

На правах рукописи

Хромов Александр Викторович

Разработка методического аппарата повышения эффективности использования электроракетных двигательных установок в системах коррекции орбиты малых низкоорбитальных космических аппаратов

Специальности:

05.09.03 – Электротехнические комплексы и системы;
05.07.05 - Тепловые, электроракетные двигатели и энергетические установки летательных аппаратов

Автореферат
диссертации на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Москва - 2013

Работа выполнена в Открытом акционерном обществе
«Научно-производственная корпорация
«Космические системы мониторинга, информационно – управляющие
и электромеханические комплексы» им. А.Г. Иосифьяна
ОАО «Корпорация «ВНИИЭМ»

Научный руководитель: доктор технических наук, профессор
Ходненко Владимир Павлович

Официальные оппоненты: доктор технических наук, старший
научный сотрудник
Ким Владимир

кандидат технических наук
Семенкин Александр Вениаминович

Ведущая организация: ФГУП «Центральный научно-
исследовательский институт
машиностроения»

Защита состоится «20» декабря 2013 г. в 14 часов на заседании
диссертационного совета Д403.005.01 созданного на базе ОАО «Корпорация
«ВНИИЭМ» по адресу: г. Москва, Хоромный тупик, д. 4, стр. 1.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке ОАО «Корпорация
«ВНИИЭМ».

Отзыв на автореферат, заверенный печатью учреждения, в 2 экз. просим
направлять по адресу: 107078, Россия, г. Москва, Хоромный тупик, д. 4, стр. 1.

Автореферат разослан « » _____ 2013 г.

Ученый секретарь диссертационного совета Д403.005.01,
кандидат военных наук,
доцент

А.В. Пинчук

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы

В настоящее время актуальной является задача увеличения срока активного существования (САС) космических аппаратов (КА) дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) до 10 и более лет. Обеспечение параметров орбиты КА, необходимых для работы съемочной аппаратуры в течение САС возможно только с применением корректирующих двигательных установок (КДУ). Помимо исправления ошибок выведения КА на орбиту и поддержания параметров орбиты современные КДУ должны обеспечивать перевод КА на орбиту утилизации. КА ДЗЗ обычно запускаются на низкие (до 600 км) орбиты, на которых атмосферное торможение является существенным, поэтому имеется тенденция увеличения суммарного импульса тяги, необходимого для обеспечения полета КА. Характерной чертой совершенствования двигательных установок является повышение их эффективности за счет увеличения удельного импульса тяги. Однако увеличение скорости истечения рабочего тела сопровождается увеличением мощности энергопотребления двигательной установки, что предъявляет к системе энергоснабжения (СЭС) КА повышенные требования. Одновременно в связи с миниатюризацией электронных компонентов наблюдается тенденция уменьшения массы и размеров КА, что приводит к пропорциональному уменьшению мощности СЭС. Рациональное применение КДУ на борту КА достигается выбором её характеристик на стадии проектирования КА и выбором режимов работы при эксплуатации.

Традиционным критерием оптимизации проектных параметров электрореактивной двигательной установки является минимум полетной массы. Как правило, учитывается масса двигателя, запас рабочего тела и масса солнечных батарей системы энергоснабжения с учетом их деградации к концу САС. Указанный подход не учитывает интеграцию КДУ в состав КА, а также распределение ресурсов СЭС между системами КА.

Длительная эксплуатация космического аппарата на околоземной орбите вызывает ухудшение характеристик элементов системы электроснабжения (мощность солнечных и емкость аккумуляторных батарей), возможны отказы блоков и устройств СЭС. Проектирование системы энергоснабжения ведется исходя из параметров солнечных и аккумуляторных батарей на конец САС, тем самым в начале эксплуатации КА на борту имеется избыток электрической энергии, который целесообразно использовать на этапе начальной коррекции. Использование имеющегося на борту резерва мощности возможно с помощью выбора циклограмм работы КДУ. При сведении КА с орбиты требуется обеспечить надежную эксплуатацию КДУ при деградировавших СБ. В настоящее время выбор режимов работы бортовых систем КА осуществляется при помощи метода энергетического баланса, который практически не учитывает взаимные циклограммы работы бортовых систем КА. Оптимальным

представляется применение корректирующих двигательных установок с большим удельным импульсом и регулируемой тягой. Только с учетом указанных факторов, можно обеспечить надежное выполнение КДУ всех поставленных задач, особенно задач по сведению КА с орбиты и полному использованию имеющегося на борту резерва электрической мощности.

При создании систем ориентации космических аппаратов принято производить оценку возмущающих воздействий на КА как со стороны различных факторов космического пространства (например, аэродинамический момент), так и со стороны различных систем КА, включая КДУ. При этом необходима оценка момента, возникающего из-за неидеальной установки двигателя, когда вектор тяги не проходит через центр масс КА. Момент от КДУ является постоянным по знаку и при длительной коррекции способен вызвать насыщение по кинетическому моменту двигателей-маховиков системы ориентации. Следует также рассмотреть возможность отказа одного из двигателей-маховиков, что приводит к уменьшению суммарного кинетического момента исполнительных органов системы ориентации.

Таким образом, отсутствие учёта интеграции КДУ в состав КА и взаимных циклограмм работы бортовых систем определило актуальную научную задачу диссертации, заключающуюся в разработке методического аппарата, позволяющего полностью использовать возможности КДУ, что имеет существенное значение при разработке космических аппаратов.

Целью работы является повышение эффективности применения электроракетной КДУ за счёт рационального выбора параметров КДУ и режимов её эксплуатации с учётом взаимодействия с другими бортовыми системами малого КА ДЗЗ.

Научная задача исследования: на основе анализа факторов, характеризующих порядок применения КДУ в составе малых КА, разработать и апробировать методический аппарат (математические модели и способы их применения), позволяющий достичь наиболее полного использования потенциальных возможностей КДУ в течение жизненного цикла МКА.

Для достижения поставленной цели были определены и решены следующие основные задачи:

1. Проведен анализ факторов, определяющих порядок применения электроракетных корректирующих двигательных установок малых КА.
2. Разработаны и верифицированы математические модели взаимодействия электроракетной КДУ с системой энергоснабжения и системой ориентации космического аппарата.
3. Осуществлено обоснование применения разработанных моделей для определения режимов работы электроракетной КДУ для различных стадий эксплуатации КА.
4. Выданы рекомендации по практическому применению разработанных моделей для конкретных типов малых КА.

Объектом исследования являются электроракетные КДУ и взаимодействующие с ними электротехнические системы, применяемые в составе малых искусственных спутников (МКА) ДЗЗ.

Предметом исследования являются свойства электроракетной КДУ и смежных электротехнических систем, требования к КДУ, а также рациональный порядок её применения (режимы работы) с учетом её взаимодействия с системами КА.

Метод исследования: численное математическое моделирование, которое выполнялось на ЭВМ.

Характеристика исследований по главам диссертационной работы. В первой главе проводится анализ места электроракетной корректирующей двигательной установки в структуре малого КА и факторов, влияющих на её применение. Анализируются существующие методы выбора типа, проектных параметров и режимов работы КДУ, выявляется необходимость проведения математического моделирования взаимодействия КДУ с системами КА. В заключении главы формулируется научная задача. Во второй главе проводится моделирование взаимодействия КДУ с системой энергоснабжения и системой ориентации КА, а также верификация полученных моделей. В третьей главе диссертации при помощи разработанных математических моделей определяются оптимальные циклограммы работы КДУ для каждого этапа жизненного цикла МКА. В четвертой главе даны рекомендации по практическому применению разработанных моделей для конкретных типов МКА. В них отражено применение моделей как для обоснования применения перспективной двухрежимной ДУ, так и для оптимального проведения коррекции орбиты МКА с определением параметров системы энергоснабжения по результатам лётных испытаний.

Научные результаты, полученные лично автором и выносимые на защиту.

1. Математическая модель энергодвигательной системы КА.
2. Математическая модель взаимодействия электроракетной КДУ с системой ориентации КА в процессе коррекции орбиты.
3. Оптимальные циклограммы работы электроракетной КДУ для различных этапов эксплуатации малого КА на низкой круговой полуденной солнечно-синхронной орбите с учетом деградации неориентируемых солнечных и аккумуляторных батарей.
4. Порядок коррекций параметров орбиты КА, основанный на применении разработанных оптимальных циклограмм работы КДУ, и учитывающий результаты лётных испытаний конкретного КА.

Вклад автора. Автором лично были разработаны и апробированы математическая модель энергодвигательной системы КА и модель взаимодействия КДУ и системы ориентации КА, а также осуществлен поиск оптимальных циклограмм работы электроракетной КДУ. Автор принимал

непосредственное участие в подготовке и проведении лётных испытаний КДУ КА «Канопус-В» №1 и Белорусского КА с применением указанных моделей.

Новизна результатов работы состоит в следующем:

1. Разработана новая математическая модель энергодвигательной системы КА, учитывающая параметры системы энергоснабжения, циклограммы работы КДУ, выработку электроэнергии солнечными батареями во время движения КА по солнечно-синхронной орбите.
2. Впервые разработана математическая модель взаимодействия КДУ и системы ориентации космического аппарата, позволяющая оценить погрешность ориентации КА, когда двигатели-маховики аккумулируют импульс внешнего момента КДУ.
3. Найдены циклограммы работы КДУ малого КА, применение которых впервые позволяет достичь полного использования возможностей системы энергоснабжения и КДУ.
4. Предложен новый порядок проведения включений КДУ на витке полёта КА, позволяющий минимизировать продолжительность различных видов коррекций при положительном энергобалансе КА.

Научная теоретическая значимость диссертационной работы заключается в том, что результаты проведенных исследований представляют собой развитие методов оптимального выбора проектных параметров электроракетной корректирующей двигательной установки и режимов её работы.

Практическая значимость результатов диссертационной работы заключается в следующем:

1. Разработанные математические модели, алгоритмы и программное обеспечение позволяют повысить эффективность проектирования КА путём совместного исследования КДУ, системы энергоснабжения и системы ориентации.
2. Найденные с помощью математического моделирования оптимальные циклограммы работы КДУ позволяют значительно сократить продолжительность коррекций орбиты малого КА.
3. Предложенный метод проверки взаимодействия КДУ с системами космического аппарата позволяет при эскизном проектировании оценить возможность применения перспективных КДУ в составе КА.

Достоверность результатов исследований подтверждается применением при математическом моделировании известных закономерностей и апробированных методов, верификацией разработанных математических моделей, хорошим совпадением результатов численного моделирования с данными, полученными при лётных испытаниях КА.

Внедрение. Результаты работы были использованы при интеграции на борту космических аппаратов «Канопус-В», Белорусский КА, «Ионосфера», «Метеор-М» №3 корректирующих двигательных установок, а также при их лётной эксплуатации на КА «Канопус-В» и Белорусском КА.

Апробация работы. Результаты диссертационной работы докладывались и обсуждались на XXXIII, XXXIV, XXXVII академических чтениях по космонавтике, конференции молодых специалистов в ОАО «Корпорация «ВНИИЭМ», 31-ой Международной конференции по электрореактивным двигателям.

Публикации. Основные результаты диссертационной работы опубликованы в 6 научных статьях в журналах, рекомендуемых ВАК России для опубликования научных результатов исследования.

Структура и объём диссертации. Диссертация состоит из введения, 4 глав основного текста, заключения, списка литературы и приложения. Объём диссертации составляет 138 страниц, включая 38 таблиц, 54 рисунка, список литературы из 106 наименований.

ОСНОВНОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во **введении** показана актуальность темы диссертации, формулируются цель и задачи исследования, рассмотрено современное состояние проблемы, излагается научная новизна и практическая значимость работы, сообщаются положения, выносимые на защиту, сведения об апробации и публикациях, излагается структура диссертации.

В **первой главе** проведен анализ факторов, определяющих порядок применения КДУ в составе малого КА, кратко описаны особенности КДУ разных типов, рассмотрена методика выбора типа КДУ и проанализировано взаимодействие КДУ с бортовыми системами и конструкцией КА.

В общем виде задачей корректирующих двигательных установок КА дистанционного зондирования Земли является проведение: начальной коррекции ошибок выведения, периодических коррекций параметров орбиты; маневра перехода на орбиту утилизации.

Космический аппарат является сложной автономной электротехнической системой, куда наряду с КДУ входят подсистемы энергоснабжения, ориентации, радиолиния и др. В свою очередь КДУ может быть представлена как совокупность подсистем: двигателей, устройств хранения и подачи рабочего тела (РТ), блока питания и управления. Каждая из подсистем КА выполняет свою функцию, однако можно выделить параметры, характеризующие любую систему КА: масса и габариты, потребление электроэнергии, тепловыделение и надежность. КДУ обменивается с КА энергией (получает электрическую, отдает тепловую) и информацией (получает команды, выдает телеметрию). Под действием тяги двигателей меняется положение центра масс КА на орбите. Поэтому КДУ может рассматриваться как электротехническая система, одна из составных частей более сложной системы — космического аппарата (электромеханического комплекса). Она обладает как общими для всех подсистем свойствами, так и частной характеристикой — силой тяги двигателя, определяющей продолжительность

маневров. Индивидуальным свойством системы является изменение массы по мере выработки РТ.

Специфические требования со стороны КА к КДУ:

1. Двигательная установка должна иметь минимальные массу, размеры и энергопотребление. Необходимо обеспечить прохождение вектора тяги через центр масс КА. При выработке рабочего тела КДУ изменение положения центра масс должно быть минимальным.

2. Имеются ограничения со стороны КА на тягу двигателя: снизу — располагаемым временем на проведение коррекций, сверху — совместимостью с системой ориентации.

3. Желательно наличие у КДУ нескольких режимов тяги, что позволит гибко реагировать на изменяющиеся условия эксплуатации.

В главе рассмотрены двигательные установки следующих типов:

- с двигателями на холодном газе;
- с электронагревными и электротермокаталитическими двигателями;
- со стационарными плазменными двигателями (СПД);
- с абляционными импульсными плазменными двигателями (АИПД);
- с ионными двигателями (ИД).

В порядке перечисления возрастают удельный импульс и цена тяги КДУ. Двигательные установки первых трех типов имеют один режим тяги, у КДУ с СПД и ИД тяга может регулироваться при помощи изменения ускоряющего напряжения, а у АИПД — при помощи изменения частоты следования импульсов.

Общепринятой методикой выбора типа КДУ является обеспечение минимальной суммарной массы КДУ и системы энергоснабжения, т.н. энергодвигательной системы КА. Возможен аналитический поиск оптимального значения удельного импульса тяги двигателя, соответствующего минимуму массы. Он определяется не только параметрами КДУ, но и энергомассовым совершенством СЭС. Основным недостатком данного метода является сложность определения параметров энергодвигательной системы, т.к. в системе энергоснабжения КА крайне редко выделяется система питания КДУ.

Существует метод сравнения различных КДУ с целью выбора оптимальной установки для конкретного КА. Производится оптимизация массы энергетической системы, которая равна сумме масс системы хранения РТ и солнечных батарей КА. Задачей двигательной установки постулируется компенсация атмосферного торможения при работе КДУ на освещенной части витка. Исходя из удельного импульса и КПД двигателя, а также удельной массы баков, минимизируется критерий — масса энергетической системы. Метод имеет большое количество допущений. Например, корректирующие импульсы необходимо выдавать как на освещенном (ОУВ), так и на теневом (ТУВ) участках витка орбиты (иначе последняя перестанет быть круговой), что требует учета не только массы солнечных, но и аккумуляторных батарей, а также преобразователей энергии. При рассмотрении энергетической системы

не учитывается мощность, необходимая для работы других систем КА, что не позволяет получить целостную картину энергобаланса.

Анализ взаимодействия КДУ со смежными системами малого космического аппарата показал:

1. Взаимодействие с *полезной нагрузкой, радиолинией, конструкцией КА* и другими системами, не работающими одновременно с КДУ, может быть учтено при проектировании данных систем.

2. Взаимодействие КДУ с *системами терморегулирования и управления* КА мало отличается от других систем, поэтому анализ такого рода взаимодействий удобно проводить при комплексном проектировании указанных систем, когда создаются тепловая модель и алгоритм управления всего КА.

3. Наличие постоянного по знаку возмущающего момента КДУ, действующего в течение длительного времени на *систему ориентации*, требует проведения динамического моделирования.

Сила тяги двигателя должна позволять системе ориентации парировать возмущения, связанные с неточностью установки двигателя на КА (рис. 1).

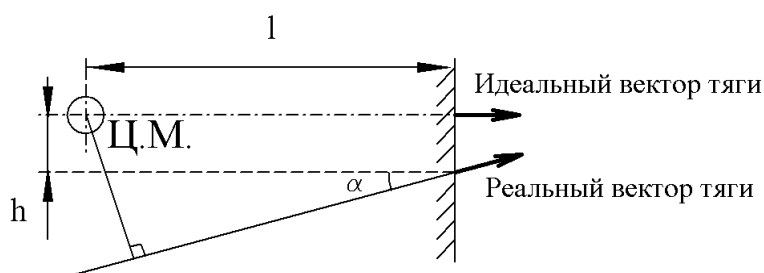


Рисунок 1 – Возникновение возмущающего момента от КДУ

Зная расстояние l от центра масс КА до места установки двигателя, линейное смещение вектора тяги h , угол отклонения вектора тяги α , можно вычислить возмущающий момент, действующий на космический аппарат:

$$M_B = r_T(l \cdot \sin \alpha + h \cdot \cos \alpha)$$

где r_T – тяга двигателя.

При использовании современных электроракетных двигателей возмущающий момент M_B получается малым (десятые доли мН·м), но постоянным по модулю и вызовет насыщение двигателя-маховика с кинетическим моментом H через время t :

$$t = \frac{H}{M_B}$$

При насыщении двигатель-маховик теряет возможность создавать управляющий момент, и требуется включение системы разгрузки, что ведёт к повышенному расходу электрической энергии. В теории систем ориентации

данный вопрос детально не проработан, хотя в случае МКА момент от КДУ оказывается больше внешних возмущающих моментов.

4. Для системы энергоснабжения двигательная установка с высоким удельным импульсом является мощной сеансной нагрузкой. При коррекции орбиты КДУ должна включаться дважды на витке полета, причем одно включение КДУ проводится на ОУВ, а второе — в тени Земли. Исключение составляет коррекция эксцентриситета, когда проводится одно включение на витке.

Методика проектирования систем энергоснабжения КА основана на методе энергетического баланса:

$$\int_{OVB} W_{CB} \eta_{CB} dt = \int_{OVB} (W_H + W_{CЭС} + W_{Ш} + W_{П}) dt + \int_{ТВ} (W_H + W_{П}) dt ,$$

где W_{CB} – мгновенная мощность солнечных батарей, η_{CB} – КПД солнечных батарей, W_H – мощность нагрузок КА, $W_{CЭС}$ – энергопотребление СЭС, $W_{Ш}$ – мощность шунта, $W_{П}$ – мощность потерь.

Требуется проведение анализа работы СЭС с учетом возможных отказов. Основные элементы СЭС — солнечные и аккумуляторные батареи теряют свои свойства с течением времени. При проектировании КА выбор элементов СЭС производится для конца срока активного существования. Следовательно, в начале эксплуатации на борту КА имеется значительный резерв мощности. После выведения КА на орбиту и до ввода его в штатную эксплуатацию требуется коррекция ошибок выведения, которую следует проводить по возможности быстро. Необходимо использовать резерв электрической энергии для начальной коррекции орбиты.

Изменение условий энергоприхода на витке, зависимость параметров системы энергоснабжения от освещенности и температуры солнечных батарей, значительная электрическая мощность КДУ, включаемой на разных участках орбиты, требуют проведения динамического моделирования.

Глава завершается постановкой научной задачи исследования. Результаты исследования изложены в следующих главах работы.

Вторая глава посвящена разработке и верификации математических моделей взаимодействия КДУ с системой энергоснабжения и системой ориентации КА. Моделирование проводилось в пакете прикладных программ MATLAB/Simulink. В силу разной длительности процессов, протекающих в энергодвигательной системе и в системе ориентации (85000 с и 2700 с), взаимодействие КДУ с данными системами моделировалось отдельно.

Модель энергодвигательной системы космического аппарата

Объектом моделирования является система энергоснабжения малого КА дистанционного зондирования «Канопус-В» (рис. 2 и 4). Первичным источником питания являются неподвижные арсенид-галлиевые солнечные

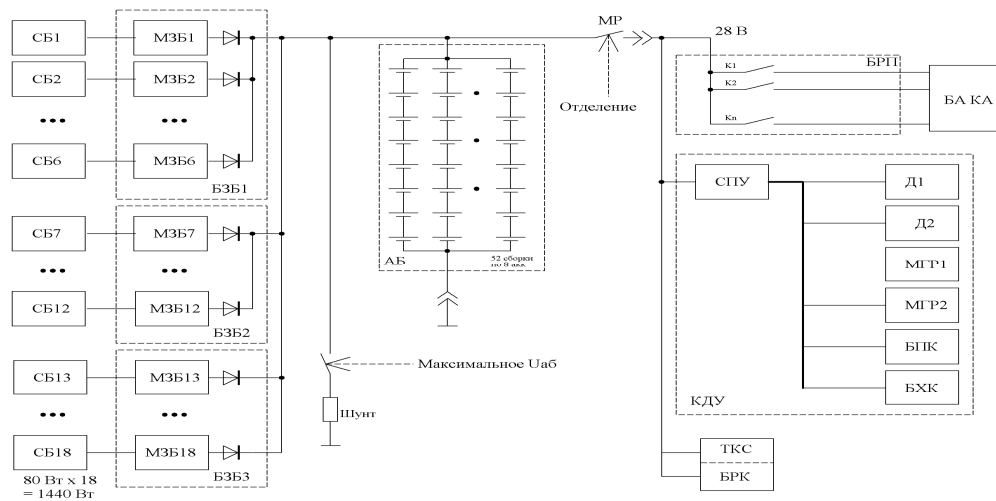


Рисунок 2 - Структурная схема СЭС КА «Канопус-В»

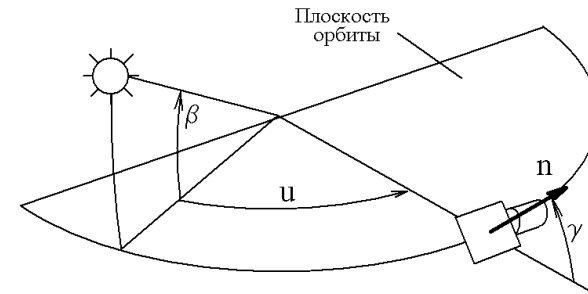


Рисунок 3 - К определению энергоприхода на солнечно-синхронной орбите

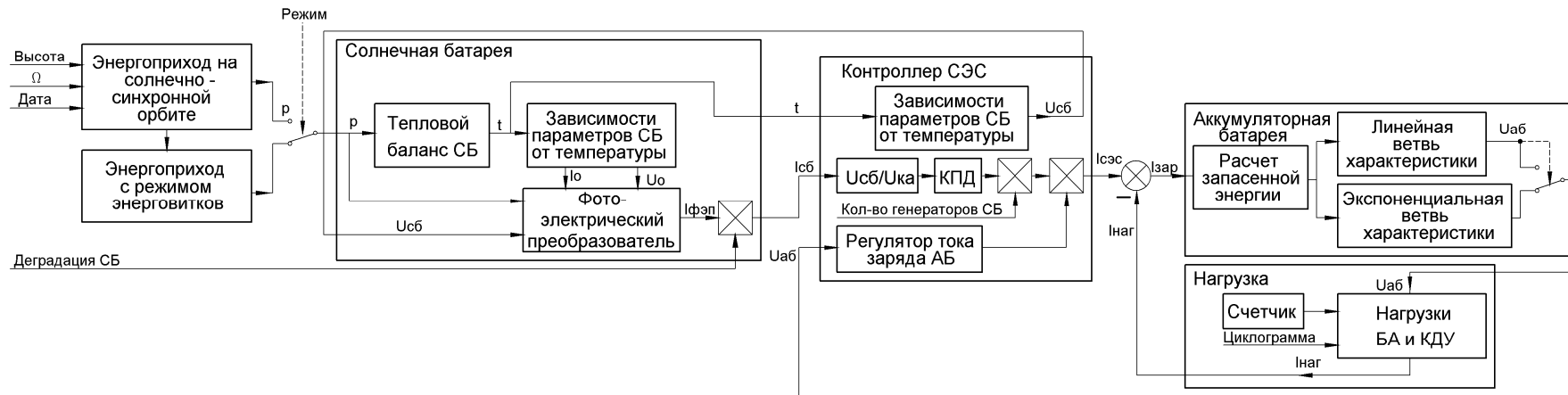


Рисунок 4 - Структурная схема модели энергодвигательной системы

Ω – местное время пересечения восходящего узла орбиты, ρ – мгновенное значение коэффициента освещенности, I_0 , U_0 – параметры фотоэлектрического преобразователя: ток и напряжение максимальной мощности, $I_{фэп}$ – выходной ток фотоэлектрического преобразователя, $U_{сб}$, $I_{сб}$, t – напряжение, ток и температура СБ, $U_{аб}$ – напряжение АБ, $I_{сэс}$, $I_{зар}$, $I_{наг}$ – токи на выходе системы энергоснабжения, заряда АБ и нагрузки соответственно

батареи. Они разделены на 18 генераторов, каждый из которых подключен к модулю заряда аккумуляторной батареи. Литий-ионная аккумуляторная батарея имеет емкость 78 А·ч, и представляет собой 52 соединенных параллельно сборки по 8 соединенных последовательно аккумуляторов.

Модель энергоприхода на солнечно-синхронной орбите (ССО)

Мощность неподвижной СБ прямо пропорциональна коэффициенту освещенности p :

$$p = \cos\beta \cos\gamma \cos\alpha + \sin\beta \sin\gamma$$

где β - угол между направлением на Солнце и плоскостью орбиты, γ - угол между нормалью к плоскости СБ и плоскостью орбиты, α - угол, определяющий текущее положение КА на орбите (рис. 3). Учитывая движение Солнца, получим:

$$\sin\beta = \cos\delta_c \sin i \sin [15(12^h - m_\Omega)] - \sin\delta_c \cos i,$$

$$\delta_c = \arcsin(\sin\varepsilon \sin\lambda_c), \quad \lambda_c = \frac{2\pi}{365,2422} d_{21.03}.$$

где δ_c - склонение Солнца, m_Ω - время пересечения восходящего узла, ч; $\varepsilon=23,5^\circ$ - угол между плоскостью экватора и плоскостью эклиптики, $d_{21.03}$ - дата (число дней, прошедших с 21 марта).

Наклонение ССО i определяется ее высотой, угол u - функция времени t :

$$i = \arccos\left[-\left(\frac{R_3 + h}{12352,54}\right)^{7/2}\right], \quad u = \frac{t}{R_3 + h} \sqrt{\frac{\mu}{R_3 + h}}.$$

Помимо работы КДУ в орбитальной ориентации КА моделируется режим с энерговитками, когда на одном витке выполняется коррекция орбиты (КА стабилизирован в орбитальной системе координат), а на следующем при выходе из тени Земли фотоэлектрические батареи ориентируются на Солнце, обеспечивая коэффициент освещенности, равный 1.

Модель солнечной батареи

Модель объединяет вольтамперную характеристику солнечной батареи, решение уравнения теплового баланса СБ и модуль, отражающий влияние температуры на параметры солнечной батареи и её деградацию. Уравнение теплового баланса СБ:

$$mc \frac{dT}{d\tau} = Q_{\text{погл_солн_ФЭП}} + Q_{\text{погл_солн_карк}} + Q_{\text{погл_отр_солн}} + Q_{\text{погл_зем}} - Q_{\text{изл_ФЭП}} - Q_{\text{изл_карк}} - Q_{\text{изл_обр}} - W_{\text{эл}}$$

где m, c - масса и теплоемкость СБ; T - температура; τ - время; Q_i - тепловые потоки, поглощенные и отраженные элементами СБ; $W_{\text{эл}}$ - электрическая мощность СБ.

Вольтамперная характеристика солнечной батареи с учетом зависимости от освещенности p :

$$I_{\text{сб}} = p I_{\text{кз}} \left[1 - \exp\left(\frac{\left(\frac{U_{\text{сб}}}{U_{\text{хх}}} - 1\right) \ln\left(1 - \frac{I_{\text{опт}}}{I_{\text{кз}}}\right)}{\frac{U_{\text{опт}}}{U_{\text{хх}}} - 1} \right) \right],$$

где $I_{\text{кз}}$ - ток короткого замыкания СБ; $U_{\text{сб}}$ - выходное напряжение СБ; $U_{\text{хх}}$ - напряжение холостого хода СБ; $I_{\text{опт}}$ - оптимальный ток СБ (соответствует максимальной мощности); $U_{\text{опт}}$ - оптимальное выходное напряжение СБ.

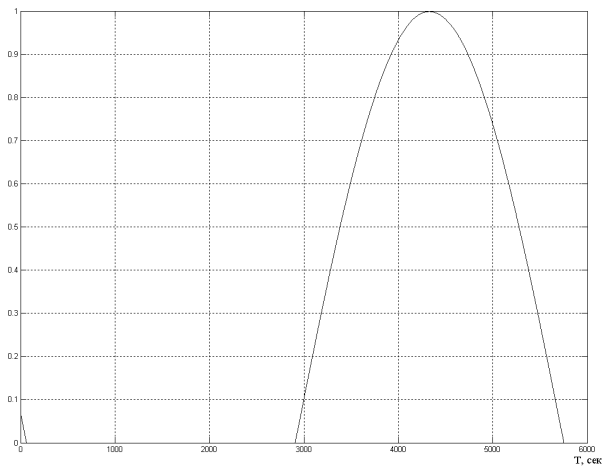


Рисунок 5 – Зависимость коэффициента освещенности от времени

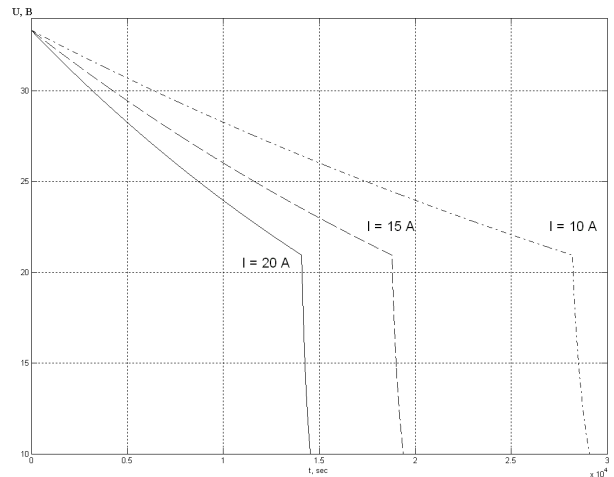


Рисунок 6 – Зависимость напряжения АБ от времени при разряде постоянным током

Модель аккумуляторной батареи

Модель аккумуляторной батареи основана на разрядной характеристике – зависимости напряжения АБ от глубины её разряда. Напряжение на клеммах АБ (с учетом деградации D):

$$U = \begin{cases} \exp\left(\frac{\ln(U_{\min} + 1 - IR_0)}{W_{\min}} W\right) - 1, & \text{если } W < W_{\min}, \\ U_{\min} + W \frac{U_{\max} - U_{\min} - IR_0}{W_{\max} - W_{\min}} - IR_0, & \text{если } W > W_{\min}, \end{cases} \quad W_{\max} = W_{\max_0}(1 - D),$$

где W – энергия, запасенная в АБ, W_{\min} и W_{\max} – минимально допустимое и номинальное количество энергии в АБ; R_0 – внутреннее активное сопротивление АБ; I – ток заряда/разряда АБ.

Мгновенное значение запасенной энергии:

$$W(t) = W_0 + \int_0^t IU dt$$

где W_0 – начальный заряд батареи.

Модель контроллера системы энергоснабжения

Контроллер СЭС, модель которого служит для согласования моделей СБ и АБ между собой и с бортовыми нагрузками КА, выполняет задачи:

- управление напряжением СБ по сигналам датчиков температуры;
- релейное управление зарядом аккумуляторной батареи по сигналу глубины разряда АБ;
- преобразование уровней напряжения и тока, учет КПД СЭС.

Модель нагрузки

Модель нагрузки при помощи счетчика формирует во времени последовательное изменение активных сопротивлений по заданной циклограмме работы.

Энергодвигательная система КА.

Схема модели энергодвигательной системы КА изображена на рис. 4. На регистрирующие устройства выводятся выходные переменные системы для

построения графиков: коэффициента освещенности, тока нагрузки и тока заряда/разряда АБ, глубины разряда АБ и напряжения на её клеммах.

Моделирование взаимодействия КДУ с системой ориентации КА

Неточность установки двигателей может вызвать возмущающий момент по осям рыскания и тангажа до $2,44 \cdot 10^{-4}$ Н·м. Исполнительными органами СО КА являются микродвигатели-маховики (ДМ) с максимальной скоростью вращения 5000 об/мин, максимальным управляющим моментом $M=0,01$ Н·м и кинетическим моментом – $0,4$ Н·м·с.

Для обеспечения трехосной ориентации в СО применяются четыре ДМ (рис. 7). Рассчитаем максимальные управляющие моменты (M_x, M_y, M_z), которые создают эквивалентные ДМ относительно осей КА:

$$M_x = M_y = 4M \cdot \cos 30^\circ \cdot \cos 45^\circ = 0,024H \cdot м,$$

$$M_z = 4M \cdot \cos 60^\circ = 0,02H \cdot м$$

Моделирование проводится для одного канала системы ориентации, взаимное влияние каналов не учитывается, система магнитной разгрузки отключена. ПД-регулятор системы автоматического управления ориентацией (рис. 8) с дифференцированием сигнала ошибки методом Эйлера реализован при помощи блоков матричного умножения (А, В, С) и единичной задержки ($1/z$). В модели присутствуют блоки, имитирующие задержку реализации алгоритма управления в ЭВМ, квантование и ограничение управляющего момента ДМ. Возмущающий момент M_v , суммируется с управляющим моментом. Модель углового движения КА представлена двумя интегрирующими звеньями ($1/s$). Вычисляется скорость ω эквивалентного ДМ. Цифровой датчик угла ориентации характеризуется задержкой и величиной одного кванта аналого-цифрового преобразователя (АЦП).

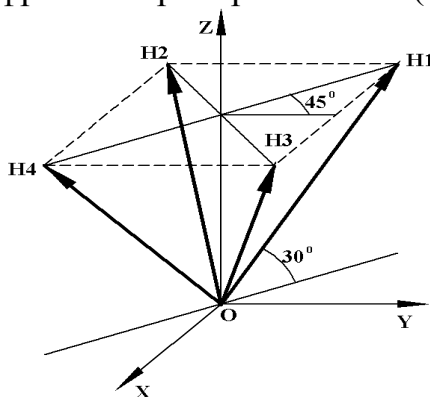


Рисунок 7 - Схема установки ДМ относительно осей КА

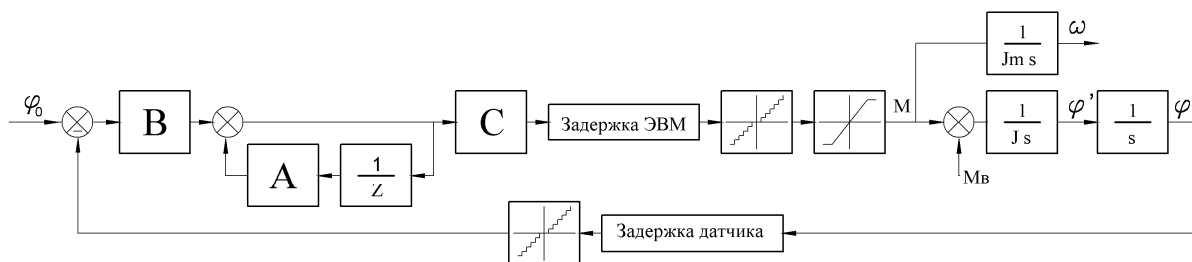


Рисунок 8 - Структурная схема математической модели взаимодействия КДУ и системы ориентации

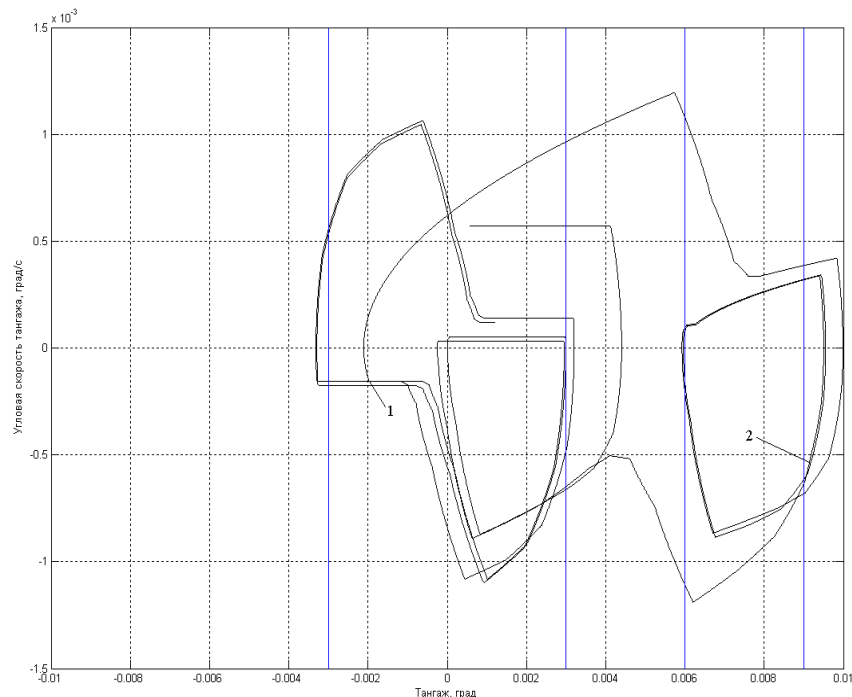


Рисунок 9 - Фазовый портрет колебаний, проведены вертикальные линии переключения АЦП (1 – начало работы КДУ, 2 – завершение работы КДУ)

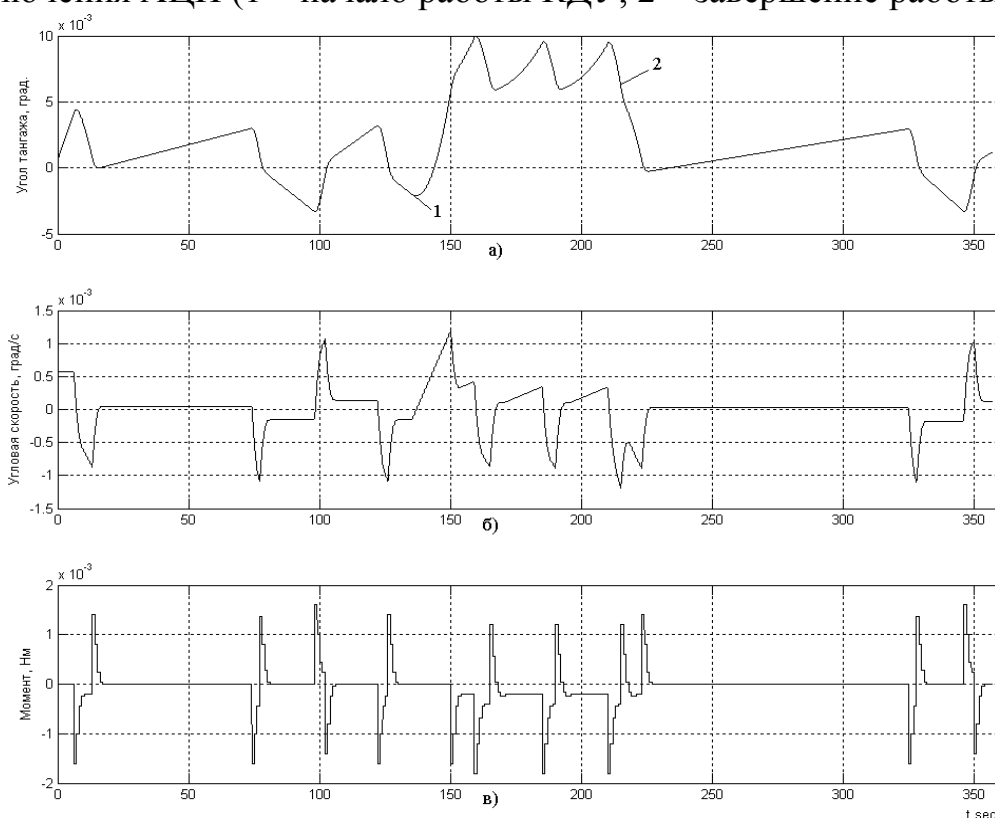


Рисунок 10 - Зависимости от времени угла тангажа (а), угловой скорости (б) и управляющего момента (в) (1 – начало работы КДУ, 2 – завершение работы КДУ)

Для исследования динамических процессов в математической модели используется метод фазовой плоскости (рис. 9 и 10).

Когда возмущающий момент отсутствует, КА находится в режиме двусторонних одноимпульсных автоколебаний. При включении КДУ

космический аппарат переходит в режим односторонних колебаний, при этом появляется установившаяся ошибка по углу ориентации. Большую часть времени КА находится под воздействием двух постоянных по модулю и противоположных по знаку моментов: возмущающего момента от КДУ и парирующего момента СО. Т.к. парирующий момент не превосходит возмущающего, отклонение по углу возрастает до переключения АЦП, за которым следует появление сигнала угловой скорости и соответствующая реакция ПД-регулятора. Постоянный момент, парирующий возмущение от работы КДУ, можно создать, только увеличивая скорость вращения двигателей-маховиков, которая растет пропорционально длительности работы КДУ.

Верификация моделей и сравнение результатов моделирования с летными данными КА «Канопус-В» №1

Модель энергодвигательной системы

Сравнение графиков напряжения и тока заряда АБ, построенных по ТМ-измерениям, и данным математического моделирования показало, что характер энергетических процессов КА и в модели совпадает. Вместе с тем имеются существенные отличия, потребовавшие доработок модели:

1. В реальной системе энергоснабжения применен линейный регулятор тока заряда аккумуляторной батареи, в связи с чем модель была доработана. Параметры линейного регулятора получены методом аппроксимации.

2. При реализованном на КА методе зарядки аккумуляторной батареи АБ не заряжается полностью (максимальный уровень заряда не превышает 90-95%) в отличие от модели с релейным управлением зарядкой АБ. Применение линейного регулятора заряда АБ устранило это противоречие.

3. Модель аккумуляторной батареи была доработана с учетом зарядной и разрядной характеристик реальной АБ.

4. Мощность потребления бортовых систем КА оказалась ниже расчетной, что потребовало уточнения константы в модели нагрузки.

5. Уточнена оценка начальной температуры СБ.

На рис. 11 и 12 приведены графики тока заряда аккумуляторной батареи и напряжения на ней, полученные в результате расшифровки ТМИ, а также при помощи доработанной модели. Наблюдается хорошее совпадение результатов, погрешность напряжения АБ не превышает 0,2 В.

Модель взаимодействия КДУ с системой ориентации

По результатам летных испытаний установлено, что работа КДУ не оказывает существенного влияния на стабилизацию КА – изменения угла тангажа не превышают $0,005^\circ$, а ошибка по скорости не более $0,0005^\circ/\text{с}$. Данные о скоростях микро-ДМ во время работы КДУ были использованы для оценки возмущающих моментов, создаваемых КДУ. По изменению скорости вращения ДМ был рассчитан реальный возмущающий момент: относительно оси тангажа - $1,47 \cdot 10^{-6}$ Н·м, а по оси рыскания - $1,40 \cdot 10^{-4}$ Н·м. Т.о., КДУ создает близкий к расчетному возмущающий момент по оси рыскания, а по оси тангажа возмущающий момент практически отсутствует.

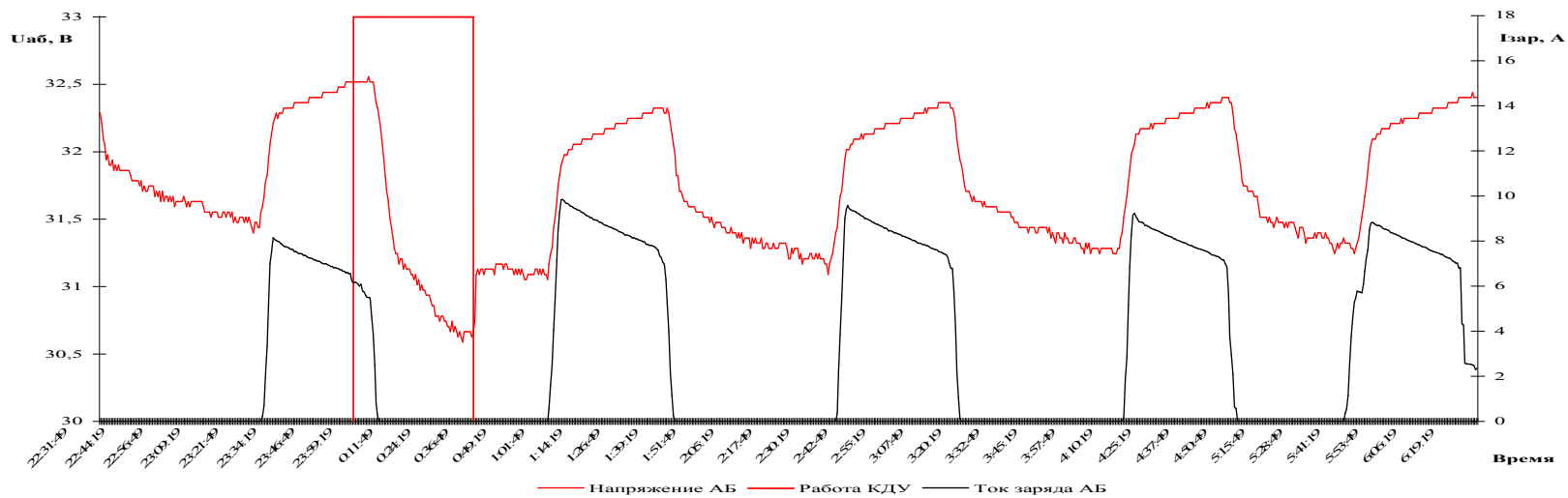


Рисунок 11 -
 Взаимодействие
 КДУ и СЭС КА
 «Канопус-В»
 №1. Результаты
 ТМИ

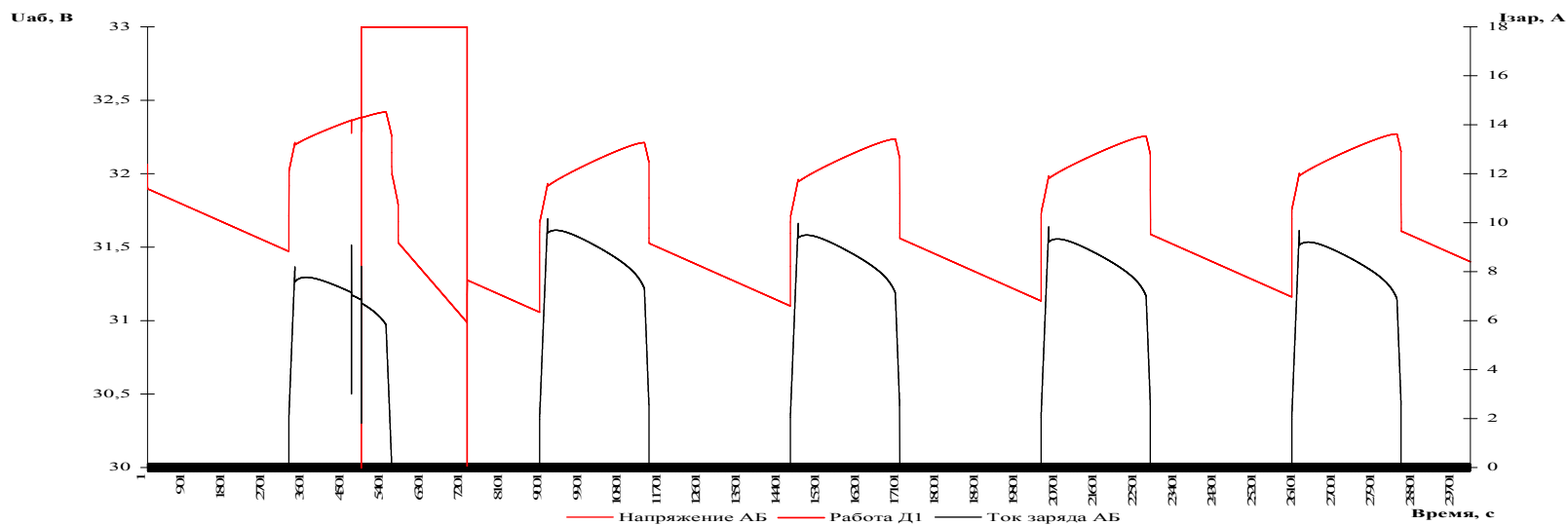


Рисунок 12 -
 Взаимодействие
 КДУ и СЭС.
 Результаты
 моделирования

В третьей главе проводится обоснование порядка применения математических моделей для поиска оптимальной циклограммы включений КДУ, обеспечивающей минимальное время манёвра. Рассматриваются различные стадии жизненного цикла КА.

Длительность включения КДУ при коррекции периода обращения, эксцентриситета, положения линии апсид ограничена мощностью СЭС, при коррекции наклона – определяется из решения задачи оптимизации.

Коррекции периода обращения в режиме орбитальной ориентации КА

При проведении манёвра космический аппарат остается в режиме орбитальной ориентации в паузах между включениями КДУ, энергоприход на витке полета изменяется по параболическому закону. Определяется максимально возможное время включения КДУ на каждом витке полёта КА (рис. 13, 14). По оценкам режим коррекций при орбитальной ориентации КА не является напряженным для АБ ($DOD < 22,5\%$), и может быть рекомендован в качестве основного и универсального для решения всех задач КДУ. Поэтому данный режим рассматривается в работе в первую очередь.

Режим работы КДУ последовательно на нескольких витках с последующим витком для зарядки АБ (без включения КДУ) и выработкой потребного импульса тяги по результатам моделирования приводит к значительной глубине разряда АБ, что не позволяет рекомендовать данный режим для штатной работы.

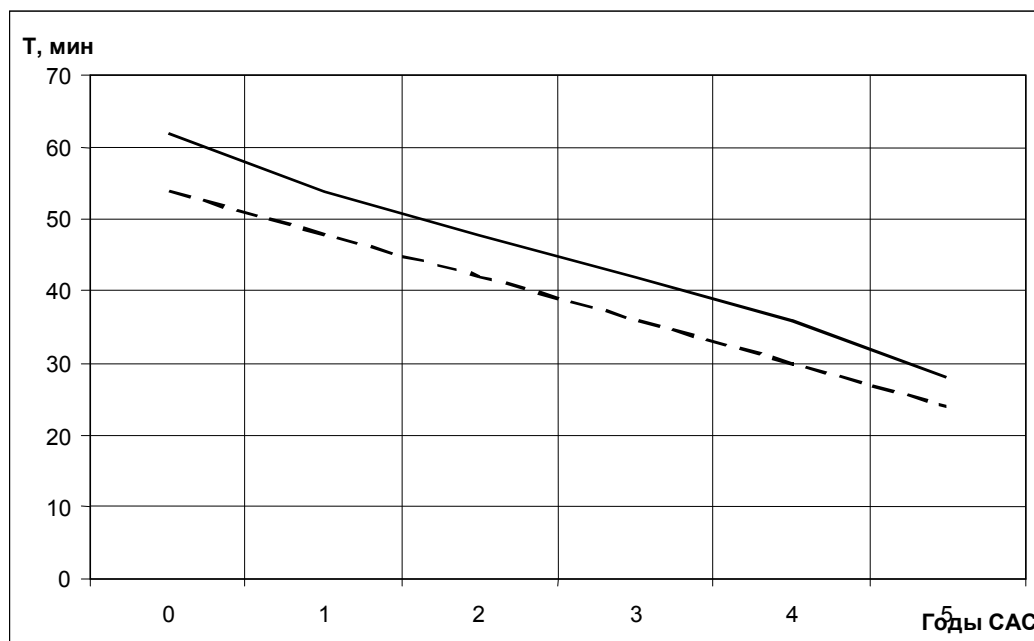


Рисунок 13 - Зависимость критического времени включения КДУ на витке от срока эксплуатации КА

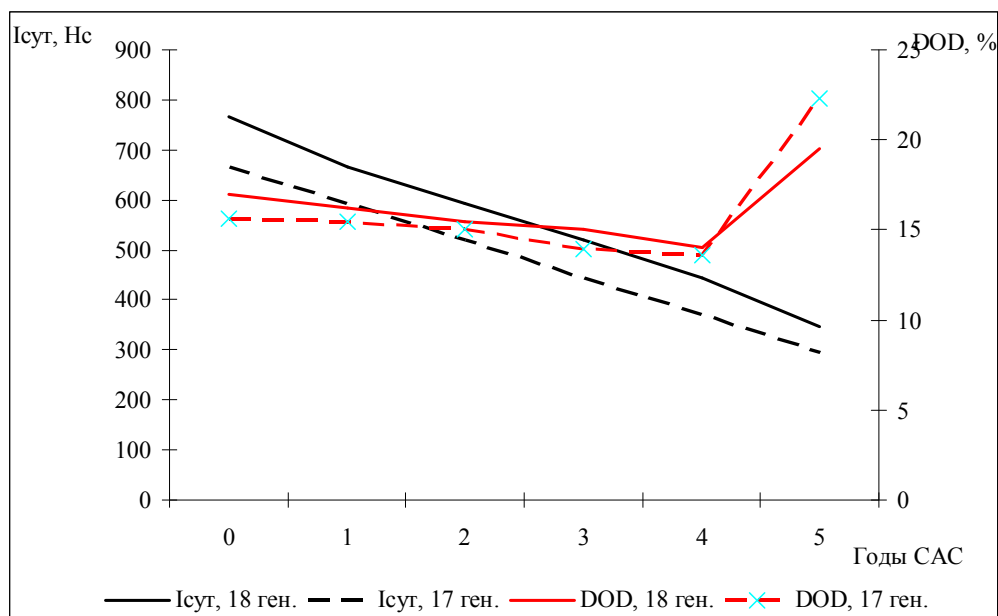


Рисунок 14 - Зависимости Iсут и DOD АБ от срока эксплуатации КА

Использование энерговитков для работы КДУ

По расчетным оценкам после трех лет эксплуатации СЭС не обеспечивает номинальной длительности включения КДУ на витке. Для обеспечения заданной длительности коррекции наиболее простым способом увеличения энергоприхода является применение энерговитков. Для этого при выходе из тени СО поворачивает КА таким образом, чтобы СБ располагались перпендикулярно солнечным лучам, а на следующем витке производится возврат орбитальной ориентации КА и выдается импульс КДУ. Данный режим полностью обеспечивает потребности КДУ, но требует увеличения глубины разряда АБ. При этом отказ одного генератора СБ не оказывает влияния на энергобаланс.

Применение энерговитков позволяет значительно увеличить импульс тяги за сутки работы КДУ (табл. 1).

Таблица 1 - Работа с энерговитками по циклограмме 1+1

Год САС	Орбитальная ориентация		Энерговитки		
	Iсут, Hc	DOD, %	T, мин	Iсут, Hc	DOD, %
0	766	17	84	519	17,0
1	667	16	84	519	17,9
2	593	15,5	84	519	17,9
3	519	15	84	519	18,0
4	445	14	84	519	19,3
5	346	19,6	70	432,2	26,5

Обозначения: T – продолжительность работы КДУ на витке; Iсут – суммарный импульс тяги за сутки коррекций, DOD – глубина разряда АБ.

В течение первых двух-трех лет эксплуатации выигрыш по импульсу тяги не наблюдается, однако на пятом году работы он достигает 24% с 18 генераторами СБ и 56% с 17 генераторами СБ. Степень разряда АБ при такой работе КДУ достигает 26,5%, что существенно превышает глубину разряда при орбитальной ориентации.

Начальная коррекция ошибок выведения

В данном режиме основной задачей является сокращение времени коррекций в условиях избытка энергоприхода. Моделировалась работа КДУ полными витками, после нескольких витков следовал энерговиток (табл. 2).

Таблица 2 - Коррекция ошибок выведения. Работа полными витками

Циклограмма	Ісут, Нс	DOD, %	Режим ОО
3+1	777,9	28,03	Ісут=766 Нс DOD=17%
2+1	691,5	21,7	

Примечание – здесь и далее в столбце «Циклограмма» перед знаком «+» указывается количество витков с коррекциями, далее – количество энерговитков, ОО – работа в режиме орбитальной ориентации.

Наибольшая глубина разряда наблюдается на витке работы КДУ, предшествующем энерговитку. Снижение глубины разряда возможно при ограничении длительности включения КДУ на этом витке. Но моделирование показало, что такой режим не изменяет ситуацию – глубина разряда АБ остается значительной, а снижение длительности работы приводит к проигрышу в суммарном импульсе по сравнению с основным режимом. Следовательно, применение энерговитков при коррекции ошибок выведения не даёт положительного эффекта, предпочтительнее проводить коррекции в режиме орбитальной ориентации.

Начальная и штатная коррекции наклона орбиты

Коррекции наклона должны производиться в районе узлов орбиты, т.к. по мере удаления от узла орбиты эффективность включения падает. Для КА «Канопус-В» длительность работы КДУ в районе узла ограничена 16 мин.

Таблица 3 - Коррекции наклона

Год САС	18 генераторов СБ			17 генераторов СБ		
	Цикло-грамма	Ісут, Нс	DOD, %	Цикло-грамма	Ісут, Нс	DOD, %
0	ОО	394,5	13	ОО	394,5	13
1	ОО	394,5	13	ОО	394,5	13
2	ОО	394,5	13	ОО	394,5	13
3	ОО	394,5	13	6+1	338,7	13,5
4	ОО	394,5	13	7+1	345,7	16,2
5	5+1	329,3	25,6	3+1	296,4	24,5

Предпочтительной (см. табл. 3) является работа в режиме орбитальной ориентации, однако с учетом деградации элементов СЭС приходится применять энерговитки для восполнения заряда АБ.

Утилизация космического аппарата

Низкоорбитальный КА по завершению САС должен быть переведен на орбиту со сроком баллистического существования 25 лет. Для данного режима работы КДУ характерна низкая располагаемая энергия СЭС, но отсутствуют требования к длительности манёвра и кроме того наклонение, аргумент перигея и эксцентриситет могут меняться произвольно.

В режиме орбитальной ориентации импульс тяги не превышает 23% от импульса, который КДУ может реализовать в начале эксплуатации КА.

Единственным возможным способом увеличить импульс тяги является применение энерговитков. Наибольший прирост импульса тяги при одинаковом увеличении глубины разряда АБ (на 43% при DOD=25,7%) даёт циклограмма 1+1.

Изменяя время работы КДУ на витке, можно обеспечить максимально возможный импульс тяги за сутки при заданной глубине разряда аккумуляторной батареи (рис. 15).

Также глубина разряда АБ может быть уменьшена за счёт отказа от поддержания круговой формы орбиты, когда коррекции проводятся на ОУВ, причем середина включения КДУ приходится на пик энергоприхода. Данная циклограмма позволяет проводить коррекцию с минимальной глубиной разряда АБ (~18%), при этом длительность коррекций совпадает с режимом орбитальной ориентации.

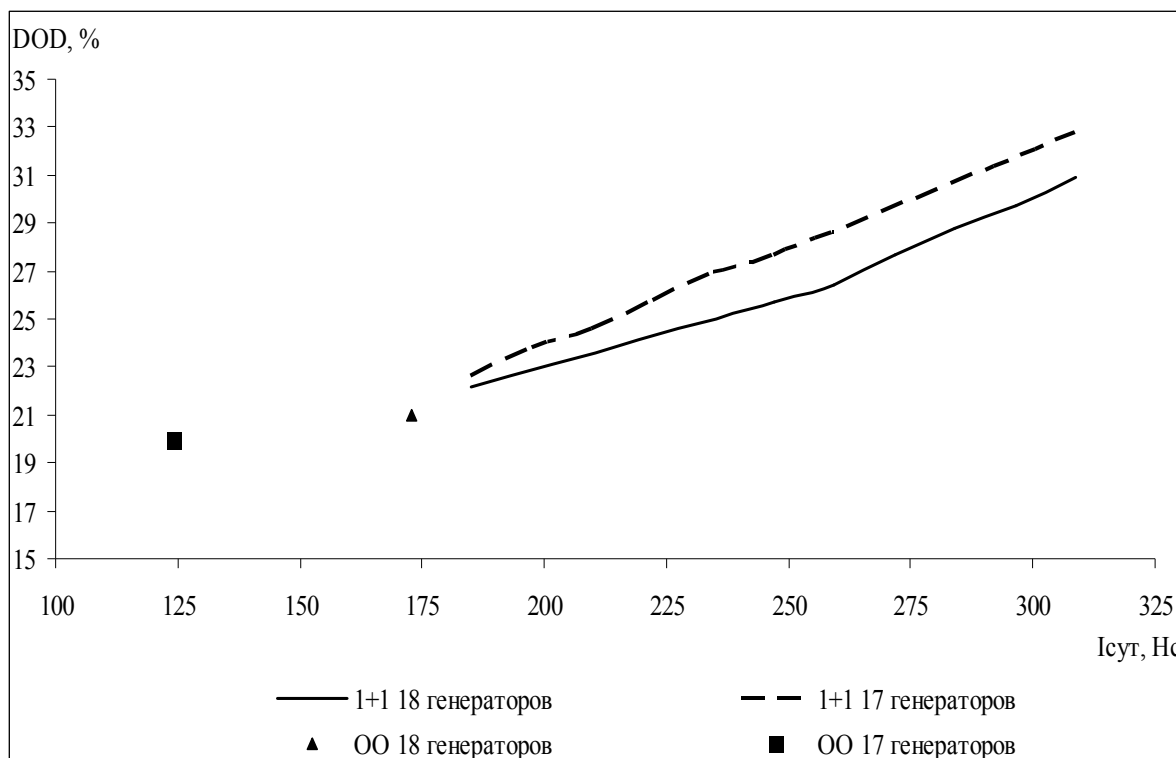


Рисунок 15 - Зависимости DOD АБ от Iсут при утилизации КА

Проверка совместимости перспективных КДУ с СЭС

Одним из способов повышения КПД систем питания и управления (СПУ) СПД является применение преобразователей напряжения без обратной связи¹. Напряжение разряда пропорционально напряжению питания СПУ, а регулирование тяги осуществляется за счёт изменения тока разряда. Также предлагается² отказ от регулирования тяги, которая будет пропорциональна квадратному корню от напряжения питания. Моделирование применения таких СПУ на КА типа «Канопус-В» показало, что применение СПУ без обратной связи по напряжению приводит к уменьшению импульса тяги за сутки на 10% при равной глубине разряда АБ. Применение КДУ с нерегулируемой тягой позволяет снизить время коррекций на ~6%, при этом снижается продолжительность работы КДУ, а прирост вырабатываемого импульса достигается за счет увеличения тяги.

Анализ процесса взаимодействия КДУ с системой ориентации

Целью исследования является проверка точностных характеристик СО при наличии возмущающего момента от КДУ. Моделирование показало (табл. б), что все параметры находятся в норме, СО не накладывает ограничений на длительность включений КДУ даже при отказе одного двигателя-маховика.

Моделирование взаимодействия КДУ и системы ориентации КА способствует правильному выбору типа КДУ при проработке технического облика КА. При помощи модели может быть рассчитан запас кинетического момента двигателя-маховика для различных длительностей работы КДУ, оценены погрешности ориентации КА, что позволяет использовать её как при проектировании КА, так и для проверки циклограмм при эксплуатации КА.

Таблица 4 - Взаимодействие КДУ с системой ориентации

Ось ориентации	Тяга, гс	Число ДМ	Ошибка по углу, град	Угловая скорость, 10^{-3} град/с	Скорость вращения эквивалентного ДМ, об/мин
Тангаж (Y)	1,4	4	0,01	1,0	275
Тангаж (Y)	1,4	3	0,01	1,0	360
Тангаж (Y)	2,04	4	0,013	1,2	380
Рыскание (Z)	1,4	4	0,011	0,8	330
Рыскание (Z)	1,4	3	0,011	0,8	440
Рыскание (Z)	2,04	4	0,014	1,0	475

¹ - Корректирующая двигательная установка с регулируемой тягой / Лесневский В.А., Михайлов М.В., Ходненко В.П., Хромов А.В. // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. – 2012. – Т. 126. - №1. - С. 25-28.

² - Повышение эффективности систем преобразования и управления электроракетных двигательных установок малых космических аппаратов. /Катасонов Н.М., Деев В.Е., Подоплелов И.А.// Электронные и электромеханические системы и устройства: сборн. научн. трудов. – 2011. – Томск: изд. НТЛ. - С. 134-138.

Четвертая глава посвящена разработке рекомендаций по практическому применению разработанных моделей для конкретных типов МКА. В начале главы обосновывается рациональность применения КДУ, имеющей два уровня тяги двигателя (нормальный и повышенный). Применение режима повышенной тяги позволяет сократить время коррекций.

Моделирование коррекции периода орбиты с повышенной тягой показало, что при орбитальной ориентации КА выигрыш в суммарном импульсе тяги (по сравнению с нормальной тягой) не превышает 3,5%. При работе с энерговитками по циклограмме 2+1 с повышенной тягой глубина разряда АБ намного превосходит допустимую и равна 36...40%. При работе по циклограмме 1+1 применение повышенной тяги позволяет увеличить импульс (табл. 5), при этом глубина разряда АБ достигает 27%.

При коррекции наклона орбиты преимущества режима повышенной тяги очевидны – выигрыш времени коррекций достигает 46%. Поэтому первые 3 года САС рекомендуется использовать повышенную тягу. Отметим, что количество витков коррекций наклона существенно больше, чем количество витков коррекций периода обращения.

Особенностью работы СПД в режиме повышенной тяги является экономия рабочего тела, т.к. в этом режиме выше удельный импульс.

Проверка совместимости двухрежимной КДУ со штатной системой ориентации показала (табл. 4), что СО способна парировать возмущающий момент, в режиме повышенной тяги.

Вторая часть главы 4 посвящена оптимизации коррекции орбиты с учетом данных летных испытаний КА. Критерий оптимальности - минимальное время коррекции, практическая цель - выдача импульсов тяги КДУ.

Основой оптимизации является проверка на математической модели энергетического баланса КА, работающего по предложенным циклограммам.

Таблица 5 - Работа с повышенной тягой

Год САС	Нормальная тяга, период, ОО		Повышенная тяга, период, циклогр. 1+1			Повышенная тяга, Наклонение		
	Исут, Нс	DOD, %	T, мин	Исут, Нс	DOD, %	Цикло-грамма	Исут, Нс	DOD, %
0	766	17	84	756	20,1	ОО	576	14
1	667	16	84	756	23,7	ОО	576	14
2	593	15,5	84	756	25,3	ОО	576	14
3	519	15	84	756	26,9	ОО	576	14
4	445	14	80	720	26,8	7+1	503,8	27,2
5	346	19,6	50	450	26,5	2+1	383,9	25,4

Определение параметров системы энергоснабжения КА

Оценка деградации СБ возможна по телеметрической информации: напряжению, току и температуре СБ. Уменьшение силы тока, вырабатываемого ФЭП при постоянных напряжении и температуре, свидетельствует о

деградации. Повышению точности оценок способствует статистический анализ серии измерений.

На ресурс АБ влияют температура и максимальная глубина разряда. О снижении емкости аккумуляторной батареи можно судить по напряжению и току разряда, а также разрядной характеристике АБ. Найдём энергию, отданную АБ, проинтегрировав мгновенную мощность разряда за ТУВ. По напряжению начала разряда и рассчитанной энергии с помощью разрядной характеристики определяем напряжение конца разряда при номинальной емкости АБ. Производим сравнение расчетного и измеренного напряжения в конце разряда и оцениваем снижение емкости АБ.

Полученные оценки деградации мощности СБ и емкости АБ являются исходными данными для поиска оптимальных циклограмм.

Формирование циклограмм работы КДУ КА «Канопус-В» №1

Математическая модель энергодвигательной системы КА была дополнена интерфейсом пользователя и оформлена в виде программного продукта. Моделирование начинается с ввода параметров орбиты, деградации СБ и АБ, отказов в СЭС, нагрузок КА. Циклограмма работы КДУ выбирается согласно результатам исследования (глава 3), в связи с особенностями теплового режима АБ производится одно включение КДУ на витке.

Порядок поиска:

1. Моделируем работу КДУ при ориентации КА в орбитальной системе координат на каждом витке полёта. Постепенно увеличивая длительность включений, достигаем максимально допустимой глубины разряда аккумуляторной батареи (25...27%) либо отрицательного энергобаланса. Находим максимально допустимую длительность включения.

2. Сочетая работу КДУ с энерговитками, определяем выигрыш по времени, который даёт их применение. Если выигрыш существенный, а энергобаланс КА положителен, принимаем решение о работе по циклограмме с энерговитками.

Полученные циклограммы могут закладываться на борт КА в виде набора команд управления КДУ. Рекомендуется длительность включения наращивать постепенно, с контролем энергобаланса КА.

При разработке следующих КА следует дополнить алгоритм работы бортовой ЭВМ операцией отключения КДУ при достижении уровня напряжения АБ, определенного переданной из ЦУПа уставкой.

В ходе лётных испытаний КА «Канопус-В» №1 выяснилось, что скорость отвода тепла от АБ в режиме разряда обеспечивает нормальную температуру АБ только при ограничении тока и длительности разряда. Пауза между двумя включениями КДУ д.б. не менее трёх витков полёта КА. Включения имели длительность 40 мин., причем на теневой участок витка (режим разряда АБ) приходилось не более половины времени работы КДУ.

Было произведено моделирование работы КДУ и определена предельно возможная длительность включения КДУ на витке (табл. 6).

Утилизация КА может производиться при помощи включений длительностью 25 мин. в случае отсутствия отказов генераторов СБ и 23 мин. при единичном отказе.

Применение энерговитков может вполне обеспечить КА электроэнергией на всех этапах полёта, а максимальная продолжительность включения определяется тепловым режимом АБ.

Таблица 6 – Максимальная продолжительность работы КДУ КА «Канопус-В» №1 на витке (Тштатное = 40 мин, Iштатный = 131,7 Нс).

Год САС	18 генераторов СБ			17 генераторов СБ		
	Т, мин	Iсут, Нс	I-Ишт, %	Т, мин	Iсут, Нс	I-Ишт, %
0	56	181,1	+37,5	53	174,5	+32,5
1	52	171,2	+29,9	50	164,6	+25,0
2	50	164,6	+25,0	49	161,3	+22,5
3	49	161,3	+22,5	47	154,8	+17,5
4	47	154,8	+17,5	45	148,2	+12,5
5	34	112,0	-15,0	32	105,4	-20,0

В заключении сформулированы основные характеристики полученных результатов диссертационной работы.

1. Проведен полный анализ взаимодействия КДУ с бортовыми системами космического аппарата, который показал необходимость динамического моделирования взаимодействия КДУ с системой ориентации и системой энергоснабжения КА.

2. Разработана математическая модель энергодвигательной системы КА, учитывающая изменение энергоприхода и температуры солнечных батарей КА на витке полёта, включение КДУ на теневых и освещенных участках витка, деградацию мощности солнечных батарей и емкости аккумуляторной батареи КА. Модель позволяет проводить поиск оптимальных режимов работы КДУ.

Создана модель взаимодействия КДУ с системой ориентации КА, используемая для оценки погрешности ориентации при работе КДУ и запаса по кинетическому моменту двигателей-маховиков системы ориентации. Модель учитывает квантование управляющего воздействия СО как по времени, так и по уровню.

Произведена верификация моделей по результатам лётных испытаний КА «Канопус-В» №1.

3. Определен алгоритм поиска с помощью моделей оптимальных циклограмм работы КДУ, обеспечивающих минимальную продолжительность коррекций высоты и наклона орбиты для различных стадий эксплуатации космического аппарата (от коррекции ошибок выведения до утилизации).

Показана целесообразность применения энерговитков в течение второй половины САС (достигается снижение времени коррекций на 24 %).

4. Выданы рекомендации по практическому использованию разработанных моделей для проведения коррекции орбиты малого КА дистанционного зондирования Земли:

- обосновано применение двухрежимной КДУ на малом КА – достигается снижение затрат времени на коррекции наклона на 46 %;

- разработан порядок проведения коррекций, включающий в себя определение параметров СЭС КА по данным лётных испытаний, формирование оптимальных циклограмм работы КДУ в течение суток полёта КА с учетом требований к работе в определенной (освещенной или теневой) части витка и реализацию оптимальных циклограмм на борту конкретного КА. Применение указанного порядка для КА «Канопус-В» №1 позволяет сократить время коррекций на 12 % и более.

Основное содержание и результаты диссертационной работы изложены в следующих публикациях:

1. Ходненко В.П., Хромов А.В. Корректирующие двигательные установки для малого космического аппарата // Вопросы электромеханики. Труды НПП ВНИИЭМ. – 2009. - Т. 109. - №2. – С. 27-32.
2. Модель системы электроснабжения космического аппарата, включающая устройство запуска и электропитания, солнечную батарею и электродинамический имитатор тягового модуля / Ходненко В.П., Хромов А.В., Михайлов М.В., Лесневский В.А, Румянцев А.В. // Вопросы электромеханики. Труды НПП ВНИИЭМ. – 2010. - Т. 115. - №2. - С. 39-46.
3. Ходненко В.П., Хромов А.В. Выбор проектных параметров системы коррекции орбиты космического аппарата дистанционного зондирования Земли // Вопросы электромеханики. Труды НПП ВНИИЭМ. – 2011. – Т. 121. - №2. - С. 15-22.
4. Корректирующая двигательная установка с регулируемой тягой / Лесневский В.А., Михайлов М.В., Ходненко В.П., Хромов А.В. // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. - 2012. – Т. 126. - №1. - С. 25-28.
5. Ходненко В.П., Хромов А.В. Модель энергодвигательной системы малого космического аппарата // Вопросы электромеханики. Труды НПП ВНИИЭМ. – 2011. – Т. 125. - №6. - С. 17-24.
6. Хромов А.В. Взаимодействие корректирующей двигательной установки с системой ориентации космического аппарата // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. – 2012. – Т. 127. - №2. - С. 27-32.
7. A. V. Gorbunov, V. P. Khodnenko, A. V. Khromov, V. M. Murashko, A. I. Koryakin, V. S. Zhosan, G. S. Grikin, V. N. Galayko, N. M. Katasonov. Vernier Propulsion System for Small Earth Remote Sensing Satellite “Canopus-V” // Paper IEPC-2011-001 presented at the 32-nd International Electric Propulsion Conference, Wiesbaden Germany, September 11-15, 2011.