, в которой состояние перегрузки определяется специальным датчиком, воздействующим на исполнительный орган системы, ограничивающий влияние перегрузки;

в) схемные методы защиты, при которых преобразователь изменяет свои характеристики и параметры и переходит в состояние, безопасное для защищаемых приборов.

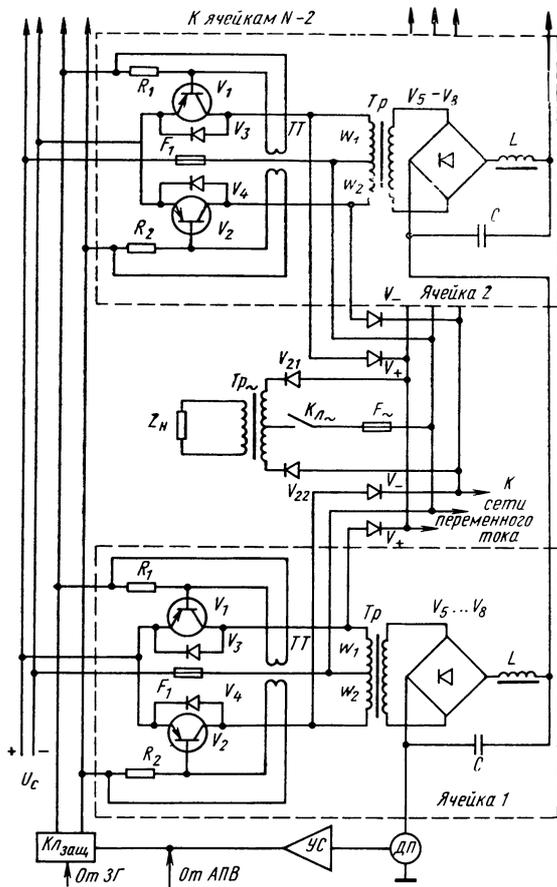
По средствам реализации, применительно к ЭРДУ, эти методы могут быть разделены на обратимые, в которых после устранения отказов в нагрузке система преобразования продолжает нормально функционировать, и необратимые, в которых возврат в работоспособное состояние осуществляется только в результате ремонта обслуживающим персоналом КЛА (например, замена сгоревших предохранителей и неисправных транзисторов).

В качестве примера на рис. 5.4 приведена принципиальная схема ячейки транзисторного модульного преобразователя, описанного в гл. IV. Пассивная защита осуществляется предохранителем F_1 , который перегорает только при внутренних отказах элементов ячейки и отключает ее со стороны сети, когда перегрузка по по-

Рис. 5.4. Схема защиты модульного преобразователя

требуемому от первичного источника тока достигает величины $I_1 = (1,7 \dots 2,5) I_{ном}$. Активная защита срабатывает при перегрузках во внешней цепи выше $I_2 = (1,4 \dots 1,5) I_{ном}$. Датчик перегрузки (ДП) генерирует сигнал, который через усилитель УС запирает ключ $K_{л\text{ защ}}$ в цепях баз транзисторов $V_1 - V_2$. По истечении паузы $\tau_{п.в}$ на ключ поступает сигнал от схемы АПВ и, если в ЭРД восстановилась проводимость, ключ $K_{л\text{ защ}}$ остается открытым. В противном случае ДП вновь отключает преобразователь. Повторное включение производится на протяжении $T_{а.п.в}$, по истечении которого при сохраняющейся перегрузке схема АПВ вырабатывает сигнал на отключение работавшего и включение резервного ЭРД.

Селективность активной и пассивной защит обеспечивается выбранными различными уставками срабатывания $K_{31} = I_1 / I_{ном}$ и $K_{32} = I_2 / I_{ном}$, необходимость в которых объясняется свойством модульного исполнения силовой схемы преобразователя, в соответствии с чем каждая ячейка может автоматически взять на себя дополнительную, до 50%, нагрузку при отказах соседних ячеек. При этом нормальный режим транзисторов обеспечивается гибкой положительной обратной связью с помощью трансформатора тока ТТ. Кроме необратимых коротких замыканий в выпрямителе или фильтре LC , которые приводят к пережиганию предохранителя и отключению ячейки, перегрузки транзисторов возможны также из-за возникновения аномальных режимов в трансформаторе инвертора, вызванных асимметрией интегральных магнитных потоков в магнитопроводе. Исследованию этого достаточно сложного процесса и разработке рекомендаций по борьбе с этим явлением по-



священы работы многих авторов. Несмотря на различие и даже противоречивость в объяснениях причин наблюдаемых явлений большинство авторов едины в том, что создание с заданной надежностью инвертора без специальных мер защиты от перегрузок коммутирующих полупроводниковых приборов, вызванных асимметрией, невозможно [44, 56].

Суть вопроса заключается в том, что с целью уменьшения массы и габаритов инверторов неизбежно увеличение частоты преобразования f_c . При $f_c \geq 1$ кГц в качестве материала магнитопровода трансформаторов чаще всего используют магнитную ленту из высококачественных никельсодержащих сплавов типа 50НП, 79НМ, 34НҚМП, 65НП (ГОСТ 10160—75), Z-5000 (ФРГ), пермендюор (США) и других, а также из кремнистой холоднокатанной стали типа Э-310.

Эти материалы имеют небольшие удельные потери на повышенных частотах и прямоугольную петлю гистерезиса (ППГ). Если магнитопровод трансформатора инвертора выполнен из материала с ППГ, в работе преобразователя неизбежно возникает несимметричный режим глубокого насыщения (РГН), когда рабочая точка на характеристике $B=f(H)$ магнитопровода в конце одного из полупериодов напряжения выходит на горизонтальный участок [17]. РГН возникает независимо от типа коммутирующего полупроводникового прибора (тиристорный или транзисторный ключ).

К основным причинам возникновения РГН относятся: несимметрия полупериодов управляющих импульсов задающего генератора, различие времен включения и выключения ключей, технологический разброс параметров элементов плеч силовой цепи, несимметрия полубмоток трансформатора, несимметрия и нелинейность нагрузки, нарушение симметрии схемы в результате отказа резервируемых элементов силовой цепи и т. п. РГН может возникнуть даже тогда, когда перечисленные факторы по абсолютному значению весьма незначительны, так как у магнитных материалов с ППГ имеет место известный «эффект накопления индукции», возникающий при условии

$$\int_0^{T/2} u_1 dt > \Delta\Phi_{0\min}\omega, \quad (5.10)$$

где u_1 — напряжение импульса, приложенного к первичной обмотке трансформатора с числом витков ω в течение полупериода $T/2$; $\Delta\Phi_{0\min}$ — минимальное пороговое значение обратимой составляющей потока, превышение которого ведет к интегрированию потока в магнитопроводе вплоть до насыщения сердечника.

Для магнитопроводов трансформаторов, изготовленных из сплавов 50НП, 65НП, 34НҚМП с толщиной ленты 10—50 мкм, $\Delta\Phi_{0\min}$ находится в пределах от 0,3 до 1% от максимального значения потока при напряженности магнитного поля 100—300 А/м [17]. Значение $\Delta\Phi_{0\min}$ может изменяться в зависимости от уровня и скорости изменения магнитного потока, толщины ленты, температуры окружающей среды, длительности и формы импульса. Поэтому, если условие (5.10) не выполняется, то поток «застревает» на некотором уровне внутри предельной петли гистерезиса (ПГ), и процесс накопления прекращается.

В полупроводниковом преобразователе к первичной обмотке трансформатора приложено двухполярное импульсное напряжение с неодинаковой вольт-секундной площадью полупериода, что обусловлено влиянием несимметрии. Тогда возникновение условия накопления потока можно записать:

$$\int_0^{T_1} u_1 dt - \int_{T_1}^{T_2} u_2 dt > \Delta\Phi_{0\min}\omega_1, \quad (5.11)$$

где T_1 и T_2 — длительности полупериодов напряжения преобразователя; u_1 и u_2 — напряжения, приложенные к первичной обмотке ω_1 в течение интервалов времени T_1 и T_2 соответственно.

Рис. 5.5. Зависимость K_{II} , K_{IIIMP} и K_M от несимметрии:

▲ — эксперимент; — — расчет

При двухполярном напряжении имеет место существенное уменьшение влияния $\Delta\Phi_0$ на процесс накопления. Согласно работе [17] $\Delta\Phi_{0min}$ уменьшается примерно на порядок по сравнению с вычисленным по формуле (5.10). Специальные измерения с нижним порогом чувствительности $\delta = 8 \cdot 10^{-7}$ Вб показали [17], что в преобразователе при частоте f_c 400 Гц и коэффициенти прямоугольности материала $K_{II} =$

$= 0,94$ процесс накопления потока начинается, даже когда $\beta < \beta^*$

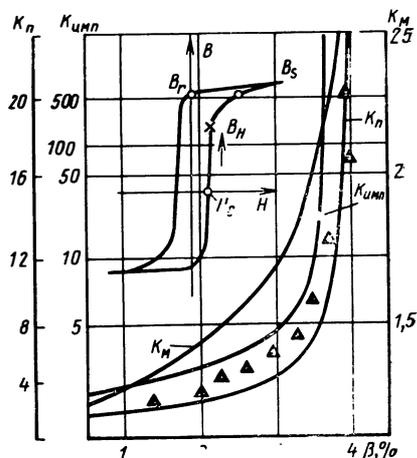
При достижении $B \leq B_r$ значение $\Delta\Phi_0$ резко возрастает и процесс накопления прекращается.

Таким образом, процесс выхода на режим насыщения можно разделить на два этапа: переходный, над которым рабочая точка за n периодов непрерывно перемещается из своего начального положения B_{II} на ПГ в точку B_r , и квазистационарный, на котором рабочая точка в течение всех последующих периодов совершает перемещение от точки B_r к B_s на горизонтальном участке ПГ (рис. 5.5). Глубина выхода на горизонтальный участок и, соответственно, намагничивающий ток в первичной обмотке трансформатора I определяются абсолютным значением $|\beta|$ по формуле (5.12).

В этом режиме из-за очень малого изменения индукции ($dB/dt \approx 0$) энергия в цепь нагрузки практически не трансформируется. В то же время ток в первичной обмотке резко возрастает, что приводит к перегрузке полупроводникового ключа (ППКл) по току при значительном увеличении мощности статических и динамических потерь в нем. При этом существенно снижается к. п. д. инвертора и, если не принять специальных мер защиты, возникают условия, при которых отказ ППК практически неизбежен. С целью определения основных закономерностей влияния параметров схемы на протекание режима глубокого насыщения (РГН), количественной оценки перегрузок ППКл и обоснованного выбора средств защиты в работе [17] выполнен анализ переходного процесса в инверторе при $\epsilon \neq 0$.

На рис. 5.5 приведены расчетные и экспериментальные кривые коэффициентов кратности тока перегрузки $K_{II} = i/I_{НОМ}$, импульсной мощности $K_{IIIMP} = P_{II}/P_{НОМ}$ и средней мощности $K_M = P_{ср}/P_{ср. ном}$, рассеиваемой за первый период на ППК и активных элементах первичной цепи, в зависимости от несимметрии схемы β .

Как следует из графиков, выход на РГН сопровождается значительным увеличением тока, импульсной и средней мощности ин-



вертора. При $\beta_1 = 3,7\%$ ток I_1 через ППК увеличивается почти в 12 раз, импульсная мощность в 105 и средняя в два раза, если коэффициент прямоугольности материала магнитопровода трансформатора $K_{\Pi} = 0,94$ (для материала 50НП).

Одностороннее насыщение трансформатора и выход на РГН возможны только в результате несимметрии нагрузки, в особенности, когда нагрузкой инвертора является ЭРД. Это условие характеризуется соотношением

$$\beta_2 = \left[\int_0^{T_1} R_{H1}(t) dt - \int_0^{T_2} R_{H2}(t) dt \right] \left[\int_0^{T_1} R_{H1}(t) dt \right]^{-1}, \quad (5.12)$$

где $R_{H1}(t)$ и $R_{H2}(t)$ — сопротивление нагрузки для положительного T_1 и отрицательного T_2 полупериодов. Причинами возникновения условия $\beta_2 \neq 0$ могут быть как различного рода переходные и нестационарные процессы в ЭРД, так и регулярная неравномерность сопротивлений для чередующихся полупериодов (например, при зарядке конденсаторов ИПД, управление нагрузкой с противоэдс с помощью ШИМ и т. п.).

Рассмотренные в литературе методы и средства защиты от одностороннего насыщения трансформатора, как правило, используют схемные решения, иногда достаточно сложные. Так, в работе 44 рассматривается специальная схема автоматического регулирования, поддерживающая равенство вольт-секунд положительного и отрицательного полупериодов и содержащая датчик и усилитель, воздействующий на задающий генератор инвертора и изменяющий длительность T_1 и T_2 . В работе [17] предложено осуществлять импульсное воздействие на магнитопроводы трансформатора по сигналу специального датчика, измеряющего только величину намагничивающего тока I_0 и контролирующего его увеличение на ранних этапах смещения рабочей точки по петле гистерезиса так, чтобы рабочая точка не выходила в область B_r . Такое решение, в отличие от рассмотренного в работе [44], более эффективно, так как ее воздействие устраняет РГН от несимметрии любого рода и происхождения. Вместе с тем недостатком этого решения, как и любых схемных методов, является функциональное усложнение и увеличение числа элементов, что снижает надежность системы и ухудшает массогабаритные показатели. Также неэффективным является заведомое уменьшение максимальной величины рабочей индукции до $B_{H} < 0,5B_r$, из-за увеличения размеров и массы трансформатора.

Наиболее результативным методом ограничения одностороннего насыщения трансформаторов инверторов любого типа является искусственное уменьшение коэффициента прямоугольности K_{Π} материала магнитопровода от начального $K_{\Pi,п}$ значения до K_{Π}^* , определяемого соотношением

$$K_{\Pi}^* = 2K_{\Pi,п} - 4K_{\Pi} [\beta_t + (1 + \beta_u)\beta_u] - 1, \quad (5.13)$$

где $K_{\Pi,п} = B_{\max}/B_s$; $K_{\Pi} = B_H/B_s$; β_t и β_u — возможная максимальная несимметрия полупериодов по длительности и по напряжению соответственно.

Требуемое значение K_{Π}^* может быть получено введением в магнитопровод воздушного зазора. Но из-за существенных ухудшений характеристик сердечников, практически сводящих на нет преимущества их применения, а также из-за нетехнологичности и усложнения конструкции, этот метод не может быть рекомендован для

применения. Как показали исследования, одним из наиболее целесообразных методов реализации $K_{п}^*$ является создание в магнитопроводе механических упругих напряжений $\rho_{м}$, нормальных к направлению основного магнитного потока *.

Для материалов с положительной магнитострикцией (50НП, 79НМ), такое воздействие одновременно облегчает процесс намагничивания, что ведет к некоторому уменьшению H_c . Это обстоятельство несколько компенсирует неизбежное увеличение (до 0,3—0,8%) составляющей тока i_0 , вызванное искусственным наклоном петли гистерезиса при уменьшении $K_{п}$.

В подавляющем большинстве наиболее распространенных схем инверторов снижения $K_{п}$ до величины $K_{п}^* = (0,5 \dots 0,6) K_{п}$ практически полностью устраняет появление перегрузок, опасных для ППК. Для достижения указанного значения $K_{п}^*$ достаточно создать давление на поверхности магнитопровода $\rho_{м} = 2,5 \cdot 10^7$ Па. Способ реализации $\rho_{м}$ сводится к намотке непосредственно на тороидальный магнитопровод прочной изоляционной нити с натягом и последующим обволакиванием ее эпоксидным компаундом, сохраняющим в определенных пределах требуемое напряженное состояние при колебаниях температуры.

Применение изготовленных таким образом магнитопроводов не только исключает перегрузки ППК, вызванные воздействием асимметрии, но и дополнительно на 0,5—1% снижает потери в ППК благодаря практически полному отсутствию перегрузок, имеющих место при $\beta \neq 0$ в обычных инверторах.

5.5. ЗАЩИТА МОЩНЫХ ВЫПРЯМИТЕЛЕЙ В ЯДЕРНЫХ ТУРБОГЕНЕРАТОРНЫХ УСТАНОВКАХ ПИТАНИЯ ЭРД

Системы преобразования энергии для питания ЭРД мощностью, превышающей 2—5 кВт, выполненные на основе ядерных турбогенераторных установок типа SNAP-8, содержат, как правило, высоковольтный трехфазный трансформатор и полупроводниковый выпрямитель, питающий связку ЭРД.

Несмотря на высокий КПД выпрямителя, достигающий 98%, из-за невозможности размещения его в гермоотсеках охлаждение выпрямителя, реализуемое только излучением, вызывает большие трудности. Это обстоятельство накладывает жесткие требования к защите выпрямителя от возможных перегрузок, так как в нормальном режиме переходы диодов такого выпрямителя, как правило, работают почти при предельно допустимых температурах.

Достаточно подробно разработанные схемы и устройства защиты выпрямителей промышленного назначения [46] в данном случае не могут быть использованы, по меньшей мере, без тщательной проработки с учетом сложных условий работы в открытом космосе.

Оставляя в стороне системы защиты, в которых применяются контактные устройства (низкая надежность, необходимость в регламентных работах и т. п.) и сменные быстродействующие предохранители, требующие обслуживания, остановимся на возможности использования тиристорных схем и устройств в качестве систем защиты мощного выпрямителя для ЭРДУ.

* Глибицкий М. М., Мезенина Н. С. Авторское свидетельство № 595825. СССР. Бюл. Из. № 8. 03.04.78.

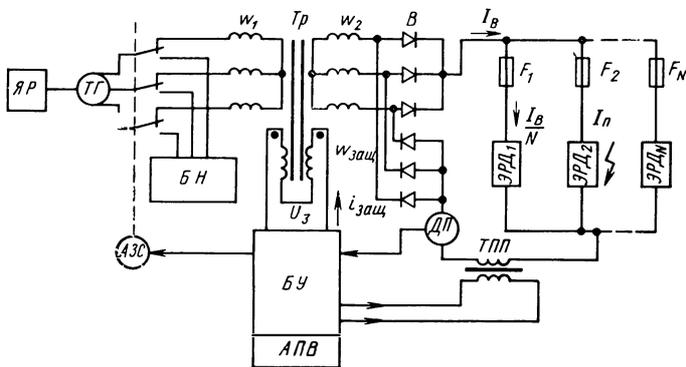


Рис. 5.6. Схема защиты выпрямителя от перегрузок и коротких замыканий в ЭРДУ с турбогенераторным первичным источником

Реализация тиристорных защит возможна в двух направлениях: применяя на низкой (первичной) стороне трансформатора тиристорные или симисторные ключи переменного тока; применяя тиристоры непосредственно в выпрямителе в диодном режиме.

Первый вариант имеет несомненные преимущества при мощности выпрямителя выше 10 кВт и частоте сети $f_c \leq 1000$ Гц. При больших значениях f_c проблемы отвода тепла потерь в ключах сводят на нет их достоинство. Существенным ограничением использования этого решения являются также большие реактивности генераторов и сетей переменного тока, из-за чего несимметричная нагрузка приводит к значительному перекосу фаз и появлению эффекта постоянной проводимости ключей при снятом сигнале на выключение (потере управляемости).

Второй вариант может найти применение в низковольтных мощных выпрямителях при частотах сети $f_c \leq 1000$ Гц. При напряжениях выше 1000 В сложность создания надежных систем управления, требующих гальванической развязки на высоких потенциалах (изоляция должна выдерживать испытательные напряжения порядка 2—3 кВ), практически исключает применение тиристоров для целей защиты выпрямителя.

Схема бесконтактной быстродействующей защиты, предназначенной для питания связи ЭРД от ядерной турбогенераторной установки, приведена на рис. 5.6. В основе системы лежит присущее большинству турбогенераторов ЭРДУ качество: небольшое значение кратности тока короткого замыкания, не превышающего $(3-5)I_{ном}$. Это обстоятельство позволяет применить систему защиты, получившую условное название «Динатран» (динамическое насыщение трансформатора).

При возникновении короткого замыкания в одном из N двигателей датчик перегрузки (ДП) посылает сигнал в блок управления, в котором он усиливается до величины $i_{заш}$, достаточной для создания $i_{заш} \omega_{заш}$ ампервитков, насыщающих магнитопровод транс-

форматора (Тр). При этом напряжение на вторичных обмотках падает до величины, незначительно превышающей напряжение короткого замыкания трансформатора e_k , а ток I_B на выходе выпрямителя не намного отличается от номинального. Время, в течение которого наступает ограничение тока короткого замыкания $\tau_{зщ}$, зависит от частоты питающей сети f_c , постоянной времени обмоток $\omega_{зщ}$, напряжения управления $U_{зщ}$ и может составлять 0,4—0,6 периода питающего напряжения сети. Существенным достоинством такой системы является ее способность кратковременно, на время возбуждения τ_B , сохранять непрерывность питания током электродов ЭРД, способствуя этим устранению возникших перегрузок, если их причиной является перенасыщение рабочим веществом ЭРД. При восстановлении межэлектродных проводимостей в ЭРД сигнал от ДП исчезает и напряжение на выходе трансформатора автоматически восстанавливается до номинального.

Если короткое замыкание носит устойчивый характер и проводимость не восстанавливается за время τ_B , блок управления (БУ) вырабатывает сигнал для АЗС на переключение турбогенератора на балластную нагрузку (БН). Перегрузка турбогенератора (ТГ) и Тр в режиме, когда магнитопровод Тр насыщен в течение времени τ_B , не превышающем $(1-2) \cdot 10^{-1}$ с, не сказывается на их режимах и надежности.

При устойчивом коротком замыкании, например в ЭРД₂, по сигналу о заполнении счетчика включений АПВ, выпрямитель отключается и включается трансформатор ТПП, питаемый от бортовой сети переменного тока. Его вторичная низковольтная обмотка рассчитана так, что в ее цепи, состоящей из выпрямителя В, предохранителя F_2 и ЭРД₂, проходит ток I_n в течение времени t_n , достаточного для надежного пережигания предохранителя F_2 . Нетрудно показать, что кратность тока пережигания в цепи предохранителя без какой-либо опасности для выпрямителя может быть равной $K_{п.п} = I_n / I_d \approx N$ и более (до $K_{п.п} \approx 3N$), так как все фазы выпрямителя оказываются соединенными параллельно*. Заметим, что для однофазной мостовой схемы $K_{п.п} \approx 2N$. Установленная расчетная мощность ТПП по переменному току незначительна, так как он работает под нагрузкой всего доли секунды, достаточные для пережигания предохранителя. Это позволяет выполнить его малогабаритным, но с достаточно надежной изоляцией между высокопотенциальными первичной и вторичной обмотками.

Экспериментальная проверка системы защиты, выполненной по рис. 5.6 на уровне мощности 12 кВт при частоте 800 Гц, подтвердила работоспособность описанной схемы защиты; реальное время ее срабатывания $\tau_{зщ}$ не превышало 1,25 мс.

* Глибичкий М. М. Авторское свидетельство № 541238. СССР. Бюл. Изд. № 48. 24.01.77.

ОПТИМАЛЬНОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ СПУ ДЛЯ ЭРД

6.1. ПРОБЛЕМЫ ОПТИМИЗАЦИИ КЛА С ЭРД

Рассмотрим упрощенную, но используемую при решении многих типов задач, схему процесса оптимального проектирования применительно к КЛА с ЭРДУ (рис. 6.1). Разделим проектируемую систему на три уровня оптимизации [51]. Такое деление является в определенной мере условным и требует детального рассмотрения применительно к каждой конкретной ситуации. Первый уровень (*A*) содержит операции выбора наиболее эффективных генеральных идей, принципов и средств реализации основных задач полета КЛА: пилотируемый КЛА или автоматическая космическая станция, объем основных научных задач и перечень реализующих их приборов, разработка технических заданий на ракету-носитель (РН) для вывода КЛА на промежуточную орбиту или выбор РН из числа штатных систем, определение оптимальных сроков реализации программы и т. п.

На втором уровне (*B*) решаются задачи определения наилучших структурных и принципиальных схем собственно КЛА с ЭРДУ; выбирается тип ЭРД, максимально удовлетворяющий требованиям уровня *A*; решаются динамические задачи оптимизации полета КЛА; выбираются первичный источник энергии, направление и методы оптимизации структур систем преобразования энергии и т. п.

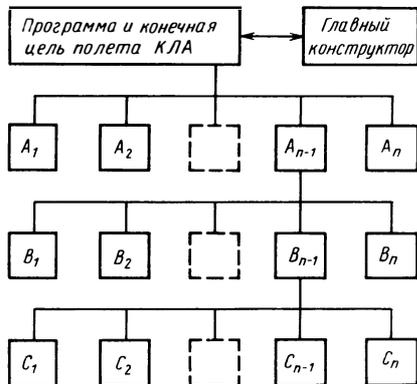
На третьем уровне (*C*) определяются оптимальные характеристики и параметры узлов и элементов ЭРДУ, максимально отвечающих требованиям уровня (*B*).

Таким образом, под решением задачи оптимального проектирования систем питания и управления ЭРДУ следует понимать процесс выбора совокупности независимых переменных X , принадлежащих допустимой области S и обеспечивающих экстремальные характеристики проектируемого объекта, соответствующие предпочтительному по определенным критериям K варианту.

Практическая реализация процесса оптимизации в первом приближении сводится к следующим основным операциям:

- 1) четкая постановка и содержательное описание программы и задач полета КЛА с выявлением основных факторов, воздействующих на систему в целом; определение границ возможных реализаций программы и взаимоотношений между средствами их выполнения; возможно более полное описание характе-

Рис. 6.1. Блок-схема процесса проектирования КЛА с ЭРДУ



ристик окружающей среды на всех стадиях выполнения программы;

2) построение математических моделей, приемлемых для введения в ЭВМ и отображающих с определенной погрешностью основные характеристики элементов и звеньев подсистем КЛА (ПИ, СПУ, ЭРД и т. п.);

3) обоснование, выбор и представление в виде, удобном для обработки с помощью ЭВМ, критериев эффективности (качества) K_{ψ} , т. е. векторных или скалярных функций, по возможности наиболее полно осуществляющих количественный анализ принимаемых решений (стратегий); изменения характеристик параметров воздействия окружающей среды, позволяющих количественно оценивать и сравнивать альтернативные стратегии с точки зрения наиболее эффективного выполнения основной цели программы полета;

4) синтез системы в целом и подсистем на основе анализа моделей структуры, а также внутренних их параметров, обеспечивающий экстремальные значения критериев качества K_{ψ} ;

5) выбор алгоритмов и методов поиска глобальных экстремальных значений общих и частных критериев качества.

В предшествующих главах книги были изложены сведения, относящиеся к осуществлению приведенных в пп. 1 и 2 операций. Поэтому ниже рассмотрим основные вопросы обоснования критериев качества K_{ψ} , синтеза структуры и выбора методов оптимизации.

6.2. КРИТЕРИИ КАЧЕСТВА ПРИ ОПТИМАЛЬНОМ ПРОЕКТИРОВАНИИ ЭРДУ И ВОПРОСЫ НАДЕЖНОСТИ

Для большинства космических задач, решаемых с помощью ЭРД, стратегии, определяющие безусловный оптимум системы питания и управления ЭРД, составляют совокупность частных критериев качества:

$$\dot{K}_{\psi} = \{K_1, K_2, \dots, K_n\}. \quad (6.1)$$

При $h > 1$ критерий качества системы \dot{K}_{ψ} является вектором, определенным в h -мерном пространстве переменных \dot{X} . Частные критерии качества $\{K\}^{(h)}$ определяются совокупностями векторов нормируемых постоянных $\dot{C} = \{C\}^{(l)}$ и вектора варьируемых независи-

мых переменных $\dot{X} = \{x\}_i^{(m)}$. Тогда (6.1) может быть представлено во времени t в виде вектор-функции

$$\dot{K}_\psi = \dot{K}_\psi(\dot{X}, \dot{C}). \quad (6.2)$$

Выбору \dot{K}_ψ должен предшествовать анализ причинно-следственных связей между управлениями \dot{X} , \dot{C} , с учетом научных, экономических, технологических и производственных возможностей, имеющихся в распоряжении лица, принимающего решение — например — главного конструктора (ГК). Эта осложненная расплывчатостью и неопределенностью начальной информации процедура зачастую неизбежно решается эвристическими методами на основе накопленного предшествующего опыта. Примером может служить безуспешная попытка представить в качестве глобального критерия качества минимум затрат (стоимости) $K_{ст}$ выполнения программы полета, прежде всего вследствие изменения цен во времени и отсутствия оперативной информации об этих изменениях [30]. Поэтому для большинства космических задач с применением ЭРД в качестве одного из основных критериев качества применяется $M_{пг} \rightarrow \max$ — максимум доставляемой к конечной цели полета КЛА с ЭРД полезного груза с начальной околоземной орбиты [21, 28]. При этом предполагаются известными характеристики ракетного комплекса, предназначенного для вывода КЛА на начальную орбиту, или суммарная масса M_Σ выводимого РН на эту орбиту полезного груза. Иными словами, в выражении

$$\dot{M}_\Sigma = \dot{M}_1(\dot{X}, \dot{C}) + \dot{M}_2(\dot{X}, \dot{C}) + \dots + \dot{M}_{пг} = \text{const}, \quad (6.3)$$

где $\dot{M}_1(\dot{X}, \dot{C})$, $\dot{M}_2(\dot{X}, \dot{C})$ — масса входящих в КЛА систем, в том числе масса первичного источника энергии, системы хранения рабочего вещества, ВИП, телеметрический комплекс, конструкция ЭРДУ и т. п.; \dot{X} — вектор-функции варьируемых параметров, подлежащих определению в процессе оптимизации. Необходимо минимизировать массы всех составляющих вектора M_Σ , чтобы прийти к $M_{пг} \rightarrow \max$ и, следовательно, минимизировать также массу $G_{сп}$ системы преобразования энергии ЭРДУ.

Вторым из основных критериев качества в задачах оптимизации КЛА с ЭРД является максимальная надежность $Q\{\dot{X}, \dot{C}, t\}$ входящих в КЛА систем, обеспечивающих успешное выполнение программы полета (систем передачи команд управления, жизнеобеспечения экипажа, навигационных систем и т. п.), в том числе максимальная надежность системы преобразования энергии $Q_{сп}$ и системы управления ЭРДУ $Q_{су}$. Здесь в дальнейшем показатели надежности звена $Q_{зв}$ или элемента системы, состоящего из j единичных функциональных элементов, служит вероятность безотказной работы

$$Q_{зв}(\dot{X}, \dot{C}, t) = 1 - \prod_{j=0}^q [1 - Q_j(\lambda, t)]. \quad (6.4)$$

Здесь q — целочисленная кратность резервирования i -го функционального звена или элемента, означающего, что отказ наступает только при отказе всех $q+1$ идентичных каналов звена, соединенных с точки зрения надежности параллельно.

Для звена, у которого резервирование осуществляется с дробной кратностью, т. е. когда по условиям эксплуатации отказ звена наступает при выходе из строя более чем ν каналов из общего числа q , то

$$Q_{зв}(\dot{X}, \dot{C}, t) = \sum_{j=0}^{q-\nu} C_q^{(j)} Q^{(q-j)}(\lambda, t) [1 - Q_j(\lambda, t)]^{(\nu)}, \quad (6.5)$$

где $C_q^{(j)} = q! [j!(q-j)!]^{-1}$; $Q_j(\lambda, t) = e^{-\lambda_i t}$ —

вероятность безотказной работы i -го элемента; λ_i — интенсивность отказов i -го элемента, $1/\text{ч}$.

Примером резервирования с дробной кратностью может служить описанный в разд. 4.4 модульный преобразователь, состоящий из q ячеек, у которого отказ наступает только при выходе из строя $\nu+1$ ячеек из q . Надежность звена ($Q_{зв}$) в значительной мере зависит от абсолютных значений λ_i , которая в свою очередь определяется физическими, технологическими и конструктивными характеристиками и параметрами элемента. Из выражений (6.4) и (6.5) непосредственно следует, что надежность системы и ее масса жестко связаны. Аналитическое описание этих связей является достаточно сложной задачей и может быть решена для весьма узкого класса систем. Характер этих связей для i -го звена СП, в общем случае может быть учтен зависимостями

$$M_q = P_i g_{0i} (1+q)^a \equiv \frac{\ln(1-Q_i)}{\ln Q_i} P_i g_{0i}; \quad (6.6)$$

$$M_q = P_i g_{0i} (q+\nu)^b, \quad (6.7)$$

справедливыми для кратного и дробного резервирования соответственно. В (6.6) и (6.7) P_i и g_{0i} — мощность и удельная масса i -го звена.

На надежность системы преобразования оказывает также существенное влияние рабочая температура, при которой эксплуатируются компоненты системы. Известно общее правило, так называемое правило Монцингера, позволяющее установить срок службы изоляционных материалов в зависимости от их рабочей температуры в виде

$$T_{из} = A_0 \cdot 2^{-\theta_p / \Delta C}, \quad (6.8)$$

где $T_{из}$ — срок службы материала, лет; θ_p — рабочая температура материала; ΔC — постоянная, характеризующая старение материала; A_0 — срок службы, соответствующий постоянной температуре 0°C , в годах.

Для большинства применяемых изоляционных материалов величина $6 < \Delta C < 12^\circ \text{C}$. Это означает, что срок службы изоляции уменьшается в два раза при увеличении постоянной рабочей температуры на 8°C [37]. В наиболее

ответственных узлах системы преобразования и управления поддерживается температура на уровне 30°C , так как увеличение температуры на 13°C снижает срок службы полупроводниковых приборов в два раза.

В монографии [21] предпринята попытка установления в общем виде зависимости полетной массы канала генерирования энергии самолета $M_{\text{пол}}$ для фиксированного времени работы от установленной мощности этого канала $P_{\text{уст}}$, мощности потребителя $P_{\text{н}}$ и, в известной степени, от требуемой надежности при линейной аппроксимации входящих в выражение величин, но без учета окружающей среды и условий эксплуатации. Разработка строгих математических моделей для Q , учитывающих хотя бы наиболее существенные детерминированные и стохастические воздействия, представляет практически непреодолимые трудности из-за неподдающихся формальному описанию таких физических процессов, как: деградация материалов в результате старения, воздействия космической радиации, влияния последствий отказов и т. п. Поэтому в практических расчетах надежности по формуле (6.5) эти факторы учитываются модельной функцией для i -го элемента (звена) в виде

$$\lambda_i^* = \{x_i, C_i, \lambda_{0i}, \vartheta_i, T_{\text{рес}}, a_{\text{н}}(t), Z\}. \quad (6.9)$$

Здесь x_i, C_i — набор независимых переменных и неварьируемых параметров элемента, определяемый его структурой, схемой и режимом работы; λ_{0i} — паспортное значение величины интенсивности отказов элемента, полученное в результате обработки данных потока отказов в известных (чаще всего в лабораторных) условиях; ϑ_i — максимальная рабочая температура в режиме эксплуатации в течение времени $T_{\text{рес}}$; $a_{\text{н}}(t)$ — функция, учитывающая деградацию свойств элемента из-за износа и старения; Z — оператор, учитывающий последствия отказов и алгоритм которого на ЭВМ [47] формируется в процессе отработки программы расчетов Q .

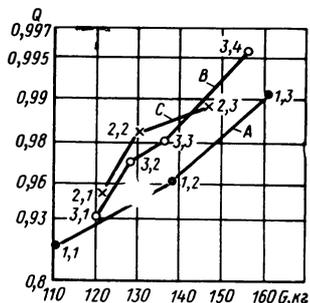
Наиболее распространенные методы резервирования путем введения избыточности подробно рассмотрены в специальной литературе по надежности и составляют три основных группы методов: схемотехнических; конструкционных и технологических [4]. При этом различают горячее (нагруженное) резервирование, облегченное, когда до момента включения вместо отказавших резервные элементы находятся в облегченном режиме (например, для транзисторов — пониженное коллекторное напряжение) и ненагруженное (холодное) резервирование, при котором резервные элементы полностью обесточены до момента их включения.

Выбор оптимального по критерию надежности варианта схемотехнического решения из множества альтернативных составляет основу процедуры синтеза структуры СПУ ЭРДУ. При том отметим существенное различие в методах синтеза силовых и управляющих звеньев СПУ.

В качестве иллюстрации рассмотрим результаты сравнительного анализа надежности и синтеза структуры ЭРДУ, включающей маршевые ртутные 30-сантиметровые двигатели с СБ и предназначенной для полета к комете Энке [59]. В результате оптимизации на уровне А (см. рис. 6.1) была определена продолжительность полета по гелиоцентрической траектории 950 суток с прибытием

Рис. 6.2. Зависимости надежности от массы системы питания связи из 5 ртутных ИД мощностью 15,5 кВт:

А—5 блоков ВИП и 5 ЭРД при «жестком» соединении. В—5 блоков ВИП и 7 ЭРД при ограниченном соединении; С—6 блоков ВИП и 7 ЭРД при возможности соединения любого ВИП с любым ЭРД



к месту встречи за 40 суток до того, как комета Энке выйдет в перигелий своей орбиты. Траектория полета характеризовалась переменным расстоянием от Солнца — от 1 а. е. в начале полета и 3 а. е. в конце. При этом мощность СБ изменялась в пределах от 15,5 до 1,5 кВт. Соответственно изменялись и количество одновременно работавших ЭРД: от 5 в начале до одного в режиме 50% тяги в конце полета при двух резервных двигателях. Средняя продолжительность работы каждого ЭРД должна была быть не менее 5215 ч, предусматривалась возможность включения набора ЭРД в определенной комбинации бортовой ЭВМ с целью минимизации возмущающих моментов, изменяющих положение КА в пространстве. Питание каждого ЭРД осуществляется от отдельного ВИП, аналогичного описанному в работе [56] типа, преобразующего напряжение СБ в набор требуемых для ЭРД напряжений. При решении задачи уровня В рассматривались три возможных варианта подключения ВИП к ЭРД (рис. 6.2):

жесткое подключение, без применения коммутирующей аппаратуры (вариант А);

возможность подключения любого блока ВИП к любому ЭРД (вариант В);

возможность подключения каждого ВИП к ограниченному количеству ЭРД (вариант С).

Из-за необходимости применения многопозиционных и многоконтактных переключателей, существенно снижающих надежность системы, наивысшей элементной надежностью обладает первый вариант и наименьшей — второй. Третий вариант занимает промежуточное положение и мог бы считаться оптимальным по критерию надежности. Однако ограничение по возмущающим на КЛА воздействиям исключает реализацию третьего варианта, так как только определенное число комбинаций включения ЭРД обладает безмоментными характеристиками.

Исходными данными для расчетов Q являлись среднее время между двумя последовательными отказами $T_{отк} \geq 8000$ ч при общем ресурсе 12 000 ч. Величина интенсивности потока случайных отказов ЭРД варьировалась в пределах (1—50) 10^{-6} в час, а λ_1 блоков ВИП (изготовитель — Хьюз Эркрафт, США) должна была составлять не менее 5 10^{-6} в час при работе в активном режиме и 0,5 10^{-6} в час — в резервном режиме. Для коммутирующих устройств $\lambda_2 \geq 3 \cdot 10^{-6}$ в час для двухпозиционных переключателей; $11 \cdot 10^{-6}$ — для трехпозиционных и 20 $\cdot 10^{-6}$ — для семипозиционных. Рассматривались три типа отказов коммутаторов: «залипание» контактов, обрыв цепи и разрушение контактной ламели. Вероятности наступления отказов каждого типа были приняты соответственно 0,35; 0,5 и 0,15.

Для моделирования полета КЛА и оценки Q была разработана вычислительная программа, построенная на применении метода Монте-Карло. Моменты наступления отказа какого-либо узла ЭРДУ генерировались датчиком случайных чисел в соответствии с заданным законом распределения. Принималось, что в начале полета все узлы находятся в активном состоянии, и время работы каждого узла регулярно суммировалось на каждом шаге моделирования. Фазовые изменения траектории и соответственно величины и направления вектора тяги $\vec{a}(t)$ задавались по детерминированному закону в соответствии с программой полета КЛА с фиксацией моментов фазовых изменений траектории и наступления отказов. В эти моменты моделировались штатные и аварийные переключения ЭРД и блоков ВИП. Исследования на ЭВМ продолжались до завершения программы полета или до наступления полного отказа и выхода из строя всей ЭРДУ. Разработанная программа позволила проанализировать влияние на

КЛА изменений различных параметров, в том числе — надежности ЭРДУ и вероятности успешного выполнения штатной программы. Варьировались интенсивность отказов, число ЭРД и блоков питания.

На рис. 6.2 приведены результаты расчетов зависимости вероятности успешного завершения полета Q от интенсивности отказов ЭРД при различном сочетании ВИП и ЭРД, откуда видно следующее.

1. Высокой надежностью обладает комбинация C из 6 блоков ВИП и 7 ЭРД при возможности коммутации любого ВИП с любым ЭРД (при резервном одном ВИП и двух ЭРД).

2. Минимальная надежность у комбинации A из 5 блоков ВИП и 5 ЭРД при жестком соединении.

3. При достаточно высоком $\lambda_0 = 6 \cdot 10^{-6}$ отказов в час и среднем времени безотказной работы 8000 ч применение комбинации B из 5 ВИП и 7 ЭРД с ограниченной возможностью коммутации между ними обеспечивает более высокую надежность, чем комбинация C из-за начинающегося влияния большого числа коммутирующих устройств, снижающих общую надежность ЭРДУ. Расчеты зависимостей общей надежности Q_0 выполнения программы полета от массы ЭРДУ, методов и условий резервирования выполнялись при следующих основных массовых характеристиках ЭРДУ:

30-сантиметровый ЭРД мощностью 3 кВт — 7,3 кг;

один блок ВИП — 16,3 кг;

переключатель с максимальным числом коммутаций — 1,8 кг;

переключатель с ограниченным числом коммутаций — 0,9 кг.

Приведенный пример иллюстрирует сложность выбора варианта структурной схемы ВИП, когда критериями качества являются конкурирующие функции надежности и массы. Понадобились достаточно сложные и дорогостоящие исследования, для того чтобы выбрать наиболее эффективный вариант системы. Ниже предлагается метод определения обобщенного критерия качества K_q , позволяющий аналитически получить равноценные (или достаточно близкие) результаты без модельных экспериментов, что иллюстрируется приведенным примером (см. табл. 6.1, где вариант B имеет наибольшее значение K_q).

В самом общем виде задача синтеза структуры ВИП по критерию надежности может быть сформулирована в виде рассмотренной в работах [4, 30] задачи оптимального резервирования системы, состоящей из r разнотипных элементов, при условии, что отказ любого из них требует использования запасного или резервного элемента такого же типа. Обозначив через $Q_k(\dot{X}_j)$ вероятность отказа элементов k -го типа, обуславливающую отказ всего устройства, задачу сформулируем в виде

$$\min Q_k(\dot{X}_j) = \min \left\{ 1 - \prod_{k=1}^q [1 - Q_k(\dot{X}_j)] \right\} \quad (6.10)$$

$$(X_j = 0, 1, \dots, j; k = 1, 2, \dots, q)$$

при ограничениях вида

$$D_i(\dot{X}, \dot{C}, t) = w_i^{(0)} - \sum_{k=1}^{q_1} \omega_{ik} X_k \geq 0 \quad (6.11)$$

$$(i = 1, 2, \dots, q_2),$$

где ω_{ik} может означать массу, потери и т. п., и $w_i^{(0)}$ — их предельно допустимые значения. Методы и алгоритмы решения (6.10) для $q \geq 1$ приведены в работе [30] и могут быть применены при анализе и синтезе ВИП в ЭРДУ, когда доминирующим критерием каче-

ства является надежность ВИП при известных величинах в выражении (6.11). Одним из эффективных методов увеличения надежности силовых систем преобразования и, в частности, полупроводниковых ВИП является разработанный метод глубокого секционирования с введением резервной избыточности [25].

В его основу положен принцип разбиения силовых элементов (диодов, триодов и т. п.) на максимально возможное число j параллельных ветвей так, чтобы при отказе типа «короткое замыкание» любого единичного элемента ток короткого замыкания был достаточным для пережигания этого элемента (или его предохранителя), а при отказе этого элемента типа «обрыв» остальные элементы свободно воспринимали бы на себя его нагрузку. По аналогии этими элементами могут быть также ячейки описанного в гл. IV модульного транзисторного преобразователя, что дает преимущество модульному варианту по сравнению с вариантом преобразователя с обычной структурой (один трансформатор и M_T параллельно включенных в каждое плечо транзисторов со своими предохранителями).

В качестве примера рассмотрим процедуру расчетов и выбора структуры двух вариантов транзисторных преобразователей, условно названных П1 и П2.

Основной задачей синтеза структуры в данном случае является определение оптимального числа транзисторов M_T в плече преобразователя П1 (выполненного по схеме рис. 4.9, а) и оптимального числа ячеек $N_{я}$ преобразователя П2 (выполненного по схеме рис. 5.4).

Исходными предпосылками являются:

равенство λ_i и Q_k аналогичных элементов и звеньев;

отказ системы при отказах n^* коммутирующих ключей, т. е. $N - n^* < m$, где m — минимальное число полупроводниковых приборов, остающихся работоспособными в режимах, удовлетворяющих требованиям паспортных данных на прибор;

равенство масс всех аналогичных элементов, кроме трансформаторов;

экспоненциальный закон вероятности наступления отказов;

учет в расчетах модульного преобразователя последствия отказов, т. е., когда при отказе n^* каких-либо ячеек остальные $N_{я} - n^*$ остаются работоспособными и увеличение нагрузки на транзисторы и другие элементы учитывается при определении их λ_0 [47] (отказ модульного преобразователя наступает только тогда, когда из-за отказа $n^* + 1$ -й ячейки перегрузка превышает допустимую величину $K_P = P_{я}/P_{я. ном}$, где $P_{я}$ — мощность, отдаваемая ячейкой при наступлении отказа; $P_{я. ном}$ — начальная мощность ячейки);

расчетное активное время работы СПУ без учета хранения, равное 2500 ч;

данные интенсивности отказов и коэффициентов при λ_0 по работе [4];

мощность нагрузки преобразователя, равная 680 Вт.

В качестве коммутирующих ключей рассматриваются транзисторы типа 2Т808А (максимальный ток коллектора $I_{к} = 10$ А, коэффициент усиления в режиме насыщения $B_{нас} \leq 10$, напряжение $U_{кэ}$ в режиме насыщения $U_{кэ нас} \geq 0,3$ В).

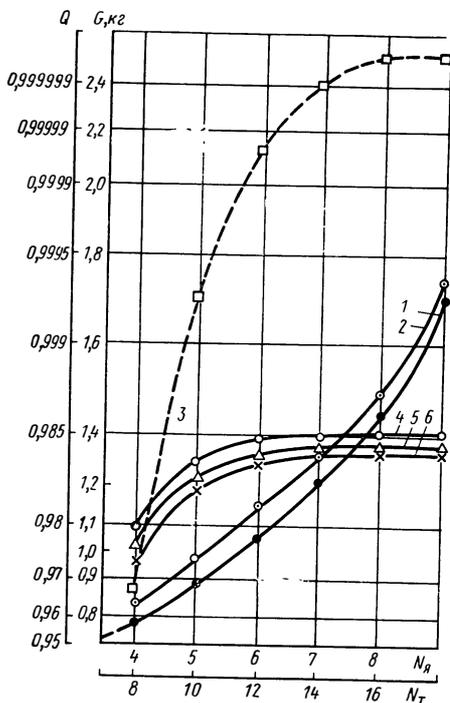


Рис. 6.3. Зависимость надежности Q и массы G транзисторного ВИП от числа ячеек N_n и транзисторов N_T :

1, 4—масса и надежность П1 при $Q = Q_{11}$; 2, 3—масса и надежность П2; 5—надежность П1 при $Q = Q_{12}$; 6—надежность П1 при $Q = Q_{13}$

Надежность П1 определяет для трех вариантов:

Q_{11} — отказ одного транзистора не влечет за собой дополнительных отказов транзисторов;

Q_{12} — отказ любого транзистора ведет к отказу еще одного транзистора;

Q_{13} — отказ любого транзистора ведет к отказу еще двух транзисторов на противоположных плечах.

Графики, иллюстрирующие результаты расчетов, приведены на рис. 6.3. Как видно, увеличение избыточности транзисторов N_T повышает надежность $Q_{П1}$ преобразователя П1,

которая для всех вариантов асимптотически приближается к предельному своему значению, равному надежности трансформатора $Q_{Тр} = 0,9854$. Заметно взаимное влияние отказов транзисторов, хотя существенного изменения $Q_{П1}$ оно не вызывает. Не оказывает практически никакого влияния и увеличение числа параллельно включенных транзисторов при $N_T > 12$.

Иную картину наблюдаем в модульном варианте. При надежности $Q_n = 0,97$ и небольшой избыточности $2 < (N_n - n^*) < 3$, надежность $Q_{П1}$ быстро растет. Таким образом, при почти равной массе модульный вариант оказывается более надежным. Вместе с тем остается открытым вопрос (как для П1, так и П2) определения численного значения оптимального числа N_T и N_n , так как Q асимптотически приближается к единице при безграничном увеличении N_n , или приближается к $Q_{Тр}$.

С целью количественной оценки эффективности мер по достижению надежности введем безразмерную критериальную функцию

$$K_q = \frac{x_q(\dot{X}, \dot{C}, \lambda \dots)}{x_g(\dot{X}, \dot{C} \dots)}, \quad (6.12)$$

где $x_q = \ln Q_N(\dot{X}) [\ln Q_{N+1}(\dot{X})]^{-1}$ — критериальная функция, отражающая приращение надежности; x_g — критериальная функция, отражающая приращение массы.

Иными словами, функция K_q характеризует динамику затрат массы необходимых для достижения приращения надежности x_q .

В табл. 6.1 сведены результаты вычислений K_q , выполненных по данным графиков рис. 6.2 и 6.3. Анализ табл. 6.1 подтверждает соответствие максимальных значений K_q выбранному варианту по рис. 6.2 и оптимальности модульного варианта при $N_{я}=7$ (при 14 транзисторах).

Таблица 6.1

Вариант	Расчетные точки	x_q	x_g	K_q
A	1,1—1,2	3,2715	0,1541	21,240
	1,2—1,3	4,4347	0,1572	28,246
B	3,1—3,2	2,5529	0,0597	42,762
	3,3—3,4	4,5319	0,1071	42,312
C	2,1—2,2	2,5349	0,0662	38,2915
	2,2—2,3	1,6417	0,1182	13,9120
Преобразователь П1	Число транзисторов			
	8—10	1,24069	0,14102	8,7980
	10—12	1,09762	0,16854	6,5125
	12—14	1,04768	0,17346	6,0399
	14—16	1,01972	0,19835	5,1410
Преобразователь П2	8—10	46,4514	0,16666	278,77
	10—12	17,500	0,14285	122,506
	12—14	40,0	0,125	320,0
	14—16	20,0	0,1111	180,0

В общем случае, принимая аппроксимирующую функцию в виде степенной зависимости от N , для составляющих выражения (6.12) можно записать

$$x_q = \frac{\ln \alpha N^\beta}{\ln \alpha (N+1)^\beta}; \quad (6.13)$$

$$x_g = \frac{G_{02}}{G_{01}} \frac{(N+1)^T}{N^T} - 1.$$

При $G_{02} \approx G_{01}$ из (6.12) и (6.13) получим

$$K_q = N^\gamma \ln \alpha N^\beta / \ln \alpha (N + 1)^\beta. \quad (6.14)$$

Располагая опытными данными или достаточно достоверными математическими моделями, позволяющими определить α , β и γ из (6.14), в отдельных случаях, когда формула (6.14) унимодальна, можно, решая уравнение

$$\partial K_q / \partial N = 0,$$

найти аналитически или с помощью ЭВМ $N = N_{\text{opt}}$, соответствующее условию $K_q = K_{q \text{ max}}$ при $\Delta G = \Delta G_{\text{min}}$. Однако в большинстве случаев введенная критериальная функция (6.12) позволяет лишь объективно оценить преимущества альтернативных вариантов, а также служить критерием для принятия решения в условиях недостаточной определенной информации. Из рассмотренного следуют выводы:

1) критерий качества системы преобразования $Q_{\text{сп}} \rightarrow \max$ в «чистом» виде требует для своей реализации $G_{\text{сп}} \rightarrow \infty$ и, следовательно, неприемлем при оптимальном проектировании СПУ для ЭРД;

2) численное значение $Q_{\text{спу}} = Q_{\text{зад}}$ для определенного эвристически или эмпирически $Q_{\text{зад}}$ в задачах оптимального проектирования СПУ для ЭРД может выступать в качестве одного из ограничений, в большинстве случаев, в виде неравенства

$$Q_{\text{спу}} \geq Q_{\text{зад}}; (\dot{X} \in S); \quad (6.15)$$

3) критериальная функция $K_q(\dot{X})$ в отдельных случаях (когда она унимодальна) может быть использована в виде частного критерия качества в итерационной процедуре поиска оптимального решения для системы в целом.

Критерии качества типа $V_{\text{сп}}(\dot{X}) \rightarrow \min$ (минимальный объем, занимаемый СПУ) или $\psi_{\text{ст}}(\dot{X}) \rightarrow \text{opt}$ — (оптимальное качество обработки и передачи информации системой телеметрии, например точность или помехоустойчивость) находят применение при оптимальном проектировании систем телеметрии или систем управления, для которых, как правило, стремятся использовать оставшиеся от размещения силовых систем свободные объемы и для которых передача или обработка информации является основной функциональной задачей.

Обеспечение требуемой надежности систем управления, регулирования, защиты и телеметрии ЭРДУ является весьма сложной проблемой, оптимальное решение которой возможно на основе применения средств и методов создания адаптирующихся самонастраиваемых автоматов на базе использования мульти- и микропроцессоров.

В монографии [28] подробно рассмотрены вопросы оптимального проектирования систем управления космических энергетических

установок и, в частности, проблемы построения бортовых цифровых вычислительных машин (БЦВМ) высокой надежности, идентичные с проблемами оптимального проектирования систем управления ЭРДУ.

Высокая надежность БЦВМ достигается применением модульной структуры, которая представляет собой совокупность модульных узлов различного функционального назначения. К числу основных можно отнести: запоминающие устройства со схемами ввода и вывода информации; процессоры, осуществляющие логические операции по приему, обработке и передаче информации, и многопозиционные матричные переключатели, отключающие по командам анализаторов функционирования систем неисправные модули и вводящие резервные.

Автоматическое введение резервных модулей позволяет построить «саморемонтирующиеся» узлы и блоки системы управления ЭРД. Для этой цели должна быть предусмотрена диагностическая программа обнаружения неисправностей с каталогом возможных признаков отказов. Автоматический ремонт осуществляется анализом отказа и локализацией места неисправности путем перебора каталога.

После операции авторемонта программой предусматривается тестовая проверка функционирования с последующим восстановлением первичных информации, программ и данных.

Конкретное применение рассмотренных методов обеспечения надежности логических, информационных, управляющих и защитных систем в СПУ для ЭРД определяется в первую очередь задачами полета и назначением ЭРД.

В работе [65] освещены результаты многолетних исследований в области создания отказоустойчивых вычислительных систем, предназначенных для обработки данных на борту космических аппаратов и, в частности, приведены основные характеристики системы STAR (самопроверяемая и саморемонтируемая вычислительная машина). Отмечается, что для уменьшения вероятности появления внезапных отказов должна быть использована только хорошо отработанная технология (5—10-летней давности). Компоненты и узлы должны тщательно проверяться по широкой программе и проходить отборочные испытания, хотя их стоимость из-за этого возрастает в десять и более раз; кроме того требования к надежности влекут за собой значительные затраты на создание бортовых логических и вычислительных систем. Как правило, у БЦВМ для КЛА со сроком службы порядка 10 лет потребляемая мощность должна составлять 30—50 Вт, масса — не более 45 кг и объем — несколько тысяч кубических сантиметров.

В архитектуре логического построения машины STAR с целью реализации принципа безопасности организовано специальное «ядро», которое обеспечивает диагностику неисправностей, автоматическую замену неисправных модулей на резервные и выработку управляющих сигналов, запускающих программную процедуру восстановления. Это ядро представляет собой несложный аппаратный модуль, использующий гибридную аппаратную избыточность для своей собственной отказоустойчивости.

Рассмотренный метод создания логических систем высокой надежности в полной мере может быть применен для построения логической части блоков управления и защиты СПУ для ЭРД при ресурсах, превышающих 50000 ч.

6.3. ПРОБЛЕМЫ И МЕТОДЫ ПОИСКА ОПТИМАЛЬНЫХ ПРОЕКТНЫХ РЕШЕНИЙ ДЛЯ СПУ ЭРД

Из рассмотренных выше вопросов следует, что в большинстве практических задач проектирования оптимальных СПУ для ЭРД критерий качества является вектором, содержащим, по меньшей мере, два частных критерия $\dot{G}_{\text{СПУ}}$ и K_q тесно взаимосвязанных с КЛА иерархической структурой и представляющих собой сложные функции независимых переменных \dot{X} и параметров \dot{C} .

До недавнего времени в задачах исследования при экономико-математическом моделировании и оптимальном планировании проблемы выбора наилучшего решения формулировались таким образом, что поиск оптимального решения осуществляется для единственной функции качества при варьируемых других критериях, представленных в виде ограничений. Однако в большинстве практических задач, в том числе в задачах оптимального проектирования ЭРДУ, такой подход не всегда применим. Это объясняется тем, что сам выбор одного критерия качества из нескольких является строго самостоятельной задачей, не имеющей за частую решения, и производится на основе эвристических оценок.

В последние годы в отечественной и зарубежной литературе появились работы, освещающие ряд методов решения векторных задач.

В работе [6] на основе методов, применяемых в теории игр, в развитии так называемого «принципа Парето» рассматривается стратегия поиска «согласованного оптимума», в векторной задаче оптимизации. В этом случае стратегия преобразует конфликтную для $\dot{K}_\psi > 1$ ситуацию в такую, когда (в терминах теории игр) «ни один из участников конфликта не может улучшить свое состояние, не причинив вреда остальным партнерам». Согласованный оптимум достигается решением не системы уравнений из (6.2) в соответствии с классической теорией

$$\partial \dot{K}_\psi(\dot{X}) / \partial x_i = 0,$$

и системы

$$D\dot{\Psi} / (D\dot{X}) = 0, \quad (6.16)$$

где $\dot{\Psi} = (f_1, f_2, \dots, f_n)$ — вектор, составленный из функций выигрыша, а $D / (D\dot{X})$ — якобиан векторного преобразования $J = F(\dot{X})$.

Точка, линия или n -мерная поверхность, полученная в результате решения системы (6.16) является объективно оптимальной, так как любой из критериев качества f_i не может быть улучшен (например, увеличен) без ухудшения (уменьшения) других f_{i-1} критериев. Применение изложенной стратегии открывает возможность найти обоснованное оптимальное решение для составленного из противоречивых функций векторного критерия качества

$$\dot{K}_\psi = \left\{ \begin{array}{l} \dot{M}_z(\dot{X}) \rightarrow \min \\ \dot{Q}_k(\dot{X}) \rightarrow \max \end{array} \right\} = K_{\psi \text{opt}} \quad (6.17)$$

при условии исчерпывающей информативности для вектор-функций $\dot{M}_z(\dot{X})$ и $Q_h(x)$. Среди описанных в литературе других методов решения векторных задач оптимизации с многими целевыми функциями выделяются следующие четыре подхода [38].

1. Объединение (агрегирование, свертка) многих целевых функций в единую функцию.

2. Последовательное выявление предпочтений для $\Psi_i(\dot{X})$ одновременно с исследованием множества альтернатив $a \in A$, позволяющих полностью их упорядочить по известной предпочтительности.

3. Нахождение для известных альтернатив $a \in A$ хотя бы частичного упорядочения, но более информативного, чем простое объединение не противоречащих друг другу предпочтений, устанавливаемых в соответствии с каждой из n привлекаемых целевых функций $f_i(a)$. Максимально возможное уменьшение неопределенности и несравнимости.

4. Перевод всех целевых функций \dot{K}_ψ , кроме одной, в ранг ограничений.

Иллюстрацией применения первого подхода может служить построение критериальной функции K_q по (6.12), когда в одну целевую функцию объединены оба критерия $M_z(\dot{X})$ и $Q_h(\dot{X})$, что позволяет в ряде случаев свести векторную задачу оптимизации к скалярной. И идеальной, очевидно, является чрезвычайно редкая ситуация, когда может быть разработана стратегия, обращающая в максимум каждый из S частных критериев.

В работе [38] подробно рассмотрен метод решения многокритериальных задач оптимизации по последовательно применяемым критериям. Это так называемый лексикографический метод заключается в том, что все частные критерии располагают и нумеруют в порядке их относительной важности; далее максимизируют (или минимизируют) первый, наиболее важный критерий K_1 ; затем разработчик определяет допустимую величину ΔK_1 снижения K_1 и максимизирует второй по важности критерий K_2 при условии, что значение первого критерия не должно отличаться от максимального более, чем на величину ΔK_1 ; вторично задают величину «уступки» ΔK_2 и находят максимум третьего по важности критерия при условии, что отклонения новых значений K_{12} и K_{22} не отличаются от K_{11} и K_{21} больше, чем на ΔK_1 и ΔK_2 соответственно.

Процедуры упорядоченности критериев по важности основаны на последовательном развитии идей симметрии: критерии одной физической размерности имеют одинаковую важность, если

$$\dot{K}_{\psi_1} : \{K_1[(\dot{X}), K_2(\dot{X})]\} = \dot{K}_{\psi_2} : \{K_2[(\dot{X}), K_1(\dot{X})]\},$$

т. е. если взаимная замена критериев не изменяет векторного критерия качества, и имеет неодинаковую важность, когда

$$K = \frac{\dot{K}_{\psi_1} : \{K_1[(\dot{X}), K_2(\dot{X})]\}}{\dot{K}_{\psi_2} : \{K_2[(\dot{X}), K_1(\dot{X})]\}} \cong 1,$$

причем большую важность имеет критерий, при котором $K > 1$.

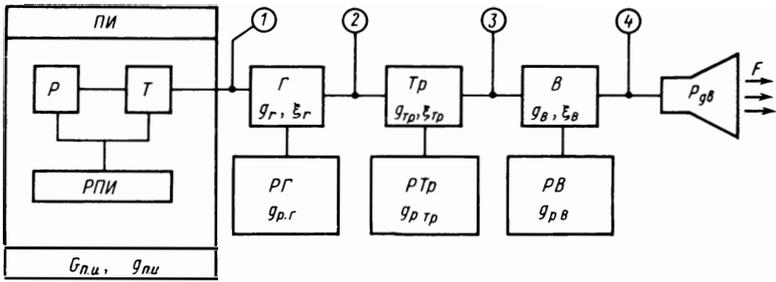


Рис. 6.4. Структурная схема ядерной турбогенераторной установки:

ПИ—первичный источник энергии; Р—ядерный реактор; Т—турбина; РПИ—радиатор ПИ; Г—генератор; РГ—радиатор Г; Тр—трансформатор; РТр—радиатор Тр; В—выпрямитель; РВ—радиатор В

Рассмотренные методы решения векторных задач оптимизации не исчерпывают предложенные и опубликованные другие стратегии, выбор которых должен решаться в каждом конкретном случае индивидуально.

Отметим только, что сведение векторной задачи к скалярной в связи с простотой и наглядностью решения, в большинстве случаев проектирования СПУ для ЭРД дает минимальные затраты машинного времени и позволяет проанализировать существенно большие числа вариантов.

Рассмотрим кратко основные методы и процедуры скалярной оптимизации СПУ ЭРД на конкретных примерах проектирования мощной системы преобразования ядерной турбогенераторной (ЯТГ) ЭРДУ и систем со статическими полупроводниковыми преобразователями.

На рис. 6.4 приведена структурная схема ядерной турбогенераторной установки преобразования энергии (ЯТГ), известными аналогами которой являются системы SNAP-8 и SNAP-50 [54]. Предполагается, что решены в первом приближении задачи высшего уровня иерархии — определены цели полета, оптимальные траектории, тип движителя и найдено первое приближение для суммарной величины мощности движителей $P_{дв}$. Очевидно, что расчетная мощность нагрузки выпрямителя в узле 4 $P_{нв} = P_{дв}$. Так как выпрямитель имеет собственные потери ΔP_{B} , выходная мощность трансформатора (узел 3) должна быть $P_{н,тр} = P_{B} = P_{нв} + \Delta P_{B} = P_{дв} (1 + \xi_{B})$, где $\xi_{B} = \Delta P_{B} / P_{нв}$ — безразмерная функция, отражающая неизбежные затраты мощности при преобразовании энергии переменного тока в постоянный. По аналогии можно записать для всех остальных звеньев системы:

$$P_{Tr} = P_{дв} (1 + \xi_{Tr}) (1 + \xi_{B}) \text{ — для трансформатора (узел 2);}$$

$$P_{\Gamma} = P_{дв} (1 + \xi_{\Gamma}) (1 + \xi_{Tr}) (1 + \xi_{B}) \text{ — для генератора (или выходной мощности ПИ, узел 1);}$$

$$P_{T} = P_{дв} (1 + \xi_{T}) (1 + \xi_{\Gamma}) (1 + \xi_{Tr}) (1 + \xi_{B}) \text{ — для турбины.}$$

Если массу каждого звена системы выразить через его удельную массу $g_i = G_i/P_i$ и входную мощность, то для каждого звена можно записать так:

$$G_B = g_B P_{\text{лв}} (1 + \xi_B); \quad (6.18)$$

$$G_{\text{тр}} = g_{\text{тр}} P_{\text{лв}} (1 + \xi_{\text{тр}}) (1 + \xi_B); \quad (6.19)$$

$$G_{\Gamma} = g_{\Gamma} P_{\text{лв}} (1 + \xi_{\Gamma}) (1 + \xi_{\text{тр}}) (1 + \xi_B); \quad (6.20)$$

$$G_{\tau} = g_{\tau} P_{\text{лв}} (1 + \xi_{\tau}) (1 + \xi_{\Gamma}) (1 + \xi_{\text{тр}}) (1 + \xi_B), \quad (6.21)$$

а в общем виде для критерия качества, которым в данном случае является удельная масса всей системы [11], —

$$g_{\text{СП}} = \frac{G_{\text{СП}}}{P_{\text{лв}}} = \sum_{j=1}^k g_j \prod_{j=1}^k (1 + \xi_j),$$

минимум которого

$$g_{\text{СП}} = g(g_j(\dot{X}, \dot{C}), \xi_j(\dot{X}, \dot{C})) \rightarrow \min(\dot{X} \in D); \\ P_{\text{лв}} = \text{const}$$

обеспечивает решение поставленной задачи и на данном этапе итерационного процесса дает $G_{\text{СП}} = \min$. Если же это значение $G_{\text{СП}}$ более чем на δ отличается от начального ($G_{\text{СП}}^{(1)}$), полученного при решении динамической задачи полета, то необходимо второе (третье и т. д.) приближение путем вторичного (и т. д.) решения динамических задач и определения нового значения $P_{\text{лв}}^{(2)}$ и вторичного и (т. д.) решения $g_{\text{СП}}^{(2)} \rightarrow \min$ вплоть до момента, когда $G_{\text{СП}}^{(n-1)} - G_{\text{СП}}^{(n)} < \delta$, или до решения о прекращении итерационного процесса по указанию ГК.

Из (6.22) следует условие, обеспечивающее минимум

$$\frac{\partial g_i}{\partial \dot{x}_k} = -g_i^* (1 + \xi_i)^{-1} \frac{\partial \xi_i}{\partial \dot{x}_k} \quad (6.22) \\ (k = 1, 2, \dots, m).$$

Здесь $\partial/\partial \dot{x}_k$ — частные производные g и ξ i -го звена по оптимизируемому параметру \dot{x}_k (частоте тока, частоте вращения, плотности тока, геометрии и т. п.); g_i^* — приведенная ко входу i -го звена суммарная удельная масса ПИ и предшествующих звеньев.

Для звеньев системы по рис. 6.4 дифференциальные уравнения по (6.22) имеют вид:

$$\frac{\partial g_{\tau}}{\partial \dot{x}_k} = -\frac{g_{\text{я.п}} + g_{\tau}}{1 + \xi_{\tau}} \frac{\partial \xi_{\tau}}{\partial \dot{x}_k} \quad (6.23)$$

для турбины;

$$\frac{\partial g_{\Gamma}}{\partial \dot{x}_k} = -\frac{(g_{\text{я.п}} + g_{\tau})(1 + \xi_{\Gamma}) + g_{\Gamma}}{1 + \xi_{\Gamma}} \frac{\partial \xi_{\Gamma}}{\partial \dot{x}_k} \quad (6.24)$$

для генератора;

$$\frac{\partial g_{гп}}{\partial \dot{x}_k} = - \frac{(g_{я.п} + g_r)(1 + \xi_r)(1 + \xi_{г}) + g_{гп}}{1 + \xi_{гп}} \frac{\partial \xi_{гп}}{\partial \dot{x}_k} \quad (6.25)$$

для трансформатора;

$$\begin{aligned} \frac{\partial g_B}{\partial \dot{x}_k} = & -[(g_{я.п} + g_r)(1 + \xi_i)(1 + \xi_{г})(1 + \xi_{гп}) + \\ & + g_{г}(1 + \xi_{г})(1 + \xi_{гп}) + g_B]^{-1}(1 + \xi_B) \partial \xi_B / \partial \dot{x}_k - \end{aligned} \quad (6.26)$$

для выпрямителя.

Здесь $g_{я.п} = G_{я.п}/P_{я.п}$ — удельная масса ядерного реактора с подсистемами (радиаторами, теплообменниками, защитой и т. п.); $P_{я.п}$ — мощность на входе турбины.

Математические модели для $g_i(x_k)$ и $\xi_i(x_k)$ являются сложными функциями переменных x_k и постоянных C_n величин, поэтому их аналитическое представление получено в гл. III и IV только для ограниченного числа звеньев СПУ ЭРДУ.

Для иллюстрации возможностей системного подхода рассмотрим влияние на $G_{СП} \rightarrow \min$ оптимальных проектных параметров соответствующих (6.22): частоты вращения турбины ω_t ; частоты вращения генератора ω_r и передаточного отношения $k_{ред}$ его редуктора; частоты питающего напряжения трансформатора f_c , полагая, что их математические модели с приемлемой погрешностью аппроксимируются функциями вида [37]

$$g_i = g_{0i}(\omega_i, f_c)^{\delta}; \quad (6.27)$$

$$\xi_i = \xi_{0i}(\omega, f_c)^{\epsilon}. \quad (6.28)$$

Опуская промежуточные преобразования, приведем в конечном виде уравнения, полученные подстановкой (6.27) и (6.28) в (6.23) — (6.27). При этом примем, что

$$g_r = g_{0r} \left(\frac{\omega_r}{\omega_{0r}} \right)^{-\alpha}; \quad g_{г} = g_{0г} \left(\frac{\omega_{г}}{\omega_{0г}} \right)^{-\gamma}; \quad (6.29)$$

$$g_{гп} = g_{0гп} \left(\frac{f_c}{f_{0c}} \right)^{-\theta};$$

$$\xi_r = \xi_{0r} \left(\frac{\omega_r}{\omega_{0r}} \right)^{\beta}; \quad \xi_{г} = \xi_{0г} \left(\frac{\omega_{г}}{\omega_{0г}} \right)^{\zeta};$$

$$\xi_{гп} = \xi_{0гп} \left(\frac{f_c}{f_{0c}} \right)^{\nu}, \quad (6.30)$$

где g_0, ω_0, ξ_0 — начальные значения параметров, а $\alpha, \beta, \dots, \nu$ — показатели степенной аппроксимации.

Для оптимального значения частоты вращения турбины получим уравнение

$$\omega_{\Gamma}^{\beta+\alpha} + \frac{g_{0\Gamma}}{g_{я.п}} \left(\frac{\beta - \alpha}{\beta} \right) \omega_{\Gamma}^{\beta} - \frac{g_{0\Gamma}}{g_{я.п}} \left(\frac{\beta}{\alpha} \xi_{\Gamma} \right)^{-1} = 0; \quad (6.31)$$

то же для генератора —

$$\omega_{\Gamma}^{\zeta+\gamma} + \frac{g_{0\Gamma}}{g_{я.п+\Gamma}} \left(\frac{\zeta - \gamma}{\gamma} \right) \omega_{\Gamma}^{\zeta} - \frac{g_{0\Gamma}}{g_{я.п+\Gamma}} \left(\frac{\zeta}{\gamma} \xi_{\Gamma} \right)^{-1} = 0; \quad (6.32)$$

то же для частоты трансформатора —

$$f_c^{\nu+\varrho} + \frac{g_{0\Gamma}}{g_{я.п+\Gamma+\Gamma}} \left(\frac{\nu - \varrho}{\nu} \right) f_c^{\varrho} - \frac{g_{0\Gamma}}{g_{я.п+\Gamma}} \left(\frac{\nu}{\varrho} \xi_{\Gamma} \right)^{-1} = 0. \quad (6.33)$$

Здесь $g_{я.п+\Gamma}^*$ — приведенная ко входу генератора удельная масса реактора и турбины; $g_{я.п+\Gamma+\Gamma}^*$ — приведенная ко входу трансформатора удельная масса реактора, турбины и генератора.

В связи с тем, что между частотами вращения турбины и генератора и частотой f_c переменного тока трансформатора существует связь в виде

$$\omega_{\Gamma} = k_{\text{ред}} \omega_{\Gamma}; \quad f_c = \frac{\omega_{\Gamma}}{2\pi n} = \frac{k_{\text{ред}} \omega_{\Gamma}}{2\pi n}, \quad (6.34)$$

где n — число пар полюсов генератора, то оптимальные значения ω_{Γ} , ω_{Γ} и f_c определяются совместным решением уравнений (6.31) — (6.34).

Полученные выражения позволяют еще до полной проектной проработки найти с достоверностью, определяемой точностью математических моделей, значения независимых переменных, близкие к оптимальным. Глобальный минимум $g_{\text{СП}}$ определяется решением систем (6.23) — (6.26), составленных для искомым независимых переменных $\{\dot{x}_k\}$, существенно влияющих на g_i и ξ_i , с учетом накладываемых на $\{\dot{x}_k\}$ ограничений $D(\dot{x}) \leq 0$. Такими переменными для генератора и трансформатора являются: рабочая индукция $B(\dot{x})$, плотность тока $j(\dot{x})$, геометрические характеристики, а ограничениями — например, механическая прочность материалов вращающихся деталей турбины и генератора ($\omega_{\Gamma} \leq \omega_{\Gamma, \text{доп}}$ и $\omega_{\Gamma} \leq \omega_{\Gamma, \text{доп}}$), допустимая для материалов температура ($\vartheta \leq \vartheta_{\text{доп}}$), электрическая прочность изоляции ($u_{\text{из}} \leq u_{\text{из, доп}}$), а также надежность системы в целом ($Q_k\{\dot{X}\} \leq Q_{k, \text{доп}}$).

Поиск глобального минимума $g_{\text{СП}}$ для одного варианта при числе переменных $\{\dot{X}_k\} > 3$ и числе звеньев системы $i > 3$ на ЭВМ типа М-220, благодаря введению функций $g_i(\dot{x})$ и $\xi_i(\dot{x})$ может быть реализован с помощью описанных в литературе алгоритмов. Рассмотрим в качестве иллюстрации алгоритм поиска глобального экстремума, приведенный в работе [42].

Оптимизируемый объем описан набором функций

$g_{\text{СП}} = g_i\{\dot{X}, \dot{C}\}$ ($i = 1, 2, \dots, n$), аргументы которых \dot{X} и \dot{C} могут изменять свои значения в гипермногограннике с границами a_j, b_j и d_j, h_j :

$$a_j \leq \dot{X}_j \leq b_j; \quad d_j \leq \dot{C}_j \leq h_j. \quad (6.35)$$

Допустимые значения переменных (6.35) должны удовлетворять также системе нелинейных ограничений:

$$D_j \{ \dot{X}, \dot{C} \} \leq A_j. \quad (6.36)$$

Необходимо найти такие значения переменных $\dot{X} = \dot{X}_{opt}$, при которых удовлетворяются ограничения (6.35) и (6.36) и критерий качества (6.35) имеет глобальный минимум.

Рассмотренный ниже алгоритм не накладывает особых требований на систему ограничений и критерий качества.

Описание алгоритма.

1. Имеется h исходных допустимых точек

$$\dot{X}_1^{(t)}, \dot{X}_2^{(t)}, \dots, \dot{X}_h^{(t)}, \quad (6.37)$$

которые называют основными. Найденное наихудшее значение критерия качества для этих точек равно K_t , т. е. было выполнено t шагов локального поиска экстремума.

2. Каждая из h основных точек делает $(t+1)$ -й шаг локального поиска:

$$\dot{X}_i^{(t+1)} = \dot{X}_i^{(t)} + \Delta \dot{X}^{(t+1)} \quad (i = 1, 2, \dots, h). \quad (6.38)$$

Для всех $\dot{X}_i^{(t+1)}$ определяют ограничения $K_{(t+1)}$, после чего из всех пар $\{ \dot{X}_i^{(t+1)}, \dot{X}_i^{(t)} \}$ отбирают лучшие допустимые точки, которые обозначим

$$\dot{X}_1^{(t+1)}, \dot{X}_2^{(t+1)}, \dots, \dot{X}_h^{(t+1)}. \quad (6.39)$$

3. По процедуре «синтез новых точек» образуют λ допустимых

$$\dot{X}_1^{*(t+1)}, \dot{X}_2^{*(t+1)}, \dots, \dot{X}_\lambda^{*(t+1)}, \quad (6.40)$$

которые назовем дополнительными. Каждой точке из последовательности (6.40) разрешается сделать $t+1$ шаг локального поиска при условии, что после каждого шага, начиная с нулевого, у каждой точки лучший результат, достигнутый за все предыдущие шаги, был не хуже соответствующих элементов последовательности

$$K_0, K_1, \dots, K_t, \quad (6.41)$$

и, если для какой-либо точки это правило нарушается, то она исключается из дальнейшего рассмотрения (число исключенных точек — q).

4. Для каждой неисключенной дополнительной точки выбирается лучший результат локального поиска. Эти лучшие результаты запишем в виде последовательности

$$\dot{X}_1^{*(t+1)}, \dot{X}_2^{*(t+1)}, \dots, \dot{X}_{\lambda-q}^{*(t+1)}. \quad (6.42)$$

5. Из всех точек последовательности (6.38) — (6.42) выбирают h лучших допустимых точек, которые снова принимаются за исходные и обозначаются

$$\dot{X}_{1a}^{(t+1)}, \dot{X}_{2a}^{(t+1)}, \dots, \dot{X}_{ha}^{(t+1)}. \quad (6.43)$$

Точки, не вошедшие в (6.43), исключаются. Для точек последовательности (6.43) выбирается наихудшее значение целевой функции $K_{n(t+1)}$, которым дополняют последовательность (6.41).

6. Цикл пп. 1—5 повторяется до нахождения глобального экстремума по заданным условиям прекращения поиска.

Рассмотренная процедура проектной оптимизации в приложении к турбогенераторной СПУ для ЭРД позволяет при достоверных начальных данных, основанных на предшествующем опыте, получить достаточно достоверные результаты анализа даже в условиях весьма неопределенной информативности об истинных значениях показателей степеней $\alpha, \beta, \gamma, \zeta, \rho$ и ν . Это объясняется тем, что в подавляющем большинстве случаев скорость изменения функций g_i, ξ_i звеньев в области оптимума незначительна и что степенная аппроксимация, как правило, дает удовлетворительные результаты.

Таким образом, задача поиска $G_{\text{СП}} \rightarrow \min$ сводится к определению точки \dot{Y}_{opt} и ее координат x_n^* , c_i^* в пространстве параметров $A_{x,c}^{(k)}$, в которой функция $F_{\text{СП}}$ в пространстве $A_{g,\xi}^{2j}$ принимает минимальное значение. В общем случае

$$\dot{Y} = \dot{Y}_{\text{opt}}(\dot{X}, \dot{C}); \quad x_i, C_i \in A_{x,c}^{(k)}; \\ \dot{F}_{\text{СП}}(\dot{Y}) \in A_{g,\xi}^{2j}; \quad \dot{F}_{\text{СП}}(\dot{Y}_{\text{opt}}) \leq \dot{F}_{\text{СП}}(\dot{Y}) \quad (6.48)$$

для любого $\dot{Y} \neq \dot{Y}_{\text{opt}}$:

$$[\dot{D}(\dot{Y}_{\text{opt}}) \geq 0] \in A_{x,c}^k; \\ x = (x_1, x_2, \dots, x_n); \quad C = (c_1, c_2, \dots, c_m).$$

В качестве иллюстрации рассмотренных методов приведем результаты поиска $G_{\text{СП}} \rightarrow \min$ для пяти вариантов СП ЭРД:

I. Система питания с термоэлектрическим ПИ с удельной массой $g_{\text{ПИ}} = 150$ кг/кВт и сверхнизким выходным напряжением $U_{\text{ПИ}} = 0,5$ В. Сверхнизкое выходное напряжение обуславливается требованиями надежности, которая достигается небольшим числом последовательно соединенных элементов термоэлектрической батареи. Столь низкое напряжение вносит характерные особенности в количественные соотношения для составляющих \dot{Y}_{opt} , существенно отличающиеся от других вариантов. Мощность нагрузки 50 Вт.

II, III. Система питания с СБ и буферным аккумулятором в качестве ПИ; $g_{\text{ПИ}} = 200$ кг/кВт, мощность нагрузки 400 и 100 Вт.

IV, V. Система питания с аккумулятором в качестве ПИ; $g_{\text{ПИ}} = 20$ кг/кВт. Математическая модель для ПИ первого варианта описана ранее формула (3.3). Для II—V вариантов здесь принята квазилинейная модель ПИ, причем

$$\text{для II и III вариантов } G_{\text{ПИ}} = 200 (\Sigma P_j)^{0,8}; \quad (6.49)$$

$$\text{для IV и V вариантов } G_{\text{ПИ}} = 20 (\Sigma P_j)^{0,9}. \quad (6.50)$$

Здесь предполагается, что конструкция, КПД, цена тяги и другие характеристики ЭРД являются оптимальными для данных величин $P_{\text{дв}}$ и F и могут быть вновь оптимизированы на очередном шаге итерации по результатам оптимизации динамической задачи [21, 52].

Для определения числа и значимости варьируемых переменных \bar{x}_n и параметров c_m в работе [13] был выполнен анализ свойств функции g_j и ξ_j , результаты которого следующие.

Свойства функции ξ_j . Функция монотонна, не имеет особенностей (разрывов и неопределенностей), дифференцируема и может принимать значения $0 < \xi_j < 1$. Она отражает связь между геометрическими, электромагнитными и конструктивными параметрами и потерями энергии в данном звене. Ее абсолютное значение уменьшается с уменьшением нагрузок на активные материалы и, наоборот, увеличивается с их увеличением.

Свойства функции g_j . Функция дифференцируема, монотонна, не имеет особенностей, отражает связь между геометрическими, электромагнитными и конструктивными параметрами и массой звена, отнесенной к мощности нагрузки.

Так как обе функции представляют собой отношение зависимостей одних и тех же варьируемых переменных, то определение значимости и ранжировка этих переменных по влиянию на $G_{\text{СП}} \rightarrow \min$,

в отличие от представления математических моделей в виде систем алгебраических уравнений, может быть легко выполнена заранее путем вычисления

$$\partial g_j / \partial x_n \text{ и } \partial \xi_j / \partial x_n. \quad (6.51)$$

Выполненный в работе [13] анализ математических моделей на значимость независимых переменных и параметров позволяет выделить из множества \hat{x}_n, \hat{c}_m следующие:

частоту преобразования инвертора f_c ; число параллельно включенных транзисторов N_T ; число параллельно включенных диодов выпрямителя N_B .

Приняты следующие ограничения:

надежность системы $Q < 0,999$ при работе в течение 1000 ч; максимальная температура меди обмоток трансформаторов $\theta_M \leq 70^\circ \text{C}$; максимальная температура транзисторных ключей $\theta_T \leq 40^\circ \text{C}$.

Остальные определяющие и искомые проектные параметры (индукция в стали B , плотность тока j , геометрические соотношения и конструктивные данные) в замкнутой системе уравнений для звеньев, представленных функциями g_j и ξ_j , также определяются значениями f_c, N_T и N_B , заданными ограничениями и входящими в g_j и ξ_j исходными проектными данными (характеристики магнитных и проводниковых материалов и полупроводниковых приборов, конструктивные и технологические коэффициенты, характеристики заливочных и пропиточных компаундов и т. п.).

Столь незначительное число переменных и анализируемых функций определяет и простоту алгоритма поиска $G_{\text{сп}} \rightarrow \min$. Его блок-схема приведена на рис. 6.6 и, очевидно, не требует детальных пояснений. Расчеты и поиск на ЭВМ-222 одного оптимального значения $G_{\text{сп}}$, которые выполнялись методом Гаусса — Зейделя по стандартной программе, занимают от 14 до 27 мин машинного времени.

Незначительное время расчета одного варианта $G_{\text{сп}}$ является существенным достижением рассмотренной процедуры, основанной на построении функций g_j и ξ_j . Это обстоятельство не только открывает возможность всестороннего и глубокого исследования системы по принципу «А — что — произойдет — если?», но и решает задачи синтеза структуры и схем на более обширных уровнях иерархии и принимать более обоснованные решения там, где ранее господствовала интуиция.

Полученные результаты иллюстрируются графиками, приведенными на рис. 6.7—6.9. На рис. 6.7 приведена топография результатов расчетов системы преобразования с термоэмиссионным генератором в качестве ПИ. Сверхнизкое выходное напряжение (равное 0,5 В) и соответственно большие (более 100 А) токи оказывают влияние на оптимальное число транзисторов $N_T = 450$ (триоды типа 1Т906А). Это объясняется тем, что даже незначительное снижение падения напряжения на открытом транзисторе, вызванное дополнительным увеличением числа их параллельных соединений, дает соответствующее уменьшение ξ_T и, как следствие, уменьшение массы первичного источника. Интересно отметить, что в такой СП оптимальные значения независимых переменных таковы, что ограничения по надежности и допустимой температуре на конечный результат не влияют: по надежности — из-за большого числа параллельно включенных транзисторов N_T

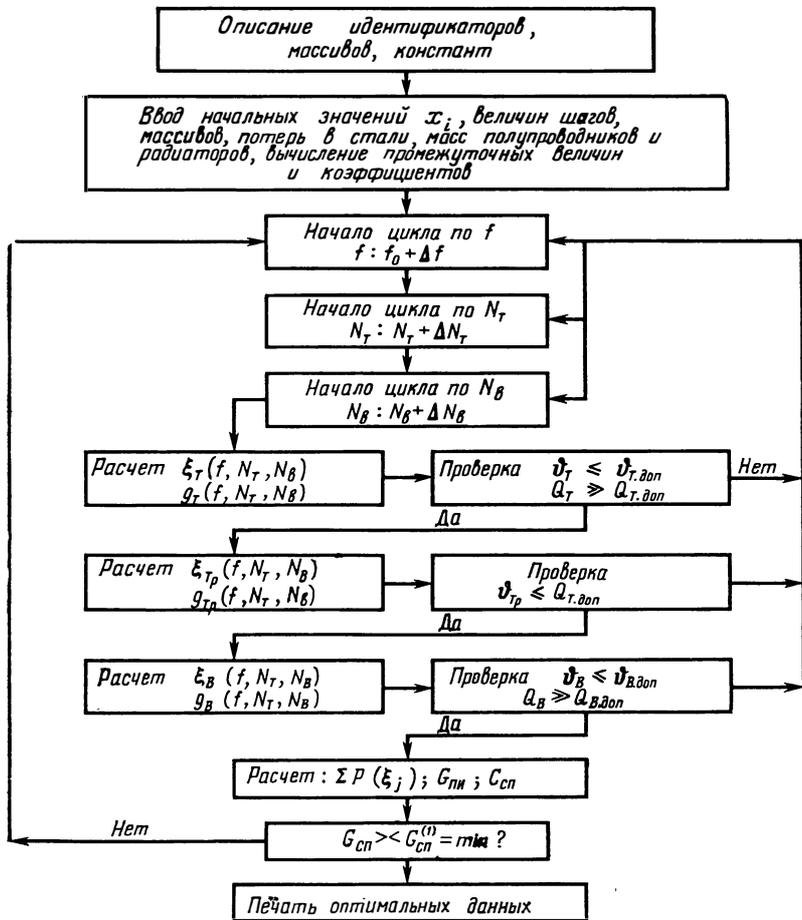


Рис. 6.6. Блок-схема алгоритма оптимизации безмашинной системы преобразования энергии

(сказывается эффект глубокого секционирования [25]), а по температуре — из-за низких электромагнитных нагрузок на активные элементы и небольших абсолютных потерь в звеньях. Оптимальная частота $f_c = 6$ кГц объясняется, в основном, влиянием трансформатора, у которого резкое снижение массы G_{TP} в зависимости от частоты наступает при $f_c > 4$ кГц. При $f_c > 6$ кГц начинают сказываться влияние ξ_T , ξ_{TP} , ξ_B , обусловленное компенсацией потерь в звеньях, и увеличение для этих целей мощности и массы ПИ.

Оптимальное значение КПД преобразователя оказалось равным 53,8%. Измеренный КПД на макете мощностью 50 Вт был равен 51,6%. Подтвердилось также расчетные значения для f_c , N_T и N_B . Отклонение их от расчетных вело к увеличению потерь и требовало соответствующего увеличения ПИ), либо к увеличению массы звеньев.

Графики для СП с транзисторными (2Т808А) ключами (рис. 6.8), иллюстрируют влияние f_c и N_T на $G_{СП} = \min$ для $g_{ПИ} = 200$ кг/кВт. Хорошо просматривается влияние P_H на оптимальные значения f_c и N_T , а также существенная зависимость $G_{СП}$ от N_T и острота экстремальной зоны кривой 1. Как и в пер-

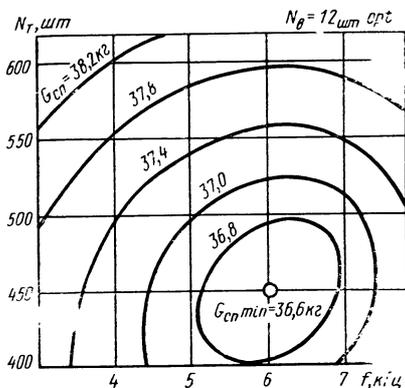


Рис. 6.7. Топография экстремальной области для СПУ с термоэмиссионным преобразователем энергии

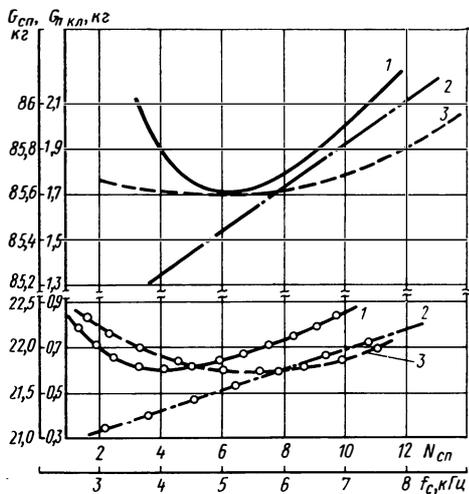


Рис. 6.8. Экстремальные области для СПУ с $g_{\text{ПИ}} = 200$ кг/кВт:

1—масса СПУ в зависимости от N_T ; 2—масса ПКЛ в зависимости от N_T ; 3—масса СПУ в зависимости от f_c ; — — — для мощности 400 Вт; —○— — для мощности 100 Вт

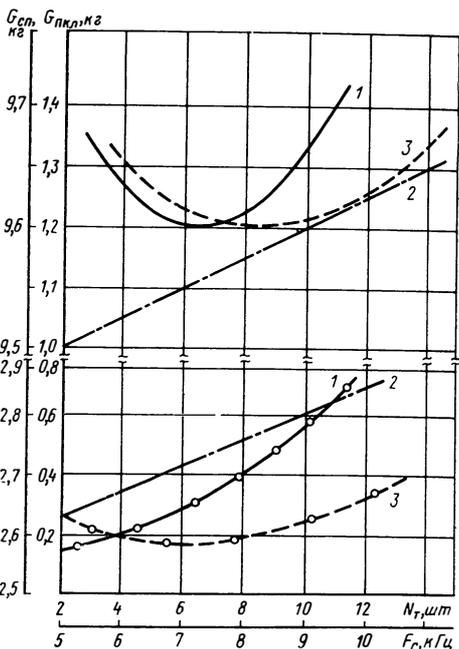


Рис. 6.9. Экстремальные области для СПУ с $g_{\text{ПИ}} = 20$ кг/кВт:

1—масса СПУ в зависимости от N_T ; 2—масса ПКЛ в зависимости от N_T ; 3—масса СПУ в зависимости от f_c ; — — — для мощности 400 Вт; —○— для мощности 100 Вт

вом случае, из-за большого $g_{\text{ПИ}}$ ограничения по температуре и надежности не влияют на оптимальные характеристики звеньев.

На рис. 6.9 приведены графики для IV—V вариантов, отличающиеся от предыдущих вариантов только тем, что $g_{\text{ПИ}}=20$ кг/кВт. В этих вариантах на оптимальных значениях N_T , N_B и f_c начинает сказываться ограничение по надежности.

Результаты расчетов всех вариантов сведены в табл. 6.2.

Рассмотренные методы поиска $G_{\text{СП}} = \min$ для СП ЭРДУ могут быть применены также в случаях поиска $G_{\text{СП}} = \min$ для систем, у которых ПИ по каким-либо причинам не может изменяться в процессе проектирования ЭРДУ. Например, создается ЭРДУ по стандартным ПИ (СБ, аккумулятор, ТЭГ и т. п.), или для КЛА проектируется ЭРДУ с потребляемой мощностью $P_{\text{дв}} \ll P_{\text{ПИ}}$. В этих случаях решающее значение приобретают заданные ограничения по КПД, надежности, температуре и т. п., так как без них требование $G_{\text{СП}} = \min$ теряет смысл — массу звеньев можно уменьшать беспредельно. Поэтому, когда характеристики ПИ построены и не зависят от $P_{\text{н}}$, ξ_j и g_j , варьируемые переменные в пространстве $A_{g, \xi}^{(h)}$ могут располагаться только внутри многогранника, ограниченного поверхностями \mathbf{D}_r , т. е.

$$\dot{Y}(\dot{X}, \dot{C}) \in \mathbf{D}_r(\dot{Y}, \dot{C}),$$

а оптимальные значения \dot{Y}_{opt} должны быть расположены на пересечениях поверхностей $g_j(x, c)$ и $\xi_j(x, c)$ с поверхностями

$$\eta(X, C) \leq \eta_0 = \text{const}; \quad Q(X, C) \leq Q_0 = \text{const}; \quad \vartheta(X, C) \leq \vartheta_0 = \text{const}, \quad (6.52)$$

в совокупности определяющими выбор независимых переменных. По этим причинам произвольные, жесткие и недостаточно обоснованные, «волевые», задания η_0 , ϑ_0 и Q_0 ведут к значениям $G_{\text{СП}}$, как правило, далеким от оптимальных. В особенности это относится к выбору $\eta_0(X, C)$ — наиболее сильно влияющему на $G_{\text{СП}}$ и наиболее часто выбираемому произвольно.

Самым эффективным средством решения в этих условиях является применение методов и принципов согласованного оптимума. При наличии математических моделей ответ находят на пути поиска оптимального решения векторной задачи оптимизации:

$$\dot{G}_{\text{СП}} = \dot{F}_{\text{СП}} \{ \eta(X, C), Q(X, C), \vartheta(X, C) \} \rightarrow \text{opt}. \quad (6.53)$$

Менее корректным является предоставление исчерпывающей информации о поведении критериев качества по формуле (6.53) в зависимости от \dot{X} , \dot{C} и D_r для выбора лицом, принимающим решение, оптимального варианта в условиях максимальной информационной определенности.

Таблица 5.2

Параметры источника	Мощность нагрузки $P_{н}, Вт$	Количество транзисторов $N_{Т\text{ опт}}, шт$		Количество диодов $N, шт$	Частота $(Гц)$ $f_{с\text{ опт}}$	Масса трансформатора $G_{Тр\text{ опт}}, кг$	$G_{Т+G_{В}}, кг$	$G_{СП\text{ мин}}, кг$	КПД ¹ (Без ПИ), %
		в корн.	в б/корн.						
$U_{ПИ} = 0,5 В$ $G_{ПИ}$ по формуле (3.3)	50,0	450	—	12	6000	1,820	5,460	35,6	53,8
$U_{ПИ} = 27 В$ $G_{ПИ}$ по формуле (6.49)	400	15	—	8	4100	0,895	0,596	85,6	93,1
	400	—	24	8	5800	0,826	0,176	84,9	94,1
	100	4	—	8	6800	0,203	0,214	21,76	93,2
	100	—	8	8	7200	0,192	0,096	21,32	94,3
$U_{ПИ} = 27 В$ $G_{ПИ}$ по формуле (6.50)	400	6	—	8	8000	0,781	0,272	9,61	92,1
	400	—	10	8	7800	0,796	0,106	9,37	92,8
	100	2/8 ²	—	4/8	3000/6000	0,240/0,209	0,100/0,316	2,6/2,7	91,2/92,1
	100	—	4/12	4/8	4000/7000	0,225/0,202	0,048/0,116	2,42/2,52	92,2/93,3

¹ КПД системы инвертор — выпрямитель дан без учета потерь в задающем генераторе и в монтажных проводах.

² В знаменателе приведены данные с учетом ограничения по надежности: $Q \leq 0,998$ при $T_{р\text{ ес}} = 10^5$ ч.

ОСОБЕННОСТИ КОНСТРУКЦИИ СИСТЕМ ПИТАНИЯ И УПРАВЛЕНИЯ ЭРД

Одним из определяющих этапов создания КЛА с ЭРД после решения задач синтеза структур, выбора систем и поиска оптимальных проектных параметров элементов и узлов системы является разработка конструкции установки, обеспечивающей успешное выполнение программы полета КЛА, надежного функционирования аппаратуры в жестких условиях космического пространства.

Ниже рассмотрены некоторые вопросы, необходимость в решении которых возникает при создании конструкции СПУ для ЭРД.

7.1. ВОЗДЕЙСТВИЕ КОСМИЧЕСКОЙ СРЕДЫ НА МАТЕРИАЛЫ И ЭЛЕМЕНТЫ СПУ ЭРД

Основными факторами, воздействующими на элементы и узлы систем ЭРДУ, которые необходимо учитывать при отработке конструкции, являются влияние глубокого вакуума и космической радиации, эрозия и разрушение материалов в результате взаимодействия с метеоритами, влияние низких температур. Рассмотрим кратко перечисленные факторы [27].

Влияние глубокого вакуума. Процессы, происходящие на границе поверхность материала — разреженный газ при давлении $< 10^{-7}$ Па характеризуются регулярной эрозией поверхностного слоя материала эквивалентной испарению или сублимации. Скорость испарения существенно различна в зависимости от рабочей температуры, качества поверхности (технологии ее обработки) и физических свойств материала. Наименьшей скоростью испарения при прочих равных условиях обладают кадмий, цинк и магний. Неорганические изоляционные материалы на основе окислов металлов (Al_2O_3 , MgO , BeO) могут длительно работать в глубоком вакууме при высоких температурах ($\vartheta_p \leq 2000^\circ C$). Устойчивость к сублимации полимерных материалов (лакокрасочных покрытий и пластмасс) в значительной мере определяются их составом, технологией производства и рабочей температурой. По данным работы [27] 10% потеря массы за год работы в вакууме при $p = 136 \cdot 10^{-6}$ Па имеют место при температурах каучука натурального $190^\circ C$, полиэтилена высокой плотности — $290^\circ C$, политетрафторэтилена (фторопласта) — $380^\circ C$, эпоксидных смол — $40—250^\circ C$, полиуретана $60—150^\circ C$.

При компоновке электрических систем необходимо учитывать возможность осаждения или конденсации продуктов испарения на элементах системы и, в особенности, конденсацию паров металлов, а также конденсацию металлического рабочего вещества ЭРД (ртуть, цезий) на изоляторах высоковольтных токопроводов.

Влияние радиационного облучения. В космическом пространстве на материалы и элементы конструкции оказывают влияние солнечная и космическая радиация, геомагнитное излучение (радиационные пояса Земли), а также радиационное облучение изотопных или ядерных бортовых первичных источников энергии на беспилотных КЛА. При радиационном облучении основные дефекты возникают вследствие структурно-химических изменений материалов, что приводит к выходу из допусков важнейших характеристик материалов и приборов — удельного сопротивления металлов и изоляционных материалов, к деформации и нарушению межвитковой изоляции трансформаторов, к изменениям магнитных свойств сердечников трансформаторов, магнитных усилителей и дросселей, кристаллической структуры полупроводниковых приборов и интегральных схем, к росту потерь в диэлектриках конденсаторов и к изменению геометрических размеров полимерных материалов и керамики. Перечисленные факторы должны быть рассмотрены при отработке конструкции с учетом интенсивности радиации, ее природы, длительности воздействия и результатов экспериментальных исследований, накопленных при создании аналогичных систем. Необходимые данные и рекомендации опубликованы в ряде отечественных монографий и справочников [20, 24, 48, 52].

Воздействие метеорных тел. Космическая эрозия является процессом разрушения поверхности конструктивных элементов КЛА, протекающим под воздействием соударения движущихся с большой скоростью КЛА и атомов и ионов остаточных газов космического пространства, а также метеорных тел.

Атомы и ионы с энергиями от 10 до 10^6 эВ и более при ударе о поверхность твердого тела выбивают из нее атомы, ускоряя унос вещества, вызванный сублимацией или испарением.

Межпланетное пространство содержит значительное количество микрометеоритов и космической пыли. Плотность пылевых частиц может быть различной и колеблется от 0,05 до 3,5 г/см³. Относительная скорость таких частиц составляет по прямым орбитам около 20 км/с и при встречном движении приближается к 60 км/с. Удар частицы перпендикулярно поверхности встречи приводит к появлению небольших, не превышающих 10 мкм полусферических углублений. Их число на низких высотах составляет величину $\approx 10^4$ на см², а вдали от Земли — 1—2.

Эти процессы приводят к деградации поверхностно-оптических свойств материалов и элементов конструкции, изоляционных и теплорегулирующих свойств покрытий и должны учитываться при проектировании располагаемых вне гермоотсека конструкций. Прямой удар метеорного тела, вероятность которого для КЛА с различными траекториями полета приводится в справочниках, приводит не только к эрозии, но и в определенных условиях может вызвать мощную ударную волну деформации в материале. Эта волна про-

ходит по толще материала и, отражаясь от стенок, создает на противоположной от места встречи с телом стороне растягивающее напряжение, величина которого может быть достаточной для разрушения и выброса с большой скоростью части материала стенки; при этом размеры кусков материала в несколько раз превышает толщину стенки. Подробно проблемы и средства борьбы с метеоритной опасностью рассмотрены в работе [27].

Влияние низких температур. При температурах ниже -50°C некоторые металлы и сплавы теряют пластичность и становятся хладоломкими. По этим свойствам их разделяют на IV группы.

I. Металлы и сплавы, сохраняющие пластичность и вязкость при охлаждении до $-50 \dots -70^{\circ}\text{C}$. К ним относят стали перлитного и мартенситного классов.

II. Металлы и сплавы, выдерживающие охлаждения до $-100 \dots -120^{\circ}\text{C}$. Это, в основном, стали с содержанием углерода $0,20-0,35\%$ и легированные никелем, хромом, ванадием, молибденом.

III. Металлы и сплавы, сохраняющие пластичность и вязкость до -196°C . К ним относятся нержавеющие стали, алюминиевые и титановые сплавы.

IV. Металлы и сплавы, предназначенные для работы при $\theta < -196^{\circ}\text{C}$. К ним относятся никель, алюминий, медь и их сплавы, некоторые нержавеющие стали.

Влияние низких температур на полимерные материалы и пластмассы, пропиточные и заливочные компаунды, применяемые в конструкциях узлов и элементов систем управления и питания ЭРД, проявляется в существенном увеличении в них внутренних напряжений, приводящих, если не принять специальных мер, к необратимым разрушениям конструкций и устройств. Так как к этим материалам предъявляются целый ряд зачастую противоречивых требований, удовлетворяемых с большим трудом (эластичность, незначительная усадка, высокая теплопроводность, стойкость к тепловым ударам, высокая адгезия, высокая электрическая прочность и т. п.), то большинство электронных систем располагают в термостабилизируемых гермоконтейнерах, а для размещенных вне гермоконтейнеров предусматривают автоматическое включение специальных нагревателей при снижении температуры ниже -20°C [56]. С целью обеспечения надежности и работоспособности СПУ для ЭРД, как и всех остальных электронных систем КЛА, каждый конструктивно завершенные блоки должны на стадии отработки опытных и технологических образцов проходить и выдерживать испытания на термостойкость и термоудары в условиях более жестких, чем ожидаемые рабочие диапазоны температур.

7.2. ТЕПЛОБМЕН В УСЛОВИЯХ КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА И ТЕПЛОВЫЕ РЕЖИМЫ СПУ ЭРД

Обеспечение теплового режима систем преобразования и управления ЭРДУ означает создание условий, при которых температуры

основных элементов конструкции и приборов СПУ находятся в диапазонах заданных ограничений. По данным наблюдений отказам многих систем КЛА предшествовали нарушения температурных режимов.

За прошедшие более чем два десятилетия развития практической космонавтики накоплен значительный опыт научно-обоснованных разработок систем обеспечения тепловых режимов научной и функциональной аппаратуры КЛА, подтвержденных большим объемом экспериментальных данных. Вместе с тем каждая новая разработка требует обширных дополнительных аналитических и экспериментальных исследований.

Практическая реализация систем обеспечения тепловых режимов СПУ ЭРД возможна в двух направлениях.

Тепловой режим СПУ ЭРД, размещенного в гермоотсеке. Требуемые тепловые характеристики объекта достигаются размещением его в герметичном газонаполненном объеме (гермоотсеке) КЛА, в котором специальной автоматической системой поддерживается в заданных пределах температура и поддерживается стабильным давление.

Как правило, в гермоотсеках размещаются системы питания и управления ЭРД, мощность которых не превышает 2 кВт. В этом случае основной теплотехнической задачей является создание принудительного обдува узлов и элементов СПУ в гермоотсеке охлаждающим газом, достаточного для обеспечения заданного рабочего температурного диапазона [20]. Наиболее распространена кассетная конструкция СПУ для гермоотсеков.

Расчеты температурных полей таких конструкций методами электроаналогий подробно рассмотрены в работах [20, 26].

С учетом обычных допущений для каждой i -й зоны могут быть составлены системы уравнений такого типа

$$\begin{aligned} \sum \Delta P_3 &= \frac{1}{R_{3,x}} (\vartheta_3 - \vartheta_k) + \frac{1}{R_{3,k}} (\vartheta_3 - \vartheta_k); \\ \frac{1}{R_{3,k}} &= \frac{1}{R_k} \vartheta_k + \frac{1}{R_{k,x}} (\vartheta_k - \vartheta_x). \end{aligned} \quad (7.1)$$

$$\sum \Delta P_3 = G_{ix} c_x q_x (\vartheta_{\text{вых}} - \vartheta_{\text{вх}}).$$

Здесь $R_{3,x}$, $R_{3,k}$, R_k — средние тепловые сопротивления в зонах между тепловыделяющими элементами и деталями, расположенными в зоне; ϑ_k , ϑ_x — температуры корпуса прибора и хладагента; c_x и q_x — удельная теплоемкость и плотность газового хладагента; G_{ix} — объемный расход хладагента, приходящийся на i -ю плату. Решение составленных для всех i плат системы уравнений (7.1) на общедоступных ЭВМ типа «Наири» или «Мир» не вызывает трудностей и позволяет выполнить без больших затрат времени итеративную процедуру теплового расчета [20]. После решения системы (7.1) оп-

ределяют средние значения температуры нагретой зоны ϑ_3 и температуру хладагента ϑ_x на выходе из блока $\vartheta_{\text{вых}}$:

$$\vartheta_3 = \frac{1}{m} \sum_{i=1}^m \vartheta_{i3}; \quad \vartheta_x = \frac{1}{m} \sum_{i=1}^m \vartheta_{ix}; \quad (7.2)$$

$$\vartheta_{\text{вых}} = 2\vartheta_x - \vartheta_{\text{вх}}.$$

Так как в гермоотсеке, как правило, размещается несколько электронных блоков, то распределительная сеть охлаждающего газа представляет собой достаточно сложную гидравлическую систему с взаимосвязанными параллельными и последовательными нелинейными гидравлическими сопротивлениями, определение численного значения которых весьма сложно. По этим причинам экспериментальной отработке тепловых режимов на моделях, в наибольшей степени приближенных к реальным, должно быть уделено максимальное внимание на самых ранних стадиях конструкторской проработки системы терморегулирования всего гермоотсека в целом.

Тепловой режим СПУ ЭРД, размещенного вне гермоотсека.

Обеспечение требуемого теплового режима системы питания и управления ЭРД, размещенной вне гермоотсека, является достаточно сложной теоретической и инженерной задачей, решение которой может стать определяющим фактором в выполнении всей программы полета КЛА. В зависимости от назначения ЭРД и КЛА возможны три варианта исполнения систем терморегулирования СПУ:

1) установление равновесной температуры в блоках, узлах и элементах СПУ излучением его собственных и дополнительных поверхностей радиаторов в соответствии с законом Стефана -- Больцмана;

2) установление теплового режима СПУ, в основном, путем отвода тепла теплопроводностью через тепловые мосты между источниками потерь и холодильником-излучателем (или несущей конструкцией, внешней обшивкой гермоконтейнера и т. п.);

3) установление теплового режима СПУ в равной (или соизмеримой) мере путем излучения и теплопроводности.

Для самого общего случая запишем уравнение теплового баланса для всех трех режимов теплообмена блока СПУ:

$$Gc_p \frac{d\vartheta}{dt} = \sum_{i=1}^k \Delta P_i + \sum_{j=1}^n P_j - \sum_{l=1}^m \lambda_l (\vartheta_l - \vartheta_0) - k \sum_{r=1}^s \epsilon_r F_r (\vartheta + 273)^4. \quad (7.3)$$

Здесь Gc_p , F_r , ϑ — масса, средняя удельная теплоемкость, площадь поверхности и температура блока; ΔP_i — мощность потерь, выделяемых в i -м элементе блока; P_j — мощность тепловых потоков, поступающих извне к блоку (солнечная радиация, отраженное излучение планеты, тепловой поток от соседнего блока и т. п.); λ_l — коэффициент теплопроводности между l -м элементом с темпе-

ратурой θ_i и радиатором (каркасом, шасси, несущей конструкцией) с температурой θ_0 на расстоянии d_i ; k — постоянная Стефана-Больцмана; ϵ_r — приведенная степень черноты r -й излучающей поверхности F_r .

Из выражения (7.3) следует, что установившаяся равновесная температура блока СПУ определяется рядом проектных параметров и характеристик, в первую очередь, активными потерями в элементах и узлах системы ΔP_i , эффективностью средств отвода тепла теплопроводностью, а также оптическими и геометрическими свойствами излучающих и воспринимающих излучение поверхностей.

Вопросам теплообмена и расчетов температур КЛА посвящена обширная литература. Поэтому здесь целесообразно рассмотреть только некоторые особенности, свойственные системам питания и управления ЭРДУ, в частности, вызванные большой мощностью систем преобразования. Абсолютное значение мощности потерь для элементов и звеньев системы, равное $\Delta P_i = \xi_i P_{ni}$, можно найти по расчетным выражениям для ξ_i , полученным в разд. 4.4 и 4.5.

В связи с необычайными трудностями отвода тепла в космосе представляет особый интерес обнаружение, теоретическое и экспериментальное определение дополнительных потерь в мощных токопроводах, обмотках и элементах конструкции трансформаторов и выпрямителей, вызванных увеличением рабочей частоты f_c переменного тока и геометрией проводников, там, где в наземных условиях при частотах промышленной сети этими потерями обычно пренебрегают.

В работе [12] приведены результаты экспериментальных исследований добавочных потерь в меди обмоток и в алюминиевых теплоотводах трехфазного трансформатора на витом ленточном сердечнике, предназначенном для работы вне термоотсека (см. рис. 4.13). Теплоотводы представляют собой разрезные алюминиевые цилиндры диаметром 36 и 70 мм, толщиной 2,5 мм и высотой 80 мм. Первый теплоотвод расположен между сердечником и первичной обмоткой, а второй — между первичной и вторичной обмотками. Оба теплоотвода соединены тепловыми мостиками с двумя радиаторами — излучателями. Так как теплоотводы расположены в полях рассеяния магнитных потоков, то следует ожидать возникновения в них добавочных потерь, оценка которых расчетным путем вызывает большие трудности в связи с необходимостью решения достаточно сложной краевой задачи теории поля с трудно определяемыми теплофизическими параметрами и электромагнитными характеристиками анизотропной системы, какой является такая конструкция катушки трансформатора. По этим причинам добавочные потери, вносимые теплоотводами, точно определялись специально разработанным калориметром, позволяющим измерять потери в объектах с погрешностью до 0,3%, независимо от формы и частоты питающего напряжения сети [12].

На рабочей частоте 800 Гц добавочные потери в теплоотводах составляли примерно 12 Вт или всего около 0,25% от общей мощности трансформатора, однако при этом максимальная температура внутри катушки была снижена почти на 60°С.

Калориметрические методы измерения позволили также обнаружить, а затем и обосновать теоретически добавочные потери, возникающие в токопроводах из изогнутых на ребро плоских шин, широко применяемых в ЭРДУ для передачи энергии от ПИ к ВИП (ЭРД типа ТХД и т. п.). Такие конструкции применяются также в высоковольтных низковольтных обмотках трансформаторов для накала нагревателей ЭРД, в распределительных воздушных индуктивностях

преобразователей и т. д. В работе [18] в результате решения уравнения Лапласа для области изгиба таких шин показано, что даже на постоянном токе добавочные потери могут достигать величины 10—15% в зависимости от радиуса изгиба и ширины шины, учет которых на стадии проектирования позволяет более точно определять рабочие температуры элементов и узлов.

Представляет также несомненный интерес задача определения равновесной температуры токопровода в цепях мощных дугowych или торцовых холловских ЭРД, когда токопровод охлаждается только излучением. Полагая, что КЛА находится на околоземной орбите, запишем уравнение теплового баланса, с учетом облучения такого токопровода Солнцем и пренебрегая теплообменом на концах шины:

$$I^2 R_0 [1 + \alpha_m (\Delta \vartheta)] + \frac{1}{2} F Q_S A_S = k \varepsilon F_{\text{ш}} \vartheta^4, \quad (7.4)$$

где R_0 , α_m — омическое сопротивление и температурный коэффициент сопротивления медной шины при начальной температуре ϑ_0 ; Q_S , A_S — удельная мощность солнечного излучения и коэффициент поглощения лучистой энергии поверхностью шины, площадью $F_{\text{ш}}$; I — ток, протекающий по шине.

Результаты решения уравнения (7.4) и зависимости $\vartheta = f(j)$, где j — плотность тока, протекающего по круглой трубчатой шине с внутренним диаметром $d = 20$ мм, приведены на рис. 7.1. При этом принято $Q_S = 1400$ Вт/м² и $A_S = 0,25$.

Серьезные трудности вызывает экспериментальное определение ΔP_B у мощных высоковольтных выпрямителей, предназначенных для питания ЭРД с турбогенераторным ПИ, из-за очень высокого значения к. п. д., близкого к 0,99 для $U_B \geq 3000$ В. Вычислить с приемлемой погрешностью ΔP_B разность мощностей переменного тока на входе P и постоянного на выходе ($\Delta P_B = P_{\sim} - P_{=}$) не представляется возможным из-за очень близких значений P_{\sim} и $P_{=}$ и недостаточной точности измерительных приборных средств измерения на высоком напряжении и повышенных частотах. Для перенесения результатов наземных испытаний в вакуумных камерах на

реальные условия работы выпрямителя в космосе необходима погрешность измерения ΔP_B не более 2%, что можно получить только методом замещения. С этой целью на размещенном в вакуумной камере выпрямителе в характерных точках измеряют установившиеся температуры на номинальном режиме по току и напряжению. Реальной нагрузкой после этого выпрямитель отключают по входу и выходу и подклю-

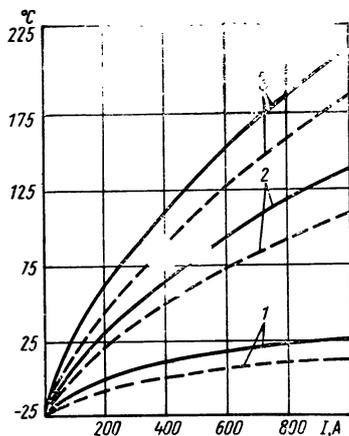


Рис. 7.1. Зависимость равновесной температуры трубчатой шины от тока, плотности тока j и степени черноты:

1— $j=1$ А/мм²; 2— $j=3$ А/мм²; 3— $j=5$ А/мм²;
— $\varepsilon=0,7$; — — — $\varepsilon=0,8$

чают со стороны постоянного тока к низковольтному регулируемому источнику питания так, чтобы все вентили выпрямителя оказались открытыми. Если теперь увеличивать ток через вентили I_B^* так, чтобы установившаяся в тех же характерных точках температура стала равной температуре в прежнем опыте, то так как условия теплообмена не изменились, можно считать равными и мощности потерь в достигнутом режиме, т. е. $\Delta P_B = I_B U_B$. Погрешность этого метода изменения определяется точностью измерения температур и мощности постоянного тока и может быть равной или меньше 0,5%.

Дополнительным обстоятельством, облегчающим создание необходимого теплообмена СПУ и, в определенных условиях, весьма эффективным, является максимально возможное рассредоточение источников тепла по возможно большей поверхности. Примером такого решения может служить рассмотренная в гл. I система питания и управления ИД мощностью 3 кВт [56].

Каждая из 20 ячеек, в том числе 8 мощностью 250 Вт, имела размеры лицевой поверхности, достаточные для эффективного собственного излучения (без учета тепловых потоков на раму, к другим ячейкам или к корпусу КЛА). Площадь модуля была выбрана достаточной для поддержания практически целесообразных температур плат в диапазоне 25—35°С при излучении тепла только с одной стороны платы (при отсутствии прямого солнечного излучения). Так как площадь ячейки, выбранная по этим соображениям, как правило, больше, чем требуемая для плотного монтажа элементов в одной плоскости, то для большинства элементов удалось применить теплоотводы с минимальной массой. Каждый элемент на плате был залит эпоксидной смолой, создававшей электрическую изоляцию и низкое тепловое сопротивление между элементом и радиатором в условиях глубокого вакуума. Габаритные размеры блока 915×754××105 мм.

В отключенном состоянии, при пассивном полете КЛА или в режиме резервирования, когда КЛА расположен так, что солнечное излучение не достигает СПУ, температура электронных элементов может снизиться до значения, намного превышающего безопасную для их длительной эксплуатации. Поэтому на панели СПУ было установлено 17 подогревателей, каждый из которых рассеивал мощность порядка 15 Вт.

Специальная автоматическая система включала эти нагреватели и поддерживала предельную нижнюю температуру на уровне —18°С.

Рассмотрим в качестве еще одного примера систему терморегулирования метеорологического спутника второго поколения ITOS-1, выведенного на солнечно-синхронную орбиту высотой в апогее 1435 ± 45 км. Требования, предъявляемые к тепловому режиму его научного и энергетического оборудования, приведены в табл. 7.1.

Такие тепловые режимы систем спутника обеспечивались пассивным методом, путем соответствующего выбора поглощательной и излучающей способностей поверхностей теплообмена, и частично активным, с помощью двух саморегулирующих управляемых гидравлической заслонкой, установленных на боковой поверхности аппарата. Система должна нормально функционировать при отказе одной заслонки (аварийный режим).

Тепловой режим обеспечивался при максимальной рассеиваемой мощности 160 Вт с учетом солнечного излучения, альbedo Земли и инфракрасного излучения.

После выбора системы теплового регулирования была изготовлена тепловая модель всего аппарата, состоявшая из 22 элементов, на которой были выполнены оценки приемлемости выбранных решений. На модели определялись коэффициенты поглощения и излучения конструкции, коэффициенты взаимного облучения, величины солнечного излучения и земного альbedo и уровень инфра-

Таблица 7.1

Наименование узла	Режим ориентации, °С	Рабочие режимы, °С	Аварийные режимы, °С
Компоненты электронных блоков	0—(+40)	(+10)—(+30)	0—(+40)
Внутренние детали	(-5)—(+45)	(+5)—(+35)	(-5)—(+45)
Специальные узлы: силовой гироскоп	(0)—(+40)	(+10)—(+30)	0—(+40)
аккумуляторные батареи	(+5)—(+40)	(+10)—(+35)	0—(+45)
электроника источников питания	(-5)—(+45)	(+5)—(+45)	(-5)—(+55)
сканирующие радиометры	(-5)—(+45)	(-5)—(+45)	(-5)—(+45)

красного излучения Земли. По результатам исследований на макете и обработки на ЭВМ были уточнены размеры и расположение элементов терморегулирования.

По данным испытаний макета была изготовлена и испытана в условиях, близких к реальным, полномасштабная модель спутника. Испытания проводились в вакуумной камере диаметром 3 м с реальным солнечным воздействием. Результаты экспериментов хорошо совпали с расчетными данными. Температуры в характерных точках не отличались от расчетных более, чем на $+1^{\circ}\text{C}$, при максимальном отклонении $\pm 3^{\circ}\text{C}$.

После запуска на орбиту показания датчиков температуры на каждом витке передавались по телеметрическим каналам на две наземные станции. За 380 суток полета реальные температурные характеристики аппарата практически не отличались от расчетных во всех режимах его работы. Максимальное отклонение температуры составляло $\pm 3^{\circ}\text{C}$ [45].

Приведенные примеры подтверждают с одной стороны возможность современными средствами эксперимента получить на физических моделях и в искусственных условиях режимы, практически не отличающиеся от реальных в космосе, а с другой — необходимость тщательной отработки тепловых режимов узлов ЭРДУ для обеспечения весьма низких (до -50°C) рабочих температур электрических блоков.

Для систем терморегулирования КЛА с ЭРД, общая мощность которых достигает 20 и более кВт, в ряде проектов предусматривается применение высокоэффективных тепловых труб в качестве отводящих и перераспределяющих тепло элементов. Установленные на ИСЗ с орбитальным телескопом тепловые трубы, предназначенные для выравнивания температуры по периметру корпуса диаметром 1220 мм, успешно выдержали испытания в невесомости в течение девяти месяцев полета обсерватории. Несмотря на существенно неравномерный нагрев Солнцем корпуса разность температур по периметру не превышала $1,67-2,22^{\circ}\text{C}$. Тепловые трубы находят применение в системах охлаждения электронных систем КЛА. Так «Грумман Эрспейс» (США) разработан преобразователь постоянного тока мощностью 1 кВт для космической лаборатории ST. Применение тепловых труб позволило отводить тепло потерь в 77 Вт и поддерживать температуру, не превышающую 100°C в конструкции с габаритными размерами $150 \times 100 \times 90$ мм, тогда как решение этой же задачи традиционными средствами привело бы к увеличению массы преобразователя на 15% [35].

7.3. ЭЛЕКТРОРАКЕТНЫЕ ДВИГАТЕЛИ БЛИЖАЙШЕГО БУДУЩЕГО

Начата советской космонавтикой эра практического использования космического пространства сегодня приносит весомые плоды. Современные средства связи, системы навигации, служба метеорологии, поиск полезных ископаемых, разработка новых техноло-

гических процессов — далеко не полный перечень успешного применения ИСЗ для научных и практических целей.

В большинстве из перспективных программ в той или иной мере предусматривается использование ЭРД благодаря их универсальности применения и высокой эффективности.

Истощение ресурсов углеводородных ископаемых и увеличение потребности в энергии обусловили поиски новых источников энергии. Наряду с разработкой программ использования атомной энергии и термоядерного синтеза в США интенсивно разрабатываются проекты использования энергии Солнца для передачи ее на Землю.

В соответствии с долгосрочным, хотя и недостаточно обоснованным прогнозом, в начале XXI века значительная часть энергии в США должна обеспечиваться космическими электростанциями (КЭС) [40]. NASA (США) разработан подробный проект такой КЭС с полезной мощностью $5 \cdot 10^6$ кВт с расчетным сроком эксплуатации 30 лет. КЭС с общей массой $33,3 \cdot 10^6$ кг должна быть выведена на геостационарную орбиту. Согласно проекту, энергия передается на Землю с помощью микроволнового луча на частоте $2,45 \cdot 10^9$ Гц. Размеры полей с солнечными батареями из арсенида галлия — 21300×3800 м, ожидаемый КПД — 17,6%. КЭС по частям должен доставляться на низкую близкую к круговой околоземную орбиту на высоте 556 км и собираться в секции так, чтобы ее мощность было достаточно для питания ЭРДУ, обеспечивающую транспортировку секций на геостационарную орбиту. В качестве двигательной установки для межорбитального разгонного блока (МРБ) приняты аргонные ионные ЭРД, которые прошли лабораторные испытания, имеют высокие удельный импульс и КПД, не вызывают загрязнения окружающей среды.

Диаметр выходного отверстия ИД выбран равным 100 см. По предварительным расчетам установка с ИД должна иметь суммарный удельный импульс $J_{уд} = 127,5 \cdot 10^3$ Н/кг, крайнее напряжение $U_0 = 5000$ В, ионный ток $I_a = 225$ А, что дает выходную мощность 1225 кВт и обеспечивает при двухкратной ионизации аргона тягу 13,03 Н. Мощность, потребляемая сеткой ускорителя — 10 кВт при $U_c = 500$ В, цепь разряда — 10 кВт при 40 В, катода — нейтрализатора — 0,278 кВт при 6 В. Расход энергии на излучение ионного пучка и сеток составляют 213 кВт. Питается ЭРД от трех независимых секций солнечных батарей. Первая с напряжением 2000 В для питания экрана содержит конвертор, повышающий напряжение СД до 5000 В; напряжение второй — для питания ускоряющих электродов — 500 В и третьей — для питания цепей разряда и вспомогательных цепей мощностью 40 кВт — 40 В. Последние два источника содержат стабилизаторы напряжения. Масса подсистем хранения, распределения и повторного сжижения (из-за большой протяженности магистралей) составляет 15% от полной массы рабочего тела. Этот автономный МРБ может транспортировать с околоземной на геостационарную орбиту полезный груз с общей массой $4,27 \cdot 10^6$ кг за 133 дня. Для доставки на заданную орбиту всех грузов, необходимых для монтажа одной КЭС, потребуется девять таких разгонных блоков, основные характеристики которых приведены ниже.

Сухая масса, кг	1,7 10^6
Масса рабочего вещества, кг	$0,303 \cdot 10^6$
Полная стартовая масса МРБ, кг	$2,003 \cdot 10^6$
Начальная мощность СБ, кВт	$384 \cdot 10^3$
Площадь СБ, км ²	0,9
Количество ЭРД	268
Максимальная тяга, Н	$3,49 \cdot 10^3$

Отмечается, что масса топлива ЭРД ориентации МРБ пропорциональна третьей степени его длины, поэтому общий расход топлива МРБ составляет всего 1,24% от необходимого расхода, в случае если бы КЭС транспортировалась вся в виде одного блока на геостационарную орбиту.

На конец 1983 года намечен запуск с помощью ТКК КЭС мощностью 150 кВт с целью отработки конструкции в реальных условиях. Он содержит две панели солнечных батарей длиной 230 и шириной 38,5 м [40].

О размахе наземной отработки КЭС свидетельствуют данные о создании NASA ряда специализированных лабораторий и, в частности, для исследования подвижности астронавта — сборщика при работе в невесомости с крупноразмерными конструкциями (разработана кабина с манипулятором на воздушной подушке), стенд имитации причаливания, установка создания нейтральной плавучести (бак с водой диаметром 34 м и высотой 18 м, в котором тренируются операторы в космических скафандрах). Получены первые результаты исследований на этих установках.

К сожалению, в работах, посвященных КЭС отсутствуют (по-видимому, по причинам их необычайной сложности) данные о конкретных результатах проектных разработок и даже о принципах построения систем питания и управления столь мощными ЭРД.

1. Арцимович Л. А., Морозов А. И., Снарский Р. К. и др. Разработка стационарного плазменного двигателя (СПД) и его испытание на ИСЗ «Метеор» — Космические исследования. Изв. АН СССР, т. XII, вып. 3. — М.: Наука, 1974, с. 451—459.
2. Балагуров В. А., Галатеев Ф. Ф., Гордон А. В., Ларионов А. Н. Проектирование электрических аппаратов авиационного оборудования. — М.: Оборонгиз, 1962. 515 с.
3. Бальян Р. К. Трансформаторы для радиоэлектроники. — М.: Сов. радио, 1971. 719 с.
4. Белецкий В. В. Теория и практические методы резервирования радиоэлектронной аппаратуры. — М.: Энергия, 1977. 356 с.
5. Вентцель Е. С. Исследование операций. — М.: Сов. радио, 1972. 551 с.
6. Волгин Л. Н. Принцип согласованного оптимума. — М.: Сов. радио, 1977. 142 с.
7. Волков И. В., Вакуленко В. М. Источники электропитания лазеров — Киев: Техника, 1976. 175 с.
8. Глазенко Т. А. Полупроводниковые преобразователи в электроприводах постоянного тока. — Л.: Энергия, 1973. 303 с.
9. Глибицкий М. М. Бездуговая резисторная коммутация активно-индуктивных силовых цепей. — «Электротехническая промышленность». Сер. Аппараты низкого напряжения, 1976, вып. 6 (55), с. 5—8.
10. Глибицкий М. М., Кравцов С. Ф. К развитию идей К. Э. Циолковского об использовании электричества для создания тяги и вопросы весовой оптимизации энергосистем питания ЭРД. — Тр. 8 чтений Циолковского. Калуга, 1973. М.: Наука, 1974. 113 с.
11. Глибицкий М. М., Кравцов С. Ф. Определение оптимальных характеристик трансформаторов автономных преобразователей малой мощности. — Электротехника, 1972, № 4, с. 39—43.
12. Глибицкий М. М., Кравцов С. Ф. Калориметрические измерения добавочных потерь. — Электротехника, 1975, № 4, с. 60—63.
13. Глибицкий М. М., Сухман Л. А. Оптимизация параметров автономного преобразователя с помощью ЭВМ. — Сб. «Электротехническая промышленность». Сер. Преобразовательная техника, 1978, вып. 12 (107), с. 8—10.
14. Глибицкий М. М., Сухман Л. А., Тицкий И. Н. Калориметрические измерения динамических потерь в транзисторах мощных инверторов напряжения. — Киев. Техника. Сб. «Современные задачи преобразовательной техники», т. 2, 1975. 358 с.
15. Глибицкий М. М., Кравцов С. Ф. О выборе электромагнитных нагрузок торондальных трансформаторов. — «Электронная техника», сер. 5. Радиодетали и радиокомпоненты, 1976, вып. 3 (16), ЦНИИ «Электроника», с. 111—116.
16. Глибицкий М. М., Кравцов С. Ф. Аналитический метод определения оптимальных размеров трансформаторов малой мощности. — «Электротехника», 1967, № 4, с. 23—26.
17. Глибицкий М. М., Мезенина Н. С. Переходные режимы статических преобразователей напряжения с учетом реальной петли гистерезиса магнитопровода силового трансформатора. — «Электричество», 1977, № 10, с. 65—69.

18. Глибицкий М. М., Мотылевская Р. Е. Поле плотности тока и активное сопротивление изогнутого под углом 90° плоского проводника. — Изв. АН СССР. «Энергетика и транспорт», 1978, № 5, с. 148—153.

19. Глибицкий М. М., Фоменко Г. В. Математическая модель транзисторного инвертора для машинного анализа коммутационных процессов. — Вестник Харьковского политехнического института. «Проблемы оптимизации полупроводниковых систем преобразования энергии». 1980, вып. 1, изд. XIV. Харьков, с. 82—84.

20. Глушицкий И. В. Расчет теплообмена в бортовой аппаратуре летательных аппаратов. — М.: Машиностроение, 1976. 151 с.

21. Градзовский Г. Л., Иванов Ю. Н., Токарев В. В. Механика космического полета. — М.: Наука, 1975. 703 с.

22. Грейвер Е. С. Ключевые стабилизаторы напряжения постоянного тока. — М.: Связь, 1970. 151 с.

23. Гришин С. Д., Лесков Л. В., Козлов И. Н. Электрические ракетные двигатели. М.: Машиностроение, 1975. 271 с.

24. Гуров А. Ф., Севрук Д. Д., Сурнов Д. Н. Конструкция и расчет проектирования двигательных установок. — М.: Машиностроение, 1980. 510 с.

25. Драбович Ю. И., Пономарев И. Г. Метод глубокого секционирования и надежность мощных транзисторных преобразователей. — Сб. «Современные задачи преобразовательной техники». Тезисы докладов Всесоюзной научно-технической конференции. Киев, ИЭД АН УССР, 1975, т. 1, с. 253—269.

26. Дульнев Г. Н., Тарановский Н. Н. Тепловые режимы электронной аппаратуры. — Л.: Энергия, 1971. 248 с.

27. Инженерный справочник по космической технике. Изд. 2-е, — М.: Воениздат, 1977. 430 с.

28. Информационно-управляющие системы космических энергетических установок. — М.: Атомиздат, 1979. 239 с.

29. Куландин А. А., Тимашев С. В., Иванов В. Н. Энергетические системы космических аппаратов. — М.: Машиностроение, 1979. 319 с.

30. Лазарев И. А. Синтез структуры систем электроснабжения летательных аппаратов. — М.: Машиностроение, 1976. 255 с.

31. Моин В. С., Лаптев Н. Н. Стабилизированные транзисторные преобразователи. — М.: Энергия, 1972. 511 с.

32. Морозов А. И. Физические основы космических электрореактивных двигателей. — М.: Атомиздат, 1979. 325 с.

33. Морозов А. И., Шубин А. П. Космические электрореактивные двигатели. — М.: Знание, 1975. 36 с.

34. Морозовский В. Т., Сиднеев И. М., Раков К. Д. Системы электроснабжения летательных аппаратов. — М.: Машиностроение, 1973. 420 с.

35. Низкотемпературные тепловые трубы для летательных аппаратов. — М.: Машиностроение, 1976. 200 с.

36. Овчаренко В. В., Иванченко А. И., Кушнир Н. А. К вопросу об импульсной мощности, выделяемой при коммутации силовых транзисторов. «Полупроводниковые приборы и преобразовательные устройства». — Саранск. Уч. зап. Мордовского ун-та, 1975, вып. 4, с. 33—37.

37. Петров Г. Н. Электрические машины. — М.: Энергия, 1972, ч. 1. 209 с.

38. Подиновский В. В., Гаврилов В. М. Оптимизация по последовательно применяемым критериям. — М.: Сов. Радио, 1975. 192 с.

39. Попов Н. А. Вакуумные выключатели. — Л.: Энергия, 1965. 112 с.

40. Применение электроракетных двигателей для космической солнечной электростанции. Экспресс Информация «Астронавтика и ракетодинамика», ВИНТИ, 1978, № 44, с. 2—13.

41. Прямое преобразование энергии. Пер. с англ. — М.: Мир, 1975. 363 с.

42. Растринин Л. А. Системы экстремального управления. — М.: Наука, 1974. 631 с.

43. Розенблат М. А. Магнитные элементы автоматики и вычислительной техники. — М.: Наука, 1974. 769 с.

44. Ромаш Э. М. Транзисторные преобразователи в устройствах питания радиоэлектронной аппаратуры. — М.: Энергия, 1975. 176 с.

45. **Скотт Р. Р.** Проектирование и испытание системы терморегулирования КЛА ITOS-1. — ВРТ, 1972, № 8, с. 3—31.
46. **Справочник** по преобразовательной технике. Киев: Техника, 1978. 445 с.
47. **Сухман Л. А.** Расчет на ЭВМ модульного преобразователя с учетом последствий отказов. — Сб. «Проблемы преобразовательной техники», т. III, Киев, 1979, с. 41—43.
48. **Фаворский О. Н., Фишгойт В. В., Янговский Е. И.** Основы теории космических электрореактивных двигательных установок. — М.: Высшая школа, 1978. 384 с.
49. **Фрадкин Г. М., Кодюков В. М.** Радионуклидные источники энергии. — М.: Атомиздат, 1972. 286 с.
50. **Циолковский К. Э.** Собрание сочинений, т. 2. — М.: АН СССР, 1954. 365 с.
51. **Чуян Р. К.** Система моделей оптимального проектирования двигательной установки. Труды МАИ. 1978, с. 31—36.
52. **Штулингер.** Ионные двигатели для космических полетов. — М.: Воениздат, 1966. 343 с.
53. **Эвенс А., Хофман Р. и др.** Мощные полевые транзисторы с V — МОП структурой — перспективные конкуренты мощных биполярных приборов. — «Электроника», 1978, № 13, с. 29—39.
54. **Электроснабжение** летательных аппаратов. — М.: Машиностроение, 1975. 689 с.
55. **Atkins K. L., Duksbury J. H.** Solar electric propulsion and spacecraft capabilities for outer planet exploration. «AIAA Paper», 1975. N 1158, p. 1—12.
56. **Benson G. G.** Development and testing of a Flight Prototype Ion Thruster Power Conditioner. «AIAA Paper», 1970. N 649, p. 1—13.
57. **Costogne E., Rau G. A.** Flexible Roll-up Solar Array Utilizing Parabolic Comensators for potential Co et Rendezvous Application. «AIAA Paper», 1978, N 687, p. 25—27.
58. **Dasso E., Nagorski R.** Trajectory Analysis for SEPS missions. «AIAA 10th Electric propulsion Conf. Nevada, October, 1973.
59. **Eims R., Yong L.** SEPS Solar Array Design and Technology Evaluation. «AIAA Paper», 1975, N 374.
60. **Koelle H.** Statistical development history of space transportation. «Raumfahrt forschung», 1974, N 18, s. 25—30.
61. **Masser P.** Recent experimental plasmajet results. Amer. Rocket Soc. (Preprints), 1961, N 100, p. 1—12.
62. **Mitrich M.** The effects of 30-cm thruster performance of exposure to LN and 2, 5 suns radiation. «AIAA Paper», 1975, N 343, p. 1—10.
63. **Missinger H., Benson R.** Resign characteristics of Solar electric spacecraft for multiply interplanetary missions. «AIAA Paper», 1979, N 645, p. 1—23.
64. **Raab B., Fridrich S.** Design Optimisation for Profit in Commercial Communications Satellites. AIAA 5-th Communications Satellite system Conference. «AIAA Pap.», 1974, N 489, p. 1—13.
65. **Renels D.** Architectures for Fault — tolerant Spacecraft Computers. «Proceeding IEEE», v. 66. N 10, 1978, p. 1255—1268.
66. **Weddel I., McRol W.** Selfpowered electric propulsion of satellite power systems. «AIAA Pap.», 1978, N 694, p. 1—9.
-

	<i>Стр.</i>
Предисловие	3
Глава I. Системы питания и управления электрическими ракетными двигателями	5
1.1. Электроракетные двигатели в космосе	5
1.2. Принципиальные схемы ЭРД и их классификация	6
1.3. Электроракетная двигательная установка	8
1.4. Системный подход и проблемы оптимизации ЭРДУ	10
Глава II. Типы ЭРД и требования к системам питания и управления	14
2.1. Термоэлектрические РД	14
2.2. Электронагревные ракетные двигатели	14
2.3. Дуговые электроракетные двигатели	15
2.4. Импульсные плазменные двигатели	17
2.5. Ионные двигатели	19
2.6. Система питания и управления ИД	23
2.7. Стационарный плазменный двигатель (СПД)	27
2.8. Торцовый холловский двигатель (ТХД)	29
2.9. Электроракетные двигатели в связке	31
Глава III. Первичные источники энергии космических аппаратов	32
3.1. Химические первичные источники (ХПИ)	34
3.2. Атомные первичные источники энергии	35
3.3. Солнечные батареи	39
Глава IV. Вторичные источники питания ЭРД	42
4.1. Коммутирующие устройства, приборы и аппараты	43
4.2. Тиристорные коммутаторы и инверторы	48
4.3. Транзисторные коммутаторы	52
4.4. Транзисторные инверторы и конверторы	55
4.5. Трансформаторы и магнитные коммутаторы в СПУ ЭРД	63
4.6. Удельные характеристики электронных систем преобразования энергии	76
Глава V. Системы управления и защиты ЭРДУ	78
5.1. Оптимальное управление КЛА с ЭРД	78
5.2. Оптимальное управление ЭРДУ	80
5.3. Аномальные и аварийные режимы в системах питания ЭРДУ	84
5.4. Методы и средства защиты инверторов в ЭРДУ	88
5.5. Защита мощных выпрямителей в ядерных турбогенераторных установках питания ЭРД	93
Глава VI. Оптимальное проектирование СПУ для ЭРД	96
6.1. Проблемы оптимизации КЛА с ЭРД	96
6.2. Критерии качества при оптимальном проектировании ЭРДУ и вопросы надежности	97
6.3. Проблемы и методы поиска оптимальных проектных решений для СПУ ЭРД	108
Глава VII. Особенности конструкции систем питания и управления ЭРД	122
7.1. Воздействие космической среды на материалы и элементы СПУ ЭРД	122
7.2. Теплообмен в условиях космического пространства и тепловые режимы СПУ ЭРД	124
7.3. Электроракетные двигатели ближайшего будущего	130
Список литературы	133

50 коп.

