

МИНИСТЕРСТВО НАУКИ И ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ АВТОНОМНОЕ
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ ИМЕНИ АКАДЕМИКА С.П. КОРОЛЕВА»
(САМАРСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)

В.В. САЛМИН, А.С. ЧЕТВЕРИКОВ, М.Ю. ГОГОЛЕВ

РАСЧЕТ ПРОЕКТНО-БАЛЛИСТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК
И ФОРМИРОВАНИЕ ПРОЕКТНОГО ОБЛИКА
МЕЖОРБИТАЛЬНЫХ ТРАНСПОРТНЫХ АППАРАТОВ
С ЭЛЕКТРОРЕАКТИВНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКОЙ
С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ИНФОРМАЦИОННЫХ ТЕХНОЛОГИЙ

Рекомендовано редакционно-издательским советом федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева» в качестве учебного пособия для обучающихся по основной образовательной программе высшего образования по специальности 24.05.01 Проектирование, производство и эксплуатация ракет и ракетно-космических комплексов и по направлению подготовки 24.04.01 Ракетные комплексы и космонавтика

САМАРА

Издательство Самарского университета

2019

УДК 629.78 (075)

ББК 39.62я7

С 164

Рецензенты: чл.-кор. РАН, д-р техн. наук, проф. Г.П. Аншаков;
д-р техн. наук, проф. И.В. Белоконов

Салмин, Вадим Викторович

С164 Расчёт проектно-баллистических характеристик и формирование проектного облика межорбитальных транспортных аппаратов с электрореактивной двигательной установкой с использованием информационных технологий: учеб. пособие / *В.В. Салмин, А.С. Четвериков, М.Ю. Гоголев.* – Самара: Изд-во Самарского ун-та, 2019. – 196 с.: ил.

ISBN 978-5-7883-1435-8

Описана методика расчёта оптимальных проектно-баллистических характеристик и формирования проектного облика околоземных межорбитальных транспортных аппаратов с электрореактивными двигателями малой тяги. Все расчёты проводятся с использованием разработанного авторами специализированного программного комплекса.

Учебное пособие предназначено для студентов, обучающихся по специальности 24.05.01 «Проектирование, производство и эксплуатация ракет и ракетно-космических комплексов» и по направлению подготовки 24.04.01 «Ракетные комплексы и космонавтика». Оно может также представлять интерес для инженеров, аспирантов и научных сотрудников, специализирующихся в области проектирования космических аппаратов с электрореактивными двигателями малой тяги.

Подготовлено на кафедре космического машиностроения Самарского университета.

УДК 629.78 (075)

ББК 39.62я7

ISBN 978-5-7883-1435-8

© Самарский университет, 2019

ОГЛАВЛЕНИЕ

Список сокращений	7
Перечень основных условных обозначений	8
Предисловие	9
Введение	11
1 Современные ЭРД и космические энергоустановки	15
1.1 Классификация и принципиальные схемы ЭРД	15
1.2 Основные технические характеристики ЭРД	21
1.3 Характеристики современных и перспективных ЭРД	24
1.3.1 Ионные двигатели	24
1.3.2 Холловские двигатели	29
1.4 Космические энергоустановки	34
1.4.1 Солнечные энергоустановки	35
1.4.2 Ядерные энергоустановки	41
1.5 Двигательная установка на основе ЭРД	46
2 Применение ЭРД в космосе	49
2.1 Использование ЭРД для коррекции орбит	49
2.2 Использование ЭРД для доставки полезных грузов на удалённые орбиты	52
2.3 Космический аппарат Deep Space 1	54
2.4 Космический аппарат SMART-1	57
3 Проектный облик межорбитального транспортного аппарата с ЭРДУ	59
3.1 Задачи, решаемые МТА	59
3.2 Конструктивно-компоновочная схема межорбитального транспортного аппарата с ЭРДУ	60
3.3 Основные системы МТА	63
3.3.1 Система наведения, навигации и управления	64
3.3.2 Система связи и обработки информации	66
3.3.3 Система энергопитания	68
3.3.4 Система терморегулирования	71

3.3.5 Система исполнительных органов системы ориентации и стабилизации	73
4 Проектно-баллистический анализ МТА с ЭРДУ	76
4.1 Критерии оптимальности.....	76
4.2 Постановка задачи оптимизации	79
4.3 Разделение задач оптимизации	81
4.4 Уточненная проектная модель МТА с солнечной ЭРДУ	82
4.5 Принципиальные схемы управления вектором тяги.....	84
4.6 Преобразование и выделение динамической задачи	85
5 Выбор оптимальных траекторий и законов управления движением.....	89
5.1 Оптимальные траектории перелетов между некомпланарными круговыми орбитами	89
5.2 Расчет программных разворотов МТА.....	98
5.3 Выбор оптимальных параметров орбиты и даты старта для МТА с ЭРДУ	102
5.3.1 Выбор оптимальных дат старта	102
5.3.2 Выбор высоты орбиты старта	107
5.4 Методика выведения МТА в заданную точку ГСО на основе приближенно-оптимальных алгоритмов управления	110
5.4.1 Задача управления на участке дальнего наведения.....	112
5.4.2 Формирование законов и алгоритмов управления на заключительном участке перелёта на геостационарную орбиту	113
5.5 Построение трассы МТА	121
6 Методика расчета проектных характеристик МТА.....	124
6.1 Итерационная процедура оптимизации.....	124
6.2 Расчёт проектных параметров МТА.....	129
6.2.1 Алгоритм расчёта проектных параметров в первом приближении.....	129
6.2.2 Алгоритм расчёта проектных параметров МТА с учётом реальных характеристик современных ЭРД.....	131
6.3 Примеры расчётов параметров многоразового МТА.....	134
6.4 Описание компоновочной схемы МТА.....	136

6.5 Оценка массы конструкции	142
7 Современные информационные технологии	
в проектировании	146
7.1 Обзор современных информационных технологий	
в программировании	146
7.1.1 Объектно-ориентированное программирование	146
7.1.2 Визуальное программирование интерфейса	148
7.1.3 Организация взаимодействия приложений	148
7.2 Методика разработки приложения	149
7.3 Технологии работы с базами данных	149
7.3.1 Базы данных и их типы	149
7.3.2 Организация связи базы данных с Delphi	150
7.3.3 Доступ к базам данных через Microsoft ActiveX Data Objects (ADO)	151
7.4 Технологии OLE и COM	155
7.4.1 Технология COM	155
7.4.2 Технология OLE	157
7.4.3 Пример использования технологии COM для связи с SolidWorks	158
7.5 Применение современных информационных технологий при проектировании МТА с ЭРДУ	165
8 Описание специализированного программного комплекса ..	167
8.1 Назначение и состав	167
8.2 Блок выбора оптимальных проектно-баллистических характеристик	169
8.3 Блок баллистического моделирования	170
8.4 Блок расчёта геометрических характеристик и формирования проектного облика МТА	171
8.4.1 Расчёт геометрии баков	171
8.4.2 Расчёт геометрии солнечных батарей	171
8.4.3 Расчёт геометрии двигательной установки	172
8.4.4 Расчёт геометрии корпуса	172
8.4.5 Модуль связи с Solid Works	172
8.4.6 Алгоритм формирования проектного облика в Solid Works	173

8.5 Руководство по применению программного комплекса.....	173
8.5.1 Ввод исходных данных и расчет проектных параметров	175
8.5.2 Вывод результатов расчёта проектных параметров.....	179
8.5.3 Моделирование траектории движения МТА	181
8.6 Примеры решения задач с помощью программного комплекса	184
Заключение	186
Список использованных источников	188

СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ

МТА	– межорбитальный транспортный аппарат
КА	– космический аппарат
ИСЗ	– искусственный спутник Земли
ДУ	– двигательная установка
ЭУ	– энергетическая установка
ЭРДУ	– электрореактивная двигательная установка
СЭРДУ	– солнечная электрореактивная двигательная установка
ЯЭУ	– ядерная энергоустановка
СБ	– солнечная батарея
РН	– ракета-носитель
СПД	– стационарный плазменный двигатель
ГСО	– геостационарная орбита
ПН	– полезная нагрузка

ПЕРЕЧЕНЬ ОСНОВНЫХ УСЛОВНЫХ ОБОЗНАЧЕНИЙ

- N – электрическая мощность, вырабатываемая энергоустановкой
- P – величина тяги двигательной установки
- $\eta_{\text{э}}$ – энергетический коэффициент полезного действия
- $\eta_{\text{т}}$ – тяговый коэффициент полезного действия
- c – эффективная скорость истечения реактивной струи
- q – секундный расход массы рабочего тела
- $M_{\text{ПН}}$ – масса полезной нагрузки
- M_0 – стартовая масса аппарата
- $M_{\text{ЭУ}}$ – масса энергоустановки, состоящая из источника и преобразователя энергии
- $M_{\text{ДУ}}$ – масса двигательной установки, включающая маршевые и управляющие двигатели
- $M_{\text{РТ}}$ – масса рабочего тела, необходимого для прямого и обратного перелета с учетом расхода на управление
- $M_{\text{СПХ}}$ – масса системы подачи и хранения рабочего тела
- $M_{\text{К}}$ – масса корпуса и конструкции
- $\alpha_{\text{э}}$ – удельная масса энергоустановки по мощности
- $\alpha_{\text{к}}$ – удельная масса конструкции по мощности энергоустановки
- $\gamma_{\text{ДУ}}$ – удельная масса двигательной установки
- $\gamma_{\text{К}}$ – удельная масса конструкции по тяге двигателей
- $\gamma_{\text{СПХ}}$ – отношение массы СПХ к массе рабочего тела

ПРЕДИСЛОВИЕ

Интерес к полётам с малой тягой возник у инженеров и учёных, работающих в области создания космических аппаратов в начале 50-х годов XX века после создания первых экспериментальных установок для разгона ионов или плазмы в электростатических и электромагнитных полях. Доктор Г. Кауфман и его сотрудники из лаборатории реактивного движения Массачусетского технологического института в конце 1950-х годов создали первый в мире ионный двигатель, который впоследствии получил название «двигатель Кауфмана». В конце 1960-х годов А.И. Морозов в Институте атомной энергии предложил конструкцию стационарного плазменного двигателя. Эти разработки легли в основу громадного разнообразия схем электрореактивных двигателей, которые в настоящее время используются в космосе на многих типах аппаратов. Таким образом, в XXI веке полёты с малой тягой стали реальностью, а сама область космической техники и технологий – проектирование, конструирование и лётная эксплуатация космических аппаратов с электрореактивными двигателями – стала одним из перспективных направлений космонавтики. В нашей стране – СССР, а затем и в России – сформировалось несколько научных коллективов, занимающихся проектными и экспериментальными исследованиями в этой области. Они работают в Центральном научно-исследовательском институте машиностроения (ЦНИИМАШ), Ракетно-космической корпорации «Энергия» имени С.П. Королёва (РКК «Энергия»), Исследовательском центре имени М.В. Келдыша, ОКБ «Факел», АО «Информационные спутниковые системы (ИСС)» имени академика М.Ф. Решетнёва, Научно-исследовательском институте прикладной механики и электродинамики Московского авиационного института (НИИ ПМЭ МАИ), в НИИ и на кафедре космического машиностроения Самарского национального исследовательского университета имени академика С.П. Королёва.

В настоящее время развивается теория полёта с малой тягой, методы проектирования космических аппаратов с электрореактивной двигательной установкой, создаются аппараты для осуществления полётов в околоземном пространстве. Видимо в ближайшие десятилетия будет осуществлён пилотируемый полёт к Марсу именно на этих маленьких электрических двигателях. Для осуществления пилотируемого полёта к Марсу с возвращением экипажа на Землю с помощью традиционных химических ракетных двигателей стартовая масса марсианского экспедиционного комплекса (МЭК) на околоземной орбите составит более 2000 тонн!!! Это нереально даже при наличии сверхтяжелого средства выведения – ракеты-носителя типа Сатурн-5. Применение электрореактивных двигателей, реализующих громадные скорости истечения рабочего тела (30 – 70 км/с), в комплексе с солнечной или ядерной энергоустановкой мегаваттного класса позволяет уменьшить стартовую массу МЭК примерно до 400 тонн. Это тоже много, но уже сравнимо с массой Международной космической станции; собрать и испытать МЭК можно будет за несколько лет усилиями ведущих космических держав.

А пока на повестке дня стоит всё более широкое применение электрореактивных двигателей в околоземном космосе. Это учебное пособие позволит студентам получить первое представление о методах решения задач, возникающих при проектировании космических аппаратов с электрореактивными двигателями малой тяги.

Авторы,
июль 2019 г.

ВВЕДЕНИЕ

В современном мире с помощью космических аппаратов (КА) решается широкий спектр народно-хозяйственных и научных задач. Стали уже традиционными запуски телекоммуникационных, навигационных, метеорологических, геофизических искусственных спутников Земли (ИСЗ). Регулярно запускаются ИСЗ для дистанционного изучения геологических структур Земли и поиска полезных ископаемых, наблюдения за посевами, лесами и т.д. Если на заре освоения космического пространства КА в основном выводились на низкие околоземные орбиты высотой 200–500 км, то в настоящее время спектр рабочих орбит очень широк. Наибольший интерес в последние годы представляют геостационарная орбита, высокоэллиптические синхронные орбиты, а также солнечно-синхронные и полярные орбиты. Для запуска КА на высокоэнергетические орбиты и межпланетные траектории обычно используются верхние ступени ракет-носителей (РН), являющиеся их составной частью, или разгонные блоки (блоки выведения). В настоящее время на смену специализированным разгонным блокам приходят межорбитальные транспортные аппараты (МТА), которые иногда называются космическими буксирами, обеспечивающие транспортировку полезной нагрузки по маршрутам «низкая базовая орбита – высокоэнергетическая рабочая орбита» или «базовая орбита – рабочая орбита – базовая орбита». Такие аппараты становятся неотъемлемым самостоятельным звеном транспортной космической системы. Характерной особенностью этих аппаратов по сравнению с традиционными разгонными блоками является их относительная универсальность как по отношению к полезной нагрузке, так и к транспортным средствам, доставляющим их на низкую (базовую) орбиту, а также наличие собственных служебных систем (навигации, управления, терморегулирования, энергопитания и т.д.).

Особый интерес представляют проекты размещения на высоких орбитах крупногабаритных конструкций, таких как солнечные электростанции, антенны радаров, элементы радиотелескопов, устройств дифракционной оптики. Реализуемость этих проектов в значительной степени зависит от эффективности межорбитальных транспортных аппаратов, доставляющих элементы конструкции с низкой околоземной орбиты на орбиту функционирования.

Одним из возможных путей решения этих задач является использование для космических миссий перспективных двигательных систем, основанных на новых физических принципах. К таким системам относятся электрореактивные двигатели (ЭРД), работающие на принципе ускорения рабочего тела в электростатических или электромагнитных полях. Эти двигатели создают реактивное ускорение существенно меньшее, чем гравитационное ускорение на поверхности Земли, поэтому их традиционно называют *двигателями малой тяги*.

Высокая скорость истечения реактивной струи, характерная для этого типа двигателей (в 5 – 20 раз больше традиционных), обеспечивает значительно меньший расход рабочего тела по сравнению с двигателями на химическом топливе. Это позволяет уменьшить массу и объем баков для хранения рабочего тела, других конструкций, стартовой массы МТА и, следовательно, затрат на осуществление проектов. Однако перелеты с малой тягой (ускорением) существенно продолжительнее перелётов, осуществляемых с помощью жидкостных ракетных двигателей (ЖРД).

Длительные и энергетически напряженные межорбитальные перелеты КА с ЭРД требуют использования энергоустановок, обеспечивающих значительную электрическую мощность. С этим обстоятельством связано ещё одно преимущество ЭРД – энергоустановка, обеспечивающая энергией электрореактивный двигатель, одновременно может использоваться и для электроснабжения бортовой аппаратуры. В настоящее время существуют два различных способа получения электроэнергии на борту КА: ядерные энергоустановки и фотоэлектрические преобразователи, объединенные в солнечные батареи.

Надёжные и экологически чистые солнечные энергоустановки имеют, однако, чрезмерно большую площадь панелей солнечных батарей даже при использовании высокоэффективных фотоэлектрических преобразователей (ФЭП) на основе арсенида галлия GaAs.

Ядерные энергоустановки (ЯЭУ) обладают такими преимуществами как независимость вырабатываемой мощности от освещённости орбиты, ориентации КА и удалённости его от Солнца. К достоинствам ядерных энергоустановок можно также отнести возможность реализации большой мощности, и при этом они будут обладать лучшими массогабаритными и динамическими характеристиками по сравнению с солнечными энергоустановками. К недостаткам ЯЭУ нужно отнести повышенные требования к обеспечению безопасности во время сборки, испытаний и полёта, приводящие к увеличению высоты стартовой орбиты до 800...1500 километров.

Поэтому МТА с солнечными электрореактивными двигательными установками (ЭРДУ) рассматриваются как основное транспортное средство для самых различных целей – от транспортировки полезной нагрузки на высокие околоземные орбиты до перелётов к другим телам Солнечной системы.

Настоящее учебное пособие посвящено основам проектирования околоземных МТА с ЭРДУ. Проектирование – это процесс, включающий комплекс работ с целью получения описания нового технического объекта, достаточного для его изготовления и эксплуатации в заданных условиях. По существу, проектирование является процессом преобразования информации, содержащейся в техническом задании, в информацию, образующую проект системы. В пособии затрагиваются отдельные аспекты проектирования МТА: выбор баллистических схем полёта, оптимизации основных проектных параметров и характеристик, формирование конструктивно-компоновочной схемы МТА, расчёт энергетических затрат на выполнение динамических манёвров, формирование проектного облика МТА с использованием современных информационных технологий.

Задачи механики космического полёта с малой тягой, оптимизации траекторий и проектных параметров КА с ЭРДУ изложены в

работах Н.С. Tsien [1], Д.Б. Лэнгмюра [2], Д. Ирвинга [3], Т.Н. Эдельбаума [4], Э. Штулингера [5], Д.Е. Охоцимского [6], В.В. Белецкого [7], В.Н. Лебедева [8], М.С. Константинова [9], В.Г. Петухова [10, 11]. Эти проблемы обобщены в фундаментальном труде Г.Л. Гродзовского, Ю.Н. Иванова, В.В. Токарева [12]. Вопросы проектирования и конструкции межорбитальных и межпланетных космических аппаратов с ЭРДУ освещаются в работах [13–20]. Все указанные труды содержатся в списке литературы и доступны для более детального изучения проблемы.

1 СОВРЕМЕННЫЕ ЭРД И КОСМИЧЕСКИЕ ЭНЕРГОУСТАНОВКИ

1.1 Классификация и принципиальные схемы ЭРД

Принципиальное отличие электрореактивных двигателей от термохимических заключается в том, что тяга у них создается не в результате сгорания топлива, а благодаря разгону частиц рабочего тела с помощью электрической энергии.

За счет высоких скоростей истечения ($c = 10 \dots 100$ км/с) достигаются существенно меньшие затраты рабочего тела на совершение маневров по сравнению с традиционными химическими двигателями.

Наиболее удобным рабочим телом для ЭРД является ксенон. Преимуществами ксенона являются его химическая инертность и безопасность на всех стадиях эксплуатации, простота и компактность системы хранения и подачи. К недостаткам ксенона относятся высокая стоимость, относительно малый объем производства и сложность дозаправки в условиях космоса. В зависимости от решаемых задач КА с ЭРД могут применяться различные виды рабочего тела. В табл. 1.1 представлены энергетические характеристики рабочих тел (в соотношении с ксеноном), используемые в ЭРД [14].

Таблица 1.1. Энергетические характеристики рабочих тел для ЭРД [14]

Рабочее тело	Атомная масса	Энергия ионизации, эВ	Доля тяги на Хе, %	Доля удельного импульса на Хе, %	Стоимость, \$/кг
Висмут (Bi)	208,98	7,3	126	79	9-11
Свинец (Pb)	207,19	7,4	126	80	1
Ртуть (Hg)	200,59	10,4	124	81	50
Цезий (Cs)	132,90	3,9	101	99	30000
Ксенон (Xe)	131,30	12,1	100	100	850
Криптон (Kr)	83,80	14,0	80	125	295
Аргон (Ar)	39,948	15,8	55	181	4,6

Отличительными особенностями ЭРД являются их малая тяга (0.01...0.5 Н) и способность к длительному функционированию (до 20000 часов) – в противоположность химическим двигателям, у которых тяга значительно больше, а ресурс существенно меньше. Поэтому различные динамические маневры КА при помощи электрореактивной двигательной установки (ЭРДУ) проводятся за счет непрерывной работы в течение нескольких десятков суток, в то время как при помощи химических двигателей этот маневр обычно проводится благодаря нескольким включениям двигателя в оптимальных точках орбиты.

Двумя основными компонентами ЭРДУ являются энергетическая установка и устройство, создающее тягу (собственно электрореактивный двигатель). Помимо этого в состав ЭРДУ входят: преобразователь энергии, система подачи и хранения рабочего тела, система отвода тепла от энергоустановки в космос, система регулирования параметров энергоустановки и двигателя и другие компоненты.

В настоящее время в ЭРД используются различные принципы ускорения рабочего тела. Современные ЭРД классифицируются как по принципу действия (электротермические, электростатические и электромагнитные), так и по состоянию рабочего тела в канале двигателя (газодинамические, ионные, плазменные). Дополнительно учитывается характер работы – стационарный или импульсный. Главным признаком в настоящее время считают способ преобразования электрической энергии в кинетическую энергию истекающего рабочего тела. Согласно ему, электрореактивные двигатели делятся на три основных класса [5, 21–23]:

1) электротермические – энергия используется для нагрева рабочего тела, которое, расширяясь, истекает из реактивного сопла;

2) электростатические (ионные или коллоидные) – рабочее тело подвергается ионизации и образовавшиеся ионы разгоняются до больших скоростей в электростатическом поле;

3) электромагнитные (плазменные) – рабочее тело, имеющее состояние плазмы, разгоняется за счет взаимодействия электрического и магнитного полей.

Класс электрореактивных двигателей объединяет огромное разнообразие схем, которые подразделяются на две большие группы: стационарные (непрерывного действия) и импульсные с частотой до десятков импульсов в секунду.

На рис. 1.1–1.6 показаны принципиальные схемы основных классов электрореактивных двигателей [23, 24].

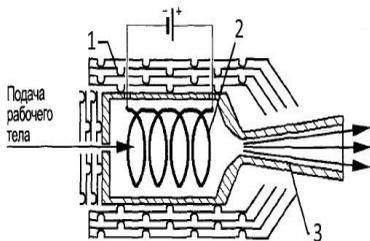


Рис. 1.1. Схема электронагревного двигателя:

1 – тепловые экраны, 2 – электрические нагреватель (термоэлемент), 3 – корпус

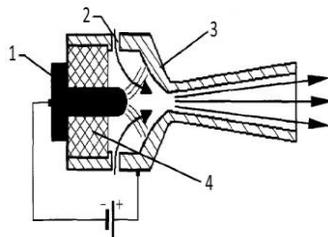


Рис. 1.2. Схема электродугового реактивного двигателя:

1 – катод, 2 – подача рабочего тела, 3 – анод, 4 – изолятор

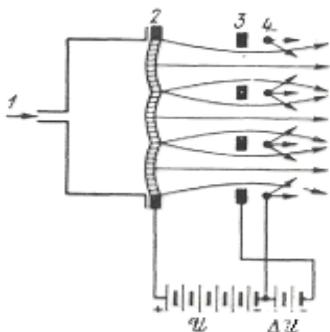


Рис. 1.3. Обобщенная схема электростатического двигателя:

1 – подача рабочего вещества, 2 – ионизатор рабочего вещества, 3 – электростатическая ускорительная система, 4 – эмиттер электронов

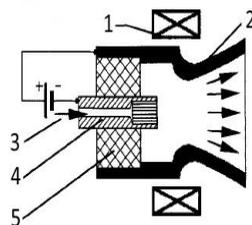


Рис. 1.4. Схема магнитоплазменного двигателя:

1 – электромагнит, 2 – анод, 3 – подача рабочего тела, 4 – катод, 5 – изолятор

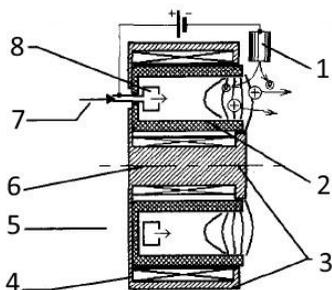


Рис. 1.5. Стационарный плазменный ЭРД:

- 1 – катод-компенсатор,
- 2 – диэлектрическая разрядная камера,
- 3 – полюса магнитной системы,
- 4 – магнитопровод, 5 – электромагнит,
- 6 – сердечник, 7 – подача рабочего тела,
- 8 – анод-газораспределитель

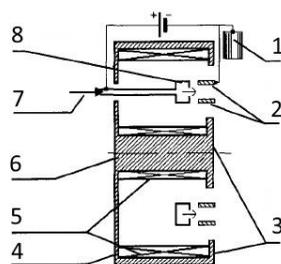


Рис. 1.6. Схема двигателя с анодным слоем:

- 1 – катод-компенсатор,
- 2 – охранные кольца,
- 3 – полюса магнитной системы,
- 4 – магнитопровод,
- 5 – электромагнит, 6 – сердечник,
- 7 – подача рабочего тела,
- 8 – анод-газораспределитель

Основные характеристики различных классов ЭРД представлены в табл. 1.2 [25].

К электротермическим двигателям относятся электронагревные двигатели и электродуговые двигатели (рис. 1.1 и 1.2) [24]. В обоих вариантах двигателей электрическая энергия сначала преобразуется в тепловую энергию рабочего тела, а потом уже в кинетическую энергию истекающей из реактивного сопла струи. В электронагревных двигателях нагрев рабочего тела осуществляется за счет пропускания газа через термоэлемент, который нагревается электрическим током (рис. 1.1). В электродуговом двигателе электрическая энергия преобразуется в тепловую энергию за счет создания электродугового разряда (рис. 1.2). Электродуговые двигатели нашли более широкое применение, чем электронагревные двигатели, благодаря их более высокому удельному импульсу.

В ионных двигателях рабочее тело сначала переводится в плазменное состояние в газоразрядной камере, а затем положительно заряженные частицы (ионы) ускоряются электростатическим полем в ионно-оптической системе, образованной электродами с приложенной

Таблица 1.2. **Классификация и основные характеристики ЭРД**
[25]

Вид ЭРД		Удельный импульс, м/с	Цена тяги, кВт/Н	Рабочее тело
Электротермические двигатели (ЭТД)	Электродуговые двигатели (ЭДД)	4000...6500 (аммиак) до 20000 (водород)	7,5...10	аммиак, гидразин, водород
Электромагнитные двигатели (ЭМД)	Магнитоплазменные динамические двигатели (МПДД)	40000...50000 для сильноточных до 100000 для VAZIMIR	30...100	литий, газы, включая водород
	Стационарные плазменные двигатели (СПД)	10000 – 30000	10 – 30	ксенон, криптон
	Двигатели с анодным слоем (ДАС)	10000 – 70000	10 – 40	ксенон, криптон, жидкие металлы
Ионные двигатели (ИД)	С разрядом постоянного тока	30000 – 80000 и более	25 – 65	ксенон, криптон
	С высокочастотным (ВЧ) и сверхвысокочастотным (СВЧ) разрядом			

к ним разностью потенциалов (рис. 1.3). В ионных двигателях электростатическое ускорение может быть реализовано с очень высоким КПД, близким к 100%. Компенсация тока и пространственного заряда пучка ионов на выходе из ионного двигателя осуществляется за счет установки нейтрализатора – источника электронов. Ионные двигатели разделяются на типы, которые отличаются между собой способом ионизации рабочего тела в газоразрядной камере. В настоящее время разработаны ионные двигатели на основе газового разряда постоянного тока, высокочастотного и сверхвысокочастотного разряда [25].

В электромагнитных двигателях рабочим телом является квазинейтральная плазма, разгоняемая за счет электромагнитной энергии. Двигатели этого класса принято подразделять на два подкласса в

зависимости от того, какое магнитное поле используется для ускорения плазмы – собственное или внешнее [24, 25].

В электромагнитных двигателях без внешнего магнитного поля плазма ускоряется за счет взаимодействия тока разряда с собственным магнитным полем. К ним относится торцевой сильноточный двигатель с коаксиальной геометрией электродов. Эффективная работа таких двигателей возможна только при больших токах разряда и, соответственно, при высоких мощностях – свыше 300 кВт [25, 26].

Наиболее распространена схема электромагнитных двигателей с внешним магнитным полем. К ним относится торцевой холловский двигатель. В зарубежной литературе за подобными двигателями закрепилось название магнитоплазодинамические двигатели (рис. 1.4). Нижний уровень мощности магнитоплазодинамического двигателя, при котором реализуется режим работы двигателя с КПД не ниже 30%, составляет 15-20 кВт [25, 26].

К электромагнитным двигателям с внешним магнитным полем относятся также холловские ЭРД, в которых замкнутый дрейф электронов играет очень важную роль [25]. Принцип действия холловского ЭРД основан на создании и ускорении плазмы в электрическом газовом разряде в скрещенных электрическом и магнитном полях, обеспечивающих замкнутый дрейф электронов. Разряд необходимой конфигурации создается в кольцевом канале, в котором анод и катод установлены относительно друг друга по оси, а магнитная система строится таким образом, чтобы создавалось радиальное магнитное поле. Продольное электрическое поле возникает при подаче разности потенциалов между катодом и анодом и зажигании разряда. Холловские ЭРД разделяются на стационарные плазменные двигатели (СПД) (рис. 1.5) и двигатели с анодным слоем (ДАС) (рис. 1.6). В ДАС, в отличие от СПД, стенки ускорительного канала, которые еще называют охранными кольцами, выполнены из электропроводящего материала и находятся под потенциалом катода. В СПД зона ускорения, в которой создается электрическое поле, существенно превышает ларморовский радиус электрона (радиус окружности, по которой движется электрон в плоскости, перпендикулярной магнитному по-

лю). По этому физическому признаку эти двигатели характеризуют как «ускоритель с замкнутым дрейфом и протяженной зоной ускорения». В ДАС зона ускорения соизмерима с ларморовым радиусом электрона, энергия которого рассчитывается по полной приложенной разности потенциалов. Эти двигатели характеризуются как «ускоритель с замкнутым дрейфом и узкой зоной ускорения».

1.2 Основные технические характеристики ЭРД

Важнейшими техническими характеристиками ЭРД являются: электрическая мощность, потребляемая двигателем N ; величина развиваемой тяги P ; эффективная скорость истечения реактивной струи c ; секундный расход массы рабочего тела q ; энергетический коэффициент полезного действия η_{ε} , показывающий отношение электрической мощности, подводимой к двигателю, к электрической мощности, вырабатываемой энергоустановкой; тяговый коэффициент полезного действия η_T , показывающий эффективность преобразования электроэнергии в кинетическую энергию реактивной струи.

Тяга реактивного двигателя определяется по формуле [23, 24]

$$P = q \iint c \cdot f(c, \theta) dc d\theta,$$

где $f(c, \theta)$ – функция распределения скоростей частиц рабочего тела по величине и направлению в области истекающей струи, где давление, электрическое и магнитное поля равны значениям этих величин в окружающем пространстве.

Условие нормировки $f(c, \theta)$ имеет вид $\iint f(c, \theta) dc d\theta = 1$.

Эффективная скорость истечения равна

$$c_{\varepsilon\phi} = \frac{P}{q}.$$

Плотность тяги – это отношение тяги, развиваемой ЭРД, к площади его поперечного сечения

$$f = \frac{P}{S}.$$

Эффективность ЭРД как преобразователя подводимой электрической энергии в энергию истекающего рабочего вещества может быть охарактеризована соответствующими КПД – энергетическим и тяговым.

Энергетический КПД $\eta_э$ представляет собой отношение мощности N_c , уносимой истекающим рабочим веществом, к мощности N_0 , подводимой к двигателю:

$$\eta_э = \frac{N_c}{N_0}.$$

Полная энергия струи рабочего вещества, покидающего двигатель, складывается из кинематической энергии, затраченной на нагрев, испарение, диссоциацию и ионизацию рабочего вещества, энергии, рассеиваемой в окружающее пространство путем излучения и т.д. При достаточно больших скоростях истечения, характерных для ЭРД, полная энергия струи рабочего вещества практически равна её кинетической энергии, а другими составляющими энергии можно пренебречь:

$$N_c \approx \frac{q \cdot \bar{c}^2}{2},$$

где $\bar{c}^2 = \iint c^2 f(c) dc d\theta$ – среднеквадратичная скорость истечения рабочего вещества, тогда

$$\eta_э = \frac{q \cdot \bar{c}^2}{2N_0}.$$

Отметим, что часть подведенной к двигателю электрической энергии, равная $\zeta \approx 1 - \eta_э$, выделяется в виде тепловой энергии в элементах конструкции двигателя и, в конечном счете, должна быть отведена в окружающее пространство путем излучения.

Тяговым коэффициентом полезного действия η_T принято называть отношение реактивной мощности струи рабочего вещества N_P , вычисленной по эффективной скорости истечения, к мощности N_0 , подводимой к элементам двигателя:

$$\eta_T = \frac{N_P}{N_0} = \frac{qc_{\text{эф}}^2}{2N_0}.$$

Наряду с тяговым КПД нередко используется так называемая цена тяги, представляющая собой величину мощности, необходимой для создания единицы тяги

$$\xi = \frac{N_0}{P}.$$

Нетрудно убедиться, что $\eta_T = \frac{c_{\text{эф}}}{2\xi}$.

Отличие η_T от η_3 связано с разбросом скоростей истекающих частиц по величине и направлению.

Отношение тягового КПД к электрическому

$$\varepsilon = \frac{\eta_T}{\eta_3} \approx \frac{c_{\text{эф}}^2}{c^2}$$

показывает, насколько эффективно используется мощность, передаваемая рабочему веществу для создания силы тяги. Параметр ε называют, поэтому тяговой эффективностью ЭРД.

В дальнейшем под скоростью истечения рабочего тела c будем понимать эффективную скорость истечения.

Важной характеристикой ЭРД является продолжительность работы двигателя в заданном режиме до появления дефекта, исключающего возможность дальнейшей эксплуатации двигателя. В ЭРД различного назначения конструктивный ресурс должен составлять от сотен до десятков тысяч часов.

1.3 Характеристики современных и перспективных ЭРД

1.3.1 Ионные двигатели

Начиная с 60-х годов в США были сконструированы и испытаны различные типы ионных двигателей.

Первые летные испытания ионных двигателей на постоянном токе были проведены в США в 1964 и 1970 годах (программы SERT-1 и SERT-2) [27]. SERT-1 включал суборбитальный полет с одним 10-сантиметровым, а SERT-2 – орбитальный полет с двумя 28-сантиметровым ионными двигателями, работающими на ртути.

Экспериментальная установка SERT-2 была запущена 3 февраля 1970 г. на орбиту около 1000 км и наклоном 99° . Орбита выведения была близка к солнечно-синхронной; её выбор обусловлен требованием постоянной освещённости панелей солнечных батарей. Целью испытаний было подтверждение надежности и оценка ресурса и рабочих характеристик ЭРД в условиях космического пространства [27, 28].

Масса установки SERT-2 1435 кг, диаметр 1,525 м, длина 7,95 м. Электрическая энергия для ЭРД вырабатывалась солнечными батареями мощностью около 1,5 кВт, что обеспечивало работу только одного ЭРД из двух. Каждый двигатель был смонтирован на карданном подвесе, что позволяло свести к минимуму возмущающий момент от эксцентриситета тяги, и создавал номинальную тягу $28 \cdot 10^{-3}$ Н, направленную вверх под углом 10° к радиусу и проходящую через центр масс спутника. При включении одного из двигателей создавались как радиальная, так и трансверсальная составляющие тяги, что позволяло увеличивать или уменьшать высоту орбиты (в зависимости от того, какой ЭРД включен). Расчетное изменение высоты полета за одни сутки при нормальном уровне тяги составляло 570 м.

Масса каждого двигателя с карданным подвесом и полным запасом рабочего тела составляла около 30 кг, причем масса самого электростатического ускорителя (собственно ЭРД) равнялась всего 3 кг, а масса рабочего тела 15 кг. Запас рабочего тела обеспечивал непрерывную работу каждого ЭРД в течение 5800 ч (8 месяцев). Рас-

четные характеристики ЭРД следующие: скорость истечения 41,2 км/с, потребляемая мощность 1000 Вт, тяга 28 мН, энергетический КПД 0,89, тяговый КПД 0,68, диаметр 150 мм.

14 февраля 1970 г. был включен ЭРД №1, обеспечивавший подъем КА в течение 2800 ч (около 5 месяцев). За это время радиус орбиты увеличился почти на 100 км. Затем двигатель отключился из-за короткого замыкания. После этого включился ЭРД №2, проработавший почти 3 месяца (2011 ч); радиус орбиты при этом был уменьшен. В 1973 г. двигатели удалось включить вновь; в 1974-1976 гг. они использовались для разворотов аппарата вокруг поперечной оси на 180° с целью улучшения освещенности панелей солнечных батарей. Орбита КА SERT-2 уже не являлась солнечно-синхронной, и аппарат периодически заходил в тень, что не позволяло включать ЭРД на длительное время. Однако в 1979-1981 гг. вновь наступил период длительной освещенности и двигатели смогли работать в непрерывном режиме. ЭРД №1 проработал всего 3794 ч, а ЭРД №2 – 4078 ч и запускался 261 раз, вплоть до полного израсходования рабочего тела в апреле 1981 г.

К 1979 г. выходная электрическая мощность солнечных батарей уменьшилась на 37% из-за старения фотоэлементов, однако оставалась еще достаточной (около 1 кВт) для энергоснабжения ЭРД. За 11,5 лет эксплуатации в космосе характеристики самих ЭРД (тяги, удельный импульс) существенно не изменились [33].

Одной из главных задач этого эксперимента являлась разработка достаточно надежных и точных способов определения тяги ЭРД. В процессе летных испытаний тяга ЭРД определялась тремя способами [27]:

- 1) расчётом по измеренным электрическим параметрам пучка (силе тока, разности потенциалов); погрешность этого метода составляет около 2,2%;

- 2) по показаниям акселерометра MESA, измерявшего радиальную составляющую ускорения (погрешность измерений 1%);

- 3) расчётом по измеренному на некотором интервале изменению радиуса орбиты (погрешность 5%).

Наиболее точным, таким образом, являются первые два способа.

Выход ионного ЭРД на рабочий режим занимал достаточно продолжительное время. После включения ЭРД начиналась установка разряда нейтрализатора, на это требовалось около 4 мин. Затем в течение 1,8 ч происходил прогрев разрядной камеры ЭРД с целью её обезгаживания. Далее в течение 50 с зажигался разряд и около 1 мин требовалось на его стабилизацию. Так обстоит дело с запуском «холодного» ЭРД, если же двигатель заранее прогрет, время выхода на рабочий режим существенно сокращается.

В результате длительных испытаний было установлено наличие плазменного режима работы ионного ЭРД [28]. При относительно малых электрической мощности и напряжении в цепи электрического разряда создавался не ионный пучок, а струя плазмы. Тяга при этом достигала величины около 27% от номинала.

В СССР аналогичные эксперименты проводились в 1965 г. в суборбитальном полете КА «Янтарь» и в 1971 г. в орбитальном полете КА «Метеор-10». На КА «Янтарь» использовался 10-сантиметровый ионный двигатель на постоянном токе, работающий на азоте, а на КА «Метеор-10» – два 10-сантиметровых ионных двигателя на постоянном токе, работающих на ртути [29].

Эти эксперименты американских и советских ученых доказали принципиальную возможность длительной работы ионных двигателей на постоянном токе в условиях космоса.

В 1970-1980 гг. в США разрабатываются 8-сантиметровый ртутный ионный двигатель на постоянном токе по программе SEPS (Solar Electric Propulsion System) [19], 30-сантиметровый ксеноновый двигатель для проекта Mariner Mark-II, а также 13- и 25-сантиметровые ионные двигатели в рамках программы XIPS (Xenon Ion Propulsion System).

В 60-80 годах XX века в СССР были разработаны лабораторные модели ионных двигателей на постоянном токе разных схем, например, двигатель ИДОР-100, работающий на цезии, и ксеноновый ионный двигатель КИД-100 [25]. Двигатель ИДОР имел следующие параметры: тяга 20 мН, удельный импульс 33000 м/с, мощность 0,4 кВт.

Первое практическое применение ионные двигатели получили в 90-х года XX века. В 1994 году 12-сантиметровый ионный двигатель на постоянном токе, разработанный NSSK (Япония), использовался на КА ETS-6. В 1997 г. фирмой Hughes Space, а позднее фирмой Boeing Space Systems разработаны 13- и 25-сантиметровый двигатели XIPS для платформ HS-601 и HS-702 соответственно [25]. С 1997 г. эти двигатели стали применяться в системе коррекции геостационарных КА. В 1998 г. в первом межпланетном проекте «Deep Space 1» в качестве маршевого двигателя был установлен ионный двигатель на постоянном токе NSTAR (Nasa Solar Electric Propulsion Technology Application Readiness) (рис. 1.7). В настоящее время в США разработан более совершенный ионный двигатель NEXT, а также ведутся исследования по разработке следующего поколения ионных двигателей NEXIS.



Рис. 1.7. Общий вид ионного двигателя NSTAR

В Европе ионные двигатели на постоянном токе разрабатывались в основном в Англии. В конце 90-х и начале 2000-х годов были созданы двигатели UK-10 и UK-20. Первый прошел летно-космические испытания на геостационарном КА ARTEMIS и позднее использовался на низкоорбитальном КА GOCE. Второй создавался для европейского проекта Veri Colombo [25].

В России в настоящее время развёрнуты работы по разработке ионных двигателей различной мощности. В Центре Келдыша проводятся научно-исследовательские и опытно-конструкторские работы, направленные на решение основных технологических проблем в создании ионных двигателей. Здесь созданы лабораторные модели двигателей мощностью от 50 Вт до 2-4 кВт (ИД-50, ИД-100, ИД-300, ИД-300В).

Ионные двигатели с высокочастотным разрядом в основном исследовались и разрабатывались в Германии. Там были созданы двигатели семейства RIT (Radio Frequency Ion Thruster).

Ионные двигатели со сверхвысокочастотным разрядом в основном разрабатывались в Японии, где были созданы двигатели типоразмера 1 см, 10 и 20 см. Четыре 10-сантиметровых ионных двигателя со сверхвысокочастотным разрядом были применены в проекте Hayabusa.

Основные характеристики существующих и перспективных ионных двигателей приведены в табл. 1.3 [25].

Таблица 1.3. Основные характеристики ионных двигателей [25]

Страна / Фирма разработчик	Название	Тяга, мН	Удельный импульс, км/с	Мощность, кВт	КПД, %	Ресурс, ч	Состояние разработки*
США/NASA/ Hughes Boeing EDD	XIPS-13	18	23,5	0,45	50	12000	Л
	XIPS-25	79-165	35	2,0-4,2	70		Л
	XIPS-30	92	32,5	2,4			Л
	NSTAR	19-92	19,5-32,8	0,49-2,3	38-64	>10000	Л
	NEXT	237	>41	6,9	>70		М
	NEXIS		60-90	25			М
	HiPEP	590-450	60-80	23,5	74		М
Великобритания/QinetiQ	UK-10 (T5)	10-25	30-33	0,275-0,636	55-64	11000	Л
	T5 (high SI)	71	43,5	2,22			И
	T6	230	46,5	7,05			Л
Германия	RIT-10	15	33	До 0,75	64	20000	Л
	ESA XX (RIT-35)	240	35	8,45			М
	RIT-15L	50	34	1,3			И

Страна / Фирма раз- работчик	Название	Тяга, мН	Удельный импульс, км/с	Мощ- ность, кВт	КПД, %	Ресурс, ч	Состояние разработки*
	RIT-15S	75	50	До 3			И
	RIT-XT	218	64	До 6			М
	RIT-22	150- 175	45-48	5		>10000	И
Япония / JAXA	ИД – 12 см	25	25	0,7	46		Л
	IES – 35 см (BBM-2)	150	35,18	3,29			Л
	μ10	8,5	30	0,35	30		Л
	μ20	27	28	0,9			
	μ10 HIsr	27	100	2,5			
Россия / Центр Кел- дыша	ИД – 50	2-5	23-35	0,05-0,15	50-60		М
	ИД – 100	7-18	19-33	0,15-0,50	45-55		М
	ИД – 300	80	30	1,9	62	15000	М

* И – инженерный (проходит обкатку, планируется его применение);

Л – лётный (использовался на реальных КА);

М – лабораторная модель (модельный стенд для проверки новых принципов).

1.3.2 Холловские двигатели

В СССР, а потом и в России были созданы стационарные плазменные двигатели (СПД), идея и конструкция которых были предложены А.И. Морозовым [22]. Эти двигатели обладают относительно малой мощностью и секундным расходом рабочего тела; достаточно высоким КПД и ресурсом.

Одна из модификаций СПД с радиальным магнитным полем и замкнутым дрейфом электронов в составе ЭРДУ «ЭОЛ-1» была испытана на ИСЗ «Метеор» в 1971 г. [29]. Рабочее тело этого двигателя (газообразный ксенон) подается в кольцевую диэлектрическую камеру. Вследствие влияния магнитного поля в камере создается облако горячих вращающихся электронов, попадая в которое, рабочее тело ионизируется. Образующиеся ионы в электрическом поле ускоряются и на выходе из ускорителя смешиваются с электронами эмиттера. В результате из ЭРД вытекает струя нейтральной плазмы.

С 1974 г. началась штатная эксплуатация СПД на ИСЗ семейства «Метеор», а с 1982 г. начались испытания и эксплуатация СПД

на геостационарных КА. Первым серийно выпускаемым двигателем для этих задач был СПД-70, разработанный в ОКБ «Факел».

С 1994 г. началась штатная эксплуатация СПД-100 (рис. 1.8) на геостационарных КА с параметрами: мощность – 1,35 кВт; тяга – 83 мН; удельный импульс – 16000 м/с; ресурс – более 9000 часов.

Эти двигатели использовались на геостационарных КА в основном для приведения КА в заданную точку стояния на орбите и удержания в ней в течение всего срока активного существования.



Рис. 1.8. СПД-100 разработки ОКБ «Факел»

В настоящее время актуальными являются транспортные задачи, задачи довыведения КА на высокоэнергетические орбиты, а также межпланетные перелеты. Исходя из этих задач, в ОКБ «Факел» разработан СПД средней мощности СПД-140 с удельным импульсом 17000 м/с (рис. 1.9). Тяга этого двигателя составляет 280 мН, а мощность 4,5 кВт. Также ведется исследование и разработка перспективного СПД большой мощности СПД-290.



Рис. 1.9. СПД-140 разработки ОКБ «Факел»

В Центре имени М.В. Келдыша разработан типовой ряд холловских двигателей с мощностью от 200 Вт до 6 кВт и тягой от 10 до 380 мН (КМ-45, КМ-60, КМ-88, КМ-5, КМ-7) [30].

Двигатель КМ-45 с тягой 18 мН и мощностью 0,35 кВт разработан по заказу Индийской организации по космическим исследованиям (ISRO) и предназначен для малых КА (до 500 кг). Двигатель КМ-60 разрабатывается для новой спутниковой платформы АО «ИСС имени академика М.Ф. Решетнева» «Экспресс-1000». По заказу ISRO также разработан двигатель КМ-88, обладающий при номинальной мощности 1,650 кВт тягой 72 мН и удельным импульсом более 21000 м/с. Двигатель КМ-5 проходит летные испытания с 2002 г. в составе геостационарного КА «Экспресс-А4». Этот двигатель разрабатывался как многорежимный на диапазон мощности 1,35...2,5 кВт. Двигатель КМ-7 разработан по заказу SPI Inc. (США) и рассчитан на три уровня мощности – 3,5; 4,5 и 6,0 кВт, номинальная мощность – 4,5 кВт.

С начала 2000-х годов разработку СПД стали вести и в зарубежных странах. Технологию СПД интенсивно осваивают в Европе и США. Европейская компания Snecma Moteurs (Франция) совместно с ОКБ «Факел» разработала СПД PPS-1350 мощностью 1,35 кВт, который успешно использовался на КА SMART-1. В США ряд фирм осуществляет собственные разработки СПД мощностью от 0,6 до 5 кВт. Так, например, фирмой Aerojet/Busek разработан двигатель ВРТ-4000 мощностью до 4 кВт, который прошел летные испытания на ИСЗ TSAT в 2008 г.

Характеристики существующих и перспективных СПД приведены в табл. 1.4.

Двигатели с анодным слоем (ДАС) по сравнению с СПД обладают большей эрозионной стойкостью ускорительного канала. Основные исследования ДАС были произведены в ЦНИИмаш. Идея создания ДАС принадлежит А.В. Жаринову.

В ЦНИИмаш создан номенклатурный ряд ДАС с одно- и двухступенчатыми модификациями (см. табл. 1.5). На рис. 1.10 приведены ДАС средней мощности Д-90 (рис. 1.10,а) и большой мощности ТМ-50 (рис. 1.10,б).

**Таблица 1.4. Основные характеристики
стационарных плазменных двигателей**

Страна / Фирма разработчик	Название	Тяга, мН	Удельный импульс, км/с	Мощность, кВт	КПД, %	Ресурс, ч	Состояние разработки*
Россия/ОКБ Факел	СПД-25	7	8-10	0,1	20	1200	М
	СПД-35	10	12	0,2	30	2500	И
	СПД-50	20	12,5	0,35	35	2250	Л
	СПД-60	30	13	0,5	37	2500	Л
	СПД-70	40	14,5	0,65	44	3100	Л
	СПД-100/(100Д)	83/70	15/27,5	1,35/2	50	9000	Л
	СПД-1350 (PPS-I350)	88	≥ 17,2	1,5	52	7000	Л
	СПД-140	280/170	17/28	4,5	55	8200	Л
	СПД-200	185-488	17,56-29,5	3,0-11,0	50-63	18000	И
СПД-290	до 1500	15-30	5,0-30,0	65	27000	М	
Россия/Центр Келдыша	КМ-37	5,7-1,1	8,95-16,4	0,1-0,3	24-50	2000	М
	КМ-45	10-28	12,5-15	0,2-0,45	30-45	4000	Л
	КМ-60	30-50	12,5-22	0,45-1,1			И
	КМ-88	50-105	20-30	1-2,5	55-64		М
	КМ-5 (Т-120)	80-140	16-21	1,35-2,5	50		Л
КМ-7 (Т-160)	200-380	17-26,5	3,5-6	55		Л	
Европа/Alenia Spazio/Proel	ХНТ 100 НЕТ	4,5	9,5	0,95	22		М
Европа/SNEC MA	PPS-1350-G	89	17	1,5	50	7500	Л
	PPS-4000	170-340	14-32,4	3-6,5	40-58	8000	М
Европа/LABEL/ Proel and ALTA	DS-HET	50-200	18-30	2-5	40	12000	М

Страна / Фирма разработчик	Название	Тяга, мН	Удельный импульс, км/с	Мощность, кВт	КПД, %	Ресурс, час	Состояние разработки*
США/NASA GRC	NASA 400 M	430	45	50	62	8000	М
США/Busek	ВНТ-200	11	13,5	0,2	≥ 37	2000	И
	ВНТ-600	36	17	0,6	51		М
	ВНТ-1000	55	18,7	0,9	53		
	ВНТ-3000	180	19,5	3	57		
	ВНТ-8000	512	12-35	8	63	6000	М
США/Busek/Primex	ВРТ-2000	98	17	2	49		М
	ВРТ-4000	187-161	16,89-18,8	3	50	>6000	Л
США / Pratt & Whitney	T-220	>500	24,5	10	59		М

* И – инженерный (проходит обкатку, планируется его применение);

Л – лётный (использовался на реальных КА);

М – лабораторная модель (модельный стенд для проверки новых принципов).



a)



б)

Рис. 1.10. Экспериментальные образцы ДАС разработки ЦНИИмаш:
a – Д-90, *б* – ТМ-50

Для создания ЭРДУ большой мощности ведутся также исследования ДАС, работающих на металлическом рабочем теле с большей атомной массой, чем ксенон. Примером такого металлического рабочего тела может служить висмут. Использование висмута в качестве рабочего тела для ДАС позволяет сделать более компактной и

легкой систему хранения на борту КА. Так, например, ЦНИИмаш совместно с Мичиганским университетом (США) ведет разработку двигателя VHITAL-160, работающего на висмуте и имеющего следующие параметры: мощность 36 кВт, тяга 618 мН, удельный импульс 76670 м/с, КПД 63%. Основным недостатком металлических рабочих тел является их конденсация на элементах конструкции КА.

Характеристики существующих ДАС, разработанных в ЦНИИмаш, приведены в табл. 1.5 [25].

Таблица 1.5. Основные характеристики экспериментальных образцов двигателей с анодным слоем разработки ЦНИИмаш

Название	Тяга, мН	Удельный импульс, км/с	Мощность, кВт	КПД, %	Рабочее тело
Д-38, Д-38М	25 – 100	13 – 28	0,2 – 1,5	50 – 70	ксенон
Д-60	35 – 140	12 – 30	0,4 – 2,2	40 – 55	ксенон
Д-80 (двухступенчатый)	45 – 240	12 – 33,5	0,6 – 5,6	40 – 70	ксенон
Д-90-I (одноступенчатый)	260	25	5,0 – 6,0	50 – 60	ксенон
Д-90-II (двухступенчатый)	160	44	3,5 – 15	50 – 65	ксенон
Д-100-I (одноступенчатый)	80 – 340	14,5 – 28	1,3 – 7,5	50 – 60	ксенон
Д-100-II (двухступенчатый)	80 – 650	18 – 42,5	3,5 – 15	50 – 65	ксенон
ТМ-50 (двухступенчатый)	1000 – 1500	30 – 70	20 – 50	70 – 75	ксенон
VHITAL-160	618	76,67	36	63	висмут

1.4 Космические энергоустановки

Реализация перелётов КА с ЭРДУ между некомпланарными околоземными орбитами возможна с помощью двух типов энергоустановок: солнечной и ядерной.

1.4.1 Солнечные энергоустановки

Энергоустановки на основе использования солнечных батарей (СБ) широко используются на современных КА и являются надежными и экологически чистыми источниками энергии.

Солнечная батарея состоит из полупроводниковых фотоэлектрических преобразователей (ФЭП) и несущей конструкции, на которой укрепляются преобразователи. СБ представляет собой большое количество последовательно-параллельно соединенных ФЭП. Такое соединение обеспечивает необходимые напряжение и силу тока. Обычно ФЭП скрепляют внахлест, что одновременно обеспечивает их последовательное электрическое соединение. ЭДС отдельного ФЭП не зависит от его площади и равна 0,5...0,55 В; ток короткого замыкания составляет 35...40 мА на 1 см² площади ФЭП. Ток СБ зависит от условий освещенности и достигает максимума при перпендикулярном падении солнечных лучей на поверхность СБ [33].

Продолжительность работы СБ зависит от метеорной эрозии, ухудшающей оптический коэффициент ее поверхности, воздействия радиационного излучения, понижающего ЭДС ФЭП (главным образом при полете в радиационном поясе Земли и в результате солнечных вспышек), и воздействия термических ударов, являющихся следствием глубокого охлаждения СБ на затененных и нагрева на освещенных участках полета и разрушающих электрическую коммутацию и узлы крепления ФЭП. Используются эффективные меры защиты СБ от радиационного воздействия и воздействия солнечных вспышек – прозрачные защитные покрытия, легирующие добавки в материал ФЭП и др. Разработаны СБ, допускающие многократное охлаждение их до температуры -150°С без существенного снижения мощности. Продолжительность работы СБ достигает нескольких лет.

В настоящее время СБ являются одними из наиболее надежных и достаточно отработанных энергоустановок. Их ресурс и показатели мощности позволяют полагать, что в течение ближайшего десятилетия они будут широко использоваться в качестве энергетических установок на ИСЗ, орбитальных космических станциях и автоматических КА. Дальнейшее совершенствование солнечных батарей идет главным образом в направлении:

- улучшения радиационной стойкости;
- снижения удельной массы;
- повышения КПД и удельной мощности;
- разработки новых материалов для ФЭП с целью улучшения их фотоэлектрических свойств.

В качестве ФЭП для СБ на космических аппаратах довольно долго использовались кремниевые ФЭП. Однако их сравнительно низкий коэффициент полезного действия (КПД) (до 15%) позволял обеспечить съем 100...150 Вт с одного квадратного метра поверхности. В настоящее время на всех новых КА для солнечных батарей применяются трехкаскадные ФЭП на основе арсенида галлия с КПД порядка 30 %, что обеспечивает съём до 300 Вт с одного квадратного метра СБ.

Сравнительные характеристики солнечных батарей с различными ФЭП, которые разработаны в ПАО «Сатурн», представлены в табл. 1.6. Современное состояние технических характеристик СБ представлено в табл. 1.7.

Таблица 1.6. Характеристики солнечных батарей разработки ПАО «Сатурн» [31]

Характеристика	На основе кремниевых ФЭП	На основе многокаскадных GaInP/GaAs/Ge ФЭП
САС*, лет	15	15
КПД (АМО, 28 °С), %	15,5	28,0
Удельная мощность**, Вт/м ²		
Начало САС	182/178	315/309
Конец САС	96/101	247/252
Удельная масса, кг/м ²	1,35/1,25	1,6/1,6
*- САС – срок активного существования (в космическом пространстве). **- в числителе приведены данные для каркасов со струнной или пленочной подложками, в знаменателе – для сотовых каркасов. Удельные мощности приведены к площади панели.		

Таблица 1.7. Характеристики современных и перспективных солнечных батарей [32]

Характеристика	Spectrolab	ФЭП AZUR каркас ОАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королева»	ФЭП AZUR каркас ОАО «ИСС им. академика М.Ф. Решетнева»	ФЭП AZUR каркас НПО им. С.А. Лавочкина, ОНПП «Технология»
КПД ФЭП, %	28,2*...29,5	29,1		31
Удельная масса ФЭП, кг/м ²	0,732			0,732 (0,453**)
Удельная мощность на начало САС по ФЭП, Вт/м ²	330 (366)	356	360	381
Удельная мощность на 15 лет САС по ФЭП, Вт/м ²	260 (290)	279	272	293
Удельная масса фотогенирующей части (ФЧ), кг/м ²	1,75	1,60	1,5...1,6	1,33...1.40 (~1.0**)
Удельная масса каркаса, кг/м ²	0,6...0,8*	> 1,0	0,7	0,4...0,5
Удельная масса СБ (ФЧ+каркас), кг/м ²	2,35...2,55	> 2,6	2,2...2,3***	1,73...1,90*** (< 1.5**)
Удельная масса СБ (ФЧ+каркас), кг/кВт	8,1...8,8	-	7,58...7,93	5,1
Характеристики даны без учета массы узлов раскрытия, зачеховки и транзитных кабелей. * – ориентировочное значение, ** – в случае применения ФЭП толщиной 80 мкм, *** – значения для СБ малой до 40 м ² площади.				

Для повышения удельной мощности СБ могут быть использованы также концентраторы солнечной энергии, увеличивающие интенсивность освещения ФЭП. Считается, что коэффициент концентрации не должен превышать 2.5, так как иначе произойдет перегрев ФЭП и вследствие этого снижение их КПД.

Характеристики усовершенствованной панели СБ, разработанной в РКК «Энергия» и ФТИ им. А.Ф. Иоффе, которая базируется на технологии высокоэффективных арсенид-галлиевых ФЭП и солнечных концентраторов на основе линзы Френеля, приведены в табл. 1.8.

Таблица 1.8. Характеристики усовершенствованной панели СБ [14]

Габаритные размеры одной панели СБ, мм (длина× ширина×толщина)	2000×2000×30
Электрический КПД (в перспективе), %	40
Электрическая мощность панели, Вт	2160
Масса панели, кг	4-7
Удельная масса конструкции, кг/м ²	1,5-1,7
Удельная масса, кг/кВт	2-4
Удельная поверхностная энерговооруженность, Вт/м ²	540

Другим путем повышения удельной мощности батарей является применение тонкопленочных поликристаллических ФЭП, позволяющих снизить удельную массу СБ на порядок и больше. Тонкопленочные ФЭП представляют собой основу из молибденовой или алюминиевой фольги толщиной 25 мкм, на которую нанесена пленка фотоактивного полупроводникового материала толщиной 18 мкм. Тонкая металлическая сетка, образованная методом напыления, является токоотводом от верхнего слоя. На нее сверху наложено защитное покрытие из пластика толщиной в несколько ангстрем. В качестве фотоактивного материала для тонкопленочных поликристаллов ФЭП применяются сульфиды, теллуриды и селениды кремния, арсенида, фосфориды галлия и другие материалы.

Тонкопленочные ФЭП на основе аморфного кремния, производимые на АО «Научно-производственное предприятие «Квант», имеют КПД порядка 12%, удельная мощность – 162 Вт/м². СБ, состоящие из таких ФЭП, с подложкой из нержавеющей стали имеют удельную энергомассовую характеристику порядка 480 – 540 Вт/кг (~ 0,3 кг/м²), а с подложкой из полимера 7мкм – порядка 1000 Вт/кг (~ 0,1 кг/м²).

Тонкопленочные ФЭП можно наклеивать на полиамидную пленку и сворачивать в рулон, тем самым можно уменьшить массу и размеры СБ в неразвернутом виде. Гибкость и хорошая радиационная стойкость тонкопленочных поликристаллических ФЭП позволяют считать их перспективными для создания СБ мощностью в несколько десятков киловатт.

В качестве несущей конструкции СБ используется часть наружной поверхности КА или раскрывающиеся жесткие панели. Для эффективной работы СБ необходима их ориентация на Солнце с погрешностью 10...15°. При использовании жестких панелей это достигается, как правило, при развороте самого КА; применяются также автономные электромеханические системы ориентации СБ. При этом панели СБ выполняются подвижными относительно корпуса КА. Применяются также неориентируемые СБ, ФЭП которых располагаются на корпусе КА или на выносных панелях так, чтобы обеспечить необходимую электрическую мощность при любой произвольной ориентации КА. Около 40 % массы СБ приходится непосредственно на массу ФЭП. Мощность СБ может достигать нескольких десятков и даже сотен киловатт.

Традиционной конструкцией солнечных батарей является трубчатый каркас (на основе углепластиковых труб), промежутки между трубчатыми элементами каркаса заполнены гибким носителем в виде натянутых струн – струнная подложка (рис. 11,*а*) или сетки – сетчатая подложка (рис. 1.11,*б*).

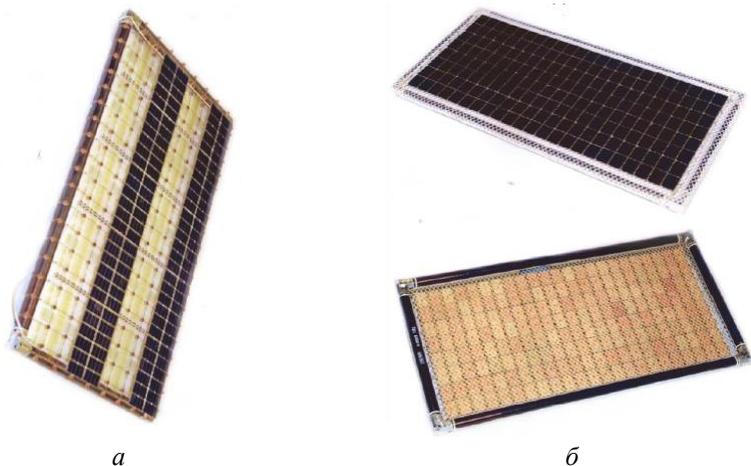


Рис. 1.11. Конструктивное исполнение СБ:
а – с струнной подложкой, *б* – с сетчатой подложкой

Конструктивные схемы солнечных батарей отличаются разнообразием (рис. 1.12 – 1.13) и имеют различные процедуры раскрытия.

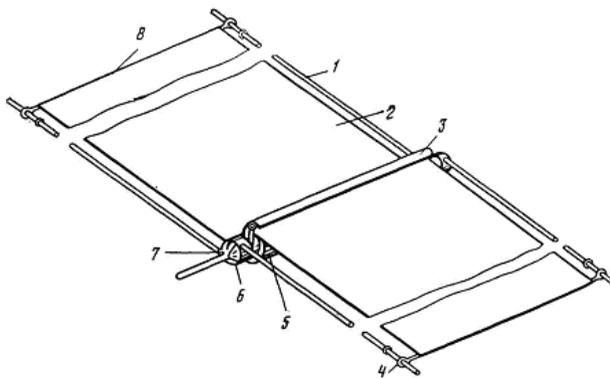


Рис. 1.12. Схема рулонной солнечной батареи FRUSA [33]:
 1 – раздвигаемая трубчатая балка; 2 – панель СЭ; 3 – подъемный ролик для защиты пленки; 4 – компенсатор удлинения балки; 5 – барабан;
 6 – привод балки; 7 – привод системы ориентации; 8 – натяжная траверса

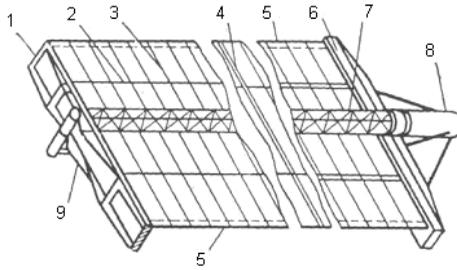


Рис. 1.13. Конструктивная схема одного крыла солнечной батареи SEPS:
 1 – верхняя крышка контейнера панели; 2 – направляющий трос;
 3 – поперечный ограничитель панели; 4 – промежуточная шина;
 5 – боковые шины; 6 – контейнер панели; 7 – раздвижная мачта;
 8 – контейнер мачты; 9 – механизм нагрузки контейнера

1.4.2 Ядерные энергоустановки

Ядерные энергоустановки (ЯЭУ) обладают такими преимуществами как независимость вырабатываемой мощности от освещенности орбиты, ориентации КА и удалённости его от Солнца. К достоинствам ядерных энергоустановок можно также отнести возможность реализации большой мощности и при этом они будут обладать лучшими удельными массовыми характеристиками по сравнению с солнечными энергоустановками. К недостаткам ЯЭУ нужно отнести повышенное требование к обеспечению безопасности во время сборки, испытания и полёта. Энергоемкость ядерных источников энергии на много порядков выше химических и солнечных.

Любой тип ЯЭУ включает в себя три основных элемента (рис. 1.14):

- источник первичной энергии (например, ядерный реактор, радиоизотопный генератор);
- преобразователь первичной энергии в электрическую энергию;
- устройство для отвода части первичной энергии, не использованной в процессе преобразования, в окружающее пространство (холодильник-излучатель).

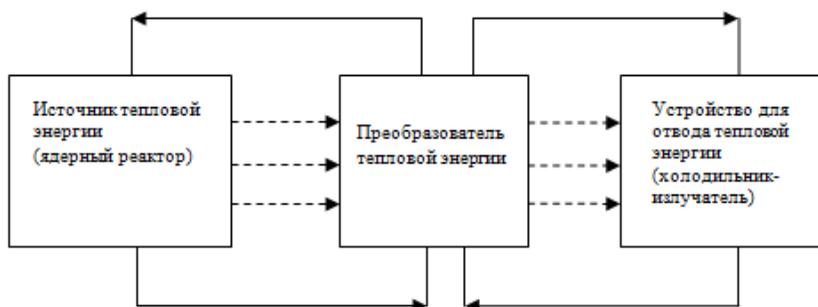


Рис. 1.14. Упрощенная схема ЯЭУ

Типы и схемы ЯЭУ могут быть разнообразными, отличающимися друг от друга источниками, носителями и способами преобразования первичной энергии. На практике реализованы и интенсивно разрабатываются ЯЭУ, в которых первичной энергией является тепловая (рис. 1.14). Сплошными линиями на рис. 1.14 показан подвод и отвод тепловой энергии с помощью контуров теплоносителя или тепловых труб. Распространены также схемы, где отсутствует один или оба контура теплоносителя. В этих случаях (штриховые линии) теплота непосредственно из источника передается в преобразователь энергии и отводится за счет теплопроводности соответствующих соединительных устройств.

На начальном этапе создания космических ЯЭУ рассматривались различные схемы преобразования тепловой энергии ядерного реактора в электрическую энергию. Среди них выделялись газотурбинные, термоэлектрические и термоэмиссионные преобразователи энергии. Термоэлектрические и термоэмиссионные преобразователи энергии отличаются компактностью (причем возможны схемы, когда преобразователь энергии находится непосредственно в активной зоне реактора), высокой надежностью благодаря отсутствию движущихся частей и обладают более высокой радиационной безопасностью, но имеют по сравнению с газотурбинными преобразователями более низкий КПД.

На рисунке 1.15 представлен разработанный в РКК «Энергия» проект межорбитального электроракетного буксира «Геркулес» с

ЯЭУ с термоэмиссионным преобразованием энергии по литий-ниобиевой технологии с электрической мощностью 500-600 кВт для транспортировки тяжелых грузов на ГСО. Компоновочная схема ЯЭУ для межорбитального электроракетного буксира «Геркулес» приведена на рис. 1.16 [14, 17].

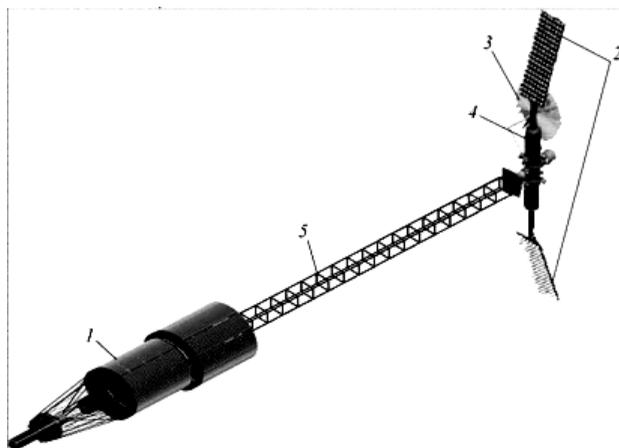


Рис. 1.15. Межорбитальный буксир «Геркулес»:

1 – ЯЭУ с термоэмиссионным реактором-преобразователем и холодильником-излучателем; 2 – электроракетная двигательная установка; 3 – антенна системы связи; 4 – приборный отсек; 5 – ферменная конструкция [14, 17]

Первой в нашей стране была создана космическая ЯЭУ «Бук» с термоэлектрическим преобразователем энергии с электрической мощностью 3 кВт. Космические ЯЭУ «Бук» были созданы в НПО «Красная звезда» и использовались на низкоорбитальных радиолокационных КА морской разведки серии «УС». Первый КА «УС-А» был запущен в 1970 г. с космодрома Байконур. Всего было запущено 32 КА в период с 1970 по 1988 гг.

Одновременно с ЯЭУ «Бук» выполнялись работы по ЯЭУ «Топаз» с термоэмиссионным преобразованием энергии с уровнем мощности 5-6 кВт, первые наземные испытания которого были проведены в 1970 г. Испытания ЯЭУ «Топаз» в космосе были проведены в составе экспериментального КА «Плазма-А» в 1987-1988 гг.

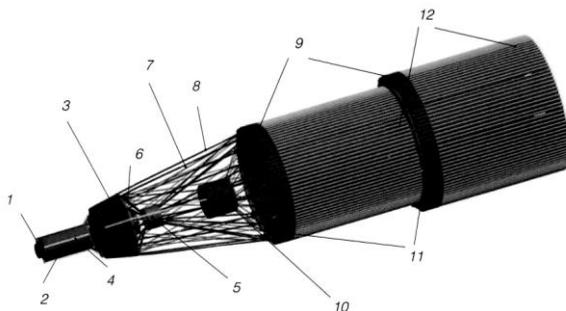


Рис. 1.16. Компонентная схема ЯЭУ межорбитального буксира «Геркулес» [14, 17]:

1 – блок генераторов пара цезия и системы удаления газообразных продуктов деления модулей; 2 – термоэмиссионный реактор-преобразователь модульной схемы; 3 – многослойная радиационная защита; 4 – силовоточная шина; 5 – многоканальный магнитогидродинамический насос с общей магнитной системой всех модулей; 6 – трубопровод литиевой системы охлаждения на входе в модуль термоэмиссионного реактора-преобразователя; 7 – опорная ферма; 8 – трубопровод литиевой системы охлаждения на выходе из модуля термоэмиссионного реактора-преобразователя; 9 – теплообменник литий-натрий зоны испарения тепловой трубы; 10 – силовой преобразовательный блок (высоковольтные кабели не показаны); 11 – опорное кольцо (раздвижная ферма полезной нагрузки не показана); 12 – зона конденсации тепловых труб холодильника-излучателя

В настоящее время в России разработаны проекты космических ЯЭУ по технологии «Топаз» с электрической мощностью 25-600 кВт, технические характеристики которых представлены в табл. 1.9 [34].

В нашей стране было разработано несколько проектов газотурбинных ЯЭУ [18]. В НПО «Энергомаш» были разработаны варианты ядерных замкнутых газотурбинных энергоустановок и энергодвигательных установок электрической мощностью 46 кВт. НИКИЭТ им. Доллежалея разработал концепцию ЯЭУ электрической мощностью 100 и 500 кВт на основе газоохлаждаемого реактора с газотурбинным преобразованием энергии по циклу Брайтона. Для отвода неиспользованного тепла рассматривались твердотельные (трубчато-панельные и на основе тепловых труб) и капельные холодильники-излучатели.

**Таблица 1.9. Технические характеристики ЯЭУ
с термоэмиссионным преобразованием энергии [34]**

Наименование ЯЭУ	Мощность, кВт	Масса, кг	Удельная масса, кг/кВт
1-е поколение			
«Топаз»	10	1200	120
2-е поколение			
ЯЭУ-25М	35	1925	55,7
ЯЭУ-25	80	3000	37,5
ЯЭУ-50	105	4200	40
ЯЭУ-100	150	5600	37,3
3-е поколение			
ЯЭУ-100(с литием в качестве теплоносителя)	150	5200	34,4
Двухрежимная ЯЭУ третьего поколения	150	4600	30,7
ЯЭУ-400	400	7250	18
«Топаз-ВРТ»	400	5750	14,4
«Геркулес»	550	6900	12

Предполагаемые характеристики газотурбинной ЯЭУ электрической мощностью 1 МВт представлены в табл. 1.10 [14].

**Таблица 1.10. Характеристики газотурбинной ЯЭУ
электрической мощностью 1 МВт**

Параметр	Рабочее тело – смесь He-Xe		
	Тип холодильника-излучателя		
	Капельный	Панельный	
Температура рабочего тела, К:			
перед турбиной	1200	1500	1500
перед компрессором	320	320	400
Общий КПД преобразования энергии, %	35	38	35
Масса энергоблока, кг	6800	6500	6800
Удельная масса энергоблока, кг/кВт	6,8	6,5	6,8

В США в 1956-1970-е годы по программе SNAP были разработаны реакторные энергоустановки SNAP-10А, SNAP-2 и SNAP-8 на электрическую мощность, соответственно 0,5 кВт, 10 кВт и 30 кВт с термоэлектрической (SNAP-10А) и динамической (SNAP-2, SNAP-8)

системой преобразования энергии. КА с ЯЭУ SNAP-10A был выведен в космос в 1965 г. и стал первым и последним американским КА с ЯЭУ в космосе [35]. В 1980-х годах были начаты работы над проектом SP-100 по ЯЭУ с электрической мощностью 100 кВт с перспективой увеличения до 1000 кВт (табл. 1.11). Проект был закрыт в 1993 г. в связи с сокращением финансирования.

Таблица 1.11. **Технические характеристики ЯЭУ SP-100**

Характеристика	Значение
Тепловая мощность, кВт	1480–1600
Электрическая мощность, кВт	100
Общий КПД, %	6,8
Масса установки, кг	2625
Длина установки, м	8,5
Тип реактора	На быстрых нейтронах
Диаметр реактора, мм	325
Площадь панелей преобразования, м ²	20
Ресурс работы, лет	7–10

1.5 Двигательная установка на основе ЭРД

Двигательные установки на основе ЭРД или электрореактивные двигательные установки (ЭРДУ) в настоящее время в основном используются для поддержания параметров орбиты КА в течение всего срока существования. Однако с начала 2000-х годов реализованы ряд проектов межпланетных и межорбитальных КА, где ЭРДУ использовалась в качестве маршевой двигательной установки.

В состав типовой ЭРДУ входят:

- двигательный блок, который включает в себя ЭРД и блок газораспределения (БГР);
- блок хранения рабочего тела, который содержит баки рабочего тела, пироклапаны, термодатчик, заправочную горловину и элементы крепления;
- блок подачи рабочего тела, содержащий основную и резервную магистрали подачи, каждая из которых содержит регулятор давления (редуктор), клапаны, термодатчик, датчики высокого и низкого давления;

- система преобразования и управления;
- межблочные трубопроводы и кабели.

В качестве примера ЭРДУ на рис. 1.17 представлен блок коррекции, предлагаемый для использования на КА «Канопус-В» [36].

Блок хранения рабочего тела предназначен для хранения рабочего тела под высоким давлением. Блок подачи рабочего тела обеспечивает подачу рабочего тела от блока хранения рабочего тела к блокам газораспределения, понижая при этом давление с 10-20 МПа до 0,2-0,5 МПа. Блок газораспределения предназначен для регулирования расхода рабочего тела и распределения его между анодом и катодом ЭРД. Система преобразования и управления обеспечивает работу двигательной установки в соответствии с требуемым алгоритмом работы.

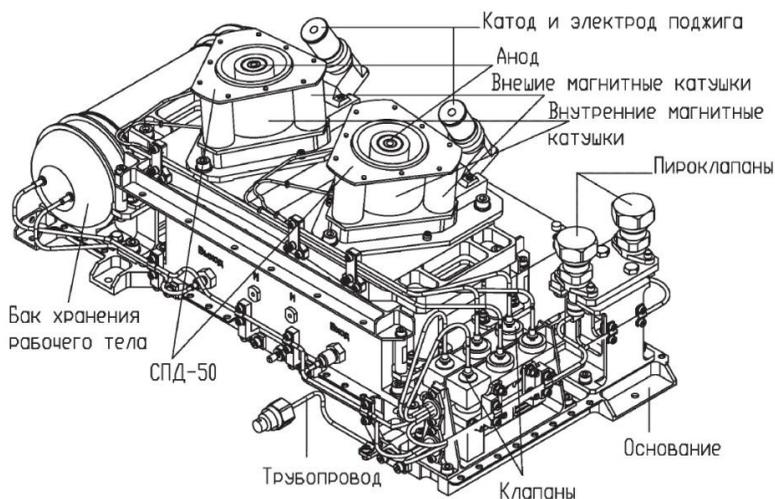


Рис. 1.17. Внешний вид блока коррекции для космического аппарата «Канопус-В» [36]

Примеры данных системы представлены на рис. 1.18–1.20. На рис. 1.18 показан блок хранения ксенона, входящий в состав ЭРДУ КА «Канопус-В» [37], а на рис. 1.19 и 1.20 – блок подачи ксенона и блок газораспределения соответственно.



Рис. 1.18. Внешний вид блока хранения ксенона ЭРДУ КА «Канопус-В» [37]



Рис. 1.19. Блок подачи ксенона ЭРДУ КА «Канопус-В» [37]

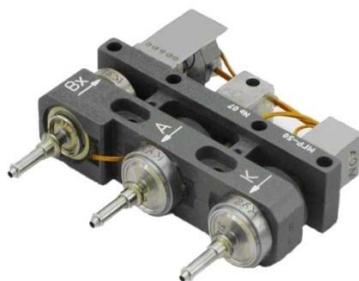


Рис. 1.20. Блок газораспределения для СПД-50, входящих в состав ЭРДУ КА «Канопус-В» [37]

2 ПРИМЕНЕНИЕ ЭРД В КОСМОСЕ

2.1 Использование ЭРД для коррекции орбит

22 декабря 1999 г. был запущен спутник Galaxy-11 – первый из серии геостационарных связных аппаратов на базе новой платформы HS-702 фирмы Hughes (ныне платформа Boeing-702 фирмы Boeing).

На платформе HS-601HP используются ионные двигатели XIPS-13 собственной разработки фирмы Hughes с потребляемой мощностью 0,5 кВт, тягой 18 мН, удельным импульсом 2568 с. С помощью четырех двигателей XIPS-13 осуществляется коррекция наклона орбиты и управление положением КА относительно двух осей. Установленные на платформе 702 двигатели XIPS-25 потребляют мощность до 4,5 кВт и обеспечивают тягу в диапазоне 100..170 мН при удельном импульсе 3100..3800 с.

В табл. 2.1 приведены данные о применении ионных двигателей XIPS разработки компании Hughes Boeing EDD (США) на различных КА.

Таблица 2.1. Применение на КА ионных двигателей компании Hughes Boeing EDD (США)

Название КА	Страна	Двигатель	Дата запуска
Panamsat 5	США	13 см	28.08.1997
Galaxy 8i	США	13 см	08.12.1997
Astra 2A	Люксембург	13 см	30.08.1998
Deep Space 1	США	30 см	24.10.1998
Satmex 5	Мексика	13 см	06.12.1998
Panamsat 6B	США	13 см	22.12.1998
Astra 1H	Великобритания	13 см	18.06.1999
DirecTV 1R	США	13 см	10.10.1999
Galaxy 11	США	25 см	22.12.1999

Окончание табл. 2.1

Название КА	Страна	Двигатель	Дата запуска
Galaxy 10R	США	13 см	25.01.2000
Galaxy 4R	США	13 см	19.04.2000
Panamsat 9	США	13 см	28.07.2000
Panamsat 1R	США	25 см	16.11.2000
Anik F1	Канада	25 см	21.11.2000
Dawn	США	30 см	27.09.2007

К настоящему времени запущены и выведены на геостационарную орбиту пять спутников на 702-й платформе.

Стационарные плазменные двигатели класса СПД производства ОКБ «Факел» в настоящее время успешно применяются для коррекции орбит телекоммуникационных спутников (рис. 2.1).

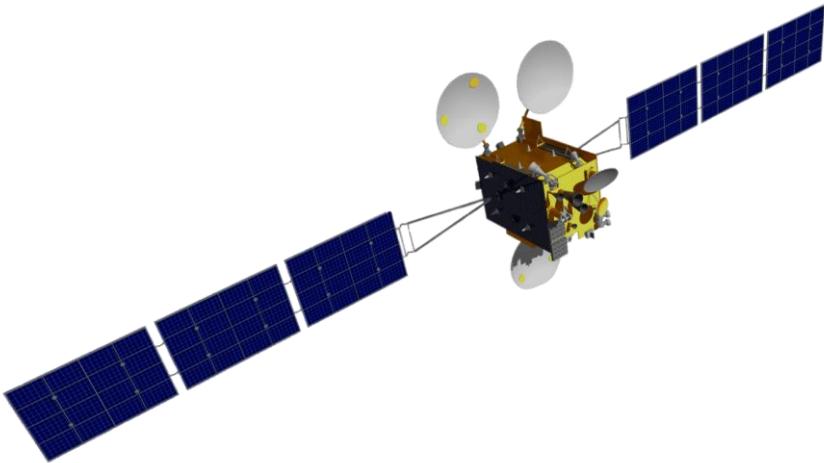


Рис. 2.1. КА «Экспресс-AM8»
(двигатели СПД-100 использованы для коррекции орбиты)

В таблице 2.2 приведены данные о применении стационарных плазменных двигателей класса СПД производства ОКБ «Факел» и двигателей с анодным слоем производства ЦНИИМАШ на различных КА.

**Таблица 2.2. Применение двигателей ЭРД
на космических аппаратах**

Название КА	Тип КА	Орбита*	Двигатель (кол-во)	Дата запуска	Период работы, ч
Галс		ГСО	СПД-100 (8)	11.07.1995	
Ямал-100		ГСО	СПД-70 (8)	06.09.1999	
Экспресс-А1		ГСО	СПД-100 (4)	27.10.1999	
Экспресс-А2		ГСО	СПД-100 (4)	12.05.2000	
Экспресс-А3		ГСО	СПД-100 (4)	24.06.2000	
Экспресс-А4		ГСО	СПД-100 (4)	10.06.2002	
Ямал-201		ГСО	СПД-70 (8)	24.11.2003	
Ямал-202		ГСО	СПД-70 (8)	24.11.2003	
«Экспресс-АМ22» /SESAT 2		ГСО	СПД-100 (4)	29.12.2003	
«Экспресс-АМ11»		ГСО	СПД-100 (4)	27.04.2004	
«Экспресс-АМ1»		ГСО	СПД-100 (4)	30.10.2004	
Inmarsat-4 F1		ГСО	СПД-100 (4)	11.03.2005	
«Экспресс-АМ2»		ГСО	СПД-100 (4)	30.03.2005	
«Экспресс-АМ3»		ГСО	СПД-100 (4)	24.06.2005	
Монитор-Э		НО	СПД-100 (2)	26.08.2005	
Inmarsat-4 F2		ГСО	СПД-100 (4)	08.11.2005	
KazSat-1		ГСО	СПД-70 (8)	18.06.2006	
SkyNet 5A		ГСО	СПД-100 (4)	11.03.2007	
«Экспресс-АМ33»		ГСО	СПД-100 (4)	28.01.2008	
Inmarsat-4 F3		ГСО	СПД-100 (4)	18.08.2008	
Астра-1М		ГСО	СПД-100 (4)	05.11.2008	
«Экспресс-АМ44»		ГСО	СПД-100 (4)	11.02.2009	
«Экспресс-МД1»		ГСО	СПД-100 (2)	11.02.2009	
КА SAT		ГСО	СПД-100 (4)	26.12.2010	
KazSat-2		ГСО	СПД-70 (8)	16.07.2011	
Луч-5А		ГСО	СПД-100 (4)	11.12.2011	
Канопус-В		НО	СПД-50(2)	22.07.2012	
«Экспресс-МД2»		ГСО	СПД-100 (2)	06.08.2012	
Ямал-300К		ГСО	СПД-100 (4)	02.11.2012	
Луч-5Б		ГСО	СПД-100 (4)	03.11.2012	
Ямал-402		ГСО	PPS-1350 (4)	08.12.2012	
«Экспресс-АМ5»		ГСО	СПД-100 (4)	26.12.2013	

Окончание таблицы 2.2

Название КА	Тип КА	Орбита*	Двигатель (кол-во)	Дата запуска	Период работы, ч
«Экспресс-АТ1»		ГСО	СПД-100 (4)	16.03.2014	
«Экспресс-АТ2»		ГСО	СПД-100 (4)	16.03.2014	
KazSat-3		ГСО	СПД-100 (4)	28.04.2014	
Луч-5В		ГСО	СПД-100 (4)	28.04.2014	
«Экспресс-АМ6»		ГСО	СПД-100 (4)	21.10.2014	
Ямал-401		ГСО	СПД-100 (4)	15.12.2014	
«Экспресс-АМ8»		ГСО	СПД-100 (4)	14.09.2015	

* ГСО – геостационарная орбита, НО – низкая или средняя орбита

2.2 Использование ЭРД для доставки полезных нагрузок на удалённые орбиты

Увеличение тяги почти на порядок позволило поставить перед ЭРДУ новую задачу – довыведение спутника на рабочую орбиту. С помощью ракеты-носителя и бортового апогейного двигателя на базе ЖРД аппарат доставляется на орбиту, близкую к геостационарной орбите. Затем с помощью ЭРДУ КА эксцентриситет и наклонение орбиты снижаются до нуля; одновременно аппарат приходит в заданную по долготе точку стояния на геостационарной орбите, большая полуось орбиты сохраняется почти неизменной и равной радиусу геостационарной орбиты. Расчетная продолжительность этого маневра – около шести недель.

В сентябре 1999 г. с помощью бортовой электрореактивной двигательной установки спутника «Ямал-100» на базе стационарных плазменных двигателей СПД-70 осуществлялось довыведение спутника в рабочую позицию на ГСО.

Уникальный опыт использования холловских двигателей для довыведения на ГСО был получен при доставке американского военного спутника связи АЕНФ-1, запущенного 14 августа 2010 года. Для штатного перевода КА с геопереходной орбиты наклонением 22.1° и высотой 245×50009 км на ГСО предусматривались три разгонных импульса с использованием маршевого двухкомпонентного ЖРД ВТ-4 тягой 441 Н, после которых апогей должен был подняться до

19000 км, а наклонение – уменьшится до 6° . Дальнейшие манёвры по скруглению орбиты и переводу в рабочую точку планировались на электрореактивных холловских двигателях. Однако отказ в системе подачи топлива к двигателю ВТ-4 при двух попытках его включения 15 и 17 августа заставил изобретать новую стратегию доставки КА на ГСО. На первом этапе использовались гидразиновые ЖРД системы ориентации тягой по 22 Н, которые включались в общей сложности около 500 раз. С их помощью к 4 сентября 2010 года перигей орбиты удалось поднять до 949 км, устранив опасность быстрого входа в атмосферу. К 24 сентября перигей достиг 4700 км, а наклонение удалось снизить до 15.1° . После этого были полностью развёрнуты солнечные батареи КА и второй этап был отработан на двух холловских двигателях потребляемой мощностью по 4,5 кВт. Их малую тягу $2,65 \times 10^{-4}$ Н компенсировали огромной продолжительностью работы – по 12 и более часов в день, а всего несколько тысяч часов. В течение 8 месяцев подняли перигей примерно до 29000 км и уменьшили наклонение до 6.2° . После этого в течение 4 месяцев довели орбиту до синхронной при наклонение 4.4° .

В конце 2013 г. было произведено довыведение космического аппарата «Экспресс-АМ5» с помощью собственной электрореактивной двигательной установки. Довыведение КА с помощью ЭРДУ длилось 73 дня, по окончании которых КА достиг позиции 145° восточной долготы на геостационарной орбите. Схема запуска, когда спутник достигает целевой орбиты при помощи собственных двигателей, была впервые применена в российской космической отрасли. Необходимость использования этой схемы вызвана недостаточными энергетическими возможностями РН «Протон-М» с разгонным блоком «Бриз-М» для выведения на целевую орбиту нового космического аппарата массой 3358 кг [38].

Конец 1990-х годов ознаменовался началом решения с помощью ЭРД новой задачи – транспортировки в космосе. Это стало возможным благодаря значительному росту уровня мощности систем энергоснабжения КА (до 15 кВт и выше) и созданию широкой номенклатуры высокоэффективных ЭРД. За счет более высокого удельного импульса тяги по сравнению с химическими двигателями ЭРД могут обеспечить существенную экономию массы КА. Первым

шагом на пути решения транспортной задачи можно считать применение ЭРД на спутниках низкоорбитальной системы Iridium. Начиная с мая 1997 г. спутники этой системы с помощью электронагревного двигателя переводились с орбиты высотой порядка 500 км, на которую они доставлялись ракетой-носителем, на дежурную орбиту высотой 630 км, а затем на рабочую орбиту высотой 780 км. После окончания работы спутники Iridium с помощью ЭРД спускались до высоты 300 км для ускорения их удаления из околоземного космического пространства. В октябре 1998 г. на орбиту высотой около 600 км был запущен американский исследовательский КА STEX, который осуществлял межорбитальные переходы с помощью двигателя с анодным слоем, разработанного в ЦНИИМАШ.

Наиболее яркими примерами использования ЭРД для транспортировки в космосе являются полёты КА Deep Space 1 и SMART-1.

2.3 Космический аппарат Deep Space 1

На КА Deep Space 1 (рис. 2.2) впервые был испытан 30-сантиметровый ионный двигатель малой тяги NSTAR в качестве маршевого для полета к астероиду 9969 и комете Borrelly (1998-2001).

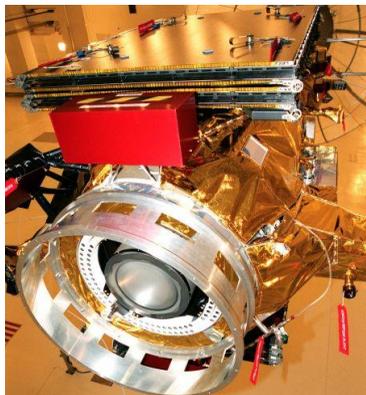


Рис. 2.2. На фотографии показан КА Deep Space-1, сложенная панель солнечной батареи покоится на круглом модуле ионного двигателя

Основной задачей проекта Deep Space 1 было испытание двенадцати образцов перспективных технологий, в том числе:

- ионный двигатель;
- Autonav – автономная система навигации, позволяющая минимизировать необходимость коррекции движения космического аппарата с Земли, а также наводить на цели фотоаппаратуру зонда;
- Remote agent – программное обеспечение, которое может самостоятельно проводить тестирование и восстановление после сбоев;
- SDST (Small, Deep-Space Transponder) – миниатюризованная система дальней космической радиосвязи;
- MICAS (Miniature Integrated Camera And Spectrometer) – малогабаритная, легкая видеосистема, объединяющая цифровую фотокамеру и спектрометр;
- PEPE (Plasma Experiment for Planetary Exploration) – массив научных приборов для изучения космической плазмы, солнечного ветра, электромагнитных полей и заряженных частиц;
- SCARLET (Solar Concentrator Array of Refractive Linear Element Technologies) – легкие и эффективные солнечные батареи.

Проект Deep Space 1 преследовал также и научные цели: исследование астероида Braille и комет Wilson-Harrigton и Borrelly.

В табл. 2.3 приведены основные технические характеристики проекта.

Экспериментальная станция Deep Space 1 была запущена 24 октября 1998 года. Во время полета проводились исследования солнечного ветра, а также исследования влияния работы ионного двигателя на измерения космической плазмы. Траектория аппарата была проложена таким образом, чтобы встретиться с астероидом Braille. Пролет астероида Braille был выполнен 28 июля 1999 года. После встречи с астероидом траектория станции была изменена, чтобы встретиться с кометой Borrelly. Во время этой встречи определялись и передавались на Землю данные о физических параметрах ядра и

хвоста кометы. 22 сентября 2001 года экспериментальная станция Deep Space 1 выполнила пролет кометы Borrelly и завершила свою миссию.

Таблица 2.3. Технические характеристики проекта Deep Space 1 [25]

Назначение	Отработка двенадцати перспективных технологий. Исследование астероида Braille (1992 KD), комет Wilson-Harrington и Borrelly с пролетной траектории
Дата запуска	24.10.1998
Дата окончания миссии	18.10.2001
РН	Delta 7326-9.5 Med-Lite
Космодром	Cape Canaveral Air Force Station
Стартовая масса, кг	486,32
Орбита отделения КА	Отлетная траектория (гиперболический избыток скорости 1729 м/с)
Солнечные батареи	GaInP ₂ /GaAs/Ge с массивом цилиндрических линз Френеля над рядами ФЭП
Мощность солнечных батарей, Вт	2500
ЭРДУ	
Состав	1 × NSTAR (30 см), СПУ, контроллер, система хранения ксенона, система подачи ксенона, БКС
Позиционирование вектора тяги	Двухстепенной привод
Электрическая мощность, Вт	500 (525) – 2300 (сертифицирован до 2500)
Тяга, мН	92 при 2300 Вт, 20 при 500 Вт
Удельный импульс, м/с	19000 – 31000 (32000)
Масса ксенона, кг	81,5
Сухая масса ЭРДУ, кг	48
ЖРДУ	Однокомпонентные гидразиновые двигатели, 31,1 кг гидразина
Стоимость миссии	149,7 млн долларов США

2.4 Космический аппарат SMART-1

На КА Европейского космического агентства SMART-1 (2003-2005) двигатель PPS-1350-G был использован для полета к Луне. Первый аппарат по программе Small Missions for Advanced Research in Technology (SMART) разрабатывался как экспериментальная межпланетная станция (АМС) для отработки новых технологий для полёта к Меркурию и Солнцу. В то же время наряду с отработкой технологий для межпланетных перелётов на аппарате SMART-1 (рис. 2.3) решалась научная задача по исследованию Луны.

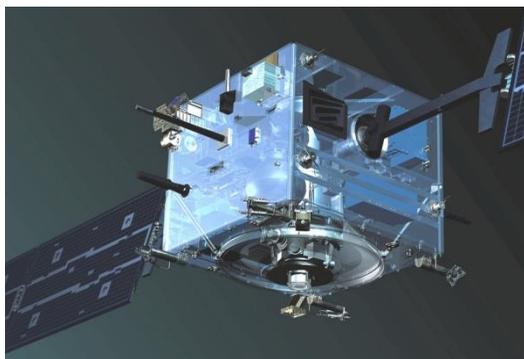


Рис. 2.3. Общий вид КА «SMART-1» (двигатель PPS-1350-G использовался для перелёта с геопереходной орбиты на окололунную)

В состав солнечной ЭРДУ аппарата входили холловский ЭРД PPS-1350-G, созданный на базе СПД-100, система подачи и распределения электропитания и система хранения рабочего тела с 82 кг ксенона. Двигатель PPS-1350-G развивал тягу до 70 мН при удельном импульсе 16400 м/с, потребляемая мощность составляла 1350 Вт, а КПД был на уровне 51%. Двигатель был оснащен двухступенным механизмом поворота, позволяющим обеспечить необходимое направление вектора тяги.

В состав научной аппаратуры входили миниатюризированная ПЗС-камера АМІЕ (Asteroid/Moon Micro Imaging Experiment), компактный спектрометр ближнего инфракрасного диапазона SIR,

опытный компактный видовой рентгеновский спектрометр D-CIXS (Demonstration Compact Imaging X-ray Spectrometer).

КА SMART-1 был запущен 27 сентября 2003 года РН «Ариан-5» в качестве попутной нагрузки при выведении спутников связи на ГСО, а 3 сентября 2006 года аппарат завершил свою миссию. Основные технические характеристики КА SMART-1 приведены в табл. 2.4.

Таблица 2.4. Технические характеристики КА SMART 1 [25]

Организация	ESA
Назначение	Отработка перспективных технологий. Исследование Луны с полярной окололунной орбиты 300×3000 км
Дата запуска	27.09.2003
Дата окончания миссии	03.09.2006
РН	Ariane 5G
Космодром	European Spaceport, Kourou
Стартовая масса, кг	366.5
Орбита отделения КА	Геопереходная орбита (742×36016 км, наклонение 7^0)
Солнечные батареи	Трехкаскадные арсенид-галиевые
Мощность солнечных батарей, Вт	1850 (1900)
ЭРДУ	
Состав	1 \times PPS 1350-G, СПУ, контроллер, система хранения ксенона, система подачи ксенона, БКС
Позиционирование вектора тяги	Двухстепенной привод
Электрическая мощность, Вт	1350
Тяга, мН	73
Удельный импульс, м/с	16500
Масса ксенона, кг	82
Сухая масса ЭРДУ, кг	48
ЖРДУ	Однокомпонентные гидразиновые двигатели, 8 кг гидразина
Стоимость миссии	110 млн евро

3 ПРОЕКТНЫЙ ОБЛИК МЕЖОРБИТАЛЬНОГО ТРАНСПОРТНОГО АППАРАТА С ЭРДУ

Исследования, выполненные различными авторами, позволяют указать класс задач, для решения которых электрореактивные двигатели имеют преимущество по сравнению с термохимическими или ядерными. К этим задачам, в том числе, относятся межорбитальные транспортные операции по доставке полезной нагрузки на рабочую орбиту. Преимущества ЭРД при решении этой задачи заключаются в возможности высокоточного формирования заданных рабочих орбит спутников Земли и в доставке на рабочую орбиту существенно большего полезного груза.

3.1 Задачи, решаемые МТА

Межорбитальный транспортный аппарат может быть использован в качестве транспортного средства, способного доставить полезную нагрузку на любую заданную околоземную орбиту, если нет жестких ограничений на продолжительность перелета. Важной задачей является расчет массово-энергетических характеристик МТА, способного доставить максимально возможную полезную нагрузку с низкой околоземной орбиты на рабочую ГСО. В табл. 3.1 описываются характеристики искусственных спутников Земли, являющихся полезной нагрузкой для такого МТА.

Таблица 3.1. Характеристики искусственных спутников Земли, работающих на ГСО

Обозначение	Назначение ИСЗ	Масса, кг
Экспресс-АМ5	Радиовещание, телевидение, телефония, Интернет	3358
Ямал-401	Связь	3270

Обозначение	Назначение ИСЗ	Масса, кг
Луч-5Б	Ретранслятор	950
DirectTV-10	Связь	5893
АМС-18	Связь	2081
Ямал-300К	Связь	1640
Intelsat-18	Связь	3200

3.2 Конструктивно-компоновочная схема межорбитального транспортного аппарата с ЭРДУ

Приведём примеры проектов электроракетных буксиров (ЭРБ) с солнечной энергоустановкой. В 70-е годы XX века в США был разработан проект универсальной космической ступени SEPS с солнечной электроракетной двигательной установкой, предназначавшейся для многочисленных межпланетных и межорбитальных полётов, таких как перелёты на геостационарную орбиту, встреча с кометой и астероидами, полёты к дальним планетам [35, 43, 44]. За время работы над проектом некоторые технические решения, заложенные в его основу, претерпели существенные изменения. Однако неизменными остались следующие принципы: универсализации и стандартизации отдельных модулей, связанный с многоцелевым назначением аппарата, предназначенного для выполнения ряда космических операций; полной автономности полёта и обеспечения функционирования полезной нагрузки и собственных систем; резервирования и дублирования основных систем, включая ЭРДУ, обеспечивающий высокую надежность функционирования и эффективность выполнения баллистических задач.

В качестве базового (рис. 3.1) примем проект универсальной космической ступени с солнечной ЭРДУ – SEPS (Solar Electric Propulsion Stage), разработанный в США в 80-х годах 20-го века [39].

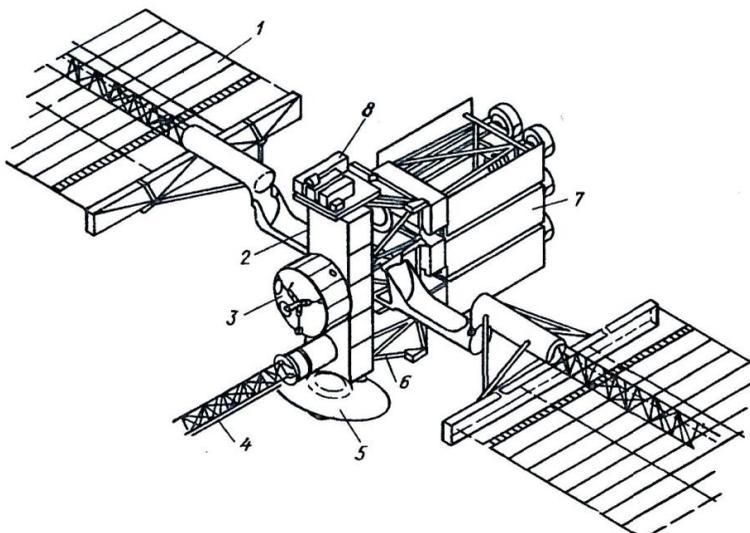


Рис. 3.1. Универсальная ступень SEPS [39]:

- 1 – панели солнечных батарей; 2 – корпус КА; 3 – зонд для исследования комет; 4 – штанга магнитометра; 5 – остронаправленная антенна; 6 – силовая рама двигательного отсека; 7 – двигательный отсек; 8 – отсек научной аппаратуры

Сухая масса аппарата составляет 1257 кг, масса рабочего тела 1500 кг. Специально для аппаратов класса SEPS создана солнечная энергоустановка мощностью 25 кВт, из которых 21 кВт предназначается для обеспечения энергией ЭРД. Предполагается использовать две складные СБ общей площадью 223 м². Масса батарей (с учетом защиты от излучения радиационных поясов Земли) составляет 463 кг, суммарная масса девяти ЭРД и их систем 227 кг.

Двигательная установка SEPS состоит из 8-9 ионных ЭРД с электронной бомбардировкой конструкции Г.Кауфмана. Для управления вектором тяги выбран способ, оптимальный с точки зрения минимальной массы и надежности функционирования ЭРДУ – помещение каждого ЭРД в двухступенной карданный подвес.

Масса полезного груза, выводимого SEPS на геостационарную орбиту, составляет около 1000 кг.

В настоящее время одним из современных проектов межорбитального буксира с солнечной ЭРДУ является разработанный в РКК «Энергия» ЭРБ с солнечной энергоустановкой мощностью 400 кВт [20] (рис. 3.2).

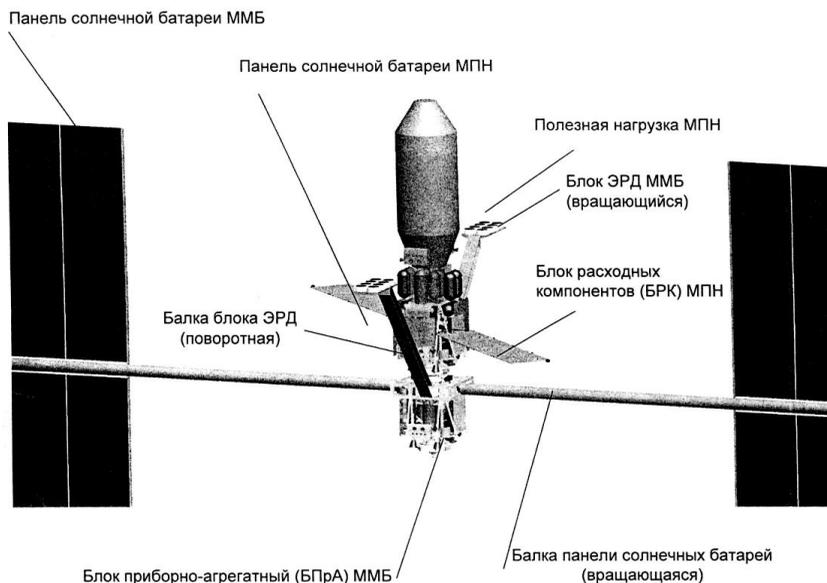


Рис. 3.2 Многоразовый межорбитальный буксир с электроракетной двигательной установкой и с солнечной энергоустановкой мощностью 400 кВт

В качестве источника энергии рассматривались СБ на основе ФЭП из арсенида галлия двух видов: существующих с КПД 28% (ФЭП А) и перспективных с КПД 40% (ФЭП Б). Площадь солнечных батарей ФЭП с КПД 28% равна 1245 м² и ФЭП с КПД 40% – 871,5 м² [20].

В табл. 3.2 приведены основные энергомассовые характеристики межорбитального буксира с электроракетной двигательной установкой и с солнечной энергоустановкой мощностью 400 кВт.

**Таблица 3.2. Основные энергомассовые характеристики
электрореактивного буксира с солнечной энергоустановкой
мощностью 400 кВт [20]**

Наименование системы	Масса, кг	
	ФЭП с КПД 28%	ФЭП с КПД 40%
Приборный блок (ПрБ)	1400	1300
Энергодвигательный блок (ЭДБ), в том числе	10200	9050
Система электроснабжения (СЭС) ЭДБ	5500	4500
Система ориентации солнечных батарей (СОСБ)	300	250
Система обеспечения раскрытия солнечных батарей	200	150
Электроракетная двигательная установка (ЭРДУ) (без системы хранения рабочего тела)	1200	1200
Система обеспечения теплового режима (СОТР) ЭДБ	700	700
Бортовая кабельная сеть (БКС)	300	300
Автономная двигательная установка (АДУ) незаправленная	500	450
Корпус ЭДБ	1500	1500
Сухая масса солнечного электроракетного буксира (СЭБ) с резервом 10% (без резерва)	12750 (11600)	11400 (10350)
Заправки АДУ (высококипящие компоненты)	1050	700
Масса заправленного СЭБ	13800	12100

3.3 Основные системы МТА

Важнейшими параметрами систем МТА являются масса, объем, энергопотребление, аппаратурное решение, надежность, потребное резервирование и стоимость. Основные критерии при выборе систем традиционные, включающие малую стоимость, гибкость в использовании, длительный срок эксплуатации, высокую надежность и возможно большую унификацию. При выборе систем следует помнить о некоторых общих закономерностях проектирования космических объектов.

1. На выбор компонентов систем часто накладываются ограничения внешнего характера, например располагаемые обводы, наличие антенн, сопл реактивной системы ориентации и стабилизации, солнечных батарей, радиаторов и пр. Многие системы могут потребовать наличия устройств развертывания и приведения их в рабочее состояние.

2. Следует учитывать взаимовлияние отдельных подсистем и их характеристик, когда незначительные изменения параметров одной системы (массы, энергопотребления, объема, стоимости) приводят к изменению общей массы, энергопотребления и стоимости МТА в целом.

3. Определение состава некоторых систем (таких как системы навигации, управления, связи, радиотелеметрическая), является критическим моментом для работоспособности всего МТА.

4. При включении в состав МТА перспективных систем необходимо учитывать их стоимость, а также время на разработку и поставку оборудования для их производства.

5. Для более точной оценки эффективности каждой системы необходимо рассматривать ее возможности при работе в составе пилотируемого и беспилотного МТА, в многоцветных и односторонних конструкциях, в вариантах наземного и космического базирования МТА.

Предварительные оценки массы МТА показывают, что увеличение массы любой системы МТА на 1 кг эквивалентно увеличению стартовой массы МТА для полета на геосинхронную орбиту на 7...12 кг, а увеличение энергопотребления на 1 Вт в течение 7 суток полета приводит к увеличению стартовой массы на 2,5...4,5 кг. Ниже приводятся сведения по основным системам МТА [15], которые являются общими как для МТА с химическими двигателями, так и для МТА с ЭРДУ.

3.3.1 Система наведения, навигации и управления

Выбор возможных вариантов системы наведения, навигации и управления зависит от типа МТА, степени его автономности, потребной надежности проведения динамических операций, области

космического пространства, где предполагается эксплуатация МТА. Более полно рассмотрим отдельные функциональные особенности работы системы.

1. *Стабилизация и программные развороты.* МТА должен совершать развороты вокруг любой заданной оси без потери инерциальной ориентации осей в пространстве. Система навигации и управления должна позволять осуществлять автоматический поиск и стабилизацию требуемого направления на околоземных и межпланетных орбитах с точностью, необходимой для проведения активных маневров.

2. *Навигация.* МТА должен иметь возможность определения вектора положения в инерциальном пространстве (координат и скоростей) с точностью, необходимой для определения траекторных параметров. В ряде случаев требуется автономность навигационной системы.

3. *Наведение.* Система наведения должна обеспечить управление МТА на всех этапах активного маневрирования.

4. *Сближение и стыковка.* Для автоматической сборки непилотируемых МТА требуется точность работы чувствительных элементов системы сборки, оцениваемая $\approx 0,1$ м по координатам, $0,02 - 0,05$ м/с по скоростям во всем диапазоне дальностей сближения.

5. *Навигация на околоземных орбитах.* Состав навигационной аппаратуры и способы обработки информации зависят от области космического пространства, где предполагается эксплуатация МТА. Навигация на околоземных орбитах основывается на автономных и полуавтономных методах, включающих в себя радиоизмерения и целеуказания наземных и космических средств. Среди автономных методов выделяют следующие:

- получение целеуказаний с околоземной спутниковой навигационной сети;
- измерение времени захода звезды за земной горизонт;
- слежение за известными и неизвестными наземными ориентирами;
- определение местной вертикали по результатам измерений местного горизонта;
- сличение местности с картами и т.д.

Основная аппаратура системы наведения, навигации и управления обычно объединяется в отдельный приборный отсек, где размещается блок инерциальных измерений, звездные датчики и датчики Солнца, датчики слежения за местным горизонтом и др. В этом же отсеке размещаются также электронные блоки системы управления двигателями ориентации, усилители и рулевые машины. Основные характеристики оборудования системы наведения, навигации и управления (для МТА типа Centaur) приведены в табл. 3.3.

Таблица 3.3. Характеристики системы наведения, навигации и управления МТА типа Centaur

Подсистема	Количество	Масса, кг	Объем, м ³	Мощность, Вт
Блок инерциальных измерений	1	28	0,035	180
Звездный датчик в подвесе	2	15	0,011	10
Солнечный датчик	4	3	0,001	5
Датчик слежения за местным горизонтом	1	20	0,012	40
Стабилизационная платформа	1	8	0,023	-
Усилители приводов двигателя ориентации	2	18	0,018	15
Усилители приводов основной ДУ	1	12	0,01	60
Элементы бортовой кабельной сети	-	16	0,002	0
Итого	12	120	0,112	310

3.3.2 Система связи и обработки информации

Система связи и обработки информации обеспечивает получение и обработку накопленной внутренней и внешней информации, связанной с тестовыми проверками систем МТА, а также со всеми операциями управления. Состав систем и необходимая степень резервирования выбираются с учетом обеспечения работоспособности при единичном или повторном отказе элементов.

Параметры системы связи определяются из условия удовлетворения требованиям по мощности передаваемого сигнала с учетом ограничений по скорости передачи и объему передаваемой информации, а также по характеристикам аппаратуры и антенных подсистем.

При расчете потребной мощности бортового передатчика необходимо учитывать требуемое отношение общей мощности сигнала к плотности шума, номинальную температуру приемопередающих элементов, возможности наземного радиоконлекса и космических ретрансляционных систем, дополнительные потери, обуславливаемые процессами модуляции, питания и мультипликации, а также ухудшением свойств системы при длительном нахождении в космическом пространстве. Для МТА с СЭРДУ может быть реализована система с приемопередатчиком, имеющим мощность на выходе от 1,5...40 Вт. В состав антенно-фидерных систем включается остронаправленная параболическая антенна диаметром 0,6 м. Передача телеметрических данных может производиться со скоростями от 16...64 Кбит/с. Практически все приборное оборудование систем аппарата размещено в приборном отсеке (рис. 3.3).

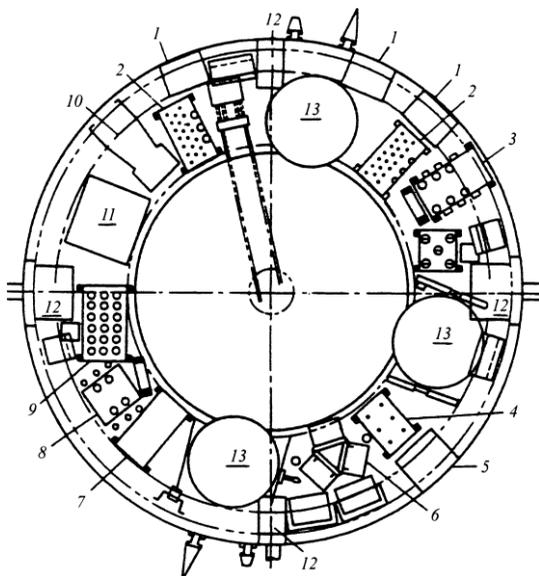


Рис. 3.3. Компонка приборного отсека МТА IUS [16]:

- 1 – БЦВМ; 2 – приемопередатчик; 3 – командное устройство; 4 – блок переключателей пироустройств; 5 – преобразователь постоянного тока; 6 – аккумуляторы; 7 – блок распределения электроэнергии; 8 – процессор обработки бортовой информации; 9 – релейный блок; 10 – звездный датчик; 11 – блок инерциальных измерений; 12 – блок двигателей СИО; 13 – топливные баки

3.3.3 Система энергоснабжения

Система энергоснабжения МТА производит и распределяет энергию в ходе полета. Потребная мощность системы энергоснабжения существенно зависит от размеров МТА, времени его пребывания в космосе, варианта полета (пилотируемый или беспилотный) и потребной надежности системы. С учетом осреднения мощности бортовых потребителей электроэнергии можно говорить, что непилотируемые МТА требуют мощности системы энергоснабжения 1..1,5 кВт, пилотируемые – 2 ... 2,5 кВт.

В период полета в условиях освещенности Солнцем возможно использование солнечных батарей. Однако солнечным батареям свойственны некоторые недостатки: зависимость выходной мощности от равновесной температуры поверхности элементов, потребность в постоянной ориентации на Солнце, значительное аэродинамическое сопротивление при полете на малых высотах, плохая компоновка и пр. Кроме того, для обеспечения подачи электроэнергии потребителям в период полета в тени необходима установка на борту МТА буферных аккумуляторов.

В качестве накопительных элементов системы энергоснабжения используются аккумуляторы и регенеративные топливные элементы. Используются преимущественно никель-кадмиевые аккумуляторы, допускающие разрядку до 50% и 20..25 тыс. циклов перезарядки за срок эксплуатации. Удельная энергоемкость этих аккумуляторов составляет 0,82..0,85 А·ч/кг. Серебряно-цинковые аккумуляторы имеют удельную энергоемкость 1,6..4,0 А·ч/кг, однако обладают малым ресурсом и малым допустимым числом циклов перезарядки.

Одним из традиционных типов аккумуляторных батарей (АБ), используемых в последнее время в системе электропитания КА, являются аккумуляторные батареи никель-водородной электрохимической системы. Они обладают достаточно высокой удельной весовой энергией, исключительно высокой надежностью и живучестью. Наибольших успехов в совершенствовании никель-водородных аккумуляторных батарей (НВАБ) достигла Россия (ПАО «Сатурн»). Срок службы на низких околоземных орбитах и ГСО достиг или превышает 15 лет.

Основные характеристики НВАБ, производимые в ПАО «Сатурн», приведены в табл. 3.4.

Таблица 3.4. Основные характеристики НВАБ ПАО «Сатурн» [40]

Наименование	Напряжение, В	Емкость, А·ч	Масса, кг	Удельная энергия на единицу массы, Вт·ч/кг	САС, лет
21НВ-25	26	20	15,50	29	3
19НВ-25	24	27	14,00	46	5
28НВ-40	35	45	27,50	51	6...10
28НВ-45	35	43	39,50	38	5
18НВ-50	22	55	26,00	48	3
28НВ-50	35	53	37,00	50	7
28НВ-60	35	55	44,50	43	5
28НВ-70	35	72	48,50	52	7
28НВ-70Р	35	72	54,00	46	3
30НВ-70	37	72	55,00	49	5...7
30НВ-70А	37	72	65,00	42	5...7
40НВ-70	50	72	72,00	50	10,5
22НВ-100	27	100	58,00	47	15
18НВ-100	22	130	52,25	56	12,25

Из отдельных НВАБ собирается батарея необходимой мощности. Требуемый запас прочности корпуса выбирается из условий обеспечения необходимого количества циклов нагружения. Для обеспечения надежности расчет проводят на тройной запас по циклам.

У всех АБ (кроме батарей с газовым охлаждением – 25НВ-45 и -60) корпус имеет моноблочную конструкцию, что обеспечивает его высокую прочность и позволяет прикреплять батарею в нескольких точках по периметру, а не по всей поверхности днища корпуса.

Рекомендуются следующие способы крепления НВАБ, обеспечивающие оптимальный теплосъем с корпуса батареи (рис. 3.4): к его периметру, а далее на корпус КА; к боковым поверхностям корпуса АБ; к его днищу [40].

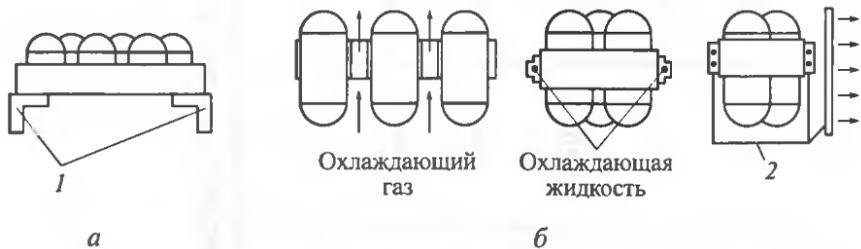


Рис. 3.4. Крепление НВАБ к корпусу КА и подача охлаждающего компонента к его периметру и далее на корпус КА (а), к боковым поверхностям корпуса АБ (б):

1 – корпус КА; 2 – теплопередающая труба [40]

Примеры НВАБ, используемых на современных КА, представлены на рис. 3.5.

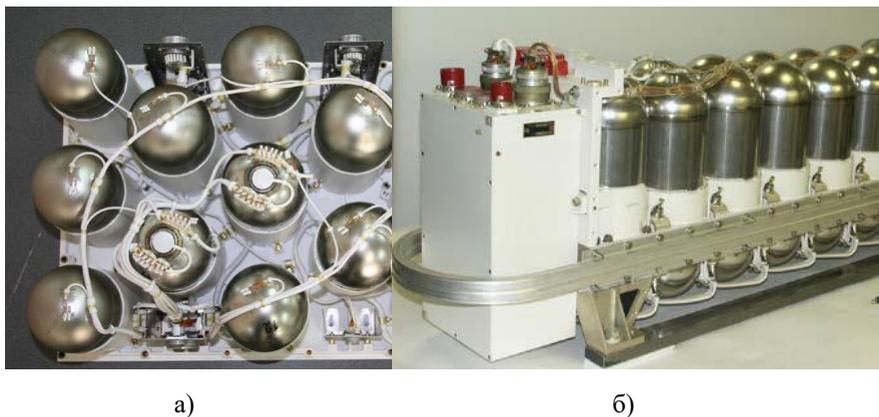


Рис. 3.5. НВАБ КА «Гонец-М» (а) и НВАБ КА «Ямал-200» [32]

Кроме НВАБ в системе электропитания КА часто используют литийионные аккумуляторные батареи (ЛИАБ) (в основном на геостационарных КА). Основные технические характеристики типичных представителей ЛИАБ представлены в табл. 3.5.

**Таблица 3.5. Характеристики ЛИАБ ПАО «Сатурн»
и фирмы SAFT [32, 40]**

Технические характеристики	23ЛИ-50 ПАО «Сатурн»	2P20S VES-180 SAFT	22×2ЛИ-85 ПАО «Сатурн»
Номинальная энергоемкость, Вт·ч	5400	6400	15600
Номинальная емкость, А·ч	65	89	195
Напряжение, В	62...94.3	54...82	66...91.3
Масса АБ, кг	45	60	116
Удельная энергоемкость, Вт·ч/кг	120	107	134
Удельная объемная энергоемкость, Вт·ч/дм ³	162	118	145
Срок активного существования, лет	15		
Тип орбиты КА	геостационарная		

3.3.4 Система терморегулирования

Наиболее важными источниками внутреннего тепла на борту МТА являются источники энергопитания, электронная аппаратура и для пилотируемых МТА – экипаж. При определении предпочтительных параметров системы терморегулирования (СТР) предполагается, что мощность теплового потока от топливных элементов составляет до 0,67 электрической мощности, аккумуляторов – до 0,25 от их электрической мощности. Поступление тепла в результате жизнедеятельности экипажа оценивается величиной 120...150 Вт/чел·ч.

Принцип действия всех СТР основывается либо на излучении тепла через радиатор, либо на выбросе массы. В качестве рабочего тела в целях охлаждения могут использоваться как жидкости, так и газы. Системы, работающие на сжатом газе, имеют преимущества благодаря простоте процесса их производства и легкости размещения на борту МТА. Однако эти системы массивны и громоздки по объему. В жидкостных системах обычно используются охлаждаемые платы, на которые и крепятся агрегаты, выделяющие тепло.

При оценке масс СТР можно опираться на разработки для проектов Apollo и Space Shuttle. В жидкостной СТР Apollo применялись универсальные радиаторы удельной массой ~ 38 кг/кВт при емкости водяного теплоносителя 0,001554 кг/Вт·ч. Для сравнения: масса радиаторов МТА, выделяющих 1 кВт тепловой энергии в ходе 7-суточного полета, не превысит 40 кг, в то время как только расход рабочего тела СТР с выпариванием составит более 250 кг [15, 41]. Удельные массы, объемы и мощности энергопотребления данных элементов СТР при различных способах отвода тепла от тепловыделяющих агрегатов приведены в табл. 3.6.

Таблица 3.6. Характеристики СТР при различных способах отвода тепла [15, 41]

Способ отвода тепла	Удельная масса, кг/Вт	Удельный объем, см ³ /Вт	Удельная мощность, Вт/кг
С помощью охлаждаемых плат	0,0016	0,38	0,00063
Обдув газовым потоком	0,022	3,8	0,16

Характеристики радиаторов определяются их размещением на поверхности МТА, поскольку наибольшая эффективность достигается при размещении их в зоне затенения либо частичного освещения Солнцем. Из-за условий ориентации и стыковки с КА радиаторы на МТА располагаются обычно на боковых поверхностях. Увеличение числа секций радиатора до двух – четырех обеспечивает повышение надежности системы в целом; кроме того, по крайней мере две панели постоянно находятся в зоне затенения.

Дополнительно к радиаторам, ориентированным в ходе полета на Солнце, обычно устанавливаются тепловые насосы, представляющие собой одно- или многоконтурную холодильную установку, повышающую температуру радиатора, увеличивая тем самым эффективность теплопередачи. Представляет интерес параметрическое изучение энергопотребления СТР. Регрессионный анализ ряда проектов позволил получить зависимость энергопотребления агрегатов

СТР $N_{СТР}$ (Вт) и величины площади боковых радиаторов $S_{СТР}$ (m^2) от энергопотребления N всех систем МТА, исключая СТР.

$$N_{СТР} = 0,07328 \cdot N, \quad S_{СТР} = 0,004616 \cdot N.$$

3.3.5 Система исполнительных органов системы ориентации и стабилизации

Система исполнительных органов (СИО) МТА является частью системы ориентации и стабилизации, входящей в комплект объединенной ДУ. По поступающим командам эта система либо стабилизирует МТА в заданном положении относительно инерциальных ориентиров, либо разворачивает его относительно программных осей. В традиционных компоновочных схемах двигателя СИО обеспечивают и управление МТА по каналам рыскания и крена в ходе работы основной ДУ.

При разработке проекта МТА к СИО предъявляют следующие требования (ИСЗ ИУС) [15]:

- обеспечение парирования возмущений от разброса массы топлива, который составляет 0,25%, отклонений величины удельного импульса, равных 0,7%, и разброса сухой массы 0,5%;
- обеспечение после разделения приращения скорости, равного 15 м/с;
- поддержание высоты орбиты в ходе пассивного полета аппарата;
- обеспечение рабочего режима управления положением МТА в пространстве с максимальной ошибкой по угловой скорости 0,1 град/с по каналам тангажа и рыскания и 0,3 град/с по каналу крена;
- исключение влияния струи истекающих газов на КА;
- минимизация возможности загрязнения окружающей среды;
- обеспечение совместимости с ракетоносителем.

Кроме того, СИО должна обеспечивать различные режимы одно- и трехосной инерциальной стабилизации МТА для осуществления радиосвязи с Землей и поддержания теплового режима.

Обычно управляющие двигатели устанавливаются блоками по четыре через 90° по окружности МТА. В этом случае работоспособность системы достигается не только в номинальном варианте полета, но и в случае отказа одного из двигателей. При отказе двух двигателей процесс активного сближения и сборки невозможен, хотя управляемость по тангажу и рысканию остается. В случае отказа трех двигателей система становится неработоспособной.

Требование прохождения плоскости установки сопел СИО через центр масс МТА весьма трудновыполнимо из-за значительного смещения центра масс с пристыкованной ПН в ходе полета. Поэтому на МТА устанавливается 20..28 сопел СИО в виде четырех блоков по пять-семь сопел, расположенных через 90° по окружности цилиндрического отсека. Принципиально четыре блока по пять сопел обеспечивают надежное выполнение операций по управлению ходом аварийного полета при отказе любых двух или трех двигателей. Расположение всех двигателей в одной плоскости, не проходящей через центр масс МТА, создает трудности для работы системы управления, поскольку любые маневры в направлении, перпендикулярном продольной оси МТА, вызывают перекрестное воздействие по каналам тангажа и рыскания. Для предотвращения этого эффекта двигатели СИО разносят в различные плоскости, чаще всего в плоскости торцовых шпангоутов. При этом потребное число сопел не превышает 24. Для уменьшения вероятности потери работоспособности СИО при единичном отказе вводится дублирование двигателей, клапанов, топливных емкостей, фильтров и приводов топливных клапанов.

Для предотвращения попадания струй газов из двигателей на элементы конструкции МТА сопла двигателей каналов управления по тангажу и рысканию направлены в сторону кормовой части, а сопла двигателей для управления по крену установлены под углом 90° к корпусу. Кроме того, предусматривается отказ от продувки магистралей двигателей СИО после их выключения, а также применение материалов, не выделяющих газ в вакууме.

В ходе полета СИО работает в различных режимах, номинальные уровни угловых и линейных ускорений которых приведены в табл. 3.7.

Таблица 3.7. Номинальные уровни угловых и линейных ускорений при работе СИО [15, 41]

Операции в космосе	Диапазон угловых ускорений по тангажу и рысканию, град/с	Диапазон линейных ускорений, м/с ²
Программные развороты и маневрирование, парирование возмущений	0,16..1,8	-
Сборка, стыковка, расстыковка по осевой и радиальной скорости	-	0,02..0,15
Развороты по крену	2,4..30	-
Развороты по тангажу и рысканию	0,16..1,8	-

Диапазон регулирования двигателей СИО зависит от разброса моментов инерции МТА, требований по точности и выдерживания заданной угловой скорости разворотов вокруг программных осей. При типовых точностях по угловым скоростям $\pm 0,4..1,0$ град/с диапазон регулирования двигателей СИО составляет до 80% от номинала.

Для повышения эффективности управления траекторным и угловым движением МТА может быть применена схема независимого поворота маршевых ЭРД. Например, использование для каждого ЭРД двухступенного карданного подвеса (проект SEPS) или размещение блока ЭРД на специальной платформе, поворачивающейся с помощью цилиндрического шарнира (проект «Геркулес»).

4 ПРОЕКТНО-БАЛЛИСТИЧЕСКИЙ АНАЛИЗ МТА С ЭРДУ

Рассмотрим задачу проектно-баллистической оптимизации МТА с солнечной ЭРДУ. В общем случае, целью МТА является доставка полезной нагрузки (ПН) на заданную рабочую орбиту и возвращение МТА на исходную орбиту. Обычно требуется многократное повторение таких манёвров, возможно с отличающимися параметрами ПН или рабочих орбит. Оптимизация траекторий управляемого движения и проектного облика МТА должна обеспечивать наибольшую массу полезной нагрузки при фиксированной стартовой массе МТА.

4.1 Критерии оптимальности

Одной из важнейших проблем оптимизации в механике космического полёта с малой тягой считается обеспечение максимальной массы ПН в конце перелёта при заданной начальной массе КА.

По сложившейся терминологии двигатель малой тяги называется «*идеально регулируемым*» [12], если потери рабочего вещества и электрической мощности отсутствуют, ограничение наложено только на мощность энергоустановки N , а масса энергодвигательной установки $M_{ЭРДУ}$ линейно зависит от максимальной мощности источника энергии N_{\max} . В этом случае вся подведённая электрическая мощность превращается в мощность реактивной струи

$$N = N_p = \frac{qc^2}{2}. \quad (4.1)$$

Здесь q – секундный расход массы рабочего тела, c – скорость истечения. Максимальное значение мощности определяет величину тяги P и секундный расход рабочего тела:

$$P = \frac{2N_{\max}}{c}, \quad (4.2)$$

$$q = -\frac{dM}{dt} = \frac{2N}{c^2} = \frac{P^2}{2N} = \frac{a^2 M^2}{2N}. \quad (4.3)$$

Выражения (4.1 – 4.3) показывают, что при неизменной электрической мощности тяга ЭРД и секундный расход массы уменьшаются с ростом скорости истечения.

Масса полезной нагрузки, доставленной на рабочую орбиту, с учетом (4.1 – 4.3) определяется выражением, полученным путём интегрирования уравнения (4.3):

$$M_0 = M_{\text{пн}} + M_{\text{рл}} + M_{\text{эрдв}} \rightarrow M_{\text{пн}} = M_0 \left(1 + \frac{M_0}{2N} \int_0^T a^2 dt \right)^{-1} - M_{\text{эрдв}}, \quad (4.4)$$

где M_0 – стартовая масса МТА. Если принять, что масса ЭРДУ пропорциональна мощности источника энергии $M_{\text{эрдв}} = \alpha N$, где α – удельная мощность (кг/кВт), то выражение (4.4) приводится к виду

$$M_{\text{пн}} = M_0 \left(1 + \frac{M_0}{2N} \int_0^T a^2 dt \right)^{-1} - \alpha N, \quad (4.5)$$

из которого можно определить оптимальную мощность энергоустановки N . Здесь время отсчитывается от момента $t_0 = 0$ до T – полной длительности перелёта. Формула (4.4) показывает, что при неизменных параметрах аппарата максимум полезной массы соответствует минимуму интеграла

$$J = \int_0^T a^2 dt. \quad (4.6)$$

Оптимальная мощность теперь определяется выражением

$$N_{\text{opt}} = M_0 \sqrt{\frac{J}{2\alpha}} \left(1 - \sqrt{\frac{J\alpha}{2}} \right). \quad (4.7)$$

Известно, что при практической реализации оптимальных законов управления, полученных для «идеально регулируемых» двигателей, возникает ряд технических трудностей, учёт которых заставляет перейти к другой предельной постановке задачи, вводя понятие «*нерегулируемого*» [12] двигателя малой тяги.

Двигатель называется «нерегулируемым», если он может быть включён и тогда тяга, скорость истечения и расход рабочего тела постоянны, либо выключен и тогда эти параметры равны нулю.

В качестве критерия оптимальности перелётов с нерегулируемой тягой часто используется *характеристическая скорость* V_x :

$$V_x = \int_0^T a dt = \int_0^{T_M} \frac{c q}{M} dt = c \ln \frac{M_0}{M(T)}. \quad (4.8)$$

Тогда масса полезной нагрузки выражается

$$M_{ПН} = M_0 \cdot \exp\left(-\frac{V_x}{c}\right) - M_{ЭРДУ}.$$

Определённое неудобство использования характеристической скорости в качестве параметра, характеризующего перелёт, состоит в том, что её значения при решении одних и тех же баллистических задач для перелётов с двигателями малой и большой тяги неодинаковы. Вследствие так называемых гравитационных потерь, имеющих место для перелётов с малой тягой, характеристическая скорость оказывается большей, чем при импульсных перелётах, однако более высокая скорость истечения обеспечивает выигрыш в полезной массе.

В наиболее общем случае в качестве критерия оптимальности используется время полёта с включённым двигателем T_M – так называемое *моторное время*. В этом случае масса полезной нагрузки определяется согласно формуле:

$$M_{ПН} = M_0 - M_{ЭРДУ} - \frac{P}{c} T_M. \quad (4.9)$$

При постоянных параметрах P , c максимальная масса полезной нагрузки достигается при минимальном моторном времени T_M .

Принимая по-прежнему $M_{эРДV} = \alpha N$, с учётом того, что $P = 2N\eta/c$ (здесь η – суммарный КПД), получим:

$$M_{пн} = M_0 - \alpha N - \frac{P}{c} T_M = M_0 - \frac{\alpha P c}{2\eta} - \frac{P}{c} T_M. \quad (4.10)$$

Тогда, если принять, что T_M не зависит от c , оптимальная скорость истечения будет равна

$$c_{opt} \cong \sqrt{\frac{2T_M \eta}{\alpha}}. \quad (4.11)$$

Однако эту формулу надо рассматривать как приближённую, поскольку T_M является функцией тяги и скорости истечения, а оптимальное значение c определять в ходе итерационной процедуры.

4.2 Постановка задачи оптимизации

Если цель миссии МТА – доставка максимально возможной полезной нагрузки с исходной на рабочую орбиту (рис. 4.1), то в начальный момент времени масса МТА равна фиксированной стартовой массе, а в конечный момент времени T

$$M(T) = M_0 - M_{PT}. \quad (4.12)$$

Если целью перелёта является доставка ПН с исходной на рабочую орбиту и возвращение МТА на исходную орбиту (рис. 4.2), то фазовые координаты должны удовлетворять следующим граничным условиям.

В момент старта с исходной орбиты ($t = 0$):

$$\vec{r}(0) = \vec{r}_0, \quad \vec{V}(0) = \vec{V}_0, \quad M(0) = M_0. \quad (4.13a)$$

В момент достижения рабочей для ПН орбиты ($t = T_1$):

$$\vec{r}(T_1) = \vec{r}_K, \quad \vec{V}(T_1) = \vec{V}_K, \quad M(T_1) = M_0 - M_{PT1}. \quad (4.13b)$$

В момент отлета с рабочей орбиты ($t = T_2$):

$$\bar{r}(T_2) = \bar{r}_K, \bar{V}(T_2) = \bar{V}_K, M(T_2) = M_0 - M_{PT1} - M_{ПН}. \quad (4.13в)$$

В момент окончания миссии ($t = T$):

$$\bar{r}(T) = \bar{r}_0, \bar{V}(T) = \bar{V}_0, M(T) = M_0 - M_{PT1} - M_{ПН} - M_{PT2}. \quad (4.13г)$$

Здесь \bar{r} – вектор положения КА, \bar{V} – вектор скорости КА.

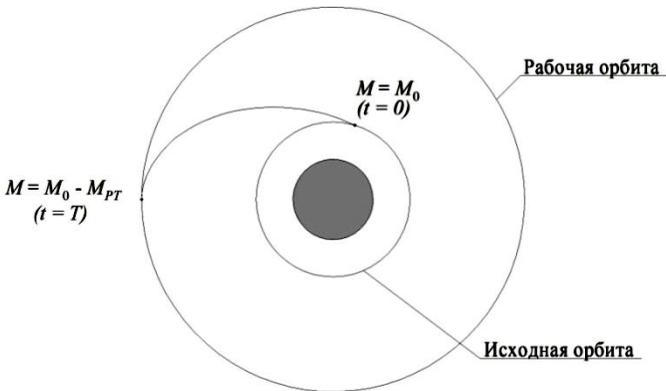


Рис. 4.1. Баллистическая схема межорбитального перелета без возвращения

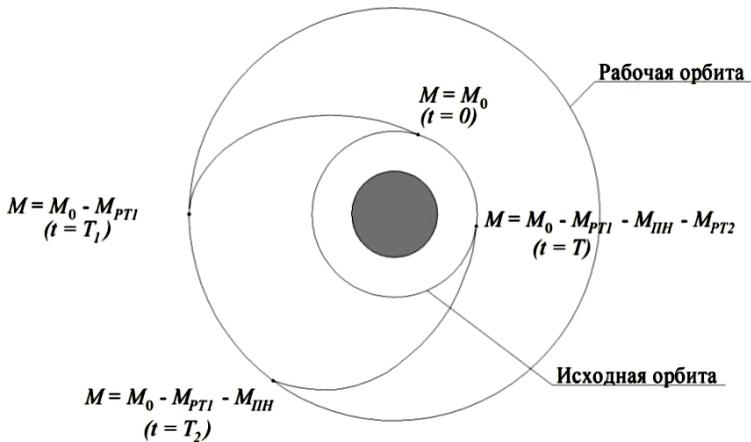


Рис. 4.2. Баллистическая схема межорбитального перелета с возвращением

Для проектно-баллистического анализа перелёта МТА будем использовать обозначения:

- $\bar{a}(t)$ – вектор ускорения от тяги, на его величину и направление могут быть наложены ограничения, связанные с конструктивными особенностями МТА;

- $\bar{x}(t) = \begin{pmatrix} \bar{r} \\ \bar{v} \end{pmatrix}$ – вектор фазовых координат МТА в пространстве,

определяется граничными условиями перелета (4.13 а, б, в);

- \bar{p} – вектор основных оптимизируемых проектных параметров КА.

В этих обозначениях задача проектно-баллистической оптимизации проекта сводится к определению закона управления вектором тяги МТА $\bar{a}(t)$ и проектных параметров аппарата \bar{p} таких, чтобы при фиксированной стартовой массе МТА на рабочую орбиту была доставлена полезная нагрузка наибольшей массы [42]:

$$M_{\text{ПН}} = \max_{a(t), \bar{p} \in P, \bar{x}(t)} M_{\text{ПН}}(\bar{x}, a, \bar{p} | M_0 = \text{fixe}). \quad (4.14)$$

4.3 Разделение задач оптимизации

Задача проектно-баллистической оптимизации проекта по максимуму полезной нагрузки разделяется на две части: динамическую и параметрическую.

Динамическая задача – отыскание оптимальной программы управления вектором тяги $\bar{a}(t)$, обеспечивающей минимальные затраты рабочего тела на прямой и обратный перелёты для заданных параметров исходной и рабочей орбиты и длительности движения. Меру этих затрат в дальнейшем будем называть *динамической характеристикой* перелёта. Этой мерой может быть характеристическая скорость или моторное время перелёта. Целью решения динамической задачи является построение зависимости динамической характеристики перелёта от граничных условий перелёта и проектных параметров МТА.

Параметрическая задача – это задача выбора оптимальных проектных параметров МТА, обеспечивающих при заданной динамической характеристике перелёта максимум полезной нагрузки.

Если в качестве критерия оптимальности использовать минимальную характеристическую скорость перелёта, то решение динамической задачи сводится к построению зависимости

$$V_X = V_X(\bar{p}, \bar{r}_0, \bar{V}_0, \bar{r}_K, \bar{V}_K), \quad (4.15)$$

а параметрическая – в определении таких параметров \bar{p} , чтобы

$$M_{ПН} \rightarrow \max. \quad (4.16)$$

Задачи проектной и баллистической оптимизации могут решаться с использованием моделей различной степени точности. Естественно, чем точнее решение, тем больших затрат на своё осуществление оно требует.

Обычно на начальном этапе оптимизации выбираются наиболее простые модели, а на заключительном этапе осуществляется сквозное моделирование перелёта с найденным управлением и проектными параметрами МТА для проверки условий реализации полученных решений.

4.4 Уточненная проектная модель МТА с солнечной ЭРДУ

Проектная модель описывает массу МТА с солнечной ЭРДУ как сумму масс следующих основных компонентов [42, 15]:

$$M_0 = M_{ПН} + M_{ЭУ} + M_{ДУ} + M_{РТ} + M_{СПХ} + M_K, \quad (4.17)$$

где $M_{ПН}$ – масса полезного груза; $M_{ЭУ}$ – масса энергоустановки, состоящая из источника и преобразователя энергии; $M_{ДУ}$ – масса двигательной установка, включающая маршевые и управляющие двигатели вместе с исполнительными органами; $M_{РТ}$ – масса рабочего тела, необходимого для прямого и обратного перелёта с учётом расхода на управление; $M_{СПХ}$ – масса системы подачи и хранения рабочего тела (баки, трубопроводы и пр.); M_K – корпус и конструкции МТА.

Наиболее простыми и часто используемыми зависимостями массы отдельных компонентов КА от проектных параметров являются линейные зависимости масс от номинальной мощности энергоустановки N и тяги двигателей на стартовой орбите P :

$$\begin{aligned} M_{ЭУ} &= \alpha_{Э} \cdot N, \\ M_{ДУ} &= \gamma_{ДУ} \cdot P, \end{aligned} \quad (4.18)$$

$$M_K = \alpha_K \cdot N + \gamma_K \cdot P,$$

$$M_{СПХ} = \gamma_{СПХ} \cdot M_{РТ},$$

где $\alpha_{Э}$ – удельная массовая характеристика энергоустановки, кг/Вт; α_K – удельная масса конструкции по мощности, кг/Вт; $\gamma_{ДУ}$ – удельная масса двигательной установки, кг/Н; γ_K – удельная масса конструкции по тяге двигателей, кг/Н; $\gamma_{СПХ}$ – отношение массы системы подачи и хранения рабочего тела к массе рабочего тела.

Масса израсходованного рабочего тела на перелёт выражается через моторное время или характеристическую скорость перелёта

$$M_{РТ} = \frac{P}{c} T_M = M_0 \left(1 - \exp \left(- \frac{V_X}{c} \right) \right). \quad (4.19)$$

Подставляя эти выражения в формулу (4.17) с учётом зависимости мощности от проектных параметров с учётом КПД:

$$N = \frac{Pc}{2\eta}, \quad (4.20)$$

получим новый вид уравнения баланса масс на начальной орбите:

$$M_0 = M_{ПН} + \alpha_{Э} \cdot \frac{Pc}{2\eta} + \gamma_{ДУ} \cdot P + \frac{P}{c} \cdot T_M \cdot (1 + \gamma_{СПХ}) + \alpha_K \cdot \frac{Pc}{2\eta} + \gamma_K \cdot P, \quad (4.21)$$

или для массы полезной нагрузки

$$M_{ПН} = M_0 - \alpha_{Э} \cdot \frac{Pc}{2\eta} - \gamma_{ДУ} \cdot P - \frac{P}{c} \cdot T_M \cdot (1 + \gamma_{СПХ}) - \alpha_K \cdot \frac{Pc}{2\eta} - \gamma_K \cdot P. \quad (4.22)$$

Анализ уравнения для массы полезной нагрузки (4.22) как функции двух переменных P и c показывает, что имеется её минимум при фиксированной стартовой массе аппарата. Приближённо

$$c_{opt} \cong \sqrt{\frac{T_M \cdot (1 + \gamma_{СПХ}) \cdot \eta}{\alpha_{Э} + \alpha_K}}. \quad (4.23)$$

Значение тяги двигателей P должно быть минимальным с точки зрения возможностей выполнения миссии.

Реальная зависимость стартовой массы от проектных параметров аппарата имеет более сложный нелинейный вид и уравнение баланса масс (4.21) значительно усложняется. В любом случае можно говорить о том, что стартовая масса аппарата является функцией тяги двигателей, скорости истечения рабочего тела, массы рабочего тела, требуемого на выполнение целевой задачи и ограничений, наложенных на фазовые координаты, законы управления и проектные параметры МТА.

4.5 Принципиальные схемы управления вектором тяги

Управлять вектором тяги можно различными способами:

- 1) разворачивать корпус КА, а следовательно и вектор тяги;
- 2) создавать составляющие от тяги по осям орбитальной системы координат с помощью специальных двигателей.

В первом случае требуется создание управляющего момента для разворота корпуса КА, а во втором – создание управляющего момента не требуется. Отдельно следует отметить схему, при которой разворот блока маршевых двигателей происходит относительно центра масс и, следовательно, управляющий момент не создаётся.

1. Управляющее воздействие создаётся с помощью специальных двигателей. При этом линия действия силы тяги проходит через центр масс КА.

2. Управляющие воздействия создаются за счёт поворота блока ЭРД относительно центра масс.

3. Управление посредством поворота корпуса КА с закреплённой на нём маршевой ДУ [43, 44]:

а) управляющий момент создаётся за счёт отклонения маршевой ДУ;

б) управляющий момент создаётся с помощью специальных управляющих двигателей.

4.6 Преобразование и выделение динамической задачи

Осуществим преобразование сформулированной задачи оптимизации в последовательность более простых задач. С этой целью используем характеристическую скорость перелёта – меру энергетических затрат на управление траекторным и угловым движением [44, 42]:

$$V_x = \int_0^T \frac{P}{M} (\delta + k |\delta_{ynp}|) dt. \quad (4.24)$$

Здесь $k = \frac{q_{ynp}}{q} = \frac{P_{ynp}}{P}$, δ – функция включения-выключения

маршевого двигателя (равна 0 или 1); δ_{ynp} – функция включения-выключения управляющих двигателей (принимает значение +1, 0, -1); q_{ynp} – секундный расход массы рабочего тела управляющих двигателей, кг/с; P_{ynp} – тяга управляющих двигателей.

Полагая, что управляющие и маршевые двигатели имеют одинаковую скорость истечения c , получим зависимость массы рабочего тела от суммарных затрат характеристической скорости прямого V_{x1} и обратного V_{x2} перелётов:

$$M_{PT} = M_{PT1} + M_{PT2} = M_0 \cdot z_1 + (M_0 - M_{ПН} - M_{PT1}) \cdot z_2, \quad (4.25)$$

где
$$z_1 = \left(1 - \exp\left(-\frac{V_{x1}}{c}\right) \right) \quad (\text{прямой перелёт}), \quad (4.26)$$

$$z_2 = \left(1 - \exp\left(-\frac{V_{x2}}{c}\right) \right) \quad (\text{обратный перелёт}). \quad (4.27)$$

Стартовая масса МТА согласно с (4.17) и (4.18) будет определяться выражением:

$$M_0 = M_{\text{ПН}} + \alpha_{\text{Э}} N + (1 + \gamma_{\text{СПХ}}) \cdot (M_{\text{РТ1}} + M_{\text{РТ2}}) + \gamma_K P + \alpha_K N + \gamma_{\text{ДВ}} \cdot (P + 2 \cdot P_{\text{уnp}}), \quad (4.28)$$

Мощность энергоустановки связана с тягой:

$$N = \frac{P \cdot c}{2 \cdot \eta_T \cdot \eta_{\text{ПЭ}}} (1 + k), \quad (4.29)$$

где η_T – тяговый КПД, $\eta_{\text{ПЭ}}$ – КПД преобразователя энергии.

Тяга маршевых двигателей определяется выражением [42]

$$P = \frac{c}{T_M \cdot \left(1 + k \cdot \frac{t_{\text{уnp}}}{T_M}\right)} \cdot (M_0 \cdot z_1 + (M_0 - M_{\text{ПН}} - M_{\text{РТ1}}) \cdot z_2), \quad (4.30)$$

где $t_{\text{уnp}}$ – продолжительность работы управляющих двигателей.

Если осуществляется только прямой перелёт, параметр $z_2 = 0$.

Относительная масса полезной нагрузки определяется

$$\mu = \frac{M_{\text{ПН}}}{M_0}. \quad (4.31)$$

Подставляя (4.28) в (4.31) и учитывая (4.29) и (4.30), после приведения подобных членов, получим [42]

$$\mu = \frac{1 - A \cdot (z_1 + z_2 - z_1 z_2)}{1 - A \cdot z_2}, \quad (4.32)$$

$$A = 1 + \gamma_{\text{СПХ}} - \frac{c}{T_M \cdot \left(1 + k \cdot \frac{t_{\text{уnp}}}{T_M}\right)} \times \left[\gamma_{\text{ДВ}} (1 + 2k) + \gamma_K + \frac{c}{2 \cdot \eta_T \cdot \eta_{\text{ПЭ}}} (1 + k) \cdot (\alpha_{\text{Э}} + \alpha_K) \right], \quad (4.33)$$

В качестве главного критерия оптимальности примем теперь относительную массу полезной нагрузки.

Если $k \cdot t_{ynp} / T_M \ll 1$, то можно считать, что $\left(1 + k \frac{t_{ynp}}{T_M}\right) \approx 1$.

Тогда проблема оптимизации показателя μ системы разделяется на две независимые задачи:

- **динамическую** – нахождение оптимальных программ управления для прямого и обратного перелёта и получение динамической характеристики перелёта в виде зависимости характеристической скорости от граничных условий (x_0, x_k) и проектных параметров \bar{p} ;
- **параметрическую** – нахождение оптимальных параметров МТА как функции граничных условий манёвра и его продолжительности.

Вектор проектных параметров \bar{p} , обобщенно характеризующий облик МТА и принципиальную схему управления движением, запишем в виде:

$$\bar{p} = \left(I_0, P, P_{УПР}, N_{\varepsilon}, c, c_{УПР} \bar{r}_M, \bar{r}_{УПР}, M_{УПР \max} \right)^T, \quad (4.34)$$

где \bar{r}_M, \bar{r}_{ynp} – векторы, характеризующие расположение относительно центра масс точек крепления маршевых и управляющих двигателей.

Компонентами вектора \bar{p} являются составляющие тензора инерции I_0 МТА, тяги маршевых и управляющих двигателей и координаты их размещения (задаваемые векторами \bar{r}_M, \bar{r}_{ynp}), скорость истечения рабочего тела, мощность энергоустановки, максимальные управляющие моменты по соответствующим осям. Размерность вектора \bar{p} велика, однако часть параметров задаётся априори из технических требований к системе и поэтому может быть исключена из процедуры оптимизации.

Компонентами вектора управлений являются углы ориентации вектора тяги в пространстве, функции включения-выключения дви-

гателей, управляющие моменты относительно связанных осей, угловое положение панелей солнечных батарей $\varphi_{CB}, \gamma_{CB}$ (см. рис. 5.9):

$$u = (\bar{e}(t), \bar{e}_{ynp}(t), \delta(t), \delta_{ynp}(t), M_{x1}(t), M_{y1}(t), M_{z1}(t), \varphi_{CB}(t), \gamma_{CB}(t))^T.$$

На этапе баллистического проектирования задача оптимизации решается для каждого из альтернативных вариантов схемы управления движением, причём в вектор оптимизируемых параметров включаются только те независимые компоненты полного вектора \bar{p} , влияние которых является определяющим.

Описанная постановка задачи оптимизации ориентирована на случай доставки на заданную орбиту вполне определённого и постоянного для всех рейсов полезного груза. Однако в ряде случаев следует учитывать многоцелевое назначение МТА.

Вектор управляющих моментов представляет собой сумму

$$\bar{M}_{ynp} = \bar{M}_{ynp1} + \bar{M}_{ynp2} + \bar{M}_{ynp3}, \quad (4.35)$$

где \bar{M}_{ynp1} – управляющий момент, не связанный с созданием полезной реактивной тяги (моменты от силовых гироскопов, за счёт разнотяговости различных блоков ЭРД и пр.); $\bar{M}_{ynp2} = \bar{r}_M \times (P \cdot \bar{e} \delta)$ – управляющий момент от тяги маршевых двигателей; $\bar{M}_{ynp3} = \bar{r}_{ynp} \times (P \cdot \bar{e}_{ynp} \delta_{ynp})$ – момент, создаваемый специальными управляющими двигателями.

5 ВЫБОР ОПТИМАЛЬНЫХ ТРАЕКТОРИЙ И ЗАКОНОВ УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ

5.1 Оптимальные траектории перелетов между некомпланарными круговыми орбитами

Рассмотрим программы управления вектором тяги в задаче перелёта между некомпланарными круговыми орбитами. Используемая при этом модель движения получена методом усреднения системы дифференциальных уравнений пространственного движения КА с двигателем малой тяги [8]. Ввиду малости реактивного ускорения оскулирующую орбиту можно считать близкой к круговой орбите. Поле тяготения примем центральным Ньютоновским, влияние возмущений не учитывается.

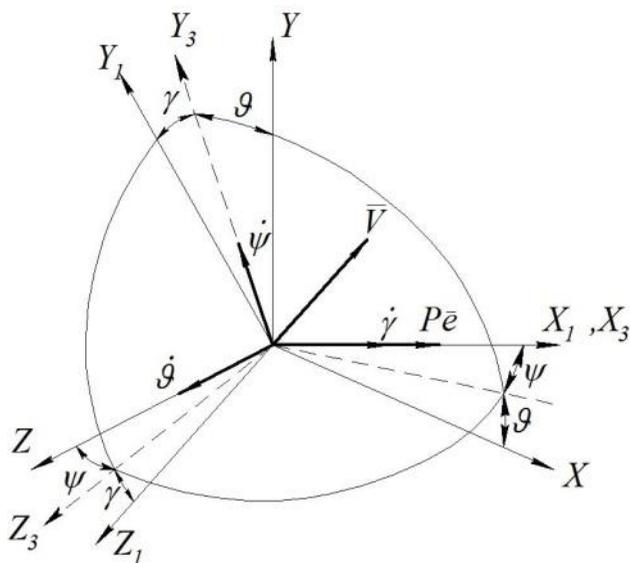


Рис. 5.1. Системы координат с началом в центре масс аппарата

Введём две правые системы координат, начало которых совместим с центром масс КА: подвижную орбитальную $OXYZ$, оси которой направлены по трансверсали OX , по радиус-вектору OY и по нормали к плоскости орбиты OZ ; и связанную $OX_I Y_I Z_I$ с осями, совпадающими с главными центральными осями инерции КА (рис. 5.1).

Примем, что вектор тяги направлен вдоль связанной оси OX_I , которую в дальнейшем будем называть продольной. Положение связанных осей КА в орбитальной системе координат зададим углами ψ , ϑ и γ . Угол ψ образован продольной осью КА OX_I и плоскостью орбиты OXY , угол ϑ составлен проекцией оси OX_I на плоскость орбиты с трансверсалью OX . Угол γ характеризует поворот КА вокруг продольной оси OX_I . Введённые углы соответствуют второй системе углов Эйлера.

Выберем следующую совокупность переменных, характеризующих положение плоскости орбиты в пространстве и положение центра масс КА в этой плоскости (рис. 5.2): i – наклонение орбиты к

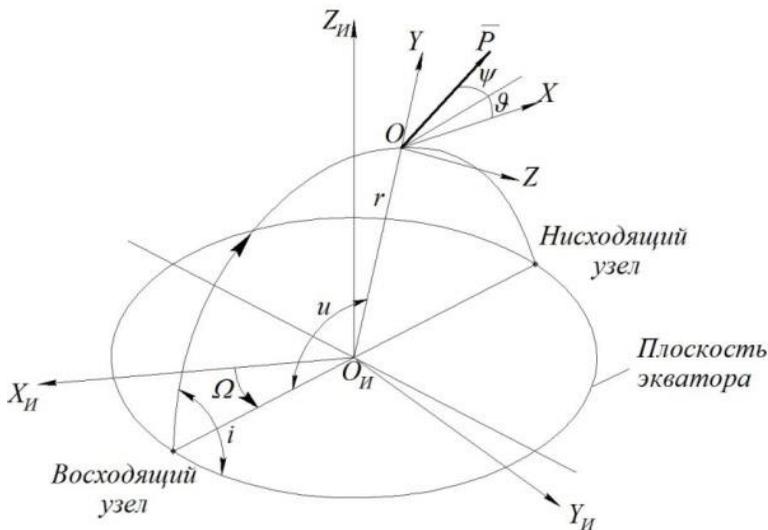


Рис. 5.2. Положение орбиты и углы, характеризующие ориентацию вектора тяги

плоскости экватора, Ω – долгота восходящего узла; r – расстояние от притягивающего центра; ϑ – угол наклона траектории к плоскости местного горизонта OXZ ; u – аргумент широты (угловая координата, отсчитываемая в плоскости орбиты от мгновенного положения восходящего узла).

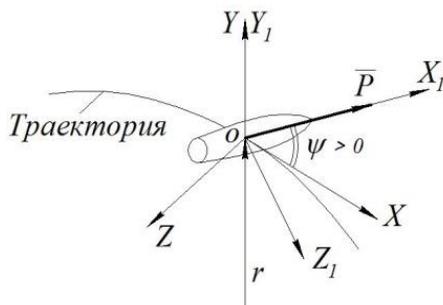


Рис. 5.3. Управление вектором тяги при перелетах между некомпланарными орбитами

Будем считать, что тяга двигателя направлена так, что её радиальная составляющая равна нулю. Направление вектора тяги зададим углом ψ между трансверсалью и вектором тяги (рис. 5.3). Тогда составляющие реактивного ускорения будут равны:

$$a_x = \frac{P}{m} \cos \psi = a_0 \exp\left(\frac{V_x}{c}\right) \cos \psi, \quad (5.1)$$

$$a_z = \frac{P}{m} \sin \psi = a_0 \exp\left(\frac{V_x}{c}\right) \sin \psi, \quad (5.2)$$

где a_0 – начальное реактивное ускорение; V_x – текущая характеристическая скорость.

$$V_x = c \ln\left(1 - \frac{a_0}{c} t\right)^{-1}. \quad (5.3)$$

Для упрощения уравнений движения используется следующая процедура усреднения.

Если изменение некоторого элемента x описывается дифференциальным уравнением

$$\frac{dx}{d\varphi} = aF(x, \varphi, u(t)), \quad (5.4)$$

где a ускорение ($a \ll 1$), φ – полярный угол (быстро меняющаяся переменная), $u(t)$ – управление, то усреднённое на витке изменение этой переменной \hat{x} будет описываться уравнением

$$\frac{d\hat{x}}{d\varphi} = \frac{a}{2\pi} \int_0^{2\pi} F(x, \varphi, u(t)) d\varphi = \frac{a}{2\pi} \Phi(\hat{x}, u), \quad (5.5)$$

не содержащим в правых частях быстро меняющихся переменных.

Используя процедуру усреднения для околокруговой орбиты ($e \cong 0$), получим усреднённые уравнения движения [8]:

$$\begin{aligned} \frac{dr}{dt} &= 2 \cdot a_x \sqrt{\frac{r^3}{\mu_3}}, \\ \frac{di}{dt} &= a_z \sqrt{\frac{r}{\mu_3}} \cos u, \\ \frac{du}{dt} &= \sqrt{\frac{\mu_3}{r^3}}, \\ \frac{dV_x}{dt} &= a. \end{aligned} \quad (5.6)$$

Здесь роль полярного угла играет аргумент широты u ; в качестве независимой переменной используется время t ; μ_3 – гравитационный параметр Земли.

При помощи составляющей реактивного ускорения a_z , нормальной к оскулирующей плоскости орбиты, можно изменять наклонение i . Если в точках, где аргумент широты принимает значения $\pi/2, 3\pi/2, \dots$, изменить направление бинормальной составляющей a_z на противоположное, то наклонение орбиты будет изменяться монотонно. Следовательно, при помощи управления

$$a_x = a_0 \cos \psi \exp\left(\frac{V_x}{c}\right),$$

$$a_y = 0, \quad (5.7)$$

$$a_z = a_0 \sin |\psi| \exp\left(\frac{V_x}{c}\right) \text{sign}(\cos u).$$

Исключая время из уравнений (5.6) и переходя к безразмерным переменным (отнесённым к радиусу, скорости, гравитационному ускорению и периоду обращения соответствующим начальной орбите), получаем

$$\frac{dr}{dV_x} = 2r\sqrt{r} \cos \psi, \quad (5.8)$$

$$\frac{di}{dV_x} = \frac{2}{\pi} \sqrt{r} \sin |\psi|. \quad (5.9)$$

Из уравнений (5.8), (5.9) следует, что

$$\frac{di}{dr} = \frac{\text{tg} |\psi|}{\pi} \frac{1}{r}.$$

Если считать, что $i = 0$ при $r = 1$, то решение этого уравнения при $\psi = \text{const}$ есть

$$i = \frac{\text{tg} |\psi|}{\pi} \ln r. \quad (5.10)$$

Пусть требуется перейти с орбиты единичного радиуса на орбиту радиуса r_k , плоскость которой составляет с плоскостью исходной орбиты угол i_k . Из соотношения (5.10) следует, что этот манёвр можно осуществить, если

$$|\psi| = \arctg \frac{\pi \cdot i_k}{\ln r_k}, \quad \psi(u) = |\psi| \text{sign} \cos u. \quad (5.11)$$

Это соотношение определяет управление, с помощью которого можно осуществить перелёт между двумя круговыми некомпланарными орбитами.

Из решения системы уравнений (5.8), (5.9):

$$r = \frac{1}{(1 - V_x \cos \psi)^2}; \quad (5.12)$$

$$i = \frac{2 \operatorname{tg} |\psi|}{\pi} \ln(1 - V_x \cos \psi)^{-1} \quad (5.13)$$

можно определить конечную характеристическую скорость манёвра

$$V_{xk} = \frac{1 - \frac{1}{\sqrt{r_k}}}{\cos \psi} \quad (5.14)$$

или

$$V_{xk} = \frac{1 - \exp\left(-\frac{\pi \cdot i_k}{2 \operatorname{tg} |\psi|}\right)}{\cos \psi}. \quad (5.15)$$

Характеристическая скорость перелёта связана с длительностью перелёта зависимостью

$$V_{xk} = c \ln\left(1 - \frac{a_0}{c} T\right)^{-1}. \quad (5.16)$$

Решения усреднённых уравнений движения (5.8 – 5.9) получены в предположении, что модуль угла ψ – величина постоянная. Однако усреднённые уравнения движения справедливы и в том случае, если $|\psi|$ – медленно меняющаяся функция угла u . Среди этих функций можно найти такие, которые позволяют осуществить рассматриваемый манёвр с меньшим, чем в случае $|\psi| = \text{const}$, расходом рабочего тела.

Согласно полученному решению [43] оптимальная программа разворота вектора тяги относительно оскулирующей плоскости орбиты имеет вид

$$\psi(V_x, u) = \operatorname{arctg}(\operatorname{tg} \psi_m \cos u), \quad (5.17)$$

где ψ – угол ориентации тяги относительно плоскости орбиты (см. рис. 5.1); ψ_m – амплитуда периодических колебаний этого угла, зависящая от текущей характеристической скорости; u – аргумент широты.

Изменение ψ_m задаётся монотонно возрастающей функцией, полученной в ходе решения краевой задачи для упрощённой модели движения [43]. Несколько худшей по энергетике, но удобной для проведения проектно-баллистических расчётов, является программа

$$\psi(V_x, u) = \psi_m(V_x) \text{sign}(\cos u), \quad (5.18)$$

$$\psi_m = \arctg \left\{ \frac{\sin \pi \frac{i_k - i_0}{2}}{\sqrt{\frac{r_k}{r_0}}} \left[1 - \frac{\cos \pi \frac{i_k - i_0}{2}}{\sqrt{\frac{r_k}{r_0}}} - \frac{V_x}{V_0} \sqrt{1 - \frac{2 \cos \pi \frac{i_k - i_0}{2}}{\sqrt{\frac{r_k}{r_0}}} + \frac{r_0}{r_k}} \right]^{-1} \right\},$$

где $V_0 = \sqrt{\frac{\mu_3}{r_0}}$ – скорость на круговой опорной орбите радиусом r_0 ; i_0 – наклонение опорной орбиты; r_k , i_k – радиус и наклонение конечной орбиты.

Средний радиус и наклонение орбиты при этом меняются следующим образом:

$$\frac{r}{r_0} = \left[1 - \frac{2 \cdot (1-B) \cdot \bar{V}_x + \bar{V}_x^2}{C} \right]^{-1}, \quad (5.19)$$

$$i = i_0 + \frac{2}{\pi} \arctg \left(A \cdot \bar{V}_x \cdot (C - (1-B) \cdot \bar{V}_x)^{-1} \right), \quad (5.20)$$

$$A = \frac{\sin \pi \frac{i_k - i_0}{2}}{\sqrt{\frac{r_k}{r_0}}}, \quad B = \frac{\cos \pi \frac{i_k - i_0}{2}}{\sqrt{\frac{r_k}{r_0}}}, \quad C = \sqrt{1 - 2 \sqrt{\frac{r_0}{r_k}} \cos \pi \frac{i_k - i_0}{2} + \frac{r_0}{r_k}}, \quad \bar{V}_x = \frac{V_x}{V_0}.$$

Траекторию, описываемую уравнениями (5.19 – 5.20), назовём номинальной траекторией. Характеристическую скорость перелёта можно вычислить по формуле [8]:

$$V_{xk} = V_0 \sqrt{1 - 2 \sqrt{\frac{r_0}{r_k}} \cos \frac{\pi(i_k - i_0)}{2} + \frac{r_0}{r_k}}. \quad (5.21)$$

Дополнительные расходы характеристической скорости на управление, коррекции орбиты и др. можно учесть коэффициентом запаса на управление $k_{ymp} = (1.05 \div 1.15)$. Таким образом, характеристическая скорость перелёта будет определяться по формуле:

$$V_{xk}^{(0)} = k_{ymp} V_{xk}. \quad (5.22)$$

Из выражения (5.19) следует, что зависимость r от V_X может быть немонотонной. В случае, когда радиус конечной орбиты больше радиуса начальной, эта зависимость будет немонотонной, если параметры конечной орбиты удовлетворяют неравенству

$$\cos \frac{\pi \cdot (i_k - i_0)}{2} < \sqrt{\frac{r_0}{r_k}},$$

при этом радиус r сначала возрастает, достигая максимума при

$$\bar{V}_X^* = \left(1 - \frac{2 \cdot \cos \frac{\pi \cdot (i_k - i_0)}{2}}{\sqrt{\frac{r_k}{r_0}}} \right) \cdot \left(\sqrt{1 - \frac{2 \cdot \cos \frac{\pi \cdot (i_k - i_0)}{2}}{\sqrt{\frac{r_k}{r_0}}} + \frac{r_0}{r_k}} \right)^{-1},$$

затем убывает до заданного значения r_k . Максимальное значение радиуса

$$r = \left(\frac{\sin^2 \frac{\pi \cdot (i_k - i_0)}{2}}{\frac{r_k}{r_0}} \right)^{-1} \cdot \left(1 - \frac{2 \cdot \cos \frac{\pi \cdot (i_k - i_0)}{2}}{\sqrt{\frac{r_k}{r_0}}} + \frac{r_0}{r_k} \right)$$

увеличивается с ростом i_k , стремясь к бесконечности при $i_k \rightarrow 2$. Поэтому, если угол между орбитами близок к двум радианам, метод усреднения будет давать большую погрешность и параметры конечной орбиты будут сильно отличаться от заданных.

При перелете на орбиту меньшего радиуса зависимость r от V_X будет немонотонной, если

$$\cos \frac{\pi \cdot (i_k - i_0)}{2} < \sqrt{\frac{r_k}{r_0}}.$$

В случае, когда радиусы начальной и конечной орбит одинаковы, при любых значениях угла между плоскостями этих орбит радиус возрастает до момента времени, когда $V_x = V_{xk}/2$, затем убывает до начального значения. За счёт этого достигается выигрыш в значении характеристической скорости по сравнению с манёвром поворота плоскости орбиты при помощи тяги, нормальной к мгновенной плоскости орбиты. Например, при $i_k = \pi/2$ максимальное значение радиуса более чем в девять раз превышает начальный радиус. В этом случае выигрыш составляет 23%.

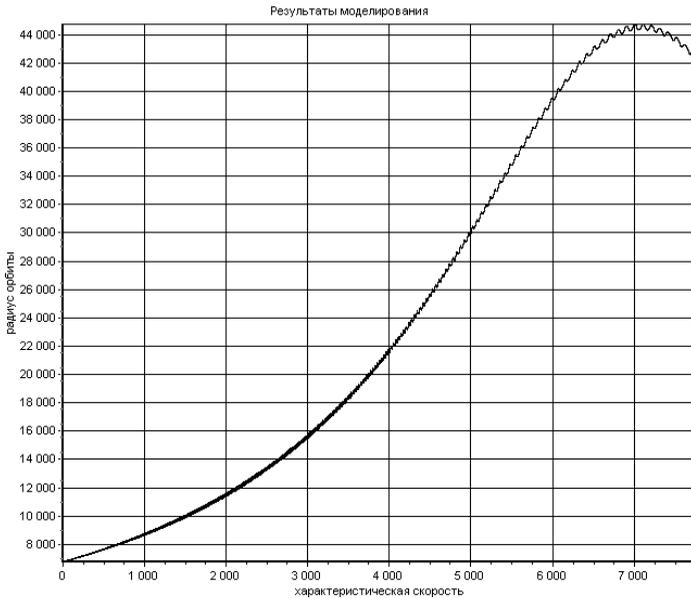


Рис. 5.4. Зависимость радиуса орбиты (км) от текущей характеристической скорости (м/с) для перелёта на ГСО с низкой круговой орбиты $H_0=400$ км, $i_0=51^\circ$, $a_0=0,71$ мм/с²

Результаты расчёта траектории для нескольких начальных ускорений приведены на рис. 5.4, 5.5. Расчёты проводились для «точной» модели движения в оскулирующих элементах [4], закон управления вектором тяги имел вид (5.19).

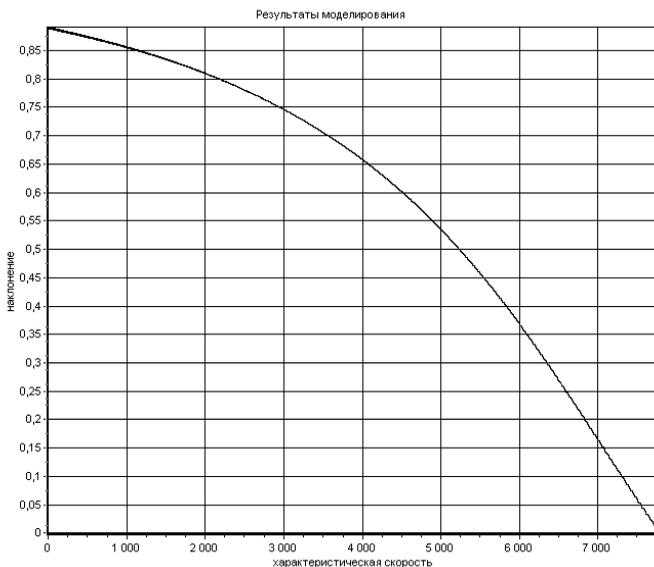


Рис. 5.5. Зависимость наклона орбиты (радианы) от текущей характеристической скорости (м/с) для перелёта на ГСО с низкой круговой орбиты $H_0=400$ км, $i_0=51^\circ$, $a_0=0,71$ мм/с²

На заключительном этапе траектории хорошо виден колебательный характер изменения среднего радиуса орбиты: амплитуда колебаний может достигать 1000 км.

5.2 Расчет программных разворотов МТА

Рассмотрим вращательное движение КА по каналу рыскания, для этого дополним систему уравнений движения центра масс уравнениями

$$\frac{d\psi}{dt} = \omega_{Y_1}, \quad \frac{d\omega_{Y_1}}{dt} = \varepsilon_{Y_1}, \quad (5.23)$$

где ω_{Y_1} – угловая скорость вращения КА относительно оси OY_1 ; ε_{Y_1} – угловое ускорение КА.

Выберем структуру управления ориентацией вектором тяги на витке, исходя из условия простоты её технической реализации [44]. Потребуем, чтобы в окрестности точек $u = \pi/2$, $u = 3\pi/2$ постоянный по модулю момент обеспечивал переориентацию КА из положения $\psi = \psi_m$ в положение $\psi = -\psi_m$ или наоборот. На остальной части витка, когда $|\psi| = \psi_m$, управляющий момент равняется нулю. Структура управления будет описываться уравнением

$$\varepsilon = -\varepsilon_p \operatorname{sign}(\cos u) \frac{1}{2} \left\{ 1 + \operatorname{sign} \left[\sin^2 u - \sin^2 \left(\frac{\pi}{2} - \alpha \right) \right] \right\}, \quad (5.24)$$

где ε_p – модуль углового ускорения, создаваемого управляющим моментом; α – половина участка разворота КА.

Можно получить выражение

$$\alpha = \left(\frac{2 \cdot \psi_m \mu_3}{\varepsilon_p r} \right)^{\frac{1}{2}}. \quad (5.25)$$

Определим угол ψ как явную функцию угла u , получим:

если $u < \pi$, то

$$\psi(u) = \begin{cases} \psi_{m1} \beta, & \text{если } \operatorname{sign}(\cos^2 u - \cos^2 \alpha) < 0, \\ -\psi_{m1} \left(1 - \frac{(\alpha - u \cdot \beta)^2}{\alpha^2} \right) \beta, & \text{если } \operatorname{sign}(\cos^2 u - \cos^2 \alpha) > 0, \end{cases} \quad (5.26a)$$

если $u > \pi$, то

$$\psi(u) = \begin{cases} \psi_{m1} \beta, & \text{если } \operatorname{sign}(\cos^2 u - \cos^2 \alpha) < 0, \\ -\psi_{m1} \left(1 - \frac{((u - \pi) \cdot \beta + \alpha)^2}{\alpha^2} \right) \beta, & \text{если } \operatorname{sign}(\cos^2 u - \cos^2 \alpha) > 0, \end{cases} \quad (5.26b)$$

$$\psi_{m1} = \begin{cases} \psi_{npe\delta} \geq |\psi_m|, & \psi_m \\ \psi_{npe\delta} < |\psi_m|, & \psi_{npe\delta} \end{cases}, \quad \psi_{npe\delta} = \frac{\pi^2}{8} \frac{\varepsilon_p r_0^3}{\mu_3}. \quad (5.27)$$

Здесь $\beta = \text{sign}(\sin u)$, $\psi_{npe\delta}$ – предельный угол поворота КА (при этом угле участок постоянства угла и соответственно нулевого управляющего момента отсутствует (рис. 5.6 – 5.9)). Поиск оптимальной программы управления связан с большими вычислительными проблемами, поэтому в качестве программы изменения угла прием программу (5.18).

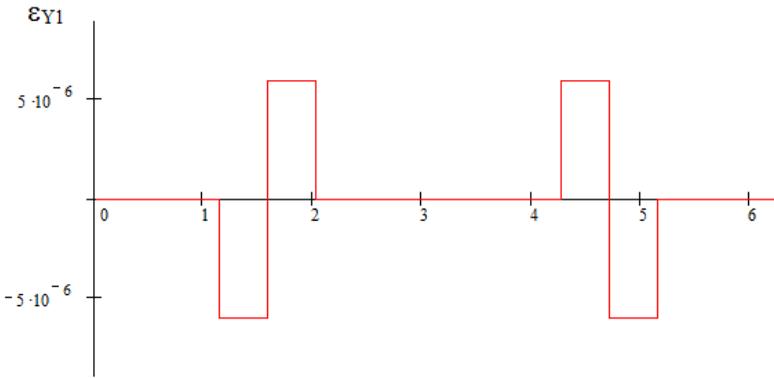


Рис. 5.6. Программа изменения углового ускорения ε_{Y1} (c^{-2}) от аргумента широты u (радианы) на одном витке

Вследствие движения центра масс КА по орбите начало орбитальной системы координат $OXYZ$ совершает вращение вокруг центра притяжения с угловой скоростью ω_0 . При этом возникают компоненты угловой скорости по осям связанной системы координат $OX_1Y_1Z_1$: ω_{X1} , ω_{Y1} , ω_{Z1} :

$$\omega_{X1} = \omega_0 \sin \psi, \quad \omega_{Y1} = \frac{d\psi}{dt},$$

$$\omega_{Z1} = -\omega_0 \cos \psi, \quad \omega_0 = \frac{V \cos \theta}{r}. \quad (5.28)$$

Учитывая эти соотношения, получены выражения для управляющих моментов по связанным осям и программных управляющих ускорений по всем трём осям:

$$\begin{aligned}\varepsilon_{x1} &= \frac{M_{x1}}{I_{x1}} = \omega_0 \frac{d\psi}{dt} \cos\psi, \\ \varepsilon_{y1} &= \frac{M_{y1}}{I_{y1}} = \frac{d^2\psi}{dt^2} + \omega_0^2 \sin\psi \cos\psi, \\ \varepsilon_{z1} &= \frac{M_{z1}}{I_{z1}} = 2\omega_0 \frac{d\psi}{dt} \sin\psi.\end{aligned}\tag{5.29}$$

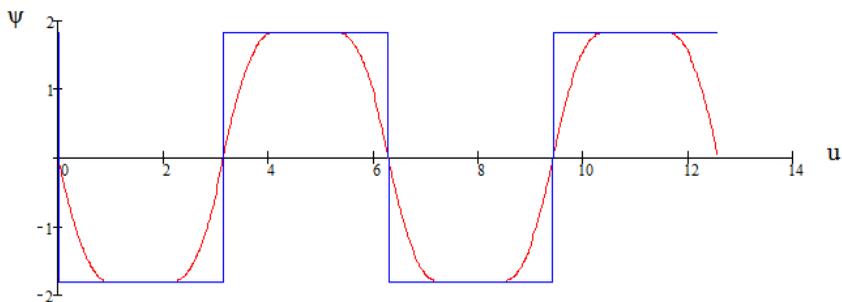


Рис. 5.7. Программа изменения угла ψ от аргумента широты u (в радианах) на двух витках ($H = 400$ км, $i = 51^\circ$, $\varepsilon_P = 610^{-6} \text{ с}^{-2}$)

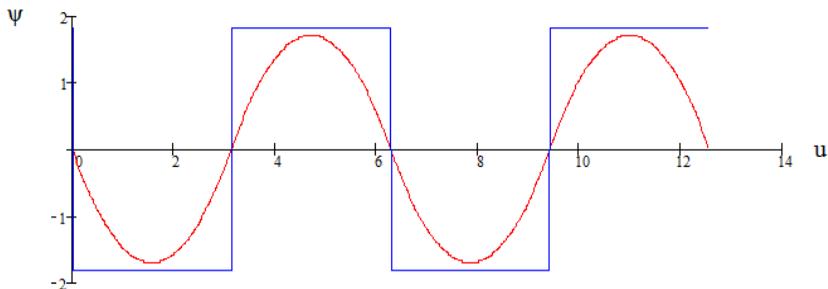


Рис. 5.8. Программа изменения угла ψ от аргумента широты u (в радианах) на двух витках ($H = 400$ км, $i = 51^\circ$, $\varepsilon_P = 210^{-6} \text{ с}^{-2}$)

ния нормали Y_{CB} на Солнце. При этом следует учитывать, что сам КА одновременно осуществляет программу разворота по углу ψ .

В зависимости от даты старта, которая определяет начальную ориентацию плоскости орбиты относительно Солнца, траектория межорбитального перелёта аппарата с СЭРДУ будет характеризоваться различным временем затенения. Поставим задачу отыскания таких дат старта, при которых суммарное время τ пребывания КА в тени минимально.

Приближённый метод расчёта времени пребывания КА с двигателем малой тяги в тени [44] состоит в интегрировании уравнения

$$\frac{d\tau}{dt} = \frac{1}{2 \cdot \pi} \lambda, \quad (5.30)$$

где τ – продолжительность теневого участка (в угловой мере) на витке круговой орбиты радиуса r . Это уравнение получено из допущения о цилиндрической конфигурации теневой области. Здесь

$$\lambda = \arcsin \sqrt{\frac{\left(\left(\frac{R_{\odot}}{r}\right)^2 - \cos^2 \delta\right)}{\sin^2 \delta}} \cdot \left[1 + \operatorname{sign}\left(\left(\frac{R_{\odot}}{r}\right)^2 - \cos^2 \delta\right)\right]. \quad (5.31)$$

Здесь δ – угол между нормалью к плоскости орбиты и направлением на Солнце, который является функцией оскулирующих элементов орбиты и определяется выражением:

$$\cos \delta = \cos i \sin \varepsilon_{\infty} \sin \theta - \sin i \cos \varepsilon_{\infty} \cos \Omega \sin \theta + \sin i \sin \Omega \cos \theta, \quad (5.32)$$

где ε_{∞} – угол между плоскостями эклиптики и экватора; θ – угол между направлением на точку весеннего равноденствия и линией Земля-Солнце.

При расчёте суммарного времени затенения путём интегрирования уравнения (5.30) необходимо учитывать движение Солнца по эклиптике и прецессию восходящего узла орбиты Ω :

$$\theta = \theta_0 + 0.0172 \cdot t, \quad \theta_0 = 0.0172(D_0 - 80), \quad (5.33)$$

$$\frac{d\Omega}{dt} = \frac{2 \cdot \varepsilon}{\sqrt{\mu_3 r^7}} \sin u \cos i,$$

где θ_0 – начальное положение Солнца в плоскости эклиптики; D_0 – дата старта (число суток с начала текущего года), t – время в сутках, $\varepsilon_0 = 2,634 \cdot 10^{10}$ км⁵/с².

Изменение фазовых координат r , i оскулирующей околокруговой орбиты получают, интегрируя уравнения движения (5.6) с программой управления (5.18). После перехода к интегрированию по аргументу широты уравнения движения КА, с учётом светотеневой обстановки, запишутся в виде:

$$\begin{aligned} \frac{dr}{du} &= \frac{2r^3}{\mu_3} a_0 \exp\left(\frac{V_X}{c}\right) \cos \psi(V_X, u), \\ \frac{di}{du} &= \frac{r^2}{\mu_3} a_0 \exp\left(\frac{V_X}{c}\right) \cos u \sin \psi(V_X, u), \\ \frac{d\Omega}{du} &= \frac{2\varepsilon_0}{\mu_3 r^2} \sin u \cos i, \end{aligned} \quad (5.34)$$

$$\frac{d\tau}{du} = \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{r^3}{\mu_3}} \lambda,$$

$$\frac{dt}{du} = \sqrt{\frac{r^3}{\mu_3}}.$$

Интегрируя систему уравнений (5.34) с шагом, кратным $2 \cdot \pi$, получим приближённое время пребывания КА с ЭРДУ в тени Земли. Параметрами расчёта для системы уравнений (5.34) служит начальное значение долготы восходящего узла Ω_0 и дата старта D_0 .

Серия расчётов перелётов в окрестность геостационарной орбиты, выполненных для различных значений параметров Ω_o , $T_{СТ}$, позволяет построить линии равных времён пребывания аппарата в тени и выбрать оптимальные дату старта и положение восходящего узла орбиты. На рис. 5.10 – 5.12 показаны эти зависимости для различных проектных параметров аппарата. Так, диаграмма (рис. 5.11), построенная для $a = 1 \cdot 10^{-3} \text{ м/с}^2$ и $c = 60 \text{ км/с}$, показывает, что при одинаковом моторном времени перелёта $T_M = 86,4$ суток время пребывания в тени составляет от 0,7 до 18,6 суток. Оптимальные и неоптимальные даты старта повторяются с периодичностью 6 месяцев. При фиксированной дате старта можно добиться уменьшения времени пребывания КА в тени за счёт оптимального выбора начальной ориентации плоскости орбиты (угла Ω_o). Описанная приближённая методика позволяет существенно сузить границы области поиска оптимальных дат старта для космических аппаратов с солнечными двигателями ограниченной мощности.

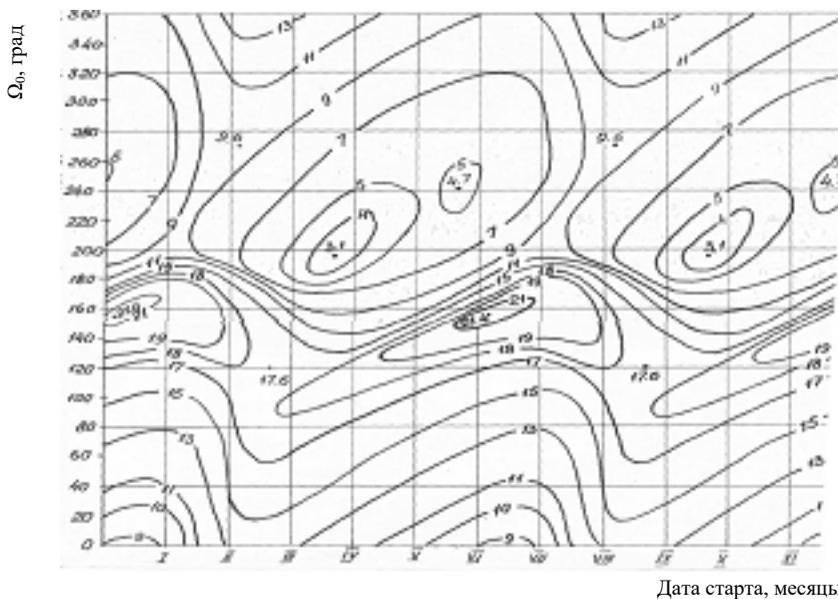


Рис. 5.10. Линии равной продолжительности теневых участков для перелета КА с СЭРДУ на геостационарную орбиту $a_0=0,82 \cdot 10^{-3} \text{ м/с}^2$, $i_0=51^\circ$

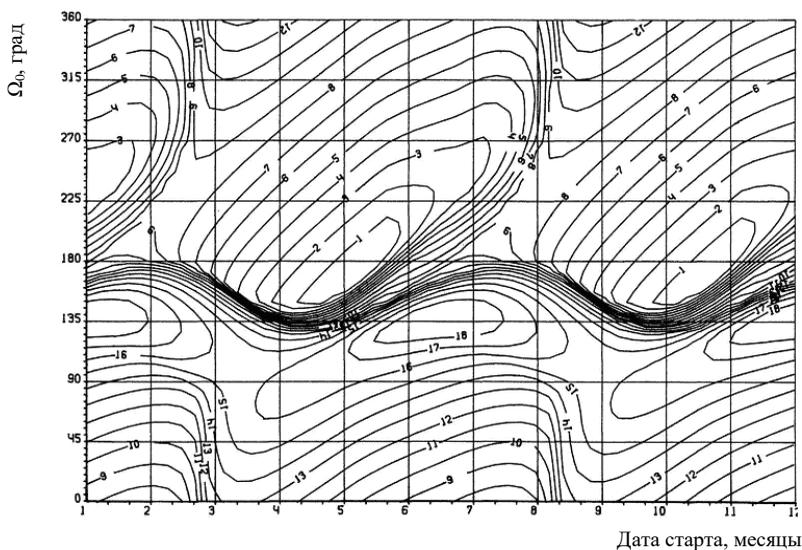


Рис. 5.11. Линии равной продолжительности теневых участков для перелета КА с СЭРДУ на геостационарную орбиту $a_0=1,0 \cdot 10^{-3} \text{ м/с}^2$, $i_0 = 51^\circ$

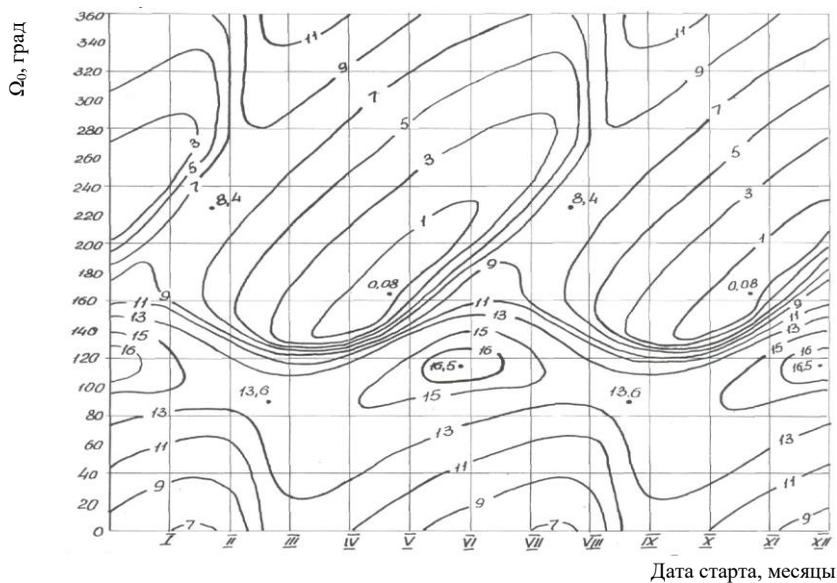


Рис. 5.12. Линии равной продолжительности теневых участков для перелета КА с СЭРДУ на геостационарную орбиту $a_0=1,16 \cdot 10^{-3} \text{ м/с}^2$, $i_0 = 51^\circ$

5.3.2 Выбор высоты орбиты старта

На низких околоземных орбитах высотой от 200 до 700 км ощутимое влияние на движение КА оказывает возмущающее воздействие остаточной атмосферы Земли [45]. Поскольку суммарная тяга блока ЭРД достаточно мала, начальный уровень реактивного ускорения a_0 составляет $(0,2 \dots 1,0) \times 10^{-3} \text{ м/с}^2$. Эти величины имеют одинаковый порядок с возмущающим (тормозящим) аэродинамическим ускорением. Поэтому выбор высоты орбиты старта имеет большое значение с точки зрения эффективности транспортной операции ЭРБ.

Даже приближённые оценки показывают, что высота орбиты старта должна быть больше, чем высота орбиты выведения РН.

Примем, что условием возможности начала движения МТА с низкой орбиты является существенные (например, на порядок) превышение уровня реактивного ускорения над максимальным уровнем возмущающего аэродинамического ускорения:

$$a_0 = \frac{P}{M_0} \gg \max_{z \in Z} f_a(H_{CT}, \sigma) = \max_{z \in Z} \sigma \cdot \rho(H_{CT}, z) \cdot V_{CT}^2,$$

где f_a – модуль возмущающего аэродинамического ускорения; H_{CT} , V_{CT} – высота орбиты старта и круговая скорость на этой орбите;

$\sigma = \frac{C_{Xa} \cdot S}{2M_0}$ – среднее значение баллистического коэффициента КА

(C_{Xa} – коэффициент аэродинамического сопротивления; S – характерная площадь); ρ – плотность верхней атмосферы Земли, зависящая не только от высоты H_{CT} , но и от набора параметров z , описывающих динамику верхней атмосферы.

Для приближённых проектно-баллистических расчётов можно пользоваться «статической» моделью плотности атмосферы Земли (например, ГОСТ 4401-81), в которой фигурирует «средняя» плотность, зависящая только от высоты H_{CT} .

Более точные расчёты требуют использования «динамической» модели плотности (например, ГОСТ Р 25645.166-2004). В этой модели плотность задаётся в следующем виде:

$$\rho = \rho_H K_1 K_2 K_3 K_4,$$

где ρ_H – ночной вертикальный профиль плотности атмосферы; K_1 – сомножитель, отражающий изменение плотности при изменении интенсивности солнечного радиоизлучения F на волне длиной 10,7 см относительно некоторого среднего уровня интенсивности F_0 ; K_2 – сомножитель, учитывающий суточный эффект в распределении плотности; K_3 – сомножитель, учитывающий полугодовые вариации плотности атмосферы; K_4 – сомножитель, учитывающий корреляцию между вариациями плотности и геомагнитной возмущенностью.

Коэффициенты динамической модели атмосферы определяются по таблицам ГОСТ Р 25645.166-2004 и зависят от времени суток, сезона, индекса солнечной активности F_0 , при этом плотность атмосферы может значительно изменяться за довольно короткий промежуток времени из-за вспышек на Солнце.

Приведём для справки значения плотности верхней атмосферы, соответствующие указанным выше моделям (табл. 5.1).

Значение характерной площади S принимается для ориентировочных расчётов равным $0,25S_{\max}$ [45], где S_{\max} – площадь солнечных батарей; коэффициент лобового сопротивления $C_{\text{Ха}}$ для движения тела в разряженной атмосфере принимается 2...2,5.

Таблица 5.1. Плотность верхней атмосферы и ускорение от аэродинамического сопротивления

Высота орбиты, км	ГОСТ 4401-81 ρ , кг/м ³	ГОСТ Р 25645.166-2004		Ускорение от аэродинамического сопротивления, мм/с ² ($\sigma = 0,011 \text{ м}^2/\text{кг}$)		
				ГОСТ 4401-81	ГОСТ Р 25645.166-2004	
		ρ_{\max} , кг/м ³	ρ_{\min} , кг/м ³	min	max	
200	$2,519 \times 10^{-10}$	$3,98 \times 10^{-10}$	$1,69 \times 10^{-10}$	$1,742 \times 10^{-1}$	$1,169 \times 10^{-1}$	$2,753 \times 10^{-1}$
300	$1,916 \times 10^{-11}$	$6,63 \times 10^{-11}$	$5,72 \times 10^{-11}$	$1,306 \times 10^{-2}$	$3,897 \times 10^{-3}$	$4,517 \times 10^{-2}$
400	$2,794 \times 10^{-12}$	$18,9 \times 10^{-12}$	$0,44 \times 10^{-12}$	$1,876 \times 10^{-3}$	$2,974 \times 10^{-4}$	$1,269 \times 10^{-2}$
500	$5,207 \times 10^{-13}$	$6,65 \times 10^{-12}$	$4,87 \times 10^{-14}$	$3,445 \times 10^{-4}$	$3,220 \times 10^{-5}$	$4,399 \times 10^{-3}$
600	$1,140 \times 10^{-13}$	$2,67 \times 10^{-12}$	$8,98 \times 10^{-15}$	$7,430 \times 10^{-5}$	$5,900 \times 10^{-6}$	$1,741 \times 10^{-3}$
700	$3,068 \times 10^{-14}$	$1,17 \times 10^{-12}$	$3,28 \times 10^{-15}$	$1,970 \times 10^{-5}$	$2,100 \times 10^{-6}$	$7,521 \times 10^{-4}$

Принимается, что эффективная работа блока ЭРД возможна при величине реактивного ускорения на порядок выше аэродинамического сопротивления, то есть

$$\frac{a_0}{f_a} > 5 \dots 10.$$

Такое превышение для приведённых в табл. 5.2 проектных параметров ЭРДУ обеспечивается на высотах от 230 до 330 км (рис. 5.13).

Таблица 5.2. Проектные варианты ЭРДУ

№ варианта	Тяга, Н	Скорость истечения рабочего тела, км/с	Ускорение от силы тяги ЭРДУ, мм/с ²
1	9,0	80	0,2627
2	9,6	75	0,2802
3	10,3	70	0,3003
4	11,1	65	0,3234
5	12,0	60	0,3503
6	13,1	55	0,3821
7	14,4	50	0,4204
8	16,0	45	0,4671
9	18,0	40	0,5255
10	20,6	35	0,6005
11	24,0	30	0,7006
12	28,8	25	0,8407

Эти высоты позволяют использовать МКС (высота орбиты примерно 400 км) для контроля над сборкой и начальным этапом функционирования МТА.

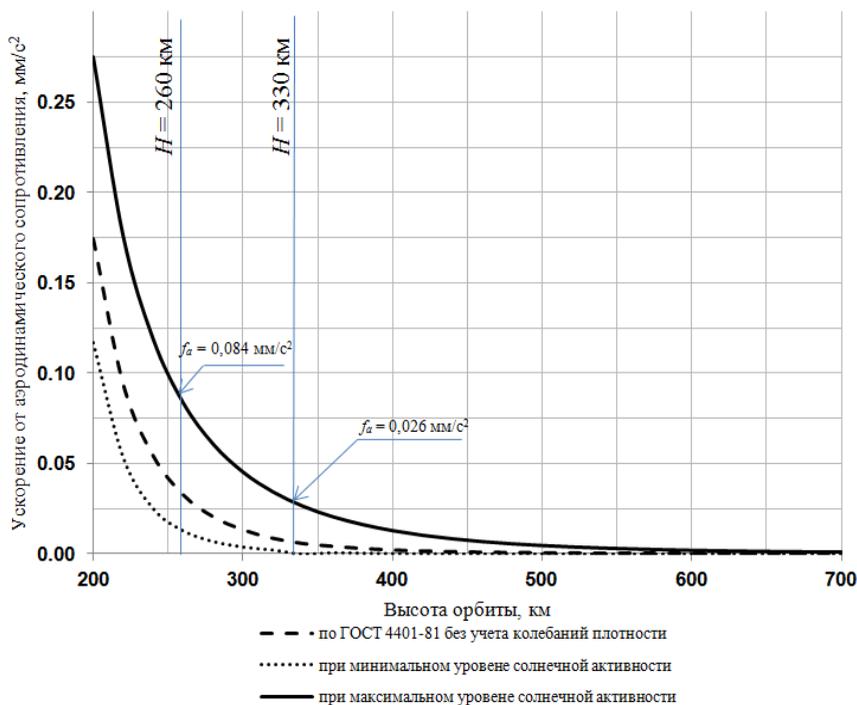


Рис. 5.13. К определению минимальной высоты стартовой орбиты МТА ($\sigma = 0,011 \text{ м}^2/\text{кг}$)

5.4 Методика выведения МТА в заданную точку ГСО на основе приближенно-оптимальных алгоритмов управления

Пусть вектор состояния характеризуется четырьмя параметрами: значениями большой полуоси A , эксцентриситета e , наклона i , долготы λ , определяющей положение КА на орбите, т.е. $X = \{A, e, i, \lambda\}$. Тогда конечное состояние описывается вектором $X_K = \{A_K, e_K, i_K, \lambda_K\}^T$. В результате действия различных возмущений на этапе выведения в конечной точке траектории будем иметь вектор отклонения конечного состояния $\Delta X_K = \{\Delta A_K, \Delta e_K, \Delta i_K, \Delta \lambda_K\}^T$, который будет составлять некоторую область G .

Расчёты показывают, что действия на МТА с ЭРДУ возмущений от несферичности гравитационного поля Земли, лунно-солнечных возмущений, неточности реализации величины тяги приводят к значительным отклонениям конечных траекторных параметров.

Целью управления на участке выведения является сужение области G до области G_D .

В решение задачи управления будем строить последовательно в 2 этапа:

1) формирование алгоритма, позволяющего перевести вектор отклонения конечного состояния ΔX_K в некоторую область G' , в которой один или несколько компонентов вектора ΔX_K удовлетворяют заданной точности (например, отклонение по наклону Δi_K) (рис. 5.14);

2) формирование законов управления и алгоритмов сужения области G' до области G_D , где все компоненты вектора ΔX_K удовлетворяют заданной точности (рис. 5.15).

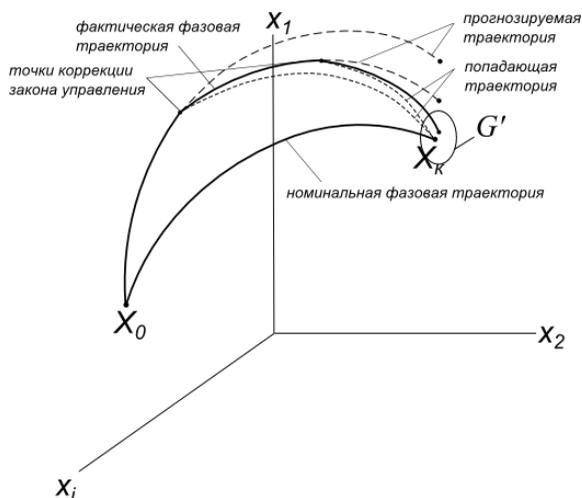


Рис. 5.14. Многошаговый алгоритм управления с прогнозом конечного состояния и идентификацией возмущающих факторов

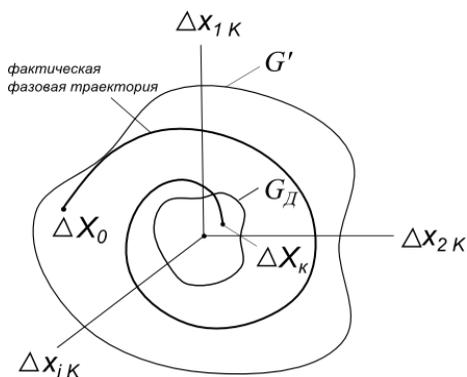


Рис. 5.15. Управление на заключительном участке траектории выведения

5.4.1 Задача управления на участке дальнего наведения

Если отклонения велики или не удаётся заранее построить точную модель действующих возмущений, существенно изменяющихся в процессе полёта, целесообразно применять многошаговые алгоритмы управления с прогнозом конечного состояния и идентификацией возмущающих факторов.

Так как в настоящее время разработаны достаточно точные модели возмущений гравитационного поля Земли, лунно-солнечных возмущений, то уточнению подлежит величина реактивного ускорения. Опыт использования ЭРД в космосе показывает, что отклонение величины тяги (систематическая ошибка) относительно номинального значения (формуляра) $P_{ном}$ составляет от $-2,5\%$ до $+4,5\%$ [46].

В качестве уточняемого параметра выбрана величина тяги. Уточнение фактической величины тяги будем проводить согласно выражению

$$P^i = P_{ном} \left(1 + \frac{\Delta T_{\Omega}^i}{T_{\Omega}^{расч}} \right), \quad (5.35)$$

где $T_{\Omega}^{расч}$ – оскулирующий период обращения на мерном пассивном участке; ΔT_{Ω}^i – отклонение оскулирующего периода обращения от расчётного значения.

Коррекция программы управления (5.18) производится за счёт обновления модулирующей функции $\psi_m(V_X)$.

Пример результатов моделирования траекторного движения КА с ЭРДУ при перелёте на ГСО при заданных параметрах начальной орбиты (A_0, i_0, e_0), скорости истечения c и начального ускорения a_0 с проведением уточнения величины тяги в зависимости от числа коррекций N приведён в табл. 5.3.

Здесь ΔP – систематическая ошибка величины тяги; t_{Π} – продолжительность пассивных участков, на которых двигатель малой тяги, как правило, выключается для большей точности определения параметров орбиты с последующим уточнением тяги; $P_{факт}$ – фактическая величина тяги ЭРД; T_a – продолжительность полета КА с ЭРДУ при i -ом включении двигателя.

Таблица 5.3. Результаты моделирования движения КА с ЭРДУ при перелёте на ГСО с уточнением величины тяги ($a_0 = 0, 6 \text{ мм/с}^2, c = 25 \text{ км/с}, t_{\Pi} = 1 \text{ сутки}, i_0 = 51,6^\circ, e_0 = 0, A_0 = 7171 \text{ км}, \Delta P = 0,5\% (P_{факт} = 12,06 \text{ Н})$)

N	Тяга и продолжительность i -го активного участка			$\Delta A_K = A_K - A_K^{факт}$, км	i_K , град	e_K	$V_{ХК}$, км/с
	i	$P^i, \text{ Н}$	$T_a^i, \text{ сутки}$				
1	0	12	63,278	135,4	0,21	0,002	7,590
	1	12,114	62,371				
2	0	12	63,278	37,4	0,07	0,002	7,607
	1	12,114	31,186				
	2	12,072	31,425				

5.4.2 Формирование законов и алгоритмов управления на заключительном участке перелёта на геостационарную орбиту

Задача терминального управления. Целью управления является перевод вектора отклонения конечного состояния ΔX_K из области G' в область G_d . Примем, что корректирующий манёвр осуществляется с помощью трансверсальной тяги a_T .

Данная задача формулируется как задача оптимального управления с функционалом

$$\Phi = \Delta x_K^T \Lambda \Delta x_K \rightarrow \min. \quad (5.36)$$

Здесь Λ – матрица постоянных коэффициентов;

$$\Delta x_K = (\Delta T_K, \Delta \lambda_K, \Delta e_K)^T.$$

Структура управления состоит из последовательности длительностей активных и пассивных участков $u = \{\tau_1 \dots \tau_i, t_{II} \dots t_{III}\}^T$.

Отклонение большой полуоси ΔA орбиты эквивалентно отклонению периода обращения аппарата на орбите $\Delta T = T - T_3$. Здесь период обращения КА на ГСО равен звёздным суткам $T_3 = 86164,09$ с.

Кроме того, положение МТА на ГСО определяется долготой λ , которая отличается от требуемого значения долготы точки стояния λ_P на орбите на величину $\Delta \lambda = \lambda - \lambda_P$.

1. Задача терминального управления решается с помощью многошагового алгоритма с коррекцией параметров управления. Пусть закон управления задаётся последовательностью продолжительностей работы двигателей, которая принимается убывающей и определяется выражением [47]

$$\tau_i = a \cdot \left[1 - \left(\frac{i-1}{n} \right)^b \right], \quad (5.37)$$

где i, n – номер и число коррекций соответственно; a, b – параметры, характеризующие закон убывания продолжительностей работы двигателей.

Тогда задача определения оптимального закона управления сводится к двухпараметрической задаче оптимизации, которая формулируется следующим образом: для заданных начальных значений элементов орбиты, трансверсального ускорения a_T , числа коррекций n , продолжительности пассивных участков t_{II} найти параметры a и b , доставляющие минимум функционалу (5.36).

Параметры управления a и b находятся в результате минимизации функционала вида (5.36) и при этом для достижения большей точности зависимость функционала от параметра a аппроксимируется с помощью метода наименьших квадратов. При коррекции управ-

ления (при моделировании движения с учётом действия возмущений) на каждом пассивном участке корректируется и число шагов n .

Затраты характеристической скорости в зависимости от значения начального отклонения по периоду ($\Delta T_0 = 300 \dots 1000$ с) составляют порядка $4 \dots 14$ м/с.

Пример расчёта программы управления в заданную точку ГСО для двух случаев, с коррекцией параметров управления и без коррекции, приведён в табл. 5.4 – 5.5 и на рис. 5.16. Моделирование манёвра проводилось с использованием уравнений движения в равноденственных элементах. В табл. 5.5 жирным шрифтом указаны продолжительности активных участков, которые фактически использовались при моделировании движения. Из таблицы видно, что при коррекции параметров управления количество активных участков может получиться больше, чем для случая без коррекции параметров управления. В этом случае принимается, что при последней коррекции параметров управления все получившиеся продолжительности активных участков суммируются.

На рис. 5.17 приведены области отклонения конечных значений отклонений по периоду и долготе для закона управления переводом КА наблюдения с помощью ЭРДУ без уточнения параметров управления и с поэтапным уточнением на каждом шаге перевода [48]. Моделирование процесса перевода осуществлялось с учётом действия возмущающих ускорений от гравитационных полей Земли, Луны и Солнца и солнечного давления.

Таблица 5.4. Параметры программы управления перевода по периоду и долготе

($\Delta T_0 = 1000$ с, $a_T = 0,0008$ м/с², $t_p = 86400$ с, $\Delta \lambda_0 = 0,219$ рад)

№ программы управления	a	b	n	ΔT_k , с	$\Delta \lambda_k$, рад
без коррекций параметров управления					
1	3031,5	8,2	5	4,2	-0,0035
с уточнением параметров управления					
1	3031,5	8,2	5	0,5	-0,0018
2	3094,2	5,4	4		
3	3105,5	3,7	3		
4	3198,5	1,8	2		
5	2171,5	0,1	2		

Таблица 5.5. Длительности активных участков
 ($\Delta T_0 = 1000$ с, $a_T = 0,0008$ м/с², $t_p = 86400$ с, $\Delta\lambda_0 = 0,219$ рад)

№ программы управления	Продолжительности активных участков, с				
	t_{a1} , с	t_{a2} , с	t_{a3} , с	t_{a4} , с	t_{a5} , с
без коррекций параметров управления					
1	3031	3031	3029	2985	2545
с уточнением параметров управления					
1	3031	3031	3029	2985	2545
2	3094	3092	3021	2439	-
3	3105	3052	2412	-	-
4	3198	2280	-	-	-
5	2171	145	-	-	-

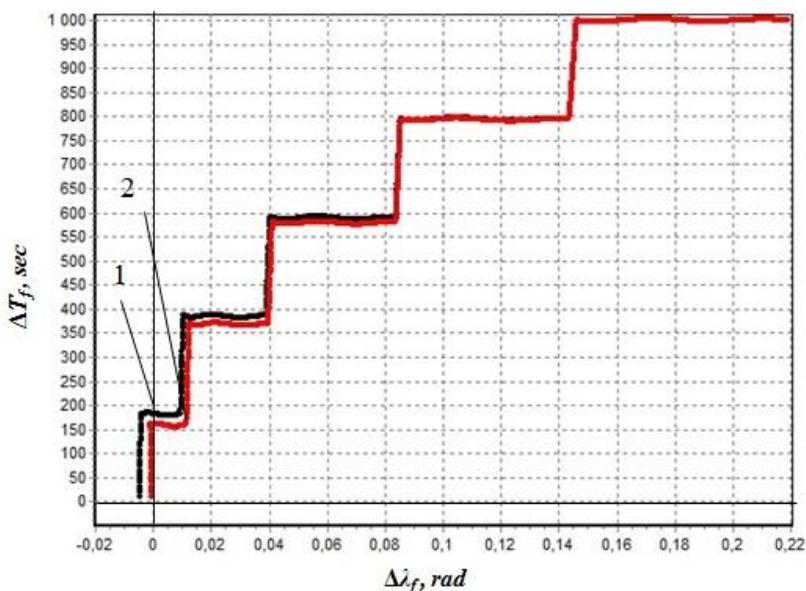


Рис. 5.16. Фазовые траектории перевода МТА с ЭРДУ в заданную точку
 ГСО: 1 – без коррекций параметров управления;
 2 – с уточнением параметров управления на каждом шаге
 ($\Delta T_0 = 1000$ с, $a_T = 0,0008$ м/с², $t_p = 86400$ с, $\Delta\lambda_0 = 0,219$ рад)

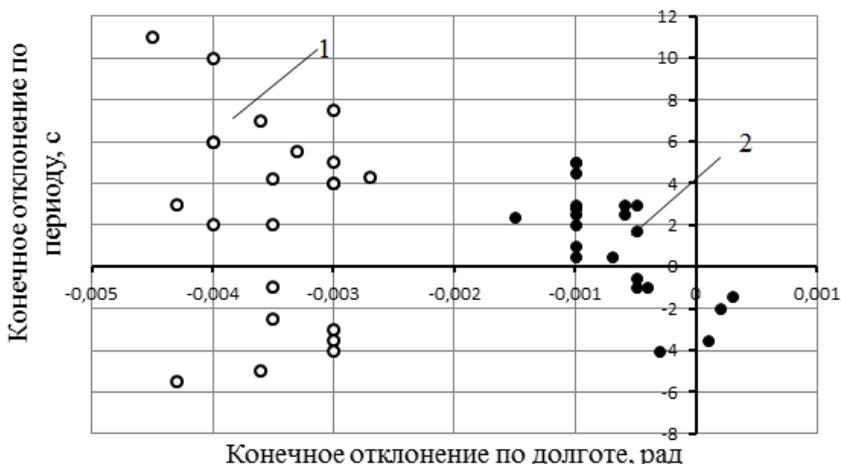


Рис. 5.17. Область конечных отклонений по периоду и долготе:

- 1 – без коррекции параметров управления,
- 2 – с коррекцией параметров управления

2. В работе [49] получена дискретная модель плоского движения космического аппарата под действием малого трансверсального ускорения (при изменении периода обращения, эксцентриситета орбиты, долготы стояния), для которой авторами предложена приближённая схема решения задачи на основе трёхшагового алгоритма терминального управления, которая минимизирует конечные невязки по периоду, эксцентриситету и долготе стояния.

Принимается, что структура управления состоит из трёх активных участков АВ, CD, EO (рис. 5.18) соответственно продолжительностью τ_0 , τ_1 , τ_2 и двух пассивных участков соответственно продолжительностью $t_{п1}$ и $t_{п2}$. На участке АВ происходит уменьшение эксцентриситета до нуля, на участке CD эксцентриситет увеличивается до некоторого значения e' , затем на участке EO эксцентриситет снова уменьшается до нуля. Такая структура управления позволяет гарантированно привести КА с двигателем малой тяги в заданную точку ГСО с требуемой точностью по периоду, долготе и эксцентриситету.

Учитывая выбранную структуру управления и используя при решении задачи подход, основанный на методе динамического программирования, в работе [49] получено аналитическое решение задачи терминального управления для дискретной модели движения КА под действием малого трансверсального ускорения.

Структура управления и примеры фазовых траекторий для трёхшагового алгоритма терминального управления представлены на рис. 5.18 и 5.19 соответственно.

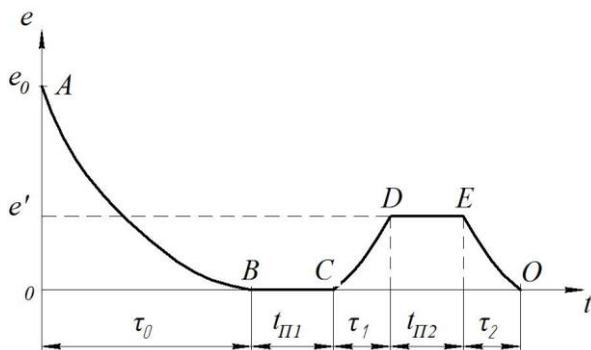


Рис. 5.18. Изменение эксцентриситета при трёхшаговой структуре управления

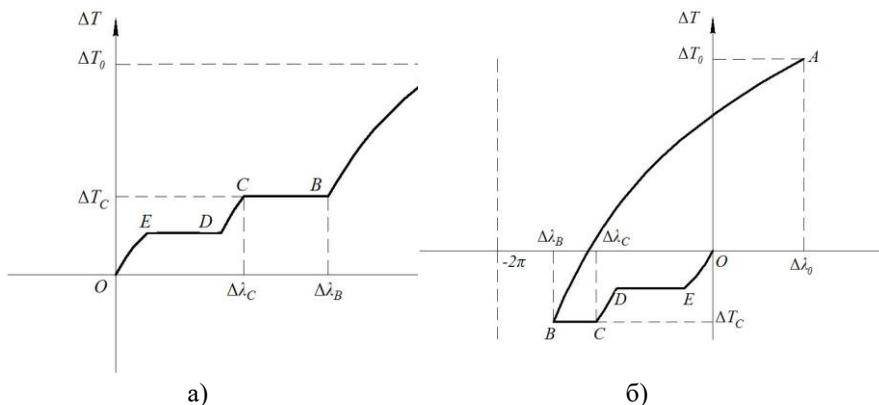


Рис. 5.19. Примеры фазовой траектории при трёхшаговой структуре управления [49]: а – при $\Delta T_0 > 0$ и $\Delta T_C > 0$; б – при $\Delta T_0 > 0$ и $\Delta T_C < 0$

Как видно из рис. 5.19,б, если отклонение периода обращения ΔT_C от звёздных суток T_3 в точке C имеет знак, отличный от начального отклонения периода ΔT_0 , то направление трансверсального ускорения a_T меняется на противоположное.

При моделировании процесса управления орбитой геостационарного КА с помощью ЭРД малой тяги алгоритм показал высокую точность. Так, например, при $\Delta T_0 = 1000$ с, $e_0 = 0,005$, $\Delta \lambda_0 = 0,087$ рад конечные отклонения параметров орбиты составили: периода орбиты $\Delta T_K = 1,3$ с, долготы точки стояния $\Delta \lambda_K = 0,15^\circ$, эксцентриситета $\Delta e_K = 1 \times 10^{-4}$. При этом продолжительности активных и пассивных участков равны: $\tau_0 = 7758$ с, $\tau_1 = 1997$ с, $\tau_2 = 1998$ с, $t_{п1} = 260200$ с ≈ 3 суток, $t_{п2} = 40170$ с $\approx 0,46$ суток.

На рис. 5.20 представлен пример моделирования процесса управления орбитой геостационарного КА.

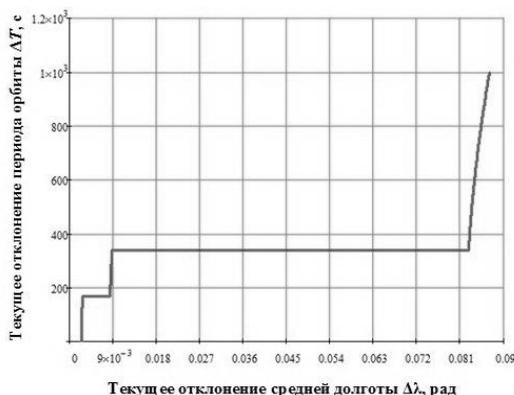


Рис. 5.20. Моделирование траектории движения геостационарного КА при коррекции орбиты с помощью ЭРД малой тяги [49] ($a_0 = 1$ мм/с², $\Delta T_0 = 1000$ с, $e_0 = 0,005$, $\Delta \lambda_0 = 0,087$ рад)

Выражение для оценки затрат характеристической скорости при коррекции ГСО с помощью ЭРД на основе трёхшагового алгоритма терминального управления в виде функции от начальных граничных условий (T_0 , e_0) [49]:

$$\Delta V_{\text{ХК}} = \left(\frac{T_0}{2\pi \cdot \mu} \right)^{-1/3} \cdot \left(\frac{\Delta e_0}{2} \pm \frac{1}{3} \cdot \left(1 + \frac{\Delta e_0}{2} - \frac{T_3}{T_0} \left(1 + \frac{\Delta e_0}{2} \right)^4 \right) \right) \quad (5.38)$$

при $\Delta T_0 > 0$, где знак «+» при $T_0\left(1-3\frac{\Delta e_0}{2}\right)-T_3 > 0$, знак «-» при $T_0\left(1-3\frac{\Delta e_0}{2}\right)-T_3 < 0$;

$$\Delta V_{\text{ХК}} = \left(\frac{T_0}{2\pi \cdot \mu}\right)^{-1/3} \cdot \left(\frac{\Delta e_0}{2} \pm \frac{1}{3} \cdot \left(1 - \frac{\Delta e_0}{2} - \frac{T_3}{T_0} \left(1 - \frac{\Delta e_0}{2}\right)^4\right)\right) \quad (5.39)$$

при $\Delta T_0 < 0$, где знак «+» при $T_0\left(1+3\frac{\Delta e_0}{2}\right)-T_3 > 0$, знак «-» при $T_0\left(1+3\frac{\Delta e_0}{2}\right)-T_3 < 0$.

Здесь T_0 , e_0 – начальные период обращения и эксцентриситет до коррекции соответственно; Δe_0 – начальное отклонение эксцентриситета орбиты; μ – гравитационный параметр Земли.

На рис. 5.21 представлена зависимость затрат характеристической скорости от начальных граничных условий ΔT_0 и e_0 при коррекции ГСО с помощью ЭРД на основе трёхшагового алгоритма терминального управления.

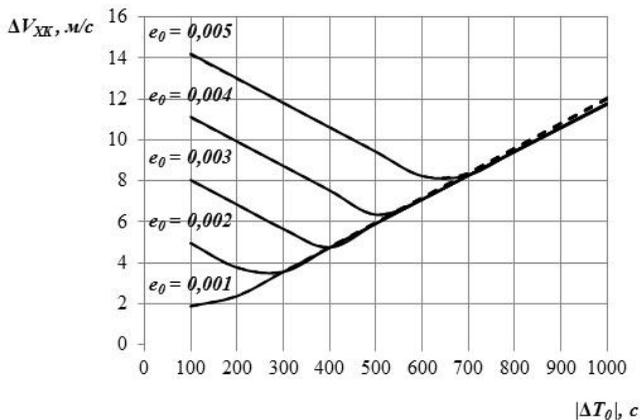


Рис. 5.21. Затраты характеристической скорости при коррекции ГСО с помощью ЭРД малой тяги на основе трёхшагового алгоритма терминального управления [49]:
сплошные линии – $\Delta T_0 > 0$, пунктирные линии – $\Delta T_0 < 0$

5.5 Построение трассы МТА

Трассой КА называется след пересечения радиус-вектора, проведённого из центра Земли в центр масс КА, с поверхностью вращающейся Земли. Точки трассы характеризуются координатами $\varphi = \varphi(t)$ – сферической широтой и $\lambda = \lambda(t)$ – сферической долготой. На поверхности не вращающейся сферической Земли покажем часть спроектированной на неё орбиты КА KM_I (рис. 5.22).

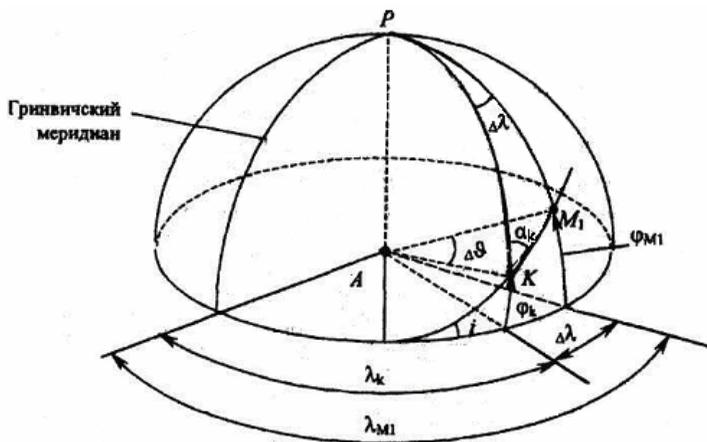


Рис. 5.22. К определению трассы КА

Пусть φ_k, λ_k — координаты точки K выведения КА на орбиту; α_k — азимут вектора скорости КА. Считаем эти величины известными. Точка M_I — некоторая точка трассы КА, имеющая координаты φ_{M_I} и λ_{M_I} , положение которой относительно точки выведения K определяется приращением истинной аномалии $\Delta \vartheta$.

Построение трассы проведём в два этапа. На первом этапе найдем координаты точки M_I φ'_{M_I} и λ'_{M_I} при условии, что Земля не вращается. На втором этапе пересчитаем координаты точки M_I для вращающейся Земли, найдем координаты φ_{M_I} и λ_{M_I} .

Так как широта точки M_I изменяется от 0 до 90° , то для её определения достаточно лишь одной зависимости

$$\sin(\varphi'_{M_1}) = \sin \varphi_k \cos \Delta \vartheta + \cos \varphi_k \sin \Delta \vartheta \cos \alpha_k. \quad (5.40)$$

Определим долготу точки M_I из соотношения $\lambda'_{M_1} = \lambda_k + \Delta \lambda$. Приращение долготы $\Delta \lambda$ может изменяться от 0 до 360° , поэтому для её определения используем две зависимости:

$$\begin{aligned} \sin \Delta \lambda &= \frac{\sin \alpha_k \sin \Delta \vartheta}{\cos \varphi'_{M_1}} \quad \text{и} \\ \cos \Delta \lambda &= \frac{\cos \Delta \vartheta - \sin \varphi_k \sin \varphi'_{M_1}}{\cos \varphi_k \cos \varphi'_{M_1}}. \end{aligned} \quad (5.41)$$

Найдём координаты точки трассы M_I на вращающейся Земле φ_{M_I} и λ_{M_I} . Очевидно, что широта точки M_I от вращения Земли не зависит, т. е. $\varphi'_{M_1} = \varphi_{M_1}$. Долгота проекции КА на вращающуюся Землю будет отличаться от найденной выше долготы точки λ'_{M_1} на не вращающейся Земле на величину угла поворота Земли в её суточном вращении за время Δt_{KM_1} перелёта КА из точки K в точку M_I :

$$\lambda_M = \lambda'_{M_1} - \omega_3 \Delta t_{KM_1}. \quad (5.42)$$

Время Δt_{KM_1} может быть определено через приращение истинной аномалии $\Delta \vartheta$ по известным зависимостям.

Построив один виток трассы, определение трассы для последующих витков проводим путём смещения предыдущего витка на угол $\Delta \lambda_T$ поворота Земли за период обращения КА.

В процессе межорбитального перелёта параметры орбиты КА, от которых зависит вид трассы (высота перигея и апогея, эксцентриситет, наклона и аргумента перигея КА) существенно меняются. Поэтому координаты точки трассы рассчитывают как проекцию положения КА на поверхность вращающейся Земли [45]. На рис. 5.23 показан вид трассы МТА, полученной при выведении на геостационарную орбиту.

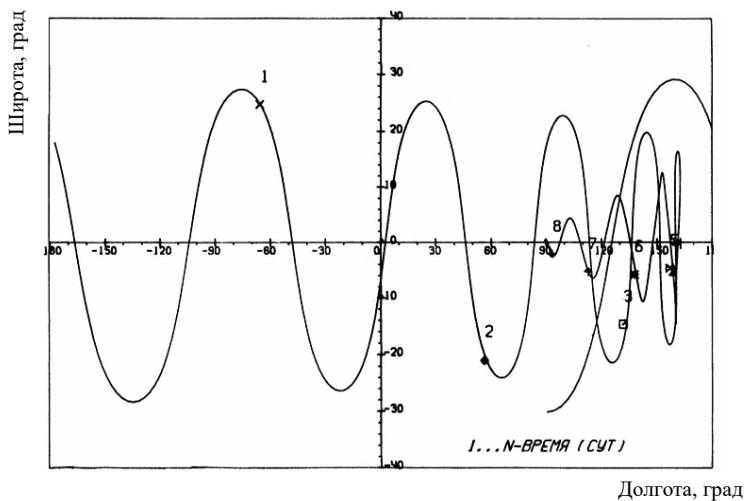


Рис. 5.23. Трасса выведения в рабочую точку ГСО $r = 42164$ км, $\lambda_T = 90^\circ$, $a = 0,001$ м/с². Последние витки траектории

6 МЕТОДИКА РАСЧЕТА ПРОЕКТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК МТА

6.1 Итерационная процедура оптимизации

Процедуру оптимизации удобно строить по следующей итерационной схеме. В первом приближении выбор параметров осуществляется с использованием простейших массовой и динамической моделей, без учета дополнительных затрат рабочего тела на управление и коррекцию движения. Не учитывается динамика углового вращательного движения КА и ограничения на ориентацию вектора тяги. При такой идеализации энергетика перелета не зависит от параметров КА, а полностью определяется граничными условиями перелета.

Последующие приближения используют более сложные модели, учитывающие угловое движение КА, дополнительные ограничения на проектные параметры и управления. Учитываются дополнительные затраты рабочего тела на коррекцию траектории и реализацию заданного перелета. Задача определения этих затрат связана с разработкой законов управления в форме обратной связи и проведением моделирования движения с учетом действия возмущающих факторов и исполнительных ошибок. Итерационная схема совместной оптимизации параметров и законов управления движением предполагает использование последовательности все более усложняющихся моделей движения КА и процессов управления. Процесс оптимизации заканчивается, когда применение модели более высокого уровня не приводит к заметному изменению критерия оптимальности, а также – облика КА, характеризующегося вектором параметров \vec{p} . Роль динамической задачи в общей проблеме проектно-баллистического анализа чрезвычайно велика. Применение математических моделей движения и процессов управления, не адекватных реальным процессам, приводит к неточному определению не

только энергетики перелета, но и алгоритмов управления движением и параметров МТА.

Общий алгоритм выбора оптимальных траекторий, законов управления и параметров транспортного аппарата формируется в следующем виде:

1. Задаются диапазон начальных и конечных орбит, набор масс полезных грузов, максимальная суммарная продолжительность перелета T_{\max} .

2. Производится выбор траекторий и параметров нулевого приближения. Для этого используется простейшая модель динамической задачи, согласно которой МТА представляется точкой переменной массы с «идеальным» управлением вектором тяги, а также простейшая проектная модель массовых соотношений МТА; оптимизация критерия μ проводится только по параметру c (скорость истечения).

3. Рассчитываются базовые проектные и баллистические параметры МТА: тяга маршевых двигателей $P^{(0)}$, мощность энергоустановки $N_{ЭУ}^{(0)}$, продолжительность прямого, T_1 и обратного T_2 перелетов.

4. Определяются массы составляющих элементов МТА.

5. На следующей итерации затраты характеристической скорости определяются решением динамической задачи оптимизации перелета в рамках модели, представляющей МТА твердым телом переменной массы с оценкой потребных управляющих моментов и расходов на управление.

6. Рассчитываются проектные параметры $P^{(1)}$, $N_{ЭУ}^{(1)}$, $T_1^{(1)}$, $T_2^{(1)}$ первого приближения; определяются массы составляющих элементов МТА.

7. На следующей итерации решается задача оптимизации перелета в рамках более сложной модели. Определяются оптимальная программа управления вектором тяга и оптимальная траектория межорбитального перехода между некомпланарными орбитами (без учёта граничных условий по долготе МТА на конечной орбите).

8. Проводится проверка условий реализации заданного межорбитального перелёта. С этой целью оцениваются (с помощью численного моделирования движения): область разбросов конечных параметров; дополнительные затраты характеристической скорости на коррекцию движения и компенсацию воздействия возмущающих факторов.

9. Уточняется программа управления, соответствующая модели, представляющей МТА твёрдым телом с погрешностями управления и влиянием возмущений, формируется структура алгоритма наведения в заданную точку конечной орбиты.

10. Рассчитываются проектно-баллистические параметры МТА третьего приближения. Расчёт повторяется для альтернативных схем управления и всей совокупности динамических манёвров и продолжительности перелётов.

11. Проводится окончательное формирование траектории перелёта и синтез управления движением, включая заключительный участок точного наведения.

Процесс оптимизации заканчивается, когда применение модели более высокого уровня не приводит к заметному изменению баллистических характеристик перелёта, критерия оптимальности, а также параметров, характеризующих проектный облик МТА, то есть при выполнении условий

$$\left| \mu^{(i+1)} - \mu^{(i)} \right| \leq \varepsilon, \quad \left| p_k^{(i+1)} - p_k^{(i)} \right| \leq \varepsilon_k, \quad k = \overline{1, n},$$

где i – номер итерации, связанный с использованием новой математической модели МТА и процесса управления движением; n – общее количество оптимизируемых параметров.

Цикл повторяется для других граничных условий перелёта.

Для МТА, предназначенного для выполнения диапазона манёвров Z и задач транспортировки различных полезных грузов, в качестве критерия оптимальности будем принимать меру максимального проигрыша в массе полезного груза на множестве Z , определяемую согласно выражению.

$$R = \max_{z \in Z} \rho(z, p),$$

где степень неоптимальности $\rho(z, p)$ задаётся в виде

$$\rho(z, p) = \frac{\max_{p \in P} m_{nn}(z, p) - m_{nn}(z, p)}{\max_{p \in P} m_{nn}(z, p)}.$$

Тогда

$$R = \min_{p \in P} \max_{z \in Z} \rho(z, p).$$

Результаты оптимизации проектно-баллистических характеристик и параметров МТА в ходе реализации итеративной процедуры приведены в табл. 6.1.

Таблица 6.1. Результаты оптимизации проектно-баллистических характеристик МТА $r_0=6870$ км, $r_K=42164$ км, $i_0=51^\circ$, $i_K=0^\circ$ $\alpha_3=20$ кг/кВт, $\gamma_d=60$ кг/Н., $\gamma_{СПХ}=0.07$

Итерация	Оптимальные параметры перелета и МТА				
	T_1 , сут	T_2 , сут	$V_{ХК1}$, км/с	μ	c , км/с
Оценка энергетики перелёта с учетом 10%-ного запаса на управление	152.2	47,8	8,406	0,445	30,4
1. Энергетика перелёта оптимизируется	157,0	43,0	7,693	0,511	31,7
2. Совместная оптимизация параметров МТА и траекторий перелёта	157,3	42,7	7,713	0,514	31,9
3. Учёт дополнительных затрат на реализацию траектории	155,8	44.2	7,819	0.499	31.1

На рис. 6.1 приведены результаты расчёта относительной массы ПН при перелёте на ГСО и возвращении на орбиту старта для МТА [20]. Результаты получены в предположении, что выбрана оптимальная дата старта и продолжительность нахождения МТА в тени равна нулю, то есть моторное время T_M равно продолжительности перелёта T .

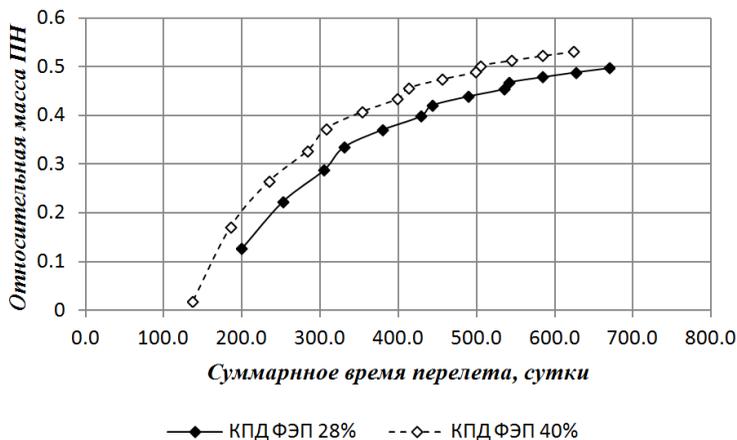


Рис. 6.1. Зависимость относительной массы полезной нагрузки от времени перелёта при старте с космодрома Байконур (высота орбиты старта 360 км, наклонение $51,6^{\circ}$)

На рис. 6.2 показаны результаты расчётов для старта МТА с космодромов Байконур ($\Delta i = 51^{\circ}$) и Канаверал ($\Delta i = 28,5^{\circ}$).

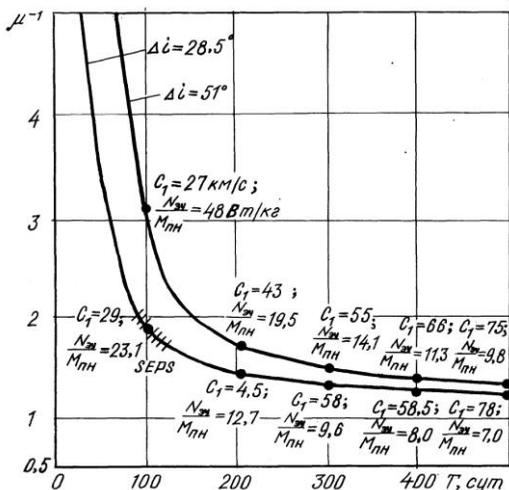


Рис. 6.2. Массовая отдача и проектные параметры МТА с СЭРДУ (заштрихована область, соответствующая параметрам КА SEPS): $\alpha_3 = 12,44$ кг/кВт; $\gamma_D = 35$ кг/Н. Перелёты на ГСО с возвращением

Начальная масса МТА, $M_0 = \mu^{-1}M_{ПТ}$, определенная согласно приближенным оценкам энергетики перелета, оказалась завышенной, оптимизация показала также возможность уменьшения потребной мощности энергоустановки и тяги блока маршевых ЭРД.

6.2 Расчёт проектных параметров МТА

6.2.1 Алгоритм расчёта проектных параметров в первом приближении

Для расчета проектных параметров МТА будем использовать модель массы МТА:

$$M_0 = M_{ПН} + M_{ЭУ} + M_{РТ} + M_{СПХ} + M_{ПЭ} + M_K + M_{ДУ}, \quad (6.1)$$

где $M_{ПН}$ – масса полезной нагрузки; $M_{ЭУ}$ – масса энергоустановки; $M_{РТ}$ – масса рабочего тела; $M_{СПХ}$ – масса системы подачи и хранения; $M_{ПЭ}$ – масса преобразователя энергии; M_K – масса конструкции; $M_{ДУ}$ – масса двигательной установки.

Для расчета масс компонентов МТА воспользуемся линейными зависимостями:

$$\begin{aligned} M_{ЭУ} &= \alpha_{Э} \cdot N, \\ M_{ДУ} &= \gamma_{ДУ} \cdot P, \\ M_K &= \mu_K \cdot M_0, \\ M_{ПЭ} &= \alpha_{ПЭ} \cdot \eta_{ПЭ} \cdot N, \\ M_{СПХ} &= \gamma_{СПХ} \cdot M_{РТ}, \end{aligned} \quad (6.2)$$

где $\alpha_{Э}$ – удельная масса энергоустановки, кг/кВт; $\gamma_{ДУ}$ – удельная масса двигательной установки, кг/Н; μ_K – относительная масса конструкции; $\alpha_{ПЭ}$ – удельная масса преобразователя энергии, кг/кВт; $\eta_{ПЭ}$ – КПД преобразователя энергии; $\gamma_{СПХ}$ – отношение массы системы подачи и хранения рабочего тела к массе рабочего тела, N – мощность энергоустановки, кВт; P – тяга двигательной установки, Н.

Мощность энергоустановки и тяга ЭРДУ определяются из соотношений:

$$N = \frac{Pc}{2\eta_T\eta_{ПЭ}}, \quad (6.3)$$

$$P = \frac{c}{T} M_{PT},$$

где c – скорость истечения рабочего тела; η_T – тяговый КПД; T – время перелета.

Масса рабочего тела рассчитывается по формуле:

$$M_{PT} = M_0(z_1 + z_2 - z_1z_2) - M_{ПН}z_2, \quad (6.4)$$

где $z_1 = 1 - \exp\left(-\frac{V_{X1}}{c}\right)$, $z_2 = 1 - \exp\left(-\frac{V_{X2}}{c}\right)$.

Характеристическую скорость перелёта можно определить по следующей формуле:

$$V_{XK} = \sqrt{\frac{\mu}{r_0}} \sqrt{1 - 2\sqrt{\frac{r_0}{r_k}} \cos\left(\frac{\pi(i_k - i_0)}{2}\right) + \frac{r_0}{r_k}},$$

где r_0, r_k – радиус начальной и конечной орбиты; i_0, i_k – наклонение начальной и конечной орбиты.

Подставляя формулы (6.2), (6.3), (6.4) в (6.1), получим соотношения для расчета стартовой массы и массы полезной нагрузки:

$$M_0 = \frac{M_{ПН} \left(1 - z_2 \left(1 + \gamma_{СПХ} + \frac{c}{T} (\alpha + \gamma) \right) \right)}{1 - (z_1 + z_2 - z_1z_2) \left(\left(1 + \gamma_{СПХ} \right) + \frac{c}{T} (\alpha + \gamma) \right) - \mu_k}, \quad (6.5)$$

$$M_{ПН} = \frac{M_0 \left(1 - (z_1 + z_2 - z_1z_2) \left(\left(1 + \gamma_{СПХ} \right) + \frac{c}{T} (\alpha + \gamma) \right) - \mu_k \right)}{1 - z_2 \left(1 + \gamma_{СПХ} + \frac{c}{T} (\alpha + \gamma) \right)}, \quad (6.6)$$

где $\alpha + \gamma = \gamma_d + (\alpha_{\text{э}} + \alpha_{\text{пэ}}(1 - \eta_{\text{пэ}})) \frac{c}{2\eta_r \eta_{\text{пэ}}}$.

Алгоритм расчёта проектных параметров МТА.

1. Определяется оптимальная скорость истечения рабочего тела по формуле:

$$c_{\text{opt}} = \sqrt{\frac{T(1 + \gamma_{\text{снх}})\eta_T}{\alpha_{\text{э}} + \alpha_{\text{пэ}}}}.$$

2. В зависимости от режима расчёта определяется стартовая масса МТА или масса полезной нагрузки по формулам (6.5), (6.6).

3. Определяется необходимая масса рабочего тела по формуле (6.4).

4. Рассчитывается тяга ЭРДУ и мощность энергоустановки по формулам (6.3).

5. Определяются относительная масса полезной нагрузки μ и массы основных систем МТА по формулам (6.2), где

$$\mu = \frac{M_{\text{пн}}}{M_0}.$$

Режим расчета выбирается в программе, разработанной в среде Delphi 7, на вкладке оптимизации проектных параметров (описание программы см. в разделе 8).

6.2.2 Алгоритм расчёта проектных параметров МТА с учётом реальных характеристик современных ЭРД

При оптимизации проектных параметров МТА необходимо учитывать реальные характеристики существующих двигателей.

Приведем математическую модель массы МТА, учитывающую реальные характеристики существующих электрореактивных двигателей и алгоритм расчета оптимальных проектных параметров МТА. Результатом решения задачи оптимизации будет являться количество двигателей, необходимых для перелета.

Для решения этой задачи будем использовать модель массы МТА (6.1) и (6.2).

Мощность энергоустановки и тяга ЭРДУ определяются из соотношения

$$N = a_N \cdot N_0 \cdot n, \quad P = P_0 \cdot n, \quad (6.7)$$

где N_0 – потребная мощность для одного двигателя; P_0 – тяга, создаваемая одним двигателем; n – количество двигателей; a_N – коэффициент, учитывающий расход мощности на бортовые системы.

Удельная масса двигательной установки определяется из соотношения

$$\gamma_{ДУ} = \frac{P_0}{m_{дв}}, \quad (6.8)$$

где $m_{дв}$ – масса одного двигателя.

Подставляя (6.2), (6.9) в (6.1), после элементарных преобразований и с учетом резервирования двигателей для перелета, когда полезная нагрузка только доставляется на рабочую орбиту, получим:

$$M_0 = \frac{M_{ПН} [1 - (1 + \gamma_{СЛХ}) z_2] + n (a_N N_0 (\alpha_{Э} + \alpha_{ПЭ} (1 - \eta_{ПЭ})) + a_P \gamma_{Д} P_0)}{1 - (1 + \gamma_{СЛХ}) (z_1 + z_2 - z_1 z_2) - \mu_K}, \quad (6.9)$$

где a_P – коэффициент резервирования,

$$M_T = M_0 (z_1 + z_2 - z_1 z_2) - M_{ПН} z_2. \quad (6.10)$$

Если решается задача, где при заданной стартовой массе M_0 нужно найти массу выводимой полезной нагрузки, тогда

$$M_{ПН} = \frac{M_0 [1 - (1 + \gamma_{СЛХ}) (z_1 + z_2 - z_1 z_2) - \mu_K] - n (a_N N_0 (\alpha_{Э} + \alpha_{ПЭ} (1 - \eta_{ПЭ})) + a_P \gamma_{Д} P_0)}{[1 - (1 + \gamma_{СЛХ}) z_2]}. \quad (6.11)$$

Количество двигателей, необходимых для перелета, определим из следующего условия: $T \leq T_{\max}$, где T_{\max} – максимальное время перелета; T – время перелета. Будем полагать, что на траектории отсутствуют пассивные участки, тогда $T = T_M$. Моторное время и потребная тяга связаны соотношением

$$T_M = \frac{M_T c_0}{P}, \quad (6.12)$$

где c_0 - эффективная скорость истечения двигателя.

Алгоритм вычисления потребного количества двигателей итерационный.

1. Задаем $n=1$.

2. Определяем стартовую массу МТА по формуле (6.9) или находим массу полезной нагрузки по формуле (6.11) в случае, когда задается стартовая масса МТА.

3. Определяем массу рабочего тела по формуле (6.10).

4. Определяем время перелета по формуле (6.12).

5. Проверяем условие $|T_{m0} - T| \leq \Delta T$, где ΔT – допустимое отклонение от заданного времени перелета T_{m0} . Если данное условие не выполняется, то вычисляем $n = n + 1$.

6. Повторяем пункты 2-5 до тех пор, пока условие $|T_{m0} - T| \leq \Delta T$ не выполнится.

Алгоритм подбора двигателя.

1. Выбираем i -й двигатель из базы данных.

2. Проверяем, подходит ли двигатель по ресурсу, если подходит, то переходим к пункту 3, иначе к пункту 1.

3. Вычисляем

$$\gamma_{ДУ} = \frac{P_0}{m_{\partial в}}.$$

4. Вычисляем необходимое количество двигателей с помощью алгоритма приведенного выше (при этом нужно учесть дополнительное количество двигателей с целью резервирования с помощью коэффициента $a_p = 1,5$).

5. Вычисляем относительную массу полезной нагрузки

$$\mu_i = \frac{M_{ПН}}{M_0}.$$

6. Повторяем пункты 1-5 до тех пор, пока не переберем все имеющиеся двигатели.

Можно применить критерий оптимизации:

$$(P_0, c_0, N_0, m_{\text{об}}) = \arg \max \mu_i \cdot$$

6.3 Примеры расчётов параметров многоразового МТА

Рассчитаем проектные параметры многоразового МТА с ЭРДУ при совершении перелёта на ГСО с возвращением. Будем использовать следующие исходные данные при поиске оптимальных проектных параметров: $\alpha_{\text{Э}} = 10$ кг/кВт, $\alpha_{\text{ПЭ}} = 5$ кг/кВт, $\gamma_{\text{СПХ}} = 0,07$, $\mu_{\text{к}} = 0,1$.

Параметры двигателей будем выбирать из табл. 1.4. Стартовая орбита – круговая с высотой $H_0 = 400$ км и наклоном $i_0 = 51^\circ$. Стартовая масса аппарата равна $M_0 = 7000$ кг. В качестве критерия оптимальности выберем относительную массу полезной нагрузки. Решение задачи выбора оптимальных параметров будем производить с помощью программы, разработанной в интегрированной среде Delphi 7. Результаты расчета оптимальных проектных параметров МТА для различных времен перелета приведены в табл. 6.2 и на рис. 6.3. Из полученных результатов видно, что относительная масса полезной нагрузки существенно возрастает с увеличением времени перелета.

Таблица 6.2. Результаты решения задачи оптимизации для различных значений времени перелёта

М _{пн} , кг	μ	Модель ЭРД	n	P , Н	N , кВт	T_1 , сут	T_2 , сут	T , сут
1098	0,157	СПД-100	99	5,478	110,8	98	56	154
1955	0,279	СПД-100	69	3,818	77,2	141	63	204
2451	0,350	СПД-140	16	2,800	61,9	192	73	265
2687	0,384	СПД-100	43	2,407	48,7	224	77	301
2907	0,415	СПД-140	10	1,960	43,3	275	86	361
3048	0,435	СПД-140	9	1,680	37,1	321	94	415
3768	0,538	СПД-290	1	1,300	34,4	430	107	537

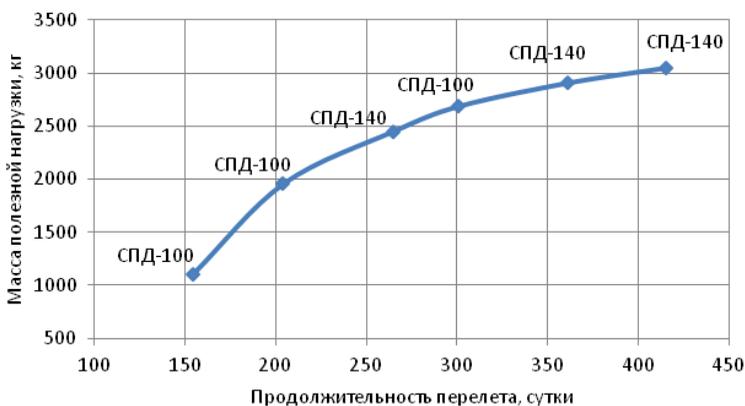


Рис. 6.3. Результаты решения задачи оптимизации для различных значений времени перелета

Выберем для межорбитального полёта третий вариант многоразового МТА с продолжительностью перелёта 265 суток. Основные проектные параметры выбранного варианта многоразового МТА представлены в табл. 6.3.

Таблица 6.3. Основные проектные параметры многоразового МТА

Параметр	Значение
Масса полезной нагрузки, кг	2451
Стартовая масса, кг	7000
Модель двигателя	СПД-140
Тяга одного двигателя, Н	0,28
Количество двигателей (с учётом резерва)	16
Тяга ЭРДУ, Н	2,80
Удельный импульс, с	2500
Мощность энергоустановки, кВт	61,875
Масса рабочего тела, кг	2618
– на прямой перелет	1899
– на обратный перелет	719
Длительность прямого перелёта, сутки	192

Параметр	Значение
Длительность обратного перелёта, сутки	73
Масса энергоустановки, кг	619
Масса преобразователя энергии, кг	309
Масса СПХ, кг	183
Масса двигательной установки, кг	120
Масса конструкции, кг	700
Площадь солнечных батарей, м ²	254

Проведем расчёты проектных параметров МТА с отдельными типами ЭРД при перелёте с низкой орбиты высотой $H_0 = 400$ км и наклонением $i_0 = 51^\circ$ на ГСО. Результаты расчётов представлены на рис. 6.4.

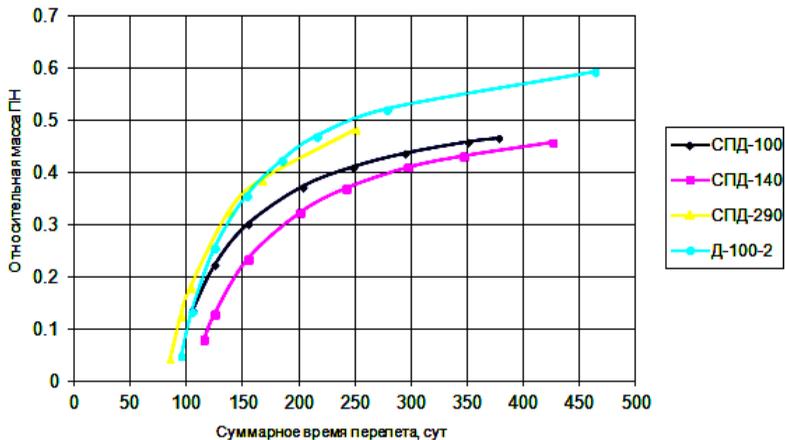


Рис. 6.4. Зависимость относительной массы ПН от продолжительности перелета для различных ЭРД

6.4 Описание компоновочной схемы МТА

При выборе компоновки МТА мы исходили из того, что сборка его из отдельных блоков осуществляется на Земле. Таким образом, в

конструкции МТА можно выделить следующие основные блоки: двигательный блок, энергетический блок, блок с рабочим телом, приборный блок и силовые конструкции.

Блок с рабочим телом из конструктивных соображений совмещён с приборным блоком (рис. 6.5 – 6.6).

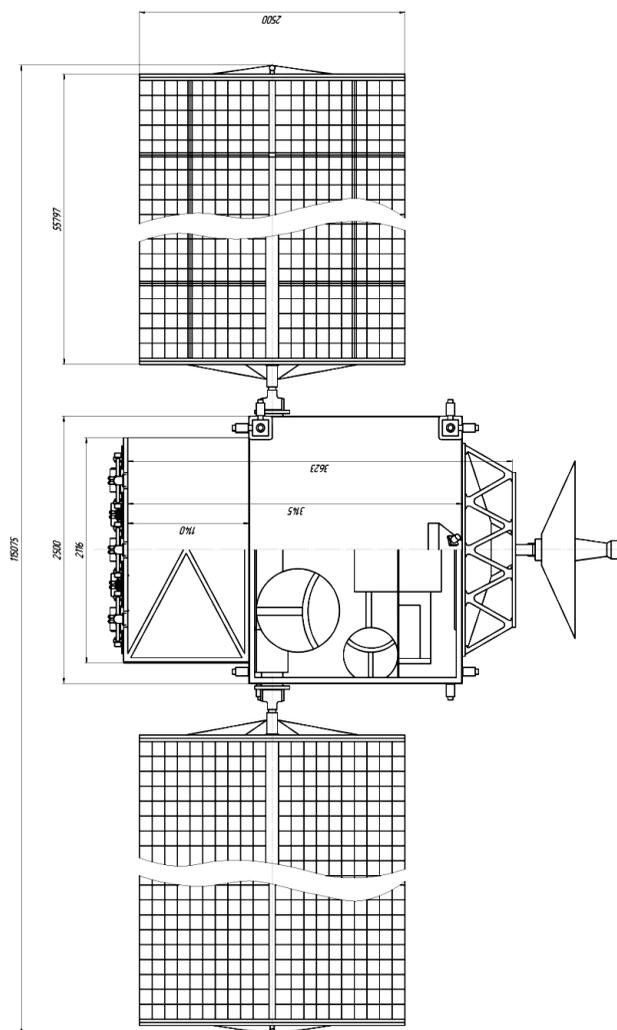


Рис. 6.5. Пример компоновочной схемы МТА

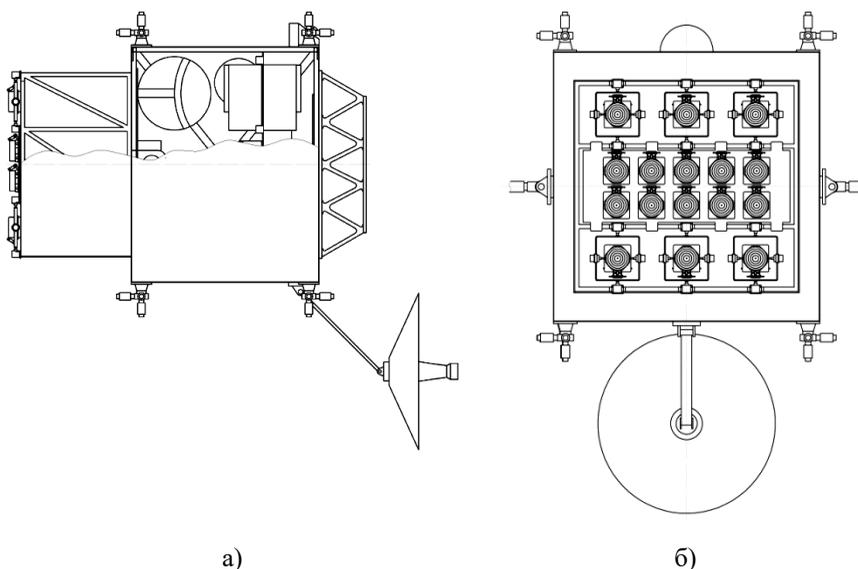


Рис. 6.6. Пример компоновочной схемы МТА: а – вид слева; б – вид сзади

1. Двигательный блок содержит 16 двигателей СПД-140. Мощность каждого двигателя 4,5 кВт, коэффициент полезного действия 0,55, рабочее тело – ксенон.

2. В качестве источника электроэнергии используются две пакетные солнечные батареи общей площадью 200 м² (площадь солнечных батарей уменьшена за счёт применения перспективных фотоэлектрических преобразователей (ФЭП) на основе арсенида галлия с КПД порядка 30%). В процессе всего полёта солнечные батареи ориентируются в сторону Солнца.

3. Блок с рабочим телом предназначен для хранения и подачи криогенного рабочего тела в камеры двигателей и состоит из четырёх шар-баллонов с жидким ксеноном, находящихся внутри участка ферменной конструкции, трубопроводов. Шар-баллон предназначен для хранения жидкого ксенона в течение 2-х лет. Для предотвращения испарения криогенного топлива необходимо снизить до минимума внешний тепловой поток. В условиях космического пространства для этого применяют экранно-вакуумную теплоизоляцию.

4. Приборный блок совмещает в себе полный набор систем, отвечающих за работу всего МТА.

5. Силовые конструкции предназначены для придания законченного облика МТА, размещения антенно-фидерных устройств, двигательных установок и т.д. Они представляют собой различные пространственные фермы, удовлетворяющие условиям по прочности и жесткости.

6. В конструкции МТА предусмотрены стыковочные устройства, которые осуществляют связь МТА с блоком полезной нагрузки.

Для выбора СБ проектируемого МТА необходимо знать суммарную мощность потребляемой электроэнергии на борту МТА, она складывается из мощности, потребляемой ДУ $N_{ДУ}$ и бортовыми системами $N_{БС}$. С учётом деградации СБ от факторов космического пространства за весь срок эксплуатации ($\chi_{СБ} = 2,2\%$ в год) и потерь в электрических цепях ($\varepsilon_{СБ} = 1\%$) потребная мощность СБ вычисляется по формуле:

$$N = N_{ДУ} + N_{БС} + (N_{ДУ} + N_{БС}) \frac{T_{\Sigma}}{t} \chi_{СБ} + (N_{ДУ} + N_{БС}) \cdot \varepsilon_{СБ}, \quad (6.13)$$

где $T_{\Sigma} = 400$ суток – период существования МТА; $t = 365$ суток – календарный год. Согласно этой формуле потребная мощность СБ должна быть $N = 65$ кВт. В процессе эксплуатации солнечные батареи нагреваются, что может привести к значительным снижениям мощности. Во избежание перегрева панели солнечных батарей ориентируются под углом $\beta = 60^\circ$ к Солнцу, при этом происходит снижение мощности вырабатываемой СБ. Падение напряжения восполняют, пропорционально увеличивая площадь батарей $S_{СБ}$. Начальный КПД полупроводниковых элементов составляет $\eta_{СЭ} = 29\%$ при температуре 398 К. Получим при $\beta = 90^\circ$:

$$S_{СБ} = \frac{N_{ЭУ}}{q_{\otimes} \eta_{СЭ}} = \frac{65}{1,3 \cdot 0,29} = 172 \text{ м}^2,$$

где $q_{\otimes} = 1,3 \text{ кВт/м}^2$ – солнечный поток на орбите Земли.

С учётом $\beta = 60^\circ$ требуемая площадь солнечных батарей $S'_{CB} = S_{CB} / \sin 60^\circ = 200 \text{ м}^2$. Солнечные батареи МТА состоят из двух панелей площадью по $100,0 \text{ м}^2$. Габаритные размеры одной панели $2,5 \times 40,0 \text{ м}$. Каждая панель представляет собой гибкую складную солнечную батарею пакетного типа.

Пример конструктивно-компоновочной схемы СБ представлен на рис. 6.7.

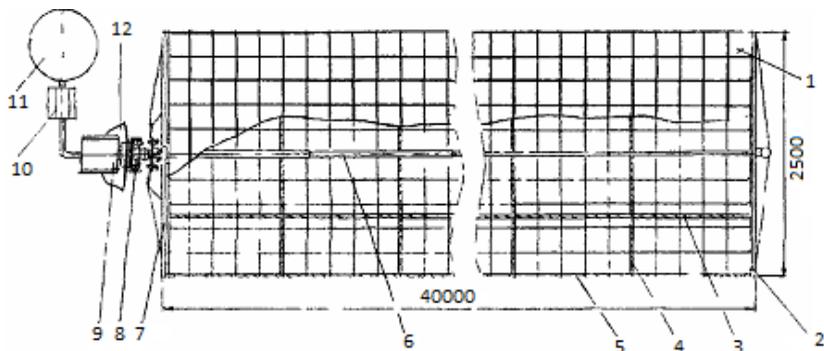


Рис. 6.7. Конструктивно-компоновочная схема СБ МТА:

- 1 – блок СЭ; 2 – верхняя крышка контейнера панели; 3 – направляющий трос; 4 – поперечный ограничитель панели; 5 – боковые шины;
- 6 – раздвижная мачта; 7 – контейнер панели; 8 – привод ориентации СБ по крену и тангажу; 9 – механизм разворота СБ из транспортного в рабочее положение; 10 – редуктор понижающий давление; 11 – шар-баллон высокого давления со сжатым газом; 12 – МТА

Панели СБ упаковываются на Земле и устанавливаются на двух точках крепления. Верхнюю точку крепления обеспечивает пироболт, нижнюю точку – привод СБ.

Схема раскрытия СБ из транспортного положения в рабочее положение выглядит следующим образом (рис. 6.8):

1. После выведения МТА на базовую орбиту подается команда на раскрытие.

2. Затем срабатывают пироболты верхнего узла крепления, узел освобождается и под действием привода панели отходят от стенок МТА.

3. Под действием механизма разворота панели встают в рабочее положение и начинается раскрытие солнечных батарей.

4. При помощи механизма раскрытия СБ панели раскрываются в рабочее положение и ориентируются на Солнце.

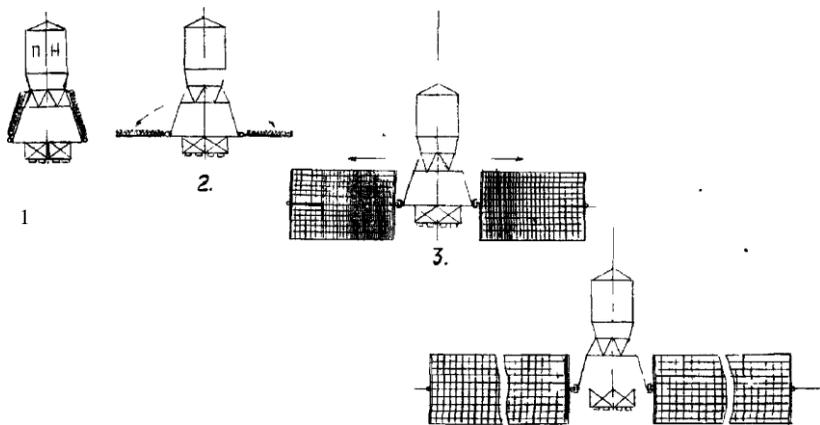


Рис. 6.8. Схема раскрытия солнечных батарей

На рис. 6.9 представлен пример конструктивно-компоновочной схемы МТА с солнечной ЭРДУ, выполненной в системе SolidWorks.

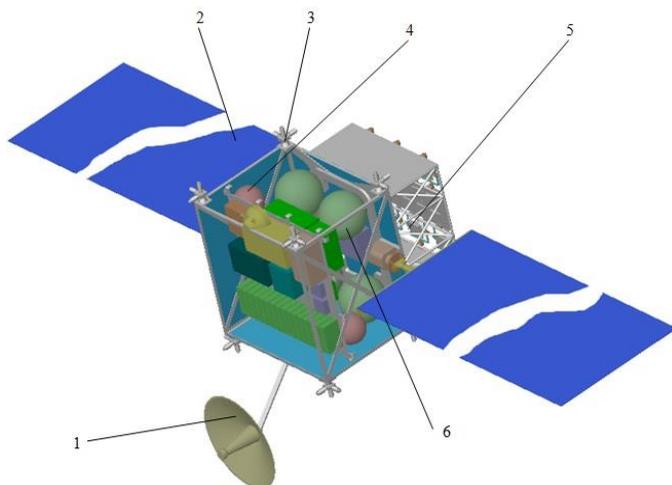


Рис. 6.9. Конструктивно-компоновочная схема МТА с солнечной ЭРДУ:

- 1 – остронаправленная антенна; 2 – панель солнечной батареи;
- 3 – ДУ системы ориентации и стабилизации (СОС);
- 4 – бак ДУ СОС; 5 – ЭРДУ; 6 – бак с рабочим телом

Компоновка МТА под обтекателем головной части РН представлена на рис. 6.10.

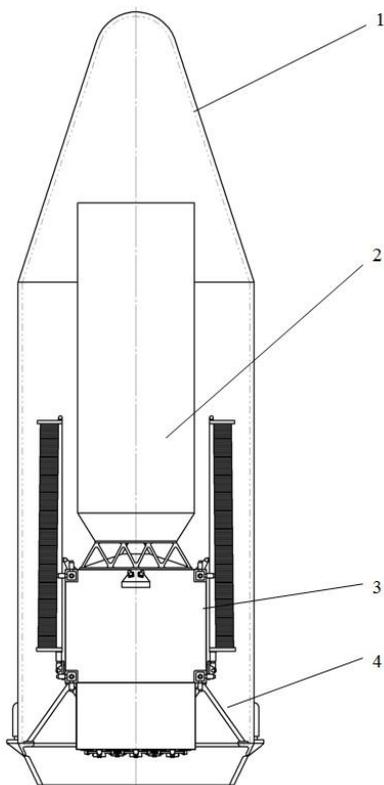


Рис. 6.10. Компоновка МТА под обтекателем РН:
1 – обтекатель; 2 – полезная нагрузка; 3 – МТА;
4 – ферма для крепления МТА

6.5 Оценка массы конструкции

Укрупнённый расчёт массы основных параметров МТА произведён в программе поиска оптимальных проектных параметров (см. подразд. 6.3). Произведем расчет массы основных элементов МТА.

Стартовая масса МТА ограничивается возможностями РН «Союз-2». РН способен вывести на рабочую орбиту порядка 7000 кг

груза. Масса полезной нагрузки, выводимой МТА на ГСО, равна 2451 кг, отсюда следует, что масса собственно МТА не должна превышать 4549 кг. Массы элементов конструкции или систем, расчет которых не производится, будем определять по статистическим данным.

Для определения массы приборного блока воспользуемся таблицами 3.2 и 3.5. Суммарная масса систем наведения, навигации и управления, системы связи и обработки информации, как видно из табл. 3.2 и 3.5, равна $M_{np}=238,0$ кг. В данном конструктивном варианте МТА приборный блок объединяется с блоком баков с рабочим телом. Массы этих систем определены в подразд. 6.3 и соответственно равны $M_{PT} = 2618$ кг, $M_{СИХ} = 183$ кг.

Таким образом, масса приборного блока равна:

$$M_{np.б} = M_{PT} + M_{СИХ} + M_{np} = 2618 + 183 + 238 = 3039 \text{ кг.}$$

Определим габаритные размеры баков рабочего тела. Зададимся количеством и формой баков. Будем считать, что баки имеют форму шара и имеют одинаковые размеры, количество баков 6. Тогда диаметр бака определится из соотношения

$$d_{б} = \sqrt[3]{\frac{6M_{PT} \cdot \alpha_3}{\pi \cdot \rho_{Xe} \cdot n_{б}}}, \quad (6.14)$$

где $\alpha_3=1,05$ – коэффициент запаса рабочего тела, учитывает утечки рабочего тела; $\rho_{Xe}=2763$ кг/м³– плотность сжиженного ксенона при давлении 40 атм. и температуре -69°C ; $n_{б}$ – количество баков. Подставляя данные в (6.14), получим $d_{б} = 820$ мм.

Ферменная конструкция собирается из стержней и стандартизованного стыковочного устройства. Стержни изготавливаются из АМг6 ($\rho = 1500$ кг/м³). Масса ферменной конструкции равна $M_{\phi}=30$ кг. Масса стыковочного устройства $M_{cm,y}=30$ кг.

Масса блока двигателей была найдена ранее, $M_{д} = 120$ кг.

Масса энергетической установки определена в подразд. 6.5, $M_{эв} = 619$ кг.

Масса системы терморегулирования вычисляется по формуле:

$$M_{cmp} = M_{эвти} + M_{рад}, \quad (6.15)$$

где M_{cmp} – масса СТР; $M_{эвти} = m_{cmp}M_k = 0,012 \cdot 700 = 8,4$ кг – масса теплозащитного покрытия; $M_{рад} = m_{cmp}M_k = 0,055 \cdot 700 = 38,5$ кг – масса активной СТР (радиаторы, тепловые трубы и т.д.), $m_{cmp} = 0,012..0,055$ – статистический коэффициент. Тогда масса СТР будет равна $M_{cmp} = 46,9$ кг.

Полученная укрупненная массовая сводка показана в табл. 6.4.

Таблица 6.4. Укрупнённая массовая сводка

№ п/п	Наименование	Масса, кг
1	Приборный блок с рабочим телом	3039,0
2	Ферменная конструкция	30,0
3	Солнечные батареи.	619,0
4	Двигательная установка	120,0
5	СТР	46,9
6	Масса преобразователя энергии	309,0
7	Неучтённая масса	385,1
8	Итого	4549,0

Пользуясь полученной укрупненной массовой сводкой, возможно провести расчет на прочность отдельных конструкций КА. Так как полет МТА проходит вне пределов атмосферы Земли, то силы аэродинамического происхождения отсутствуют. На конструкции МТА действуют только силы тяжести, тяги, инерционные силы и внутреннее давление.

Приведем пример расчета на прочность сферических баков с рабочим телом. На борту транспортного аппарата должно быть установлено шесть шар-баллонов для хранения рабочего тела (ксенона). Определим требуемую толщину стенок шар-баллонов для расчетного случая с избыточным внутренним давлением $P_{pr} = 4$ МПа. Материал баков ВТ 14 с пределом прочности $[\sigma] = 1000$ МПа.

Расчёт толщины стенок баллонов проводим в соответствии с безмоментной теорией тонкостенных конструкций по формуле

$$\frac{f \cdot P_{PT} \cdot d_{\delta}}{4 \cdot \delta \cdot K_w} \leq [\sigma], \quad (6.16)$$

где $f = 2$ – коэффициент безопасности; d_{δ} – диаметр шаровой оболочки; δ – толщина оболочки; K_w – коэффициент сварного шва. Отсюда

$$\delta = \frac{f \cdot P_{PT} \cdot d_{\delta}}{4 \cdot K_w [\sigma]} = \frac{2 \cdot 4 \cdot 820}{4 \cdot 0,9 \cdot 1000} = 1,82 \text{ мм.}$$

Таким образом, для баков с рабочим телом получим толщину стенки $\delta = 1,82$ мм. Из конструктивных и технологических соображений принимаем $\delta = 2$ мм. Использование баков с рабочим телом, созданных с применением композитных материалов, позволяет существенно облегчить их массу.

7 СОВРЕМЕННЫЕ ИНФОРМАЦИОННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ В ПРОЕКТИРОВАНИИ

7.1 Обзор современных информационных технологий в программировании

7.1.1 Объектно-ориентированное программирование

Объектно-ориентированное программирование представляет собой технологию программирования, основанную на двух основных принципах: абстракции и классификации объектов [50].

Центральным понятием в объектно-ориентированном программировании является объект. **Объект** – это специальная программная структура, служащая для моделирования некоторых аспектов рассматриваемой предметной области. В целом же концепция объектов служит для отображения понятий предметной области в виде структур данных, объединяющих в себе атрибуты и поведение соответствующих объектов предметной области.

Объекты объединяются в классы, представляющие собой абстрактные типы данных, содержащие описание атрибутов (данные) и поведение (процедуры). В классы объединяют объекты, схожие по составу атрибутов и поведению. В свою очередь, классы могут выстраиваться в виде иерархии.

В языках, поддерживающих методологию объектно-ориентированного программирования, как правило, реализованы следующие три концепции: инкапсуляция, наследование и полиморфизм.

Инкапсуляция – это объединение данных и подпрограмм для их обработки в рамках одной структуры данных (типа). Целью инкапсуляции является обеспечение абстракции типа данных, т.е. скрытие его внутренней структуры от других объектов.

Наследование – это механизм, позволяющий создавать новые типы данных путем расширения, либо путем изменения части функционала (полиморфизм) ранее созданных типов данных.

Полиморфизм – это способность различных родственных классов по-разному реализовывать одни и те же операции. Например, если описан класс «Фигуры» и для объектов этого класса определено действие «нарисовать себя на экране», то каждый дочерний класс будет реализовывать свою процедуру рисования (метод). Выбор конкретной процедуры рисования, в данном случае, будет происходить на основании типа объекта, который воспользуется данной процедурой. Следует различать *ранее (статическое)* и *позднее (динамическое)* связывание. При раннем связывании тип объекта определяется на этапе компиляции программы, при позднем – во время работы программы. Методы, использующие позднее связывание, еще называют *виртуальными*. Во многих языках программирования методы, по умолчанию, используют статическое связывание, т.к. оно работает быстрее. Для того чтобы задействовать позднее связывание, необходимо указать специальную директиву (в Object Pascal для этого служит директива *virtual*). В некоторых языках, напротив, методы всегда используют только позднее связывание. Следует отметить, что точный тип объекта не всегда возможно определить на этапе компиляции программы, т.к. он зависит, например, от действий пользователя.

Методология объектно-ориентированного программирования состоит из следующих этапов:

1. Определение основных понятий предметной области. Выделение объектов, атрибутов, объединение объектов в классы.
2. Определение принципов взаимодействия объектов в рамках программы.
3. Определение иерархии взаимосвязи свойств родственных классов.
4. Реализация иерархии классов с применением концепций инкапсуляции, полиморфизма и наследования используя средства конкретного языка программирования.
5. Реализация полного набора методов для управления поведением объектов.

7.1.2 Визуальное программирование интерфейса

Система Delphi принадлежит к классу RAD систем. Одним из компонентов таких систем является редактор форм, предназначенный для визуального проектирования графического интерфейса пользователя.

Визуальное проектирование форм позволяет программисту абстрагироваться от многих аспектов разработки пользовательского интерфейса программы. Конструктор форм автоматически создает и поддерживает необходимые описания и файл ресурсов.

В состав RAD Delphi входит библиотека визуальных классов – *компонентов*. Эта библиотека содержит как элементы управления, из которых проектируется пользовательский интерфейс, так и компоненты, обеспечивающие доступ к базам данных, сетям, обеспечивающим взаимодействие с другими программами и т.п. Такие компоненты называют *невизуальными*, т.к. их не видно во время работы программы, а во время разработки они представлены пиктограммами.

7.1.3 Организация взаимодействия приложений

Хотя объектно-ориентированный подход и RAD значительно снижают трудоемкость создания приложений, реализация с нуля всего необходимого функционала в одном приложении, чаще всего, нецелесообразна. Кроме того, приложения часто работают в составе некоторой информационной системы, дополняя друг друга. Исходя из этого, возникает задача обмена информацией между приложениями. В самом простом случае это может быть файл. Одно приложение пишет данные в файл, а другое – считывает их, производит обработку и, возможно, записывает результаты в другой файл, откуда их сможет прочитать следующее приложение. Другой вариант – использование каналов или сокетов. Более сложным вариантом является применение *технологии СОМ*. Эта технология позволяет использовать объекты, созданные в одном приложении, из другого приложения, либо встраивать эти объекты в свое приложение. При этом совершенно не важно, на каком языке был написан СОМ-объект.

7.2 Методика разработки приложения

На первом шаге разрабатывается модуль, содержащий объекты, описывающие задачу. Производится отладка и проверка корректности работы модуля.

Далее создается графический интерфейс пользователя. Алгоритм разработки содержит следующие шаги:

1. В приложение добавляется форма. Если это первая форма приложения, то она становится главной формой приложения.

2. Из палитры компонентов на форму помещаются необходимые компоненты.

3. С помощью мыши либо с помощью специального редактора компоненты размещаются на форме.

4. Свойства компонентов устанавливаются с помощью редактора свойств.

5. Далее программируется реакция компонента на действия пользователя путем назначения ему обработчиков событий.

7.3 Технологии работы с базами данных

7.3.1 Базы данных и их типы

База данных – организованная в соответствии с определёнными правилами и поддерживаемая в памяти компьютера совокупность данных, характеризующая актуальное состояние некоторой предметной области и используемая для удовлетворения информационных потребностей пользователей [50].

Базы данных можно классифицировать по множеству признаков:

По количеству пользователей – однопользовательские и многопользовательские.

По распределению данных – централизованные и распределенные.

По модели данных – иерархические, сетевые, реляционные, объектно-ориентированные, объектно-реляционные.

Для работы с базой данных используется специальная программа – *Система управления базами данных (СУБД)*. СУБД – это программное обеспечение, предназначенное для создания, наполнения, обновления и удаления баз данных. СУБД могут быть *локальными, сетевыми и встроенными*.

Локальные СУБД находятся на том же компьютере, что и приложение пользователя. Сетевые СУБД могут находиться на любом компьютере в сети, обмен данными между удаленной СУБД и приложением пользователя происходит с помощью некоторого сетевого протокола. Встраиваемая СУБД представляет собой библиотеку, которая связывается либо статически, либо динамически с приложением пользователя.

7.3.2 Организация связи базы данных с Delphi

Delphi поддерживает несколько механизмов для доступа к БД, например, BDE, ODBC, ADO [50]. Кроме того, существуют наборы компонентов для прямого доступа к некоторым СУБД, например, Interbase, Paradox, SQLite и др.

Все компоненты для работы с базами данных можно разделить на три группы:

1. Компоненты для доступа к данным, для которых состав набора компонентов и их свойства зависят от технологии доступа к данным. Обычно содержат компонент, отвечающий за установление соединения с БД; компонент, отвечающий за работу с транзакциями; компоненты для доступа к объектам БД, таким как таблицы, представления, хранимые процедуры и т.п.

2. Компоненты отображения данных – элементы управления для отображения данных таблиц (вкладка Data Controls). Представляют собой модифицированные стандартные компоненты для работы с базами данных. Эти компоненты отображают содержимое текущей записи связанного с ними набора данных.

3. Компоненты – источники данных – служат промежуточным звеном между компонентами доступа к данным и компонентами отображения данных. Находятся на вкладке TDataAccess. Наиболее часто используемым компонентом этой вкладки является компонент TDataSource.

Таким образом, подключение к СУБД в Delphi состоит из следующих шагов:

- 1) поместить на форму компонент, реализующий соединение с базой данных;
- 2) настроить его, используя редактор свойств;
- 3) поместить на форму один или несколько компонентов, представляющих собой наборы данных из этого же набора компонентов, настроить их с помощью редактора свойств;
- 4) поместить на форму компоненты TDataSource в необходимом количестве, настроить их, указав через свойство DataSet обслуживаемый набор данных;
- 5) поместить на форму элементы управления с вкладки Data Controls;
- 6) привязать к элементам управления источники данных, используя свойство DataSource.

7.3.3 Доступ к базам данных через Microsoft ActiveX Data Objects (ADO)

ADO – это технология стандартного доступа к реляционным СУБД от Microsoft. В основе архитектуры ADO лежит объектная модель компонентов COM (Component Object Model). Все объекты и интерфейсы ADO представляют собой интерфейсы и объекты COM [50].

Перечислим основные интерфейсы ADO и кратко поясним их назначение.

1. Интерфейс **ICconnection** выполняет следующие функции:
 - осуществляет связь с сервером;
 - управляет транзакциями;
 - получает информацию о произошедших ошибках (свойство Errors);
 - получает информацию о схеме данных (таблицы, поля и т.д.).
2. Интерфейс **IRecordset** (на нижнем уровне ADO это IRowset) является аналогом TDataSet в Delphi и поддерживает текущее положение и перемещение курсора, закладки (Bookmarks), чтение, изменение и удаление записей и т. п.

3. Интерфейс *IField* позволяет получать значение поля, его тип, длину и другие сведения о поле данных.

4. Интерфейсы *ICommand* и *IParameter* обеспечивают работу с командами источника данных. Синтаксис команд для каждого из источников свой собственный.

5. Интерфейс *IProperty* позволяет получать и устанавливать параметры, специфические для провайдера данных.

Для работы с механизмом ADO в Delphi предназначены семь стандартных компонентов, расположенных на закладке ADO палитры компонентов (рис. 7.1).



Рис. 7.1. Компоненты ADO

Первый компонент называется *ADOConnection*. С помощью компонента *ADOConnection* можно указывать местоположение базы данных и работать с транзакциями. Для настройки подключения необходимо задать свойство *ConnectionString*. Проще всего, задать это свойство с помощью мастера, который можно вызвать либо из контекстного меню компонента, либо просто дважды щелкнуть на этом свойстве. После вызова мастера появится окно, показанное на рис. 7.2.



Рис. 7.2. Мастер настройки компонента *ADOConnection*

Можно выбрать файл с настройками подключения либо сформировать новое подключение. Необходимо выбрать «Use Connection String» и нажать кнопку «Build...», после чего появится диалоговое окно, приведенное на рис. 7.3.

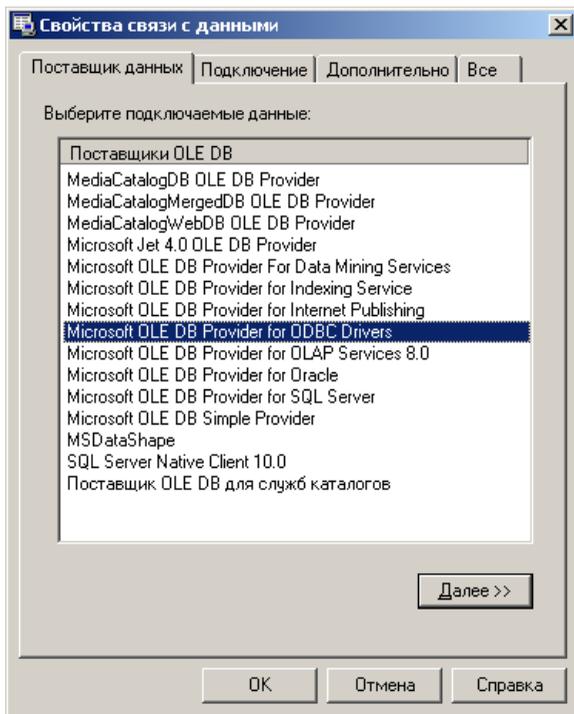


Рис. 7.3. Выбор параметров связи с данными для компонента ADOConnection

В зависимости от используемой СУБД необходимо выбрать соответствующий провайдер (драйвер) СУБД. Для подключения к СУБД MS Access, например, это «Microsoft Jet 4.0 OLE DB Provider». Далее на вкладке «Подключение» нужно выбрать файл БД, при необходимости задать имя и пароль для доступа к БД и, возможно, дополнительные параметры на вкладке «Дополнительно» (рис. 7.4).

Можно нажать кнопку «Проверить подключение» и убедиться в корректности указанных параметров, и в случае успеха закрыть

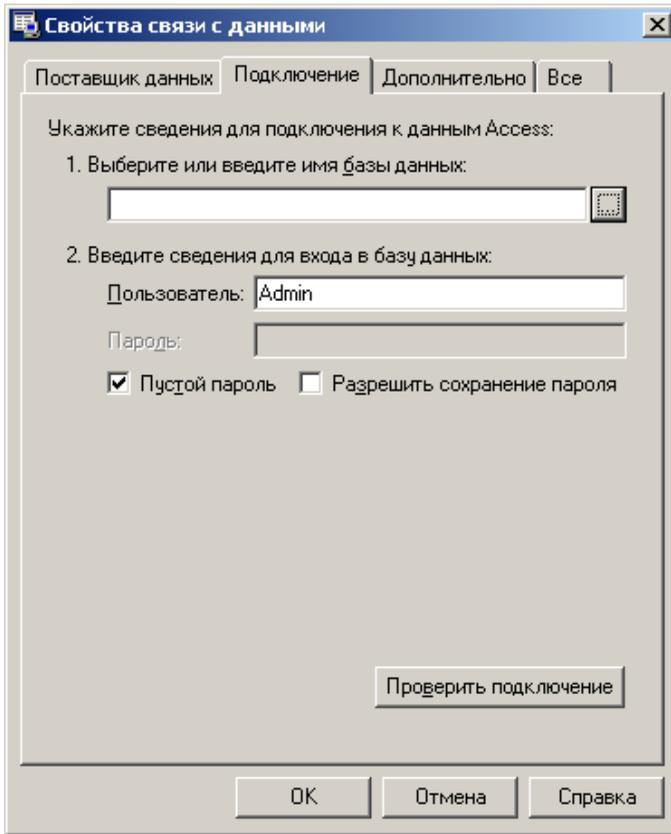


Рис. 7.4. Выбор базы данных для подключения

мастер. Для активации подключения нужно установить свойство «*connected*» равным **true** или вызвать метод **Open**.

Далее на форму необходимо поместить компоненты для доступа к данным, представленные компонентами **TAdoDataSet**, **TAdoQuery**, **TAdoTable**. Все три компонента являются потомками компонента TCustomAdoDataSet, который, в свою очередь, является потомком класса TDataSet. Для подключения этих компонентов нужно указать в свойстве «*connection*» этих компонентов созданное подключение к БД (TAdoConnection) и установить свойство *Active* равным **true** либо вызвать метод **Open** соответствующего компонента.

Самым простым для использования является компонент TAdoTable, для работы с ним достаточно указать имя таблицы БД, с которой необходимо работать (свойство TableName).

Далее на форму помещаются компоненты источники данных, например, *TDataSource*. В качестве набора данных нужно указать один из компонентов доступа к данным, например TAdoTable (свойство DataSet).

Последний шаг – помещение на форму компонентов отображения данных и подключение их к источникам данных (свойство DataSource).

7.4 Технологии OLE и COM

7.4.1 Технология COM

Component Object Model (COM) – модель компонентного объекта. Технологический стандарт от компании Microsoft, предназначенный для создания программного обеспечения на основе взаимодействующих компонентов объекта, каждый из которых может использоваться во многих программах одновременно. Стандарт воплощает в себе идеи полиморфизма и инкапсуляции объектно-ориентированного программирования. Стандарт COM задумывался как универсальный, платформу-независимый и языково-независимый, но был реализован только в операционных системах семейства Microsoft Windows.

Центральным понятием стандарта COM является COM-компонент. Программы, построенные на стандарте COM, представляют собой набор взаимодействующих между собой COM-компонентов. Каждый компонент имеет глобально-уникальный идентификатор (GUID). Компоненты взаимодействуют между собой через *COM-интерфейсы* – наборы абстрактных функций. Каждый интерфейс также имеет глобально-уникальный идентификатор. COM-компонент обязан, как минимум, поддерживать интерфейс «IUnknown», который предоставляет базовые средства для работы с компонентом.

Интерфейс «IUnknown» включает в себя три метода: *QueryInterface*, *AddRef*, *Release*. Последние два метода отвечают за управление временем жизни COM-объекта путем подсчета ссылок. Метод *QueryInterface* позволяет получить ссылки на другие интерфейсы, поддерживаемые объектом.

Рассмотрим подробнее понятие интерфейса в COM. **Интерфейс** является контрактом между программистом и компилятором:

- программист обязуется реализовать все методы, описанные в интерфейсе, и реализовать все требования на их реализацию;
- компилятор обязан создать в программе внутренние структуры, позволяющие обращаться к методам этого интерфейса из любого поддерживающего те же соглашения средства программирования.

Интерфейсы могут наследоваться. При этом подразумевается, что унаследованный интерфейс должен включать в себя все методы предка. Следует отметить, что интерфейс является неизменным контрактом, поэтому не следует определять новую версию того же интерфейса с измененным набором методов или их параметров с тем же самым идентификатором (GUID). Вместо этого необходимо определить новый интерфейс, возможно, путем наследования от старого.

Еще одно важное понятие COM – **COM-сервер**. Модель COM предоставляет возможность создания многократно используемых компонентов, такие компоненты называются COM-серверами и представляют собой исполняемые файлы или динамически загружаемые библиотеки. Для активации COM-сервера в Delphi необходимо вызвать функцию *CreateComObject*, передав ей идентификатор объекта в качестве параметра. В качестве результата функция вернет ссылку на интерфейс *IUnknown* запрошенного объекта или пустой указатель – в случае неудачи.

COM-сервер может содержать библиотеку типов, с помощью которой можно получить список поддерживаемых им методов и их параметров. Это существенно упрощает работу с COM-сервером. Библиотека типов сохраняется непосредственно в COM-сервере либо отдельно в файлах с расширением *tlb*, *old*. Для их хранения предусмотрены специальные двоичные форматы, соответственно существуют инструменты программирования, выполняющие импорт в

используемую систему программирования. Например, в Delphi для этого служит команда меню Project > Import Type Library (рис. 7.5).

В одноименном диалоговом окне нужно выбрать интересующую библиотеку типов и нажать кнопку «Create Unit», что приведет к автоматической генерации модуля, содержащего интерфейсы для связи с указанным COM-сервером.

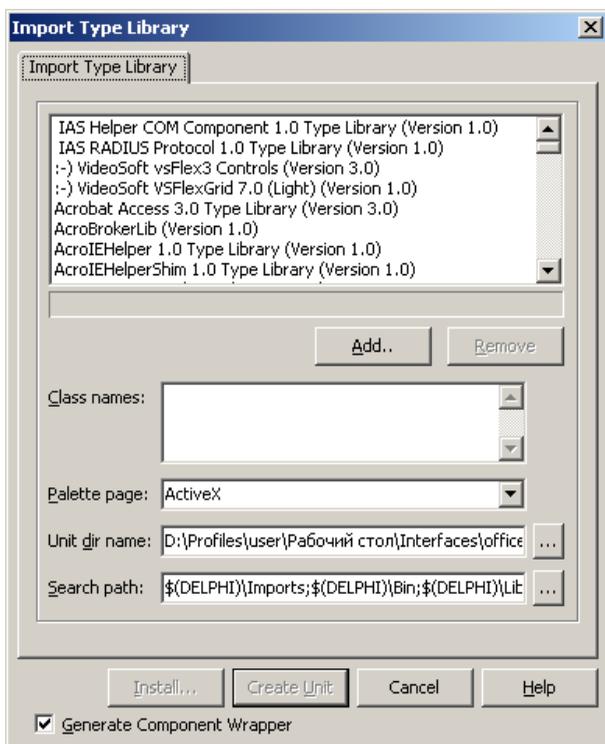


Рис. 7.5. Импорт COM-серверов в Delphi

7.4.2 Технология OLE

Технология OLE Automation основана на технологии COM и является ее подмножеством. OLE накладывает на COM-серверы ряд дополнительных ограничений:

- интерфейс, реализуемый COM-сервером, должен наследоваться от интерфейса IDispatch;
- должны поддерживаться только типы данных, предусмотренные в OLE;
- все методы интерфейса должны быть процедурами и функциями, поддерживающими соглашение о вызове safecall. Функции должны возвращать тип HRESULT;
- для поддержки пользовательских типов должен быть реализован интерфейс IRecordInfo.

Технология OLE позволяет получить доступ к COM объектам не только из компилируемых языков программирования, но и из интерпретируемых, например, таких как Visual Basic.

7.4.3 Пример использования технологии COM для связи с SolidWorks

Для доступа к SolidWorks необходимо сгенерировать интерфейсные модули, содержащие описания интерфейсов, константы и другую информацию. В Delphi это можно сделать с помощью специального мастера – «Import Type Library». В Delphi 7 этого мастера можно вызвать из меню «Project». В Rad Studio этот мастер активируется из меню View>Registered Type Libraries. Если необходимая библиотека типов отсутствует в списке, то её нужно сначала зарегистрировать, нажав кнопку «Register» и указав файл, содержащий библиотеку типов.

Далее будет рассматриваться работа в Rad Studio XE4 и SolidWorks 2012. Для подключения SolidWorks необходимо импортировать, как минимум, одну библиотеку, а именно SldWorks 2012 Type Library, физически она представляет собой файл sldworks.tlb в каталоге установки SolidWorks. Также полезно импортировать библиотеку SolidWorks 2012 Constant type library, содержащую константы, используемые в методах для построения моделей и т.п. (файл swconst.tlb). Для осуществления импорта достаточно нажать кнопку import, указать каталог, в который следует поместить сгенерированные модули (Unit Dir Name), нажать Next, выбрать Create Unit, нажать Finish. В результате импорта будет создан модуль на языке

паскаля, содержащий описания интерфейсов для взаимодействия с SolidWorks. В рассматриваемом случае это модули SldWorks_TLB и SwConst_TLB. Полезно включить эти модули в проект с помощью команды «Project > Add to Project».

Подключение программы к SolidWorks

Рассмотрим простейший пример для подключения программы к SolidWorks. Создаётся новый проект и помещаются на него две кнопки и строка состояния, как показано на рис. 7.6.

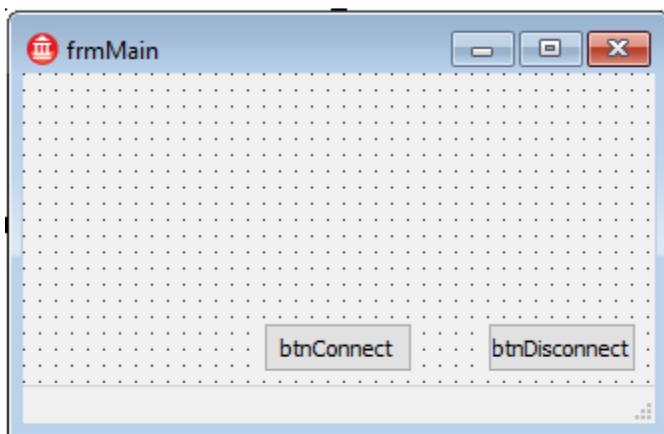


Рис. 7.6. Пример программы для подключения к SolidWorks

В списке модулей (uses) указываются модули SldWorks_TLB, SwConst_TLB и ComObj. Далее создаётся переменная и две подпрограммы в секции реализации модуля, как показано ниже.

```
uses System.Win.ComObj, SldWorks_TLB;
```

```
var app: ISldWorks = nil;
```

```
function ConnectToSolid: ISldWorks;
```

```
var obj: IUnknown;
```

```
begin
```

```
  obj:=CreateComObject(CLASS_SldWorks_);
```

```
  OleCheck(obj.QueryInterface(IID_ISldWorks, Result));
```

```
end;
```

```

procedure DisconnectSolid(var obj: ISldWorks);
  begin
    obj.ExitApp;
    obj:=nil;
  end;

```

Рассмотрим подробнее процедуру подключения к серверу автоматизации. Для подключения к серверу автоматизации служит функция `CreateComObject` из модуля `ComObj`. В качестве параметра ей необходимо передать GUID создаваемого объекта. Для `SolidWorks` он содержится в константе `CLASS_SldWorks_` модуля `SldWorks_TLB`. В качестве результата возвращается ссылка на интерфейс `IUnknown`, созданного объекта. Если объект не удалось создать, то возникает исключительная ситуация `EOLESysError`. Функция `CreateComObject` по переданному ей GUID осуществляет поиск файла, содержащий указанный сервер автоматизации. Если он ещё не загружен в память, то загружает его и возвращает ссылку на его интерфейс `IUnknown`. Загрузка сервера автоматизации может занимать достаточно длительное время, так как, фактически, загружается `SolidWorks`.

После того, как получена ссылка на интерфейс и `IUnknown`, с помощью метода `QueryInterface` можно получать ссылки на другие интерфейсы, поддерживаемые COM объектом. В нашем примере мы получаем ссылку на интерфейс `ISldWorks`. Константа `IID_ISldWorks`, содержащая GUID для этого интерфейса, также определена в модуле `SldWorks_TLB`. Если ссылку на интерфейс удалось получить, то она помещается в выходной параметр, а функция `QueryInterface` возвращает значение `S_OK`. Если ссылку на интерфейс не удалось получить, то функция `QueryInterface` вернет код ошибки. Для однообразной обработки ошибок используется функция `OleCheck`, которая генерирует исключительную ситуацию `EOLESysError`, если код возврата содержит признак ошибки.

Создаётся два обработчика событий для кнопок, как показано ниже.

```

procedure TfrmMain.btnConnectClick(Sender: TObject);
  begin
    btnConnect.Enabled:=False;

```

```

try
  StatusBar.SimpleText:='Подключение...';
  app:=ConnectToSolid;
  app.Visible:=true;
  btnDisconnect.Enabled:=True;
except
  on err:EOLEError do begin
    MessageDlg(err.Message, mtError, [mbOk], 0);
    btnConnect.Enabled:=True;
  end;
end;

StatusBar.SimpleText:='';
end;

procedure TfrmMain.btnDisconnectClick(Sender: TObject);
begin
  DisconnectSolid(app);
  btnConnect.Enabled:=True;
  btnDisconnect.Enabled:=False;
end;

```

Запускается программа нажатием кнопки «btnConnect». Должен загрузиться SolidWorks. По нажатию кнопки «btnDisconnect» SolidWorks будет закрыт и выгружен из памяти.

У данной программы есть один недостаток, а именно, использование константы CLASS_SldWorks_ при подключении к серверу автоматизации. Эта константа будет каждый раз изменяться при изменении версии SolidWorks (GUID-ы интерфейсов меняться не будут). Поэтому удобнее использовать текстовый идентификатор сервера автоматизации. Обычно он имеет вид: идентификатор «приложения.Application». В частности, для SolidWorks эта строка имеет вид «SldWorks.Application». Для получения GUID-а (идентификатора класса) по строковому идентификатору (идентификатор программы) служит функция ProgIDToClassID. Если не удастся найти соответствующий идентификатор, то возникает исключительная ситуация EOLESysError. С учетом выше сказанного функция ConnectToSolid примет вид:

```
function ConnectToSolid: ISldWorks;
```

```

var obj: IUnknown;
begin
  obj:=CreateComObject(ProgIDToClassID('SldWorks.Application'));
  OleCheck(obj.QueryInterface(IID_ISldWorks, Result));
end;

```

Кроме того, можно заменить последнюю строку в этой функции

```

с OleCheck(obj.QueryInterface(IID_ISldWorks, Result));
на эквивалентную ей
Result:= obj as ISldWorks;

```

Для интерфейсов COM-объектов оператор *as* неявно вызывает метод QueryInterface.

Таким образом, окончательно функцию ConnectToSolid можно переписать так:

```

function ConnectToSolid: ISldWorks;
var obj: IUnknown;
begin
  obj:=CreateComObject(ProgIDToClassID('SldWorks.Application'));
  Result:= obj as ISldWorks;
end;

```

Создание и сохранение документов SolidWorks

Для создания документа SolidWorks необходимо вызвать соответствующий метод интерфейса ISldWorks. SolidWorks поддерживает 3 типа документов:

- 1) деталь,
- 2) сборка,
- 3) чертеж.

Для создания каждого типа документов служит свой метод:

- **INewPart** – документ деталь;
- **INewAssembly** – документ сборка;
- **INewDrawing** – документ чертеж.

Каждый метод возвращает ссылку на соответствующий интерфейс созданного объекта: *IPartDoc*, *IAssemblyDoc*, *IDrawingDoc*. Кроме того, каждый объект документа поддерживает интерфейс ***IModelDoc***.

Подробная информация о доступных интерфейсах и их методах содержится в справочной системе SolidWorks (файл *sldworksapi.chm*).

Создание детали. Рассмотрим простой пример создания детали в виде цилиндра. Создадим ещё одну подпрограмму, в которую поместим код создания детали в виде цилиндра.

```
procedure DrawCylinder(app: ISldWorks; r, h: real);
var obj: IPartDoc;
    doc: IModelDoc2;
begin
    //создаем новую деталь
    obj:=app.INewPart;

    doc:= obj as IModelDoc2;
    doc.InsertSketch; //новый эскиз
    doc.CreateCircle(0, 0, 0, r, 0, 0); //рисуем окружность в эскизе

    //вытяжка эскиза
    obj.FeatureExtrusion(
        true, //одно или два направления для вытяжки
        true, //переставить направление выреза
        false, //переставить направление вытяжки
        swEndCondBlind, //конечное условие первое направление
        swEndCondBlind, //конечное условие второе направление
        h, //расстояние в первом направлении
        0, //расстояние по второму направлению

        false, //уклон первое направление
        false, //уклон второе направление
        false, //реверс уклона первое направление
        false, //реверс уклона второе направление
        0.0, //величина уклона первое направление
        0.0, //величина уклона второе направление

        false,
        false);
end;
```

Добавим ещё одну кнопку на форму и поместим в её обработчике вызов функции, приведенной выше (рис. 7.7).

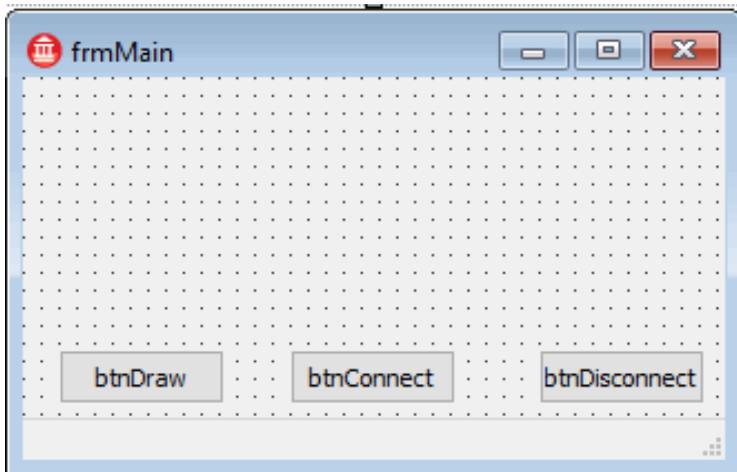


Рис. 7.7. Пример программы для построения детали в SolidWorks

Кроме того, сохраним созданную деталь на диск.

```
procedure TfrmMain.btnDrawClick(Sender: TObject);  
var prt: IModelDoc2;  
    path: string;  
begin  
    if app <> nil then begin  
        DrawCylinder(app, 0.1, 0.5);  
  
        prt:=app.ActiveDoc as IModelDoc2;  
        path:=ExtractFilePath(Application.ExeName);  
        prt.SaveAsSilent(path + '\test.sldprt', true); //сохранение  
    end;  
end;
```

Создание сборки. Создание сборки деталей производится аналогично. Сначала нужно создать документ сборки.

```
var assembly: IAssemblyDoc;  
...  
assembly:=App.INewAssembly;
```

Далее добавление компонентов осуществляется с помощью метода `AddComponent`, которому в качестве параметров передают имя файла, содержащего компонент и координаты точки вставки, например:

```
assembly.AddComponent('шар_баллон.sldprt', x0, y0, 0);
```

После добавления всех компонентов сборку нужно сохранить.

```
prt = assembly as TModelDoc2;
```

```
prt.SaveAsSilent(path + '\сборка.sldasm', true);
```

7.5 Применение современных информационных технологий при проектировании МТА с ЭРДУ

Проектирование МТА с ЭРДУ предполагает проведение расчёта его проектно-баллистических характеристик с последующим моделированием движения аппарата с целью подтверждения выбранных оптимальных параметров МТА. Данный расчёт проводится по методике, изложенной в предыдущих разделах учебного пособия.

Расчёт проектно-баллистических характеристик МТА с ЭРДУ и моделирование его движения связаны с организацией большого объёма вычислений. В связи с этим для быстрого принятия проектного решения требуется автоматизация процесса вычислений путём создания специального программного обеспечения или многофункционального программного комплекса на основе применения современных информационных технологий.

Для создания программного обеспечения была выбрана RAD Delphi. Обладая развитыми средствами объектно-ориентированного программирования и богатой библиотекой компонентов, она позволяет с минимальными затратами создать программный комплекс с развитым графическим интерфейсом пользователя.

Для хранения параметров двигательных установок, энергетических установок и других систем МТА с ЭРДУ удобно использовать базы данных. В качестве базы данных удобно использовать СУБД MS Access. Преимуществами этой СУБД являются простота использования, высокая распространенность, наличие компонентов для работы с этой СУБД в Delphi. Для работы с этой СУБД в Delphi

можно использовать компоненты с вкладки dbGo (ADO Express), использующие технологию ADO для доступа к базам данных.

Для формирования проектного облика МТА в виде твердотельной модели служит CAD SolidWorks. Для автоматизации процесса создания твердотельных моделей элементов МТА, а также общей сборки МТА можно использовать технологию COM либо технологию OLE Automation. Delphi как и SolidWorks полностью поддерживает обе эти технологии. Применение этих технологий позволяет не реализовывать в своей программе ту часть функционала, которая отвечает за твердотельное моделирование. Кроме построения твердотельных моделей и сборок с помощью SolidWorks можно рассчитать инерционно-массовые характеристики созданных моделей и автоматически передать их программу расчета проектно-баллистических характеристик МТА с ЭРДУ.

8 ОПИСАНИЕ СПЕЦИАЛИЗИРОВАННОГО ПРОГРАММНОГО КОМПЛЕКСА

8.1 Назначение и состав

Для оптимизации проектных характеристик, баллистических расчётов и формирования проектного облика МТА разработан специальный программный комплекс «Solar Electric Propulsion Space Tug (SEPST)» [51].

Программный комплекс «SEPST» решает задачи формирования оптимального проектного облика МТА по критерию оптимальности «минимальная масса на опорной орбите» или «максимальная масса полезной нагрузки на рабочей орбите».

Здесь в качестве проектных параметров выступают мощность энергоустановки, скорость истечения рабочего тела, суммарная тяга электрореактивной двигательной установки, тип и количество ЭРД, стартовая масса МТА или масса выводимой полезной нагрузки, габаритные размеры МТА, совместимые с характеристиками космической головной части ракеты-носителя. С помощью математических соотношений, связывающих проектные параметры систем МТА с их геометрическими параметрами, получаем габаритные размеры солнечных батарей, корпуса, двигательной установки, размеры и количество баков с рабочим телом. По этим геометрическим параметрам строится твердотельная модель МТА в системе Solid Works, где заложены стандартные базовые элементы.

Полученную твердотельную модель можно использовать, например, для оценки инерционно-массовых характеристик МТА.

Программный комплекс условно можно разделить на следующие составные блоки:

- блок выбора оптимальных проектно-баллистических характеристик;
- блок баллистического моделирования (расчёта близких к оптимальным траекторий перелёта на заданную орбиту);

- блок расчета геометрических характеристик и формирования проектного облика МТА в SolidWorks.

Рассмотрим назначение каждого блока более подробно.

Блок выбора оптимальных проектно-баллистических характеристик реализует алгоритм оптимизации проектно-баллистических характеристик МТА по заданным критериям оптимальности и с учетом заданных ограничений.

Блок баллистического моделирования позволяет выбрать близкие к оптимальным траектории перелёта, реализует моделирование процесса полета МТА с учетом возмущающих сил, действующих на МТА. Позволяет получить «реальную» траекторию полета, построить трассу полета МТА, а также оценить точность решения на этапе проектно-баллистической оптимизации.

Блок расчета геометрических характеристик и формирования проектного облика МТА представляет собой алгоритмическую реализацию математических соотношений, связывающих проектные параметры систем МТА с их геометрическими параметрами. В этом блоке также осуществляется общая компоновка систем МТА. В качестве исходных данных необходимо использовать параметризованную геометрическую модель МТА. Для создания такой модели можно использовать любой современный пакет твердотельного моделирования. В программном комплексе «МТА» реализована технология создания таких моделей на примере системы Solid Works. Автоматизация передачи данных между программным комплексом и пакетом Solid Works производится с помощью COM API Solid Works.

Блок-схема работы специализированного программного комплекса «SEPST» приведена на рис. 8.1.

Ниже подробнее рассмотрено описание каждого из блоков.

В данном блоке программы реализован алгоритм выбора оптимальных проектно-баллистических характеристик МТА с солнечной ЭРДУ. В качестве исходных данных используется время перелёта, параметры начальной и конечной орбит, а также в зависимости от выбора режима расчёта либо стартовая масса МТА на исходной орбите (зависит от используемой ракеты-носителя), либо масса полезной нагрузки.



Рис. 8.1. Блок-схема алгоритма работы специализированного проектного комплекса

8.2 Блок выбора оптимальных проектно-баллистических характеристик

Программный комплекс может производить расчёт параметров в нескольких режимах в зависимости от выбора типа перелёта и критерия оптимальности.

Тип перелёта может быть следующим:

- доставка полезной нагрузки $M_{ПН}$ на целевого орбиту и возвращение буксира на исходную орбиту;
- доставка полезного груза $M_{ПН}$ на целевую орбиту и возвращение некоторого груза $M_{ПН}^*$ на исходную орбиту.

Критерии оптимальности:

- максимальная полезная нагрузка при фиксированной стартовой массе;
- минимальная стартовая масса при фиксированной полезной нагрузке.

Блок выбора оптимальных проектно-баллистических характеристик позволяет производить расчёт проектных параметров МТА как для «гипотетического» двигателя (с заданными пользователем параметрами и оптимальной скоростью истечения), так и для существующих современных ЭРД. При этом используется база как российских электрореактивных двигателей, разработанных в ОКБ «Факел» и в центре имени М.А. Келдыша, так и зарубежных ЭРД. При расчёте параметров МТА с учётом характеристик существующих двигателей для каждого из них производится алгоритм подбора требуемого количества двигателей. При этом учитывается ресурс двигателя. Также можно производить расчёт для конкретного двигателя (двигатель выбирается из базы вручную).

Результаты расчёта выводятся в виде таблицы. После выбора одного из рассчитанных вариантов МТА проектные параметры передаются в блок баллистического моделирования.

8.3 Блок баллистического моделирования

В этом блоке осуществляется моделирование движения центра масс космического аппарата с малой тягой. При этом используются уравнения возмущённого движения КА как в традиционной системе оскулирующих элементов, так и в равноденственных элементах с учётом действия возмущений от гравитационных полей Земли, Луны, Солнца и светового давления. Для моделирования движения производится интегрирование дифференциальных уравнений методом Рунге-Кутты 4-го порядка с фиксированным шагом.

В качестве исходных данных в блок передается функция правых частей, а также интервал времени, на котором производится моделирование. Блок позволяет реализовать приближённо-оптимальные траектории движения МТА с ЭРДУ, рассмотренные в 4 разделе данного учебного пособия.

Кроме подпрограммы интегрирования в состав блока входит подпрограмма для построения трассы полета космического аппарата.

Моделирование движения позволяет оценить точность решения задачи на этапе проектно-баллистической оптимизации. Если решение устраивает пользователя по точности выведения, а также удовлетворяет наложенным ограничениям, то проектные параметры передаются в блок расчета геометрических характеристик.

8.4 Блок расчёта геометрических характеристик и формирования проектного облика МТА

В блоке расчета геометрических характеристик производится вычисление геометрических характеристик для каждой из систем космического аппарата. В качестве исходных данных выступают ранее рассчитанные основные проектные параметры.

8.4.1 Расчёт геометрии баков

Для расчета геометрии бака необходимо сначала определиться с его конструктивно-компоновочной схемой. Баки могут иметь различную форму, например, форму шара, форму тора, цилиндра с полусферическими днищами. Далее рассчитываются размеры бака из условия заданного объема топлива V_T , а также толщина стенок бака из условий прочности. После расчета проверяют ограничение на габаритные размеры баков. Если они больше заданных, то увеличивается количество баков.

Объем бака пересчитывается по формуле

$$V_B = V_T / n_B .$$

Здесь n_B – количество баков. Далее пересчитываются параметры баков с рабочим телом.

8.4.2 Расчёт геометрии солнечных батарей

Перед началом расчёта площади солнечных батарей необходимо определить нужное количество панелей (например, 2 панели), а также форму панели солнечной батареи (обычно солнечная батарея имеет форму прямоугольника). Сначала рассчитывается общая площадь солнечных батарей (см. подраздел 6.4).

После расчёта общей площади солнечной батареи рассчитывают площадь панели по формуле

$$S_{СБ}^{ПАН} = S_{СБ} / n_{ПАН} .$$

При выборе соотношения ширины и длины панели следует руководствоваться ограничениями по габаритам для панелей СБ (ограничения РН), а также ограничением на момент инерции.

8.4.3 Расчёт геометрии двигательной установки

Будем считать, что ДУ имеет форму параллелепипеда, причем торцевая его поверхность имеет форму квадрата. Рассчитывается общая торцевая площадь ДУ путем сложения характерных площадей каждого двигателя. Затем вычисляем размер стороны квадрата.

8.4.4 Расчёт геометрии корпуса

Для расчёта геометрии корпуса вначале необходимо задаться его конструктивно-компоновочной схемой. Корпус может иметь цилиндрическую форму, форму усеченного конуса или форму параллелепипеда.

Рассчитывается общий объём корпуса по формуле

$$V_{омс} = V_{Б} \cdot n_{Б} \cdot \gamma_{ан} .$$

Здесь $\gamma_{ан}$ – коэффициент заполнения отсека аппаратурой.

Далее в зависимости от конструктивно-компоновочной схемы корпуса КА находятся его геометрические размеры.

8.4.5 Модуль связи с Solid Works

Solid Works – система автоматизированного проектирования, инженерного анализа и подготовки производства изделий любой сложности и назначения. SolidWorks является ядром интегрированного комплекса автоматизации предприятия, с помощью которого осуществляется поддержка жизненного цикла изделия в соответствии с концепцией CALS-технологий, включая двунаправленный

обмен данными с другими Windows-приложениями и создание интерактивной документации.

Комплексные решения Solid Works базируются на передовых технологиях гибридного параметрического моделирования и широком спектре специализированных модулей. Программное обеспечение функционирует на платформе Windows XP/7/10, выполнено на русском языке, поддерживает ГОСТ и ЕСКД.

В программный комплекс «SEPT» входит модуль, содержащий интерфейсы COM-сервера, обеспечивающие связь с системой Solid Works.

8.4.6 Алгоритм формирования проектного облика в Solid Works

Алгоритм построения проектного облика КА по заданным геометрическим параметрам в системе параметрического твердотельного моделирования SolidWorks заключается в следующем. Предварительно подготавливаются параметризованные модели для каждой из систем КА, а также параметризованная сборка для моделирования всего КА в целом. Основные геометрические параметры систем КА заносятся в таблицы параметров моделей. Доступ к таблицам параметров осуществляется посредством COM API SolidWorks, что позволяет в интерактивном режиме формировать проектный облик КА.

8.5 Руководство по применению программного комплекса

Для запуска программы «SEPST» необходимо запустить файл «MTA.exe» из рабочей директории. При запуске появляется заставка (рис. 8.2).

При нажатии на кнопку «Старт», осуществляется переход в основную форму программы (рис. 8.3), позволяющую управлять процессом оптимизации в диалоговом режиме. Здесь можно производить ввод исходных данных, выбор режима расчёта, расчёт проектных параметров МТА, моделирование траектории движения и просмотр результатов расчёта проектных и траекторных параметров, формирование проектного облика МТА.

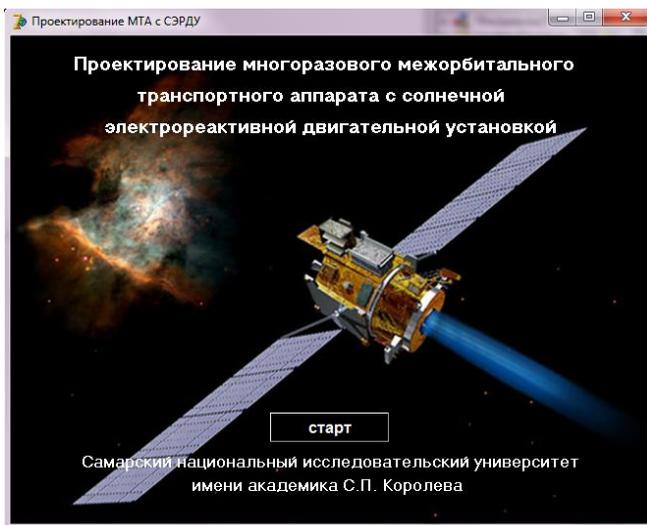


Рис. 8.2. Окно заставки

Выбор проектных параметров МТА | Результат оптимизации параметров МТА | Моделирование движения МТА

Режим расчета
 Вид перелета: Перелет с возвращением без ПН
 Масса ПН = фикс
 Масса доставленной ПН, кг: 1500
 Масса возвращаемой ПН, кг: 1000
 Стартовая масса МТА = фикс
 Стартовая масса МТА, кг: 7000

Параметры орбиты
 Радиус опорной орбиты, км: 6771
 Наклонение опорной орбиты, град: 51
 Радиус целевой орбиты, км: 42164
 Наклонение целевой орбиты, град: 0

Параметры ЗРД
 Модель ЗРД: СПД-140
 Тяга, нН: 280
 Потреб. мощность, кВт: 4.5
 Удельный импульс, с: 2500
 Масса, кг: 7.5
 КПД, %: 60
 Ресурс, ч: 10000

Параметры оптимизации
 Макс. допустимая стартовая масса МТА, кг: 7200
 Минимальная стартовая масса МТА
 Мин. требуемая масса ПН, кг: 1000
 Максимальная масса ПН

Время перелета T, сут: 260
 Доп. отклонение T, сут: 5
 Мин. время перелета, сут: 100
 Макс. время перелета, сут: 400
 Шаг по времени, сут: 100

Выбор ЗРД из базы
 Выбор РН из базы
 Удельные коэффициенты
 Расчет
 Принять
 Выход

использование базы ЗРД
 выбор ЗРД вручную
 "гипотетический" ЗРД
 несколько вариантов перелета
 резервирование

Масса ПН, кг	отн. масса ПН	Модель ЗРД	Тяга ЗРДУ, Н	Количество ЗРД	Потр. мощность ЗРДУ, кВт	Время прямого перелета, сут
2564.840	0.366	СПД-100	2.822	54	51.892	190.984
2569.960	0.367	СПД-140	2.800	16	56.250	192.484
2429.160	0.347	СПД-160	2.880	14	67.500	188.221
2414.170	0.345	X-85M	3.060	57	86.850	181.342

Рис. 8.3. Окно основной формы

8.5.1 Ввод исходных данных и расчет проектных параметров

В основной форме имеется три закладки: «Выбор проектных параметров МТА», «Результат оптимизации параметров МТА», «Моделирование движения МТА». На вкладке «Выбор проектных параметров МТА» осуществляется ввод исходных данных в соответствующие поля и расчёт проектных параметров МТА.

По умолчанию поля уже заполнены исходными данными, которые при необходимости можно изменить. В состав исходных данных входят:

- время перелёта и допустимое отклонение времени перелёта ΔT ;
- удельные коэффициенты;
- масса полезной нагрузки или стартовая масса МТА;
- параметры орбит – здесь указывается высота и наклонение для опорной и целевой орбит (рассматриваются только круговые орбиты) (рис. 8.4);
- характеристики электрореактивного двигателя – тяга двигателя, потребная электрическая мощность, масса, КПД и удельный импульс.

Параметры орбиты	
Радиус опорной орбиты, км	6771
Наклонение опорной орбиты, град	51
Радиус целевой орбиты, км	42164
Наклонение целевой орбиты, град	0

Рис. 8.4. Поля задания параметров орбиты

Удельные коэффициенты задаются в окне задания удельных коэффициентов (рис. 8.5), которое открывается при нажатии кнопки «удельные коэффициенты».

Рис. 8.5. Окно задания удельных коэффициентов

Характеристики двигателя можно выбрать из базы данных. Для загрузки характеристик двигателя из базы данных необходимо перейти в режим выбора, нажав кнопку «Задать ЭРД из базы», после чего появляется окно выбора двигателя (рис. 8.6), установить курсор в окне выбора двигателя на нужную модель двигателя и нажать на кнопку «ОК».

Код	Название	Тяга, нН	Удельный импульс, с	Потребляемая мощность, кВт	КПД, %	Ресурс, ч	Масса, кг	Тип двигателя
1	СПД-35	10	1200	0.196	30	2500	0.4	Стационар
2	СПД-50	20	1250	0.35	35	2250	0.8	Стационар
3	СПД-60	30	1300	0.517	37	2500	1.2	Стационар
4	СПД-70	40	1450	0.65	48	3100	1.5	Стационар
5	СПД-100	83	2500	1.221	83	7500	3.5	Стационар
6	СПД-140	280	2500	4.5	60	10000	7.5	Стационар
7	СПД-160	320	2600	6	50	14000	9	Стационар
8	СПД-180	550	2600	10	50	15000	10	Стационар
9	СПД-200	500	2500	13	55	18000	15	Стационар
10	СПД-290	1300	3300	25	60	27000	23	Стационар
11	Х-85М	85	3100	1.93	64	9000	3	Стационар
12	T-100	83	1630	1.35	49	9000	3	Стационар
13	T-160	288	1817	4.67	55	10000	8	Стационар
14	D-100-1	320	2600	6.5	50	10000	8	ЭРД с...
15	D-100-2	550	4100	14	87	12000	10	ЭРД с...
16	КМ-32	15	1500	0.25	40	3000	1	ЭРД с...
17	КМ-45	25	1700	0.42	40	3000	1	ЭРД с...

Рис. 8.6. Окно выбора ЭРД

В окне выбора двигателя можно просмотреть характеристики существующих ЭРД, а также произвести расчёт параметров МТА для выбранного ЭРД. При установке флага «применить фильтр» отображаются только двигатели, удовлетворяющие установленным критериям отбора, например, имеющие назначенный ресурс.

В окне выбора ракеты-носителя (рис. 8.7) можно просмотреть характеристики современных РН, а также установить РН, с помощью которой МТА планируется выводить на промежуточную орбиту. При выборе РН программа отслеживает, чтобы стартовая масса МТА не превышала максимальную массу ПН для выбранной РН. При установке флага «Считать орбиту стартовой» поле «Стартовая орбита» в главной форме игнорируется и используются параметры орбиты выведения, установленные для данного РН.

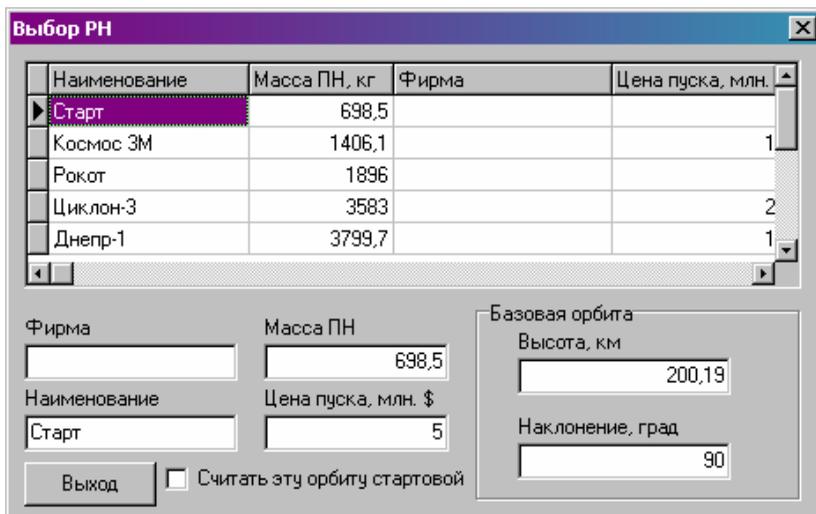
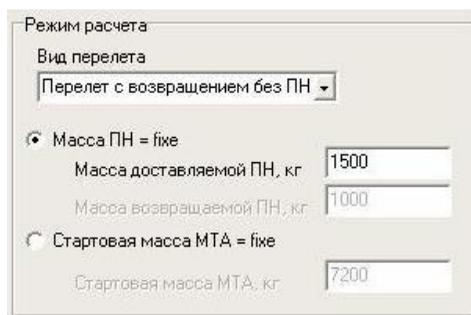


Рис. 8.7. Окно выбора РН

При расчёте параметров МТА с учетом характеристик современных двигателей время перелёта, получившееся в процессе расчёта, может несколько отличаться от заданного. Поэтому необходимо задать допустимое отклонение времени перелёта ΔT . Если время перелёта не удовлетворяет условию, то такой вариант МТА отбрасывается.

На панели «Режим расчета» (рис. 8.8) выбирается вид перелёта (с возвращением некоторой полезной нагрузки на опорную орбиту или без возвращения) и собственно режим расчёта, в зависимости от которого мы задаёмся либо массой полезной нагрузки, либо стартовой массой.

На панели «параметры оптимизации» (рис. 8.9) выбираются параметры оптимизации. Здесь можно задать максимальную допустимую стартовую массу, либо минимально требуемую полезную нагрузку, тем самым сузить или расширить область выбора вариантов проектных параметров. Если включить флажки «максимальная масса полезной нагрузки» или «минимальная стартовая масса» в зависимости от выбранного режима расчета, то программа рассчитывает оптимальные проектные параметры МТА для заданных исходных данных.



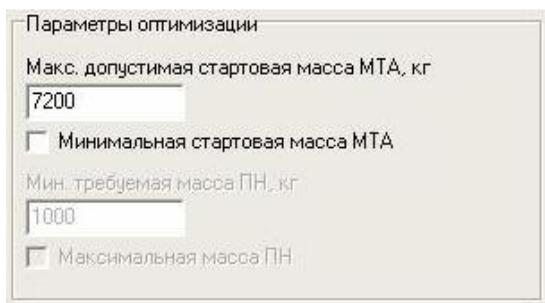
Режим расчета

Вид перелета
Перелет с возвращением без ПН

Масса ПН = фикс
Масса доставляемой ПН, кг: 1500
Масса возвращаемой ПН, кг: 1000

Стартовая масса МТА = фикс
Стартовая масса МТА, кг: 7200

Рис. 8.8. Панель «режим расчета»



Параметры оптимизации

Макс. допустимая стартовая масса МТА, кг
7200

Минимальная стартовая масса МТА

Мин. требуемая масса ПН, кг
1000

Максимальная масса ПН

Рис. 8.9. Панель «параметры оптимизации»

Блок переключателей (рис. 8.10) задаёт алгоритм расчёта: с использованием базы ЭРД, где осуществляется перебор всех имеющихся двигателей; расчёт только для одного выбранного двигателя; расчёт для «гипотетического» двигателя.

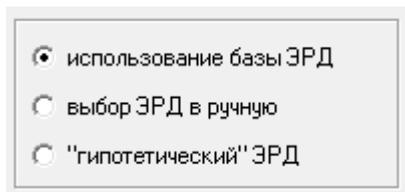


Рис. 8.10. Блок переключателей

При нажатии кнопки «Расчет» производится расчет проектных параметров МТА. Результаты расчёта выводятся в таблицу. После выбора варианта проектных параметров, кликнув в таблице по соответствующей строке параметров, необходимо нажать на кнопку «Принять», после чего осуществляется переход на вкладку «Результаты оптимизации параметров МТА», где выводятся все массовые характеристики основных систем МТА, площадь солнечных батарей, тип и количество двигателей с учётом резерва.

При нажатии кнопки «Выход» осуществляется выход из программы.

8.5.2 Вывод результатов расчёта проектных параметров

Результаты расчёта проектных параметров выводятся на вкладке «Результате оптимизации параметров МТА» (рис. 8.11). Здесь отображаются следующие проектные параметры МТА:

- 1) масса полезной нагрузки;
- 2) стартовая масса МТА;
- 3) тип двигателя;
- 4) характеристики двигателя (удельный импульс тяги, тяга двигателя);
- 5) количество двигателей с учетом резерва;
- 6) тяга электрореактивной двигательной установки;

- 7) мощность энергоустановки;
- 8) масса рабочего тела (на прямой и обратный перелёт);
- 9) длительность прямого и обратного перелёта;
- 10) масса энергоустановки;
- 11) масса системы подачи и хранения рабочего тела;
- 12) масса преобразователя энергии;
- 13) масса двигательной установки;
- 14) масса конструкции;
- 15) площадь солнечных батарей.

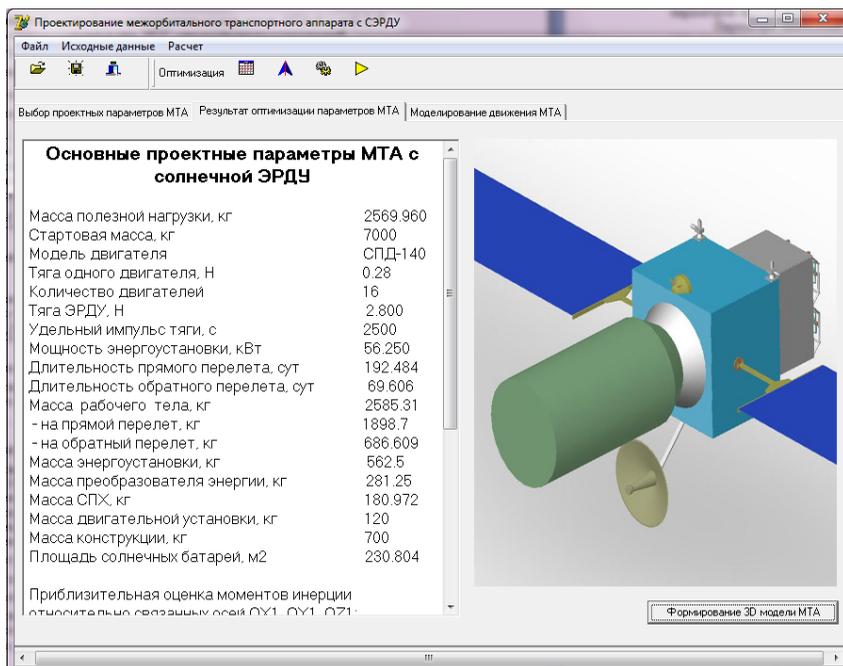


Рис. 8.11. Окно вывода результатов расчета

Для формирования твердотельной модели МТА в SolidWorks необходимо нажать кнопку «Формирование 3D модели МТА» для вызова окна построения модели (рис. 8.12).

Для построения твердотельной модели КА необходимо нажать кнопку «Модель МТА», после чего запускается Solid Works и стро-

ится модель МТА. Для закрытия Solid Works нужно нажать на кнопку «Выход».

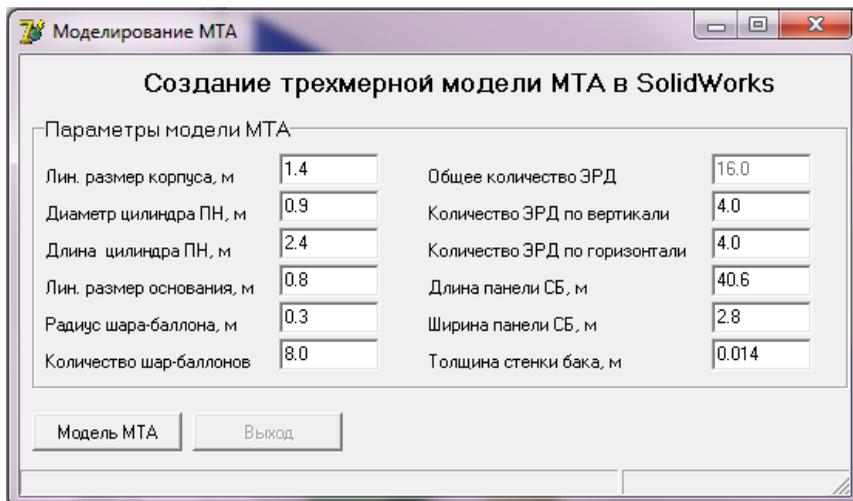


Рис. 8.12. Окно построения модели МТА

8.5.3 Моделирование траектории движения МТА

Моделирование траектории движения МТА можно произвести на вкладке «Моделирование движения МТА». При нажатии кнопки «Вычисление» производится численное интегрирование уравнений возмущенного движения МТА как в оскулирующих, так и в равноденственных элементах. Все траекторные параметры запоминаются в массиве данных.

Панель со вкладками «Графики» и «Трасса» предназначена для отображения результатов моделирования. На вкладке «Графики» можно построить зависимости траекторных параметров (радиус и наклонение орбиты) от времени перелёта или от текущей характеристической скорости (рис. 8.13 – 8.14). На вкладке «Трасса» можно построить трассу перелёта МТА полностью или по виткам (рис.8.15 – 8.16).

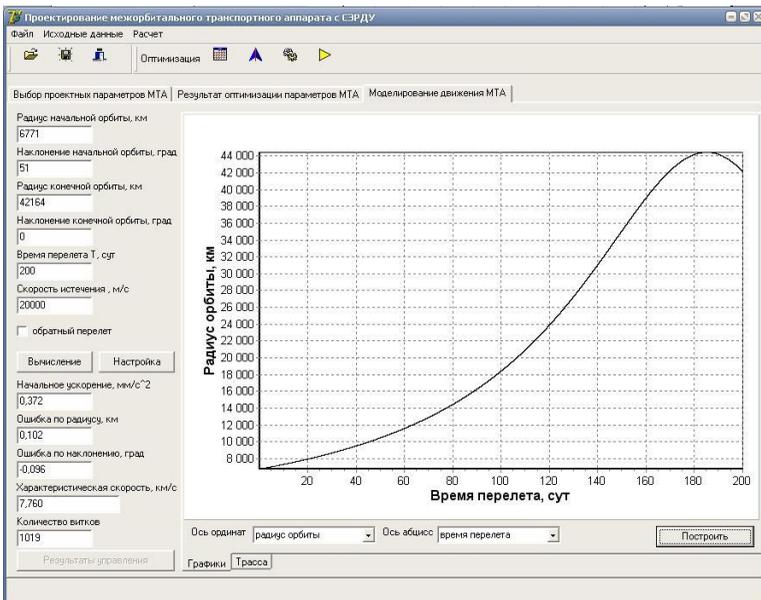


Рис. 8.13. Зависимость радиуса орбиты от времени перелета

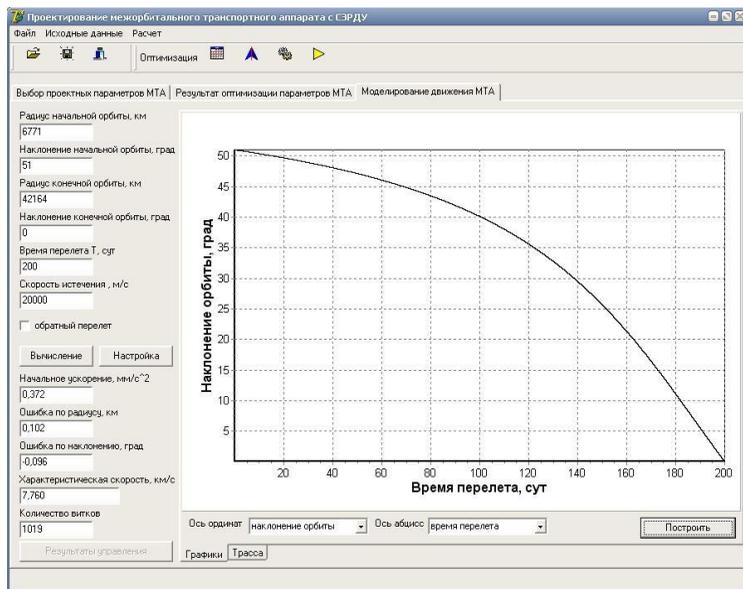


Рис. 8.14. Зависимость наклонения орбиты от времени перелета

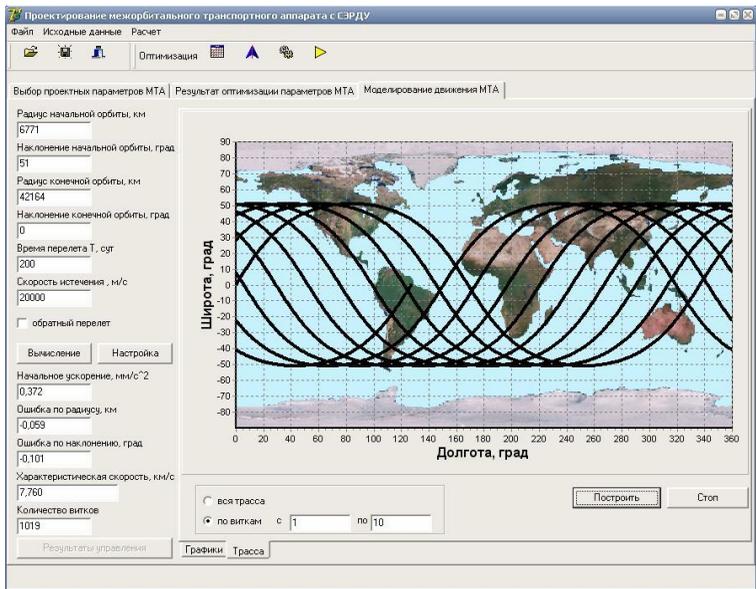


Рис. 8.15. Окно построения трассы (с 1 по 10 витков)

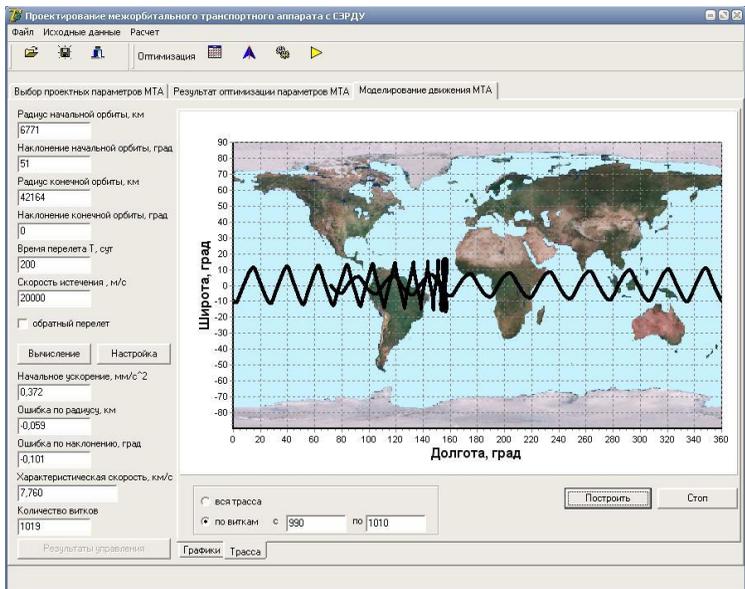


Рис. 8.16. Окно построения трассы (с 990 по 1010 витков)

Как видно из рис. 8.16, на последних витках межорбитального перелета МТА построение траектории замедляется, а потом как будто останавливается и начинает двигаться в обратную сторону. Это происходит вследствие того, что МТА, достигнув максимального радиуса орбиты, разворачивается и начинает торможение, при этом радиус орбиты уменьшается до радиуса ГСО.

8.6 Примеры решения задач с помощью программного комплекса

В табл. 8.1 приведены некоторые результаты решения задачи оптимизации проектно-баллистических параметров МТА при перелёте на ГСО для различных вариантов исходных данных.

Таблица 8.1. Пример оптимизации проектно-баллистических параметров МТА при перелёте на ГСО

№	Моторное время, сутки	Уд. масса ЭДУ, кг/кВт	Марка двигателя	Масса ПН, кг	Кол-во ЭРД	Площадь СБ, м ²
1	160	10	СПД-70	2000	116	456
2	200	10	СПД-100	2418	47	390
3	250	10	СПД-100	2522	38	305
4	300	8	25 СМ	3990	16	504

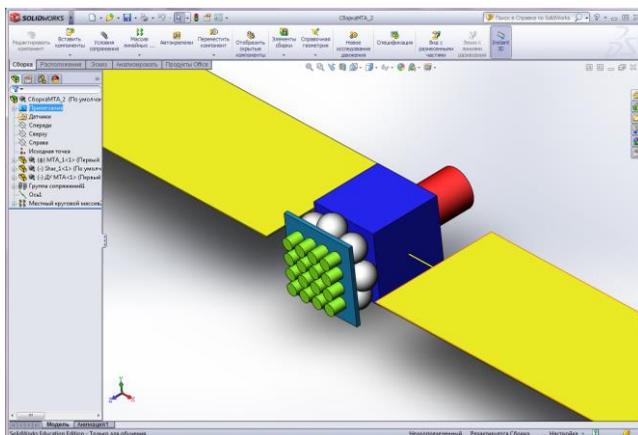


Рис. 8.17. Проектный облик МТА, построенный в системе Solid Works

На рис. 8.17 приведён проектный облик МТА с ЭРДУ для одного из наборов проектных параметров, полученных в результате оптимизации.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Расчёт проектно-баллистических характеристик межорбитального транспортного аппарата с электрореактивной двигательной установкой и моделирование его движения связаны с организацией большого объёма вычислений. Создание специализированного многофункционального программного комплекса на основе современных информационных технологий позволяет автоматизировать процесс вычислений и выбрать оптимальные проектные параметры и управление межорбитального транспортного аппарата, а также построить проектный облик аппарата в первом приближении. По полученным проектным параметрам разрабатывается конструктивно-компоновочная схема межорбитального транспортного аппарата с электрореактивной двигательной установкой. С использованием системы твёрдотельного моделирования SolidWorks осуществляется детализация проектного облика аппарата и отдельных его систем.

Методика, изложенная в настоящем пособии, позволяет проанализировать большое количество проектных вариантов. Это приводит к повышению качества курсовых и дипломных проектов, а также учебно-исследовательских работ, выполненных студентами, обучающимися по специальности 24.05.01 «Проектирование, производство и эксплуатация ракет и ракетно-космических комплексов» и направлению 24.04.01 «Ракетные комплексы и космонавтика».

Предлагаемые темы учебно-исследовательских работ:

1. Исследование энергетической и массовой эффективности МТА для различных космодромов старта (Байконур, Восточный, м. Канаверал, о. Хайнань, Гвианский космический центр (Куру)).
2. Оценка потребной массы аккумуляторных батарей для обеспечения непрерывной работы ЭРД при неоптимальных датах старта.
3. Выбор проектных параметров «универсального» МТА, предназначенного для выполнения серии перелётов с возвращением на орбиту старта.

4. Оценка степени деградации солнечных батарей при многократном прохождении радиационных поясов Земли.

5. Оценка влияния возмущающих факторов (притяжение Луны, Солнца, аномалии гравитационного поля Земли) на точность реализации перелёта на ГСО.

6. Оценка дополнительных затрат на управление угловым движением МТА при длительных межорбитальных перелётах.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Tsien H.S. Take off from Satellite Orbit // J. Am. Rocket Soc. 23, 1953. – p. 233 – 236.
2. Лэнгмюр Д.Б. Полеты с малой тягой при отсутствии сил тяготения и при постоянной скорости истечения // // Космическая техника / под ред. Г. Сейферта. – М.: Наука. – 1964. – С. 267–286.
3. Ирвинг Д. Полеты с малой тягой в гравитационных полях при переменной скорости истечения // Космическая техника / под ред. Г. Сейферта. – М.: Наука. – 1964. – С. 286 – 324.
4. Эдельбаум Т.Н. Оптимальные задачи в механике полета маневрирующих космических аппаратов // Современное состояние механики космического полета / под ред. П.Б. Ричардса. – М.: Наука, 1969. – С. 162 – 178.
5. Штулингер Э. Ионные двигатели для космических полетов. М.: Воениздат, 1966. – 344 с.
6. Охоцимский Д. Е. Исследование движения в центральном поле сил под действием постоянного касательного ускорения // Космические исследования. – 1964. – Т.2. – №6. – С. 817–842.
7. Белецкий В.В. Разгон космического аппарата в сфере действия планеты / В.В. Белецкий, В.А. Егоров // Космические исследования. – 1964. – Т.2. – №3. – С. 392–407.
8. Лебедев В.Н. Расчет движения космического аппарата с малой тягой.- М.: ВЦ АН СССР, 1968. – 108 с.
9. Константинов М.С. Оценка энергетики перелёта между сильно некомпланарными круговыми орбитами аппаратов с малой тягой // Тр. Объединённых научных чтений по космонавтике. Секция «Прикладная небесная механика и управление движением». – М., 1979. С. 78–86.
10. Петухов В.Г. Оптимизация многовитковых перелетов между некомпланарными эллиптическими орбитами // Космические исследования. – 2004. – Т. 42. – № 3. – С. 260-279.

11. Петухов В.Г. Оптимальные многовитковые траектории выведения космического аппарата с малой тягой на высококую эллиптическую орбиту // Космические исследования. – 2009. – Т. 47. – № 3. – С. 271-279.
12. Гродзовский Г.Л., Иванов Ю.Н., Токарев В.В. Механика космического полета (проблемы оптимизации). М.: Наука, 1975. – 704 с.
13. Фаворский О.Н., Фишгойт В.В., Янтовский Е.Н. Основы теории космических электрореактивных двигательных установок. – М.: Высшая школа, 1978. – 384 с.
14. Луна – шаг к технологиям освоения Солнечной системы / под науч. ред. В.П. Легостаева и В.А. Лопоты. – М.: РКК «Энергия», 2011. – 584 с.
15. Сердюк В.К., Толяренко Н.В. Межорбитальные транспортные аппараты. «Ракетостроение и космическая техника» (Итоги науки и техники, ВИНТИ АН СССР), М., 1985, 9, 3-284.
16. Сердюк, В. К. Проектирование средств выведения космических аппаратов: учеб. пособие для вузов / под ред. А. А. Медведева. – М: Машиностроение, 2009. – 504 с.
17. Лопота В.А. Космическая миссия поколений XXI века / В.А. Лопота // Полет. – 2010. – №7. – С. 3-12.
18. Коротеев А. С. Ядерный космос России / А. С. Коротеев // Новости космонавтики. – 2010. – Т. 20. – № 2(325). – С. 44-47.
19. Универсальная космическая ступень SEPS с солнечной электроракетной двигательной установкой (обзор) / Астронавтика и ракетодинамика. – 1974. – № 10-11, реф. – С.184-190.
20. Проектно-баллистический анализ транспортных операций космического буксира с электроракетными двигателями при перелетах на геостационарную орбиту, орбиту спутника Луны и в точки либрации системы Земля-Луна / В.В. Салмин, О.Л. Старинова, А.С. Четвериков [и др.] // Космическая техника и технологии. – №1(20). – 2018. – С. 82 – 97.
21. Кауфман Г.Ф. Электростатические двигатели // ВРТ. – 1973. – № 8. – С. 37-52.

22. Морозов А.И. Физические основы космических электрореактивных двигателей. М.: Атомиздат, 1978. – 328 с.
23. Гришин С.Д., Лесков Л.В., Козлов Н.П. Электрические ракетные двигатели. – М.: Машиностроение, 1975. – 272 с.
24. Холловские и ионные плазменные двигатели для космических аппаратов / О.А. Горшков, В.А. Муравлев, А.А. Шагайда; под ред. акад. РАН А.С. Коротева. – М.: Машиностроение, 2008. – 208 с.
25. Электрические ракетные двигатели космических аппаратов и их влияние на радиосистемы космической связи / Н.А. Важенин, В.А. Обухов, А.П. Плохих, Г.А. Попов. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2012. – 432 с.
26. Опыт создания электроракетных двигателей большой мощности в ОАО «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королева» [Электронный ресурс] / В.Г. Островский, А.А. Смоленцев, Б.А. Соколов // Труды МАИ. – Вып. № 60. – 2012.
27. Летные испытания ионных электрореактивных двигателей по проекту SERT-II (обзор) // Астронавтика и ракетодинамика. – 1971. – № 8. – С. 15–42; № 9. – С. 1–37.
28. Керслейк В.Р., Игначек Л.Р. Испытания установки SERT-II в 1979-1981 гг. / Аэрокосмическая техника. – 1983. – № 7. – С. 144-149.
29. Разработка стационарного плазменного двигателя (СПД) и его испытания на ИСЗ «Метеор» / Л.А. Арцимович, И.М. Андронов, Ю.В. Есинчук [и др.] // Космические исследования. – 1974. – Т. XII. Вып.3. – С. 451-468.
30. Обзор работ по электроракетным двигателям в Государственном научном центре ФГУП «Центр Келдыша» [Электронный ресурс] / А.И. Васин, А.С. Коротеев, А.С. Ловцов [и др.] // Труды МАИ. – Вып. № 60. – 2012.
31. <http://saturn-kuban.ru/> – Официальный сайт ПАО «Сатурн».
32. Галкин, В.В. Солнечные и аккумуляторные батареи ОАО «Сатурн» на космических аппаратах с электронными двигателями [Электронный ресурс] // Труды МАИ. – Вып. № 60. – 2012.

33. Грилихес В.А., Орлов П.П., Попов Л.Б. Солнечная энергия и космические полеты. М.: Наука, 1984. 215 с.
34. Евдокимов Р.А., Косенко А.Б. Оптимизация электрической мощности термоэмиссионной ЯЭУ в составе межорбитального буксира для различных средств выведения и допустимого времени транспортировки – (Расчет, проектирование, конструирование и испытание космических систем) // Ракетно-космическая техника: тр. [сб. ст.] / Ракет.-косм. корпорация «Энергия» им. С.П. Королева». – Королев, 2003 – Сер. 12. – Вып. 1-2. – С. 113-119
35. Акимов В.Н., Коротеев А.С. Ядерная космическая энергетика: вчера, сегодня, завтра // Современная наука: сб. науч. ст. – № 2 (7). – 2011. – С. 77 – 85.
36. Электрореактивная двигательная установка космического аппарата «Канопус-В» и ее огневые испытания / В.А. Лесневский, Л.И. Махова, М.В. Михайлов [и др.] // Известия Томского политехнического университета. – 2011. – Т. 319, № 4. – С. 144 – 147.
37. Система коррекции орбиты малого космического аппарата дистанционного зондирования «Канопус-В» / А.В. Горбунов, В.П. Ходненко, А.В. Хромов [и др.] // Вопросы электромеханики. – Т. 126. – 2012. – С. 19 – 24.
38. <https://www.iss-reshetnev.ru/> – Официальный сайт АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М.Ф. Решетнёва».
39. Pless, L. C. Planetary spacecraft – SEPS interface design // AIAA Paper. 1980. N 1227. pp. 1 – 7.
40. Туманов А.В. Основы компоновки бортового оборудования космических аппаратов: учеб. пособие / А.В. Туманов, В.В. Зеленцов, Г.А. Щеглов. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2010. – 344 с.
41. Гуцин В. И. Основы устройства космических аппаратов: учебник для вузов. – М.: Машиностроение, 2003. – 272 с.
42. Ишков С.А., Салмин В.В. Оптимизация траекторий и параметров межорбитальных транспортных аппаратов с двигателями малой

- тяги // Космические исследования. – 1989. – Т.27. – № 1. – С.42-53.
43. Салмин В.В., Ишков С.А. Оптимальные программы управления в задаче межорбитального перелета с непрерывной тягой // Космические исследования. – 1984. – Т. 22. – № 5. – С. 702–711.
44. Салмин В.В. Оптимизация космических перелетов с малой тягой: Проблемы совместного управления траекторным и угловым движением. – М.: Машиностроение, 1987. – 208 с.
45. Основы теории полёта космических аппаратов / под. ред д-ра физ.-мат. наук Г.С. Нариманова и д-ра техн. наук М. К. Тихоновова. – М.: Машиностроение, 1972. – 608 с.
46. Борисенко А.А. Анализ работы электроракетных двигателей в составе двух телекоммуникационных космических аппаратов «Ямал-200» / А.А. Борисенко, М.А. Канищева, В.М. Мурашко [и др.] // Космонавтика и ракетостроение. – 2013. – №1(70). – С. 51–57.
47. Чернявский Г. М. Управление орбитой стационарного спутника / Г.М. Чернявский, В.А. Бартенев, В.А. Малышев. – М.: Машиностроение, 1984. – 144 с.
48. Салмин В.В., Четвериков А.С. Выбор законов управления траекторным и угловым движением космического аппарата с ядерной электрореактивной двигательной установкой при некомпланарных межорбитальных перелётах // Известия Самарского научного центра РАН. – Т. 15. – № 6. – 2013.
49. Салмин В.В., Четвериков А.С. Управление плоскими параметрами орбиты геостационарного космического аппарата с помощью двигателя малой тяги // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. – 2015. – Т. 14. – № 4. – С. 92-101.
50. Архангельский, А.Я. Программирование в Delphi 7. – М.: Бином-Пресс, 2003. — 1152 с.: ил.
51. Четвериков А.С., Салмин В.В. Программный комплекс для выбора оптимальных проектно-баллистических параметров многоорбитального межорбитального транспортного аппарата с электрореак-

тивной двигательной установкой // Труды международной конференции с элементами научной школы для молодежи «Перспективные информационные технологии для авиации и космоса (ПИТ-2010)». – Самара, 2010.

Учебное издание

*Салмин Вадим Викторович,
Четвериков Алексей Сергеевич,
Гоголев Михаил Юрьевич*

**РАСЧЕТ ПРОЕКТНО-БАЛЛИСТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК
И ФОРМИРОВАНИЕ ПРОЕКТНОГО ОБЛИКА
МЕЖОРБИТАЛЬНЫХ ТРАНСПОРТНЫХ АППАРАТОВ
С ЭЛЕКТРОРЕАКТИВНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКОЙ
С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ИНФОРМАЦИОННЫХ ТЕХНОЛОГИЙ**

Учебное пособие

Редактор Н.С. Купринова
Компьютерная верстка Л.Р. Дмитриенко

Подписано в печать 12.11.2019. Формат 60x84 1/16.

Бумага офсетная. Печ. л. 12,25.

Тираж 120 экз. (1-й завод 1-60 экз.). Заказ .

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ АВТОНОМНОЕ
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ ИМЕНИ АКАДЕМИКА С.П. КОРОЛЕВА»

(САМАРСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)
443086 Самара, Московское шоссе, 34.

Изд-во Самарского университета.
443086 Самара, Московское шоссе, 34.

