

На правах рукописи

Боровик Игорь Николаевич

Разработка технического облика кислородно-водородной двигательной установки безгенераторной схемы для межорбитального транспортного аппарата многократного использования

Специальность 05.07.05 -
«Тепловые, электроракетные двигатели и энергоустановки
летательных аппаратов»

Автореферат
диссертации на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Москва 2011

Работа выполнена на кафедре «Ракетные двигатели» Московского авиационного института (государственного технического университета).

Научный руководитель: профессор, доктор технических наук
Козлов Александр Александрович

Официальные оппоненты: профессор, доктор технических наук
Горохов Виктор Дмитриевич
кандидат технических наук
Усов Генрих Леонидович

Ведущая организация: ГКНПЦ им М.В. Хруничева

Защита состоится « 10 » октября 2011 г. в 13 часов
на заседании диссертационного Совета Д212.125.08 в Московском авиационном институте
(государственном техническом университете) по адресу: 125993, Москва, А-80, ГСП-3,
Волоколамское шоссе, д.4.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке МАИ.

Отзыв, заверенный печатью, просьба высылать по адресу: 125993, Москва, А-80,
ГСП-3, Волоколамское шоссе, д.4.

Автореферат разослан: « ____ » _____ 2011 г.

Ученый секретарь
диссертационного
совета Д212.125.08,
профессор, д.т.н.

Ю.В. Зуев

Актуальность работы.

В настоящее время в России, США и Европе активно прорабатывается вопрос о масштабном освоении Луны. Планируется осуществление строительства долговременной лунной орбитальной станции и обитаемой базы на поверхности Луны. Ожидается, что данные проекты позволят отработать технологии для освоения Солнечной системы и дать новый виток развитию космической техники. По расчетам специалистов для выполнения данных проектов потребуется более 1000 тонн всевозможных грузов.

Одним из основных элементов транспортной системы доставки грузов на орбиту Луны является межорбитальный транспортный аппарат (МТА) или по-другому разгонный блок (РБ), доставляющий полезные грузы с низкой околоземной орбиты на траекторию к Луне или на орбиту Луны. В качестве двигательной установки в проектах такого МТА выбрана безгенераторная кислородно-водородная жидкостная ракетная двигательная установка (ЖРДУ). Такой выбор объясняется высокими энергетическими характеристиками кислородно-водородного топлива и особенностями безгенераторной схемы ЖРДУ по сравнению с закрытой схемой: высокой надежностью, простотой отработки и производства, меньшей массой и др.

Ввиду высокой стоимости выведения на низкую орбиту Земли и планируемого большого грузопотока, в проектах освоения Луны исследуется вопрос об использовании в качестве основного средства транспортировки с орбиты Земли на орбиту Луны межорбитального транспортного аппарата многократного использования (МТА МИ) с безгенераторной кислородно-водородной ЖРДУ.

Основная задача МТА МИ – осуществлять выведение полезных грузов с низкой околоземной орбиты на целевые орбиты и отлетные траектории к другим планетам. ЖРДУ МТА МИ – это двигательная установка, способная многократно запускаться и работать на номинальном режиме, при этом кратность использования и суммарный ресурс работы определяются поставленными перед МТА МИ задачами. Схема функционирования МТА МИ показана на рис. 1.

Тема настоящего диссертационного исследования – разработка технического облика безгенераторной ЖРДУ на кислородно-водородном топливе для МТА МИ – это обоснование и выбор оптимальных проектных параметров (ОПП) ЖРДУ в целом и основных ее агрегатов с учетом выполнения требований к ЖРДУ как составной части МТА, обеспечивающих его функционирование с высокой эффективностью.

ЖРДУ МТА является одним из основных его подсистем и главным исполнительным органом системы управления, активно взаимодействующим с соседними системами. Оптимальное проектирование ЖРДУ должно происходить с учетом особенностей функционирования ее в составе МТА и обеспечения выведения с максимальной эффективностью.

Одной из главных задач, стоящих перед конструкторами при проектировании МТА, является выбор и обоснование основных технических требований к ЖРДУ. К основным техническим требованиям к ЖРДУ можно отнести: характеристики применяемого топлива, габаритные размеры (диаметр выходного сечения сопла и осевая длина двигателя), номинальная тяга ЖРДУ в пустоте; соотношение компонентов топлива, количество включений в одном полете; кратность использования, огневой ресурс (за одно включение и суммарный за весь период эксплуатации), вероятность безотказной работы; массу двигательной установки.

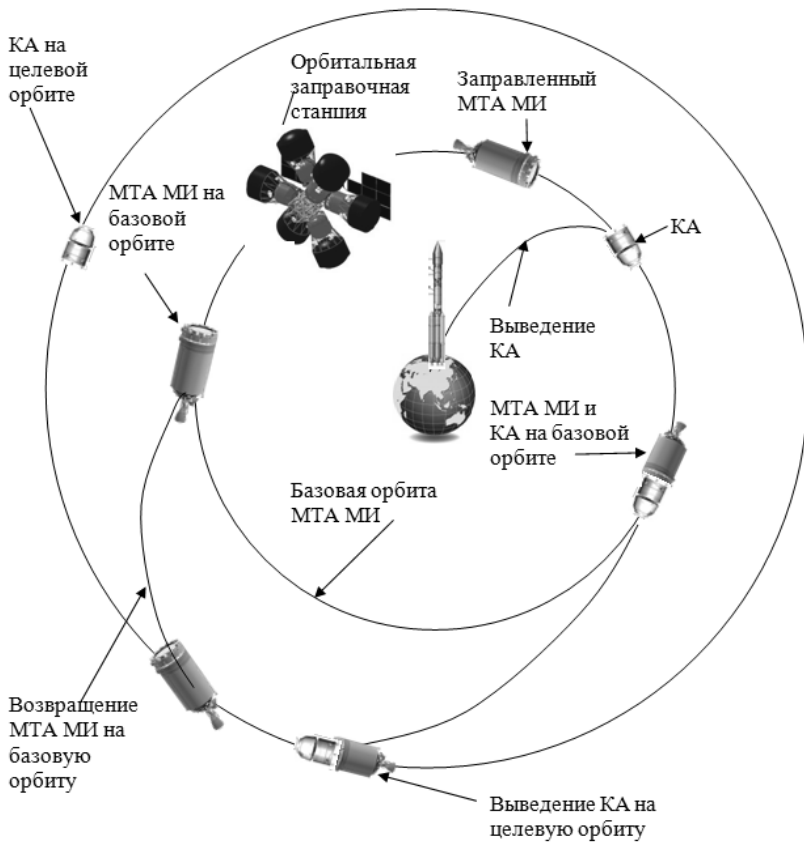


Рисунок 1. Схема функционирования МТА многоразового использования.

Для ускорения темпов освоения космического пространства и исследования Солнечной системы, а также решения проблемы космического мусора, необходимо создавать МТА МИ, способные выводить максимально большую массу полезного груза и имеющие минимальную удельную стоимость выведения на целевую орбиту. Но массовая эффективность МТА МИ ограничена необходимостью иметь запас топлива для возвращения на базовую орбиту. При равной стартовой массе МТА МИ всегда будет проигрывать одноразовому МТА по массе выводимого полезного груза. Применение МТА МИ будет целесообразно только в случае, если его удельная стоимость выведения будет ниже, чем у одноразового. Поэтому разработка технического облика ЖРДУ МТА МИ оптимального по критериям максимума полезного груза и минимума удельной стоимости выведения является актуальной научно-технической задачей.

Целью работы является увеличение эффективности (по полезной нагрузке и удельной стоимости выведения) МТА МИ путем разработки технического облика ЖРДУ с применением модели многокритериального поиска ее оптимальных проектных параметров.

Основные задачи, решаемые в диссертационной работе:

1. Разработка математической модели определения оптимальных основных проектных параметров ЖРДУ МТА МИ по массовым и стоимостным критериям.
2. Разработка программы определения оптимальных основных проектных параметров ЖРДУ МТА МИ по массовым и стоимостным критериям и формирования технического облика ЖРДУ.
3. Разработка рекомендаций по выбору оптимальных проектных параметров ЖРДУ МТА МИ для различных задач выведения.

Научная новизна работы заключается в следующем:

1. Впервые создана математическая модель и разработана программа, определения оптимальных основных проектных параметров по критериям минимальной удельной стоимости и максимальной массы полезного груза и формирования технического облика ЖРДУ МТА МИ.
2. Разработанная модель позволяет:
 - определить оптимальные проектные параметры МТА МИ, ее ЖРДУ и агрегатов питания, учитывая энергоемкость выполняемых задач, величину грузопотока, выводимого на целевую орбиту, кратность использования, вероятность безотказной работы и стартовую массу МТА МИ на начальной орбите;
 - оценить удельную стоимость выведения полезного груза на целевую орбиту с помощью МТА МИ по проектным параметрам его ЖРДУ;
 - оценить объем и стоимость экспериментальной отработки ЖРДУ и всего МТА МИ для достижения экономически оправданного уровня надежности;
 - определить эффективность различных вариантов модернизации ЖРДУ МТА для решения конкретных задач выведения;
 - определить оптимальные проектные параметры агрегатов питания ЖРДУ.

Практическая ценность и реализация результатов работы.

Применение разработанной модели позволяет еще на ранних этапах проектирования, для заданной задачи, выведения определить оптимальный по критериям минимальной удельной стоимости и максимальной массе полезного груза технический облик ЖРДУ МТА МИ с учетом особенностей ее эксплуатации и кратности использования.

Разработанная модель позволяет сделать оценку массы безгенераторной ЖРДУ и оценку массы конструкции МТА МИ в целом.

В работе изложена методика поиска оптимальных основных проектных параметров ЖРДУ одноразового и многоразового МТА по критериям минимальной удельной стоимости выведения и максимальной массы полезного груза.

Выработаны рекомендации по модернизации безгенераторного двигателя РД-0146 для применения его в составе МТА, доставляющего КА на ГСО.

Используя разработанную модель, были найдены ОПЖ ЖРДУ МТА МИ, а также сформирован ее технический облик и определены проектные параметры ее агрегатов питания. Даны рекомендации по проектированию ЖРДУ МИ.

Степень обоснованности и достоверности полученных результатов, выводов и рекомендаций, сформулированных в диссертации, обеспечивается:

- использованием известных научных положений, методов исследований;
- определение основных проектных параметров агрегатов питания ДУ основано на общих закономерностях теории жидкостных ракетных двигателей;
- результаты расчета массовых характеристик ЖРДУ и всего МТА в целом по модели подтверждаются статистическими данными, опубликованными в открытой печати.

Основным вкладом диссертанта является разработанная автором математическая модель и программа определения оптимальных основных проектных параметров и технического облика ЖРДУ МТА МИ по критериям минимальной удельной стоимости

выведения и максимальной массе полезного груза. По найденным с использованием разработанной модели проектным параметрам сформирован технический облик ЖРДУ для МТА МИ, выводящего полезные грузы на геостационарную орбиту (ГСО) и низкую орбиту Луны.

Апробация работы. Основные результаты работы обсуждались на: Всероссийской научно-технической конференции "Ракетно-космические двигательные установки" (МГТУ имени Н.Э. Баумана, г. Москва, 2008); 5th International Spacecraft propulsion Conference Symposium on Space Propulsion, (Гераклион, Греция, 2008); 60th International Astronautical Congress, (Даеджон, Республика Корея, 2010)

Публикации. По материалам диссертации опубликовано 7 печатных работ, из них 3 в журнале «Вестник МАИ», имеющим аккредитацию ВАК.

Структура и объем работы. Диссертационная работа состоит из введения, пяти глав, заключения и списка используемых источников из 66 наименований, изложена на 155 страницах машинописного текста и иллюстрирована 47 рисунками, число таблиц - 13.

Краткое содержание работы.

Во введении обосновывается актуальность и новизна темы, формулируется цель работы и задачи исследования.

Первая глава посвящена обзору литературных источников по разработке МТА МИ за последние 30 лет. Показано, что большинство из проектов прошлых лет предназначалось для транспортировки пилотируемых космических аппаратов (КА) на ГСО и орбиту Луны (Teleoperator Maneuvering System, Freebird, Orbital Transfer Vehicle). Проекты, созданные на современном этапе, предусматривают в большей степени использование МТА МИ для транспортировки КА и грузов на высокоэнергетические орбиты и снабжение Лунной орбитальной базы. Показано, что в будущем **величина грузопотока**, а, следовательно, и **засорения околоземного космического пространства объектами космического мусора**, будет неуклонно возрастать за счет выведения КА связи и телевидения на ГСО и транспортировки полезных грузов для строительства и обеспечения программы освоения Луны. Установлено, что одним из основных решений проблемы является использование МТА МИ космического базирования, масса которого на начальной орбите не ограничивается возможностями средств выведения на низкую околоземную орбиту.

Показано, что наиболее значимыми критериями оптимизации для ЖРДУ МТА МИ являются максимальная масса полезного груза и минимальная удельная стоимости выведения МТА МИ.

Во второй главе описан объект исследования диссертационной работы. Рассмотрен типовой состав систем и агрегатов ЖРДУ и всего МТА и дана его обобщенная массовая сводка. Показано, что на долю ЖРДУ в общей сухой массе МТА приходится около 62%. Проанализированы основные тенденции развития технических требований к ЖРДУ МТА на современном этапе развития космической техники.

Показано, что наилучшим топливом для МТА, выводящего полезные грузы на высокоэнергетические орбиты, является кислородно-водородное топливо. Рассмотрены особенности безгенераторного ЖРД. Показано, что двигатель безгенераторной схемы по своим характеристикам является наиболее подходящим для МТА МИ.

Третья глава посвящена описанию разработанной модели определения оптимальных проектных параметров и формирования технического облика ЖРДУ МТА.

Приводятся особенности концептуального проектирования оптимальной ЖРДУ МТА. Показано, что для обеспечения высокой эффективности МТА необходимо, чтобы проектные параметры ЖРДУ были оптимизированы по критериям эффективности всего МТА.

Термин «оптимальный» в понимании автора отражает целенаправленность выбора основных параметров, исходящего непосредственно из требований выполнения задач

управления МТА с максимальной эффективностью и одновременно отвечающего условиям взаимодействия ЖРДУ с бортовыми подсистемами МТА.

Показано, что существующие модели выбора оптимальных параметров ЖРДУ МТА, представленные в работах В.Ф. Сафрановича, Л.М. Эмдина, С.Д.Гришина, В.В. Кокорина, Н.П. Харламова, Н.Б. Рутовского, Е.Б. Соловьева, Г.В. Малышева, Х.С. Блейха, В.И. Зернова и др., рассматривают лишь оптимизацию одноразовых МТА и не позволяют разработать оптимальный технический облик ЖРДУ МТА МИ по критерию минимальной удельной стоимости. На основе представленной концепции автором разработана математическая модель (ММ) космического комплекса – транспортная космическая система (ТКС) - МТА - ЖРДУ, в которой тесно сопряжено взаимодействие двигательной установки с летательным аппаратом. Структура ММ показана на рис. 2.

Она включает в себя модуль исходных данных, и модули, в которых используются расчеты по многочисленным частным инженерным методикам и математическим моделям, стоящим на разных уровнях процесса проектирования МТА и ЖРДУ. Модель включает в себя последовательный расчет энергетических и массовых характеристик МТА и ЖРДУ, расчет стоимостных параметров разработки и производства ЖРДУ и всего МТА, расчет критериев эффективности комплекса ТКС - МТА МИ - ЖРДУ, нахождение оптимальных проектных параметров ЖРДУ под конкретную задачу выведения, расчет баланса мощностей ТНА ЖРДУ и проектных параметров агрегатов ее пневмогидросистемы.

В качестве исходных данных в модели приняты следующие параметры: характеристическая скорость межорбитального перехода, начальная масса МТА, характеристики топлива, схема двигательной установки, инфраструктура транспортной космической системы, размеры и характеристики материалов агрегатов ЖРДУ.

Оптимизируемыми основными проектными параметрами в модели являются: коэффициент избытка окислителя; давление в камере сгорания; геометрическая степень расширения сопла; тяга камеры; вероятность безотказной работы ДУ при каждом включении; суммарный огневой ресурс ДУ и суммарное количество включений ДУ за все время эксплуатации.

Помимо решения задачи оптимизации математическая модель учитывает реализуемость полученных значений ОПП в проектируемом двигателе (таких как: давление в камере сгорания, расход, геометрическая степень расширения сопла и соотношение компонентов топлива) и выдает проектные параметры агрегатов и систем ДУ. Рассчитывается баланс мощностей насосов и турбин, и определяются ожидаемые параметры его агрегатов и систем (таких как: давление бустерных насосов на входе и выходе; давление основных насосов на входе и выходе; оптимальные частоты вращения вала БТНА и ТНА для заданных расходов, соответствующие максимальным КПД насосов; КПД турбин БТНА и ТНА; КПД насосов БТНА и ТНА; температура подогрева водорода в рубашке охлаждения камеры сгорания; перепад давления в рубашке охлаждения). Специалисты могут производить окончательный выбор ОПП и проектных решений при создании агрегатов и систем ЖРДУ с учетом их практической реализуемости в данном КБ.

Оценивая реализуемость полученного набора ОПП, можно менять границы поиска ОПП и находить лучшие решения. После проверки на реализуемость специалист анализирует полученные результаты и разрабатывает технический облик ЖРДУ МТА МИ, или выработывает проектное решение по модернизации уже существующей ЖРДУ, или продолжает поиск ОПП с учетом ограничений на реализуемость.

В главе описываются допущения, принятые в модели.

Полнота сгорания топлива в камере сгорания принята равной 0.995.

Требуемая надежность и ресурс ЖРДУ и МТА МИ в целом обеспечивается не увеличением массы агрегатов и узлов, а применением более прочных материалов и общим конструктивным совершенством.

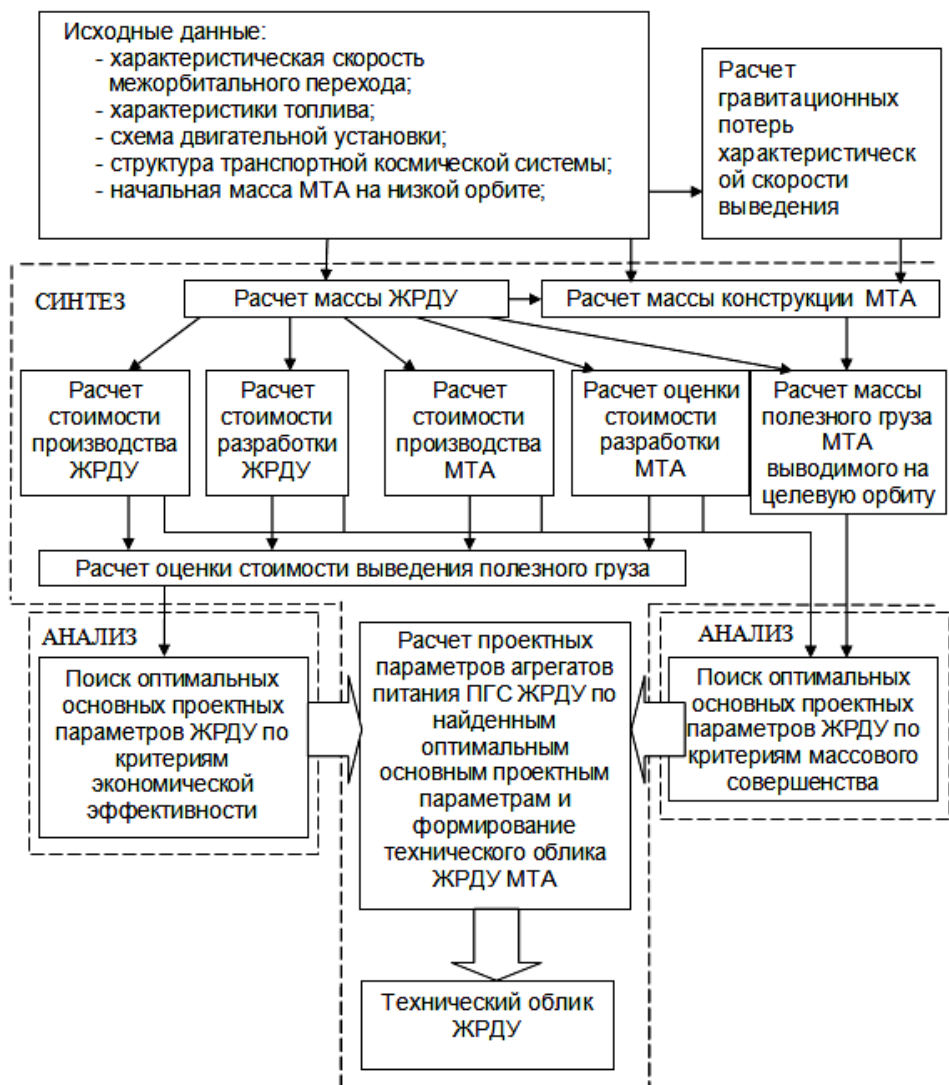


Рисунок 2. Структура математической модели поиска оптимальных параметров ЖРДУ МТА МИ.

В модели рассматривается возможность отказа МТА МИ только по причине отказа его ЖРДУ.

Программа транспортировки полезных грузов на заданную орбиту реализуется с помощью группы из нескольких МТА МИ, причем в ходе выполнения программы возможны отказы МТА МИ.

В случае отказа МТА МИ он заменяется из парка, имеющегося на базовой орбите, и программа транспортировки продолжается.

Все расчетные методики, применяемые в модели, описаны в литературе по теории и проектированию ЖРД. Для определения энергетических характеристик ЖРДУ используется модуль интерполяции данных термодинамического расчета. Основной задачей данного модуля является определение ожидаемого удельного импульса. Сравнение рассчитанных по модели значений ожидаемого удельного импульса с реальными (для двигателей РД-0146, РД-0146, RL-10A-4-2, RL-10B-2, Vinci, RL-60, MB-60) представлены на рис. 3. Средняя погрешность расчета удельного импульса составила – 0.733%, максимальная – 1.5%.

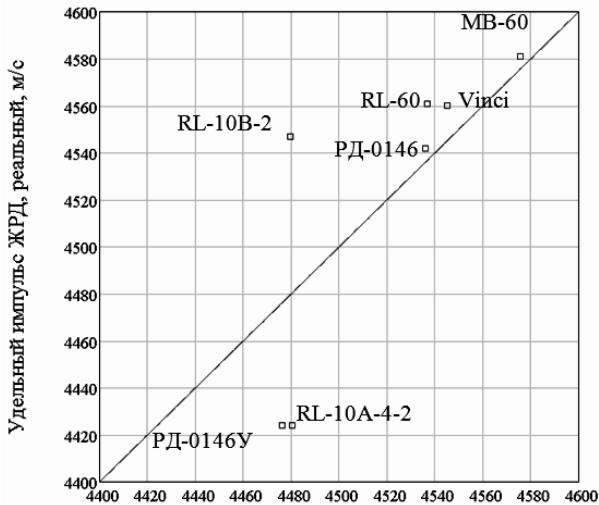
Определение потребной характеристической скорости выведения производится в программном модуле баллистического расчета. Расчет гравитационных потерь характеристической скорости происходит путем интерполяции данных решения системы дифференциальных уравнений движения МТА на активном и пассивном участках траектории выведения.

Математическая модель определения массы ЖРД основывается на предположении того, что массы турбонасосных агрегатов, бустерных турбонасосных агрегатов, камеры сгорания и сопла являются функциями режимных параметров ЖРД: соотношения компонентов топлива, тяги, степени расширения сопла и давления в камере сгорания. Массы же остальных элементов ЖРД являются функциями тяги. Основные положения данной математической модели изложены в работах А.А. Козлова. Автором была проведена корректировка данной модели [4, 5] для более точного расчета массы современных безгенераторных ЖРД. На рис. 4 показан график сравнения вычисленных масс ЖРД с реальными массами, взятыми из открытых источников. Средняя погрешность вычислений составила – 5.3%.

В модуле расчета массы конструкции МТА используются зависимости массы топливных баков, системы наддува, реактивной системы управления, приборного отсека, деталей общей сборки и прочих систем от ОПП ЖРДУ МТА и стартовой массы. Данные зависимости приведены в работах А.А. Козлова и В.С. Хохулина. На рис. 5 показано сравнение масс конструкции МТА, вычисленных по модели с реальными современными кислородно-водородными МТА, взятыми из открытых источников. Средняя погрешность вычисления массы конструкции МТА составила – 5,1%.

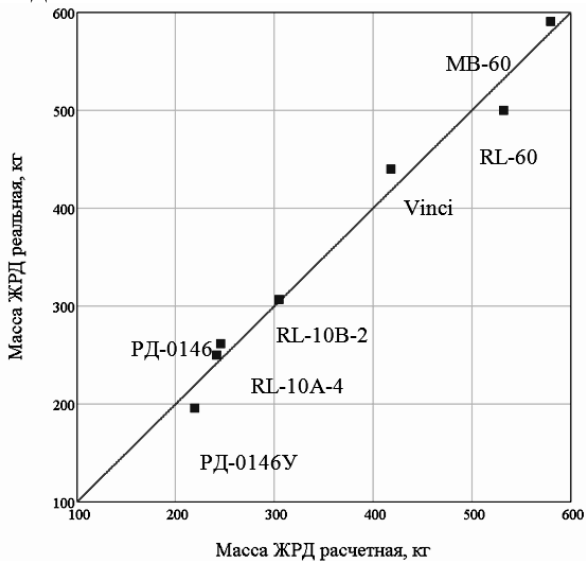
Для нахождения величины массы полезного груза используется методика, широко освещенная в литературе по проектированию МТА однократного использования (см. например работы В.К. Сердюка, В.С. Хохулина) На рис. 6 показано сравнение масс полезного груза МТА, вычисленных по модели, с реальными современными кислородно-водородными МТА, взятыми из открытых источников. Максимальная погрешность вычисления массы полезного груза составила – 13,7%, а средняя – 3,4%.

Для оценки стоимости разработки и производства ЖРДУ и МТА в модели применяются стоимостные зависимости, разработанные Д.Колле на основе статистики, в которых расчет стоимости производится по значению массы конструкции МТА или ЖРДУ и коэффициентов, отражающих возможности современного производства. Погрешность этих моделей находится на уровне менее 10-15%.



Удельный импульс ЖРД, расчетный, м/с

Рисунок 3. Сравнение реальных и рассчитанных удельных импульсов ЖРД.



Масса ЖРД реальная, кг

Рисунок 4. Сравнение реальных и рассчитанных масс ЖРД

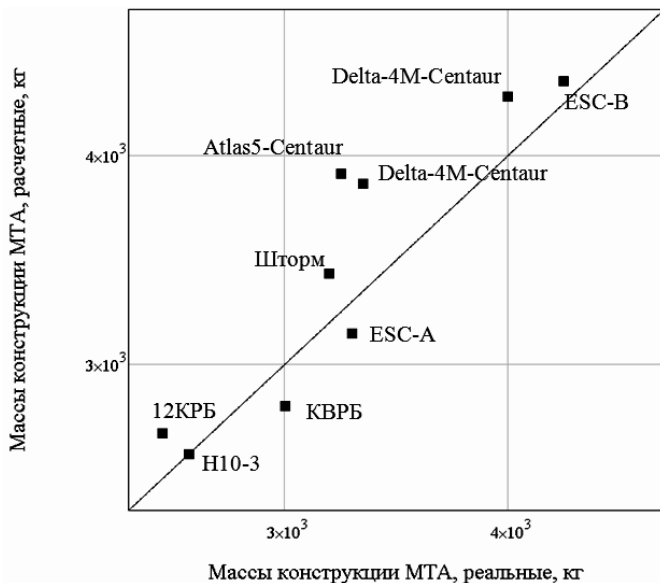


Рисунок 5. Сравнение рассчитанных и вычисленных масс конструкции МТА.

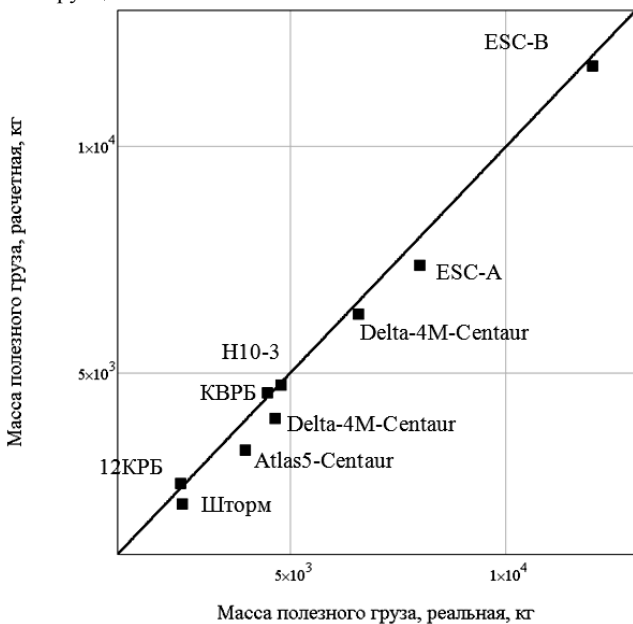


Рисунок 6. Сравнение масс полезного груза МТА, вычисленных по модели с реальными.

Для расчета стоимости разработки ЖРД, как многоразового, так и одноразового, применяется следующая зависимость:

$$C_{\text{жрд_разр}} = 277 \cdot m_{\text{жрд}}^{0.48} \cdot f_0 \cdot f_1 \cdot f_2(p_{\text{нал}}) \cdot f_3 \cdot f_6 \cdot f_7 \cdot f_8 \cdot C_{\text{чел_год}}, \quad (1),$$

где f_0 -коэффициент, учитывающий количество составных частей и ступеней ЛА; f_1 -коэффициент, учитывающий новизну разрабатываемого двигателя или МТА; f_2 -коэффициент, учитывающий опыт разработчиков; f_3 -коэффициент, учитывающий регуляторности финансирования разработки; f_6 -коэффициент, учитывающий количество конструкторских бюро участвующих в разработке; f_7 -коэффициент, учитывающий количество конструкторских бюро участвующих в разработке; f_8 -коэффициент, учитывающий производительность труда в среднем по отрасли в стране, где производится разработка; $C_{\text{чел_год}}$ - стоимость одного человек-года в среднем по отрасли в стране, где ведется разработка; $f_2(p_{\text{ВБР}})$ -коэффициент учета технического совершенства вновь разрабатываемого ЖРД, зависящий от требуемой вероятности безотказной работы, которая в свою очередь зависит от количества испытаний $N_{\text{исп}}$, затраченных на подтверждение данного уровня вероятности безотказной работы при экспериментальной отработке:

$$f_2(p_{\text{ВБР}}) = 0.026 \cdot \ln(N_{\text{исп}}(p_{\text{ВБР}}))^2 \quad (2),$$

Необходимое число испытаний, требуемое для подтверждения заданного уровня нижней границы вероятности безотказной работы в течение рабочего ресурса, рассчитывается из уравнения статистической теории надежности ЖРД :

$$\sum_{j=0}^r \left[\frac{N_{\text{исп}}!}{j! \cdot (N_{\text{исп}} - j)!} \cdot p_{\text{ВБР}}^{N_{\text{исп}} - j} \cdot (1 - p_{\text{ВБР}})^j \right] = 1 - \gamma \quad (3),$$

где γ - доверительная вероятность, r – число отказов при испытаниях.

Т.о. необходимое число испытаний для подтверждения требуемой вероятности безотказной работы в течение рабочего ресурса зависит от требуемой вероятности безотказной работы и доверительной вероятности.

Для расчета стоимости разработки МТА, как одноразового, так и многоразового, применяется следующая зависимость:

$$C_{\text{мта_разр}} = (100 \cdot (m_{\text{сух}} - m_{\text{жрд}})^{0.555} + 277 \cdot m_{\text{жрд}}^{0.48}) \cdot f_0 \cdot f_1 \cdot f_2(p_{\text{ВБР}}) \cdot f_3 \cdot f_6 \cdot f_7 \cdot f_8 \cdot C_{\text{чел_год}} \quad (4),$$

где $m_{\text{сух}}$ - масса "сухого" МТА;

Расчет стоимости производства ЖРДУ и МТА в модели проводится с учетом того, что с каждым новым произведенным двигателем и аппаратом стоимость следующего будет меньше за счет большей освоенности производства и опыта, приобретенного персоналом завода-изготовителя. Для этого в формулу расчета стоимости введены коэффициенты $f_{4\text{жрд}}$ и $f_{4\text{мта}}$,

Для расчета стоимости производства ЖРДУ применяется следующая зависимость:

$$C_{\text{изг_ЖРД}} := f_0 \cdot 5.16 \cdot m_{\text{жрд}}^{0.45} \cdot f_{4\text{жрд}}(N_{\text{жрд_в_год}}) \cdot f_8 \cdot C_{\text{чел_год}} \quad (5)$$

Для расчета стоимости производства МТА МИ применяется следующая зависимость:

$$C_{\text{изг_МТА}} = f_0 \left[1.3 \cdot (m_{\text{сух}} - m_{\text{жрд}})^{0.65} \cdot f_{4\text{мта}}(N_{\text{мта_в_год}}) + 5.16 \cdot m_{\text{жрд}}^{0.45} \cdot f_{4\text{жрд}}(N_{\text{жрд_в_год}}) \right] \cdot f_8 \cdot C_{\text{чел_год}} \quad (6),$$

где $N_{\text{мта_в_год}}$ - количество МТА МИ, произведенных за один год;

$N_{\text{жрд_в_год}}$ - количество ЖРД, произведенных за один год;

- коэффициент снижения затрат на производство МТА МИ;

$$f_{4\text{мта}}(N_{\text{мта_в_год}}) = N_{\text{мта_в_год}}^{\frac{\ln(0.89)}{\ln(2)}}$$

- коэффициент снижения затрат на производство ЖРДУ;

$$f_{4\text{жрд}}(N_{\text{жрд_в_год}}) := N_{\text{жрд_в_год}}^{\frac{\ln(0.875)}{\ln(2)}}$$

В общем виде формула расчета удельной стоимости выведения полезного груза с помощью одноразового МТА выглядит так:

$$C_{\text{оМТА}} = \frac{1}{m_{\text{пг}}} \cdot (C_{\text{изг_МТА}} + C_{\text{топлива}} \cdot m_{\text{топлива}} + C_{1\text{кг_на_200км}} \cdot m_0) \quad (7),$$

где $m_{\text{пг}}$ - масса полезного груза; $C_{\text{топлива}}$ - удельная стоимость топлива, зависящая от соотношения компонентов (в данном случае жидкий водород и жидкий кислород); $m_{\text{топлива}}$ - масса топлива, необходимого для совершения одного выведения на целевую орбиту; $C_{1\text{кг_на_200км}}$ - стоимость выведения 1 кг груза на орбиту 200 км с помощью РН; m_0 - масса МТА на начальной орбите (базовой).

В общем виде формула расчета удельной стоимости выведения полезного груза с помощью МТА МИ выглядит так

$$C_{\text{мМТА}} = \frac{(C_{\text{изг_МТА}} + C_{1\text{кг_на_200км}} \cdot m_{\text{сухМТА}}) \cdot N_{\text{мМТА}}}{m_{\text{пг}\Sigma}} + \frac{(C_{\text{топлива}} + C_{1\text{кг_на_200км}}) \cdot m_{\text{топлива}}}{m_{\text{пг}}} + C_{1\text{кг_на_200км}} \quad (8)$$

где $N_{\text{мМТА}}$ - это количество МТА МИ, необходимых для выведения всего грузопотока, запланированного в программе транспортировки (т.к. при выполнении программы транспортировки отказы не исключены). Для обеспечения большей надежности количество необходимых МТА будет равно:

$$N_{\text{мМТА}} = 1 + 1/P_{\text{ВБР_мМТА}} \quad (9).$$

Т.е. требование к количеству МТА МИ, необходимых для выполнения программы транспортировки, устанавливаются по самому "жесткому" варианту.

В основу модели расчета вероятности безотказной работы взята модель снижения надежности многоразовых космических летательных аппаратов за счет выработки ресурса, приведенная в работах А.А. Золотова. Автором предложена формула для расчета вероятности безотказной работы ЖРДУ МТА МИ за всё время эксплуатации с учетом выработки ресурса:

$$P_{\text{ВБР_мМТА}} = 1 - \frac{\chi_{\gamma}^2(N_{\text{исп}})^{\alpha}}{\chi_{\alpha}^2(N_{\text{исп}})^{\alpha}} \cdot \frac{1}{\text{количество_включений_за_один_полет}} \cdot \left(\frac{m_{\text{пг}\Sigma}}{m_{\text{пг}}} \right)^{\alpha} \cdot N_{\text{исп}}^{\alpha-1} \quad (10),$$

где

$\chi_{\gamma}^2(N_{\text{исп}})$ - квантиль распределения "хи квадрат" соответствующий уровню доверия γ ;

$\chi_{\alpha}^2(N_{\text{исп}})$ - квантиль распределения "хи квадрат" соответствующий уровню значимости $1-\gamma$;

$m_{\text{пг}\Sigma}$ - суммарный грузопоток;

α - параметр распределения Вейбулла;

Показано, что разработка МТА МИ на большое число полетов потребует проведения большого количества испытаний для подтверждения очень высокого уровня вероятности безотказной работы при каждом запуске и использования парка МТА МИ для реализации программы транспортировки, позволяющего оперативно заменять вышедшие из строя МТА МИ. Автором рассматривается следующая концепция функционирования МТА МИ в составе ТКС, выводящей на целевую орбиту некоторый грузопоток. Для выведения данного грузопотока на базовой орбите находится группа МТА МИ (парк), которые по очереди выводят полезные грузы на их целевые орбиты. Для такой сложной технической системы как МТА МИ, длительно работающей в условиях космического пространства, отказ исключить нельзя. Поэтому, при разработке облика ЖРДУ МТА МИ необходимо учитывать то, что вывести весь грузопоток одним сверхнадежным МТА МИ не удастся, МТА МИ из существующего на базовой орбите парка подменяют отказавшие МТА МИ. Формулы (9) и (10) позволяют найти требуемое количество МТА МИ в парке, используемое для выведения заданного грузопотока с учетом снижения вероятности безотказной работы по мере выработки ресурса.

Основной задачей, решаемой с помощью разработанной модели, является поиск оптимальных проектных параметров ЖРДУ по критерию минимальной удельной стоимости выведения и максимальной массы полезного груза. В данной работе оптимизация осуществляется методом исследования пространства параметров, разработанным И.М. Соболевым и Р.Б. Статниковым. В разработанной программе он реализован в диалоговом режиме, и оператор может в процессе итерационного расчета проектных параметров изменять границы варьирования ОПП, добавлять дополнительные критерии и функциональные ограничения.

В главе также описан модуль формирования технического облика и проверки найденных ОПП на реализуемость. Основная задача, решаемая в данном модуле – это нахождение параметров БТНА и ТНА горючего и окислителя, а также параметров камеры сгорания и сопла, при которых бы выполнялись балансы мощностей БТНА и ТНА и обеспечивались параметры камеры сгорания (тяга, давление и соотношение компонентов). Входными параметрами данного модуля являются: расход топлива в камеру сгорания, соотношение компонентов топлива и давление в камере сгорания. Для расчета отдельных элементов ПГС существует возможность вводить дополнительные исходные данные, например: число ступеней насосов и турбин ТНА и БТНА, тип бустерного насоса, число оборотов ТНА и БТНА, перепад давления в рубашке охлаждения камеры сгорания и температуру подогрева водорода в рубашке охлаждения.

Моделирование параметров агрегатов ПГС ЖРДУ производится на установившихся режимах работы по методикам, изложенным в работах Алемасова В.Е., Васильева А.П., Кудрявцева В. М., Овсянникова Б.В., Кравчика Н.И., Боровского Б.И., Курпатенкова В.Д. и др.

В **четвертой главе** проводится анализ применения математической модели для формирования технического облика ЖРДУ МТА *одноразового* использования и ее верификации на примере ЖРД РД-0146 и РБ КВТК и ЖРД Vinci по проектным параметрам, опубликованным в открытой печати.

Произведено сравнение технического облика ЖРДУ, сформированного по проектным параметрам РД-0146, с техническим обликом реального РД-0146.

Полученные результаты показали хорошее совпадение рассчитанных параметров РД-0146, с опубликованными в открытой печати. Это позволяет сделать вывод о том, что и другие результаты, полученные по модели и не имеющие экспериментального подтверждения, также заслуживают доверия.

Основываясь на этом предположении, проведен анализ возможности модернизации штатного маршевого ЖРД РБ КВТК РД-0146 в части увеличения степени расширения сопла и снижения числа оборотов ротора ТНА водорода. Показано, что при уменьшении частоты вращения ротора ТНА водорода РД-0146 до 80000 об/мин давление в камере сгорания составит 7 МПа. Снижение давления с 8 МПа до 7 МПа приводит к уменьшению массы полезного груза почти на 1% для сопла диаметром 1.2 м и на 0.4% для сопла диаметром 2.2 м и, соответственно, увеличению удельной стоимости выведения на 0.6% для сопла диаметром 1.2 м и 0.45% для сопла диаметром 2.2 м. Т.о. уменьшение частоты вращения ротора ТНА водорода двигателя РД-0146 до 70000 об/мин для снижения его вибронпряженности и давления в камере сгорания приводит к незначительному снижению массы полезного груза (на 1%).

Решена задача определения оптимальных проектных параметров безгенераторной кислородно-водородной ЖРДУ для МТА *одноразового* использования. Расчет ОПП был произведен для двух ограничений по диаметру выходного сечения сопла - 1.2 м и 2.2 м – и для четырех задач выведения, соответствующих характеристическим скоростям межорбитального перехода 2500 м/с, 3500 м/с, 4800 м/с и 7000 м/с. Для максимизации массы

полезного груза *одноразового* МТА, необходимо использовать ЖРДУ со следующими основными проектными параметрами (в случае ограничения по диаметру выходного сечения сопла - 1.2 м): соотношение компонентов топлива 5.946; геометрическая степень расширения сопла 122; давление в камере сгорания $82 \cdot 10^5$ Па; пустотная тяга ЖРДУ 150 кН; удельный импульс 4482 м/с. И в случае ограничения по диаметру выходного сечения сопла – 2.2 м: соотношение компонентов 6.289; геометрическая степень расширения сопла 368; давление в камере сгорания $77 \cdot 10^5$ Па; пустотная тяга ЖРДУ 160 кН; удельный импульс 4569 м/с;

Двигательные установки с такими ОПП будут с максимальной эффективностью функционировать в составе МТА. Наибольшее повышение эффективности произойдет при оптимизации ЖРДУ МТА, выводящих полезный груз на наиболее энергоемкие орбиты (ГСО и отлетные траектории к планетам Солнечной системы).

Установлено, что ЖРДУ, проектные параметры, которых оптимизированы для более энергоемких задач имеют меньшую потерю эффективности при применении их для решения задач, на которые они не были оптимизированы.

Показано, что применение ЖРДУ с оптимизированными проектными параметрами в составе *одноразового* МТА, вместо РД-0146, позволит увеличить массу выводимого полезного груза на 3.8% (в зависимости от энергоемкости задачи) для диаметра сопла ЖРДУ равного 1.2 м и на 11.4% для диаметра сопла 2.2 м, а удельная стоимость выведения снизиться на – 9.72% для диаметра сопла 1.2 м и на 12.15% для диаметра сопла 2.2 м.

В *пятой главе* проводится анализ результатов применения математической модели для формирования технического облика ЖРДУ МТА *многоразового* использования. Разработанная модель позволяет рассчитать ОПП и сформировать технический облик МТА МИ для любых значений начальных масс МТА МИ в диапазоне от 10000 кг до 150000 кг и характеристических скоростей от 0 м/с до 7500 м/с.

Были произведены расчеты ОПП и сформированы технические облики ЖРДУ пяти вариантов МТА, целевые задачи выведения которых приведены в табл. 1.

Разработаны технические облики ЖРДУ МТА МИ по основным проектным параметрам и рассчитаны проектные параметры агрегатов пневмогидросистемы, обеспечивающие повышенную надежность, ресурс, простоту и экономичность конструкции для выбранных вариантов. В качестве примеры рассчитанных вариантов на рис. 7. показан технический облик варианта 1. Анализ полученных результатов показал, что для вариантов тяжелых МТА МИ (вариант 1 и 2) в сформированном по оптимальным параметрам техническом облике ЖРДУ, частоты вращения ротора ТНА водорода не превысили 71000 об/мин, ротора ТНА кислорода 15000 об/мин при ресурсе 24000 с и 20000 с соответственно. МТА МИ с ЖРДУ с менее тепло- и вибронпряженными параметрами позволит вывести на целевую орбиту на 5% и 2% меньше массы полезного груза (для орбит определяемых характеристической скоростью межорбитального перехода 4600 м/с и 4200 м/с соответственно).

Показано, что при модернизации РД-0146 для снижения тепло- и вибронпряженности и применения его на МТА МИ начальной массой около 30000 кг (вариант 3 и вариант 5), массовая и экономическая эффективность МТА МИ будет практически равной эффективности МТА МИ с ЖРДУ с оптимизированными параметрами.

Показано, что оптимизация параметров ЖРДУ МТА МИ под конкретную задачу выведения позволяет увеличить массу полезного груза и снизить удельную стоимость по сравнению с МТА МИ с ЖРДУ на основе уже разработанного РД-0146. Общая тенденция такова, что, чем более энергоемкая задача решается МТА МИ тем, предпочтительнее использование оптимизированной ЖРДУ.

Таблица 1. Задачи выведения, решаемые с помощью *многооразового* МТА.

Варианта МТА МИ	Масса полезного груза, кг	Характеристическая скорость ΔV , м/с	Задачи выведения	Масса МТА МИ на начальной орбите, кг
Вариант 1 (ППТК НП)	16500	4600	Низкая окололунная орбита (с изменением плоскости орбиты)	132000
Вариант 2 (ATV)	20750	4200	Низкая окололунная орбита	114500
Вариант 3 (Pressurized logistics Transporter)	7800	3300	Траектория перелета к Луне	31500
Вариант 4 (Crew transportation system)	13000	3200	Траектория перелета к Луне	48000
Вариант 5 (КА)	7900	2800	Геопереходная орбита	25000

Показано преимущество использования оптимизированных вариантов ЖРДУ для МТА МИ, обладающих массой на начальной орбите более 100 тонн и выводящих полезный груз на высокоэнергетические орбиты, перед ЖРДУ, основанной на двигателях РД-0146, т.е. двигательной установкой, состоящей из нескольких РД-0146. Для данных вариантов МТА МИ (варианты 1 и 2) удельная стоимость выведения с оптимизированными ЖРДУ на 23% меньше, чем с ЖРДУ на основе РД-0146, даже с учетом стоимости разработки ЖРДУ и МТА МИ.

Применение оптимизированных ЖРДУ для МТА МИ относительно небольшой начальной массы (до 50 тонн) (варианты 3, 4 и 5), выводящих полезный груз на орбиты средней и низкой энергоемкости экономически не оправдано, т.к. не приводит к уменьшению удельной стоимости выведения и увеличению массы полезного груза по сравнению с ЖРДУ на основе РД-0146.

Рассмотрено применение композиционных материалов в качестве материала конструкции МТА МИ. Применение композиционных материалов в конструкции МТА МИ позволит на 20-30% снизить массу топливного отсека, на 10-15% "сухую" массу МТА МИ и повысить массу полезного груза на 14%.

Разработанная модель позволила провести анализ зависимости удельной стоимости от характеристической скорости выведения и грузопотока на целевую орбиту для различных начальных масс МТА однооразового и многооразового использования. Данный анализ был проведен без учета стоимости инфраструктуры на орбите базирования МТА МИ.

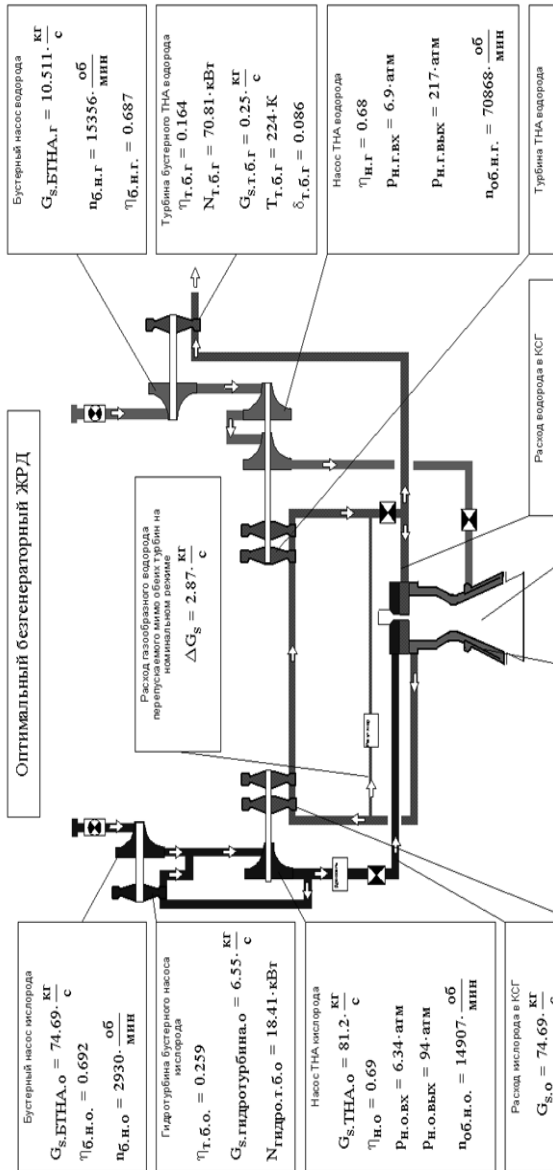


Рисунок 7. Технический облик ЖРДУ, оптимизированной для МТА МИ Варианта I

На рис. 8 показано, что при любом сколь угодно большом грузопотоке на целевую орбиту, характеристическая скорость перехода на которую составляет 4600 м/с, применение МТА МИ с массой на начальной орбите менее 100 т экономически не выгодно.

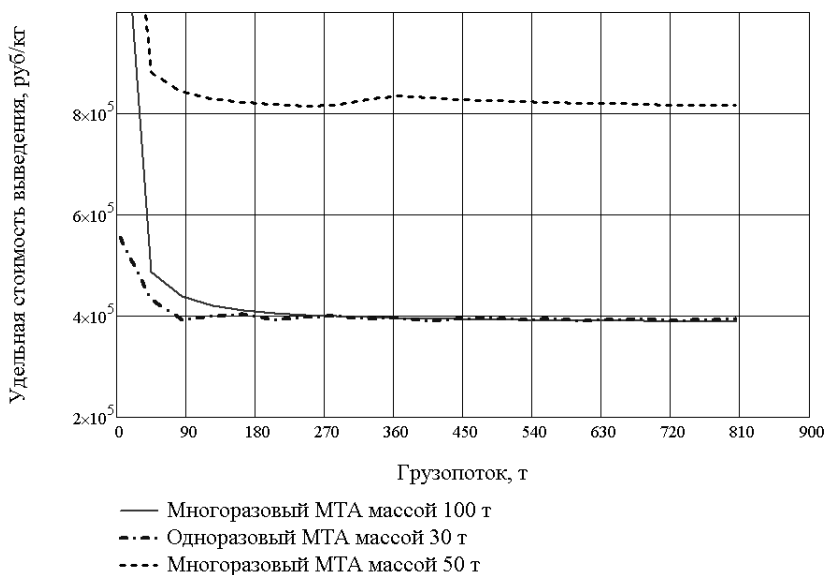


Рисунок 8. Зависимость удельной стоимости выведения на целевую орбиту от грузопотока на целевую орбиту

Проектные параметры ЖРДУ МТА МИ начальной массой 100 тонн - $K_m=7.27$, $p_k=8$ МПа, $F_a/F_{кр}=455$, $P=410$ кН.

Проектные параметры ЖРДУ МТА МИ начальной массой 50 тонн - $K_m=6.82$, $p_k=8$ МПа, $F_a/F_{кр}=455$, $P=320$ кН.

Проектные параметры ЖРДУ *одноразового* МТА начальной массой 30 тонн - $K_m=6$, $p_k=8$ МПа, $F_a/F_{кр}=455$, $P=137$ кН.

Анализ зависимости удельной стоимости выведения на целевую орбиту от характеристической скорости выведения (рис. 9) показал, что МТА МИ стотонного класса экономически выгоднее использовать для задач, ограничиваемых скоростью межорбитального перехода 4600 м/с, а МТА МИ пятидесятитонного класса выгодно использовать для выполнения задач, определяемых характеристической скоростью не более 3700 м/с.

Оценка целесообразности использования МТА МИ по величине массы полезного груза, показала, что для большинства задач, выполняемых на сегодняшний день и в ближайшем будущем, *многоразовые* МТА стотонного класса предпочтительнее одноразовых МТА (рис. 10) с начальной массой 30 тонн (максимальная грузоподъемность современных РН). МТА МИ пятидесятитонного класса уступают им по массе полезного груза, начиная с задач, определяемых характеристической скоростью 4000 м/с.

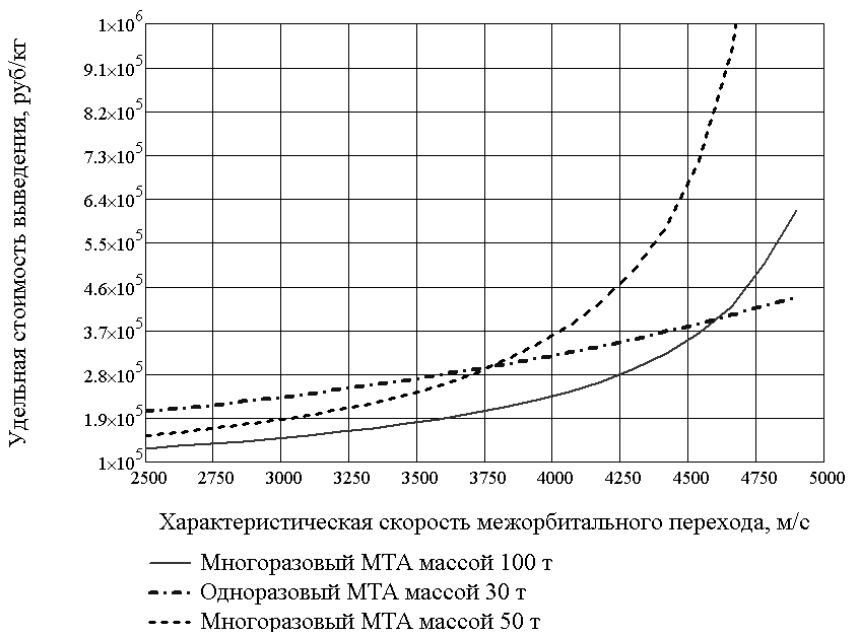


Рисунок 9. Зависимость удельной стоимости выведения на целевую орбиту от характеристической скорости выведения для МТА МИ начальной массой 100 тонн, **одноразового** МТА массой 30 тонн и МТА МИ массой 50 тонн. Проектные параметры ЖРДУ одноразовых МТА и МТА МИ приняты аналогично рис. 8.

Оценка удельной стоимости выведения позволяет выбрать экономически оправданные оптимальные проектные параметры на ранних этапах проектирования и, тем самым, предотвратить экономический ущерб для космической отрасли страны на многие годы в случае учета только массы полезного груза МТА.

В соответствии с полученными результатами были выработаны рекомендации по проектированию ЖРДУ МТА МИ.

1. Для выполнения задач разной энергоёмкости ЖРДУ МТА МИ должна обладать возможностью регулирования тяги в диапазоне от 135 до 450 кН. Это позволит использовать эту же ЖРДУ в МТА МИ и среднего, и тяжелого класса (от 60 до 150 тонн на начальной орбите) без существенной потери массовой и экономической эффективности.

2. Рабочее соотношение компонентов топлива необходимо выбирать в диапазоне 6.8-7.2, при этом, для более энергоёмких задач требуется большее соотношение компонентов.

3. Степень расширения сопла для ЖРДУ МТА МИ должна быть максимально возможной и ограничивается диаметром головного обтекателя ракеты-носителя, выводящего его на орбиту базирования. Максимальная величина диаметра выходного сечения сопла ограничивается массой и прочностными характеристиками конструкции механизма выдвижения соплового насадка. Оптимальную степень расширения сопла необходимо выбирать, принимая во внимание все проектные параметры ЖРДУ МИ, и рассчитывать с помощью разработанной модели.

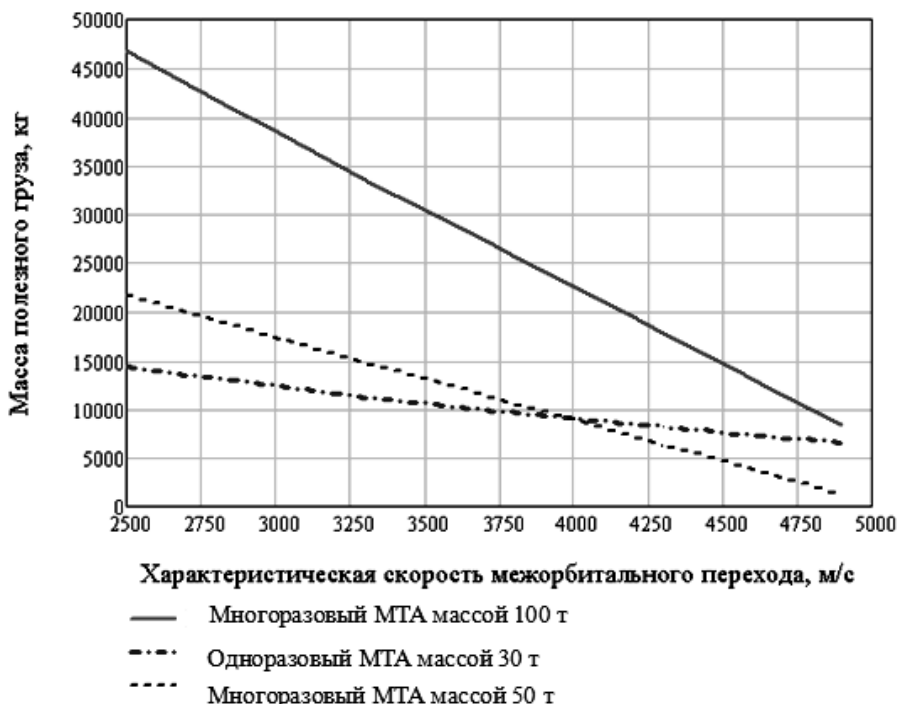


Рисунок 10. Зависимость величины массы полезного груза от характеристической скорости выведения.
 Проектные параметры ЖРДУ одноразовых МТА и МТА МИ приняты аналогично рис. 8.

4. Из соображений обеспечения надежности и ресурса ЖРДУ многоразового МТА давление в камере сгорания должно быть на уровне $50 \cdot 10^5 - 60 \cdot 10^5$ Па. При таком давлении и тяге 135-450 кН оптимальная скорость вращения ротора ТНА водорода находится на уровне 60000 - 80000 об/мин при КПД насосов и турбин меньше 0.7.

5. Использование композиционных материалов в конструкции МТА МИ значительно более эффективно по сравнению с одноразовыми МТА. Особенно заметно увеличение массы полезного груза и снижение удельной стоимости выведения на высокоэнергетические орбиты для МТА МИ массой 100 тонн и выше.

ОСНОВНЫЕ ВЫВОДЫ

1. Разработана математическая модель выбора оптимальных проектных параметров безгенераторной кислородно-водородных ЖРДУ МТА МИ, позволяющая проводить проектно-исследовательских работ в области создания перспективных безгенераторных кислородно-водородной ЖРДУ для выполнения МТА МИ различных задач.

2. Разработанная модель позволяет выполнять различные задачи многопараметрической оптимизации ЖРДУ, в том числе и по критериям эффективности

МТА, проводить оценку стоимости разработки и производства ЖРДУ и МТА и влияния на эти стоимости основных проектных параметров.

3. Оптимизация параметров ЖРДУ МТА однократного использования наиболее выгодна для ЖРДУ с увеличенной степенью расширения сопла и МТА, выводящего полезные грузы на высокоэнергетические орбиты. ЖРДУ с оптимальными проектными параметрами позволяет увеличить массу полезного груза МТА, выводящего КА на ГСО на 4.5%, и уменьшить удельную стоимость выведения на 7.55% по сравнению с МТА с двигателем РД-0146.

4. Разработан технический облик безгенераторной кислородно-водородной ЖРДУ, позволяющей с высокой массовой и экономической эффективностью функционировать в составе МТА МИ, выводящего полезные грузы на высокоэнергетические орбиты.

5. Разработаны рекомендации по проектированию и выбору основных проектных параметров ЖРДУ многоразового МТА, позволяющие еще на ранних этапах проектирования сформировать технический облик ЖРДУ, дающей возможность многоразовому МТА функционировать с высокой массовой и экономической эффективностью.

Основное содержание диссертации отражено в следующих печатных работах:

1. Vorobiev A.G., Kozlov A.A., Bazanova I.A., Borovik I.N.. Main lines of development of thrusters for reactive control systems of upper stage and spacecrafts. // International Symposium on Space Propulsion (ISSP), Beijing, P.R.Chine, 2007, - P. 177-190.

2. Vorobiev A.G., Kozlov A.A., Borovik I.N. The project of the low-thrust engine for system of orbital manoeuvring a space vehicle on LEO and GTO, developed by criterion of the minimal specific cost. //5th International Spacecraft propulsion Conference Symposium on Space Propulsion, Heraklion, Greece, 2008, P.625-626.

3. Боровик И.Н., Козлов А.А. Математическая модель оценки массовых характеристик кислородно-водородного безгенераторного ЖРД по его основным проектным параметрам. Труды МАИ, №32, 2008.

4. Боровик И.Н. Математическая модель определения удельной стоимости выведения полезного груза на целевую орбиту с помощью разгонного блока многократного использования.// Вестник МАИ. – 2008, т.15, №3, с. 44-50

5. Боровик И.Н., Козлов А.А. Математическая модель оценки массовых характеристик кислородно-водородного безгенераторного ЖРД по его основным проектным параметрам. Всероссийская научно-техническая конференция "Ракетно-космические двигательные установки"- М.: Изд-во МГТУ имени Н.Э. Баумана, 2008. - 80 с.

6. Kozlov A.A., Vorobiev A.G., Borovik I.N. Development of thrusts with ceramic-composite combustion chamber. The 60th International Astronautical Congress, Daejeon, Republic of Korea, IAC-09.C4.3.4

7. Borovik I.N., Kozlov A.A. Determination method of optimum main design parameters of LOx-LH2 expander-cycle LRE for reusable OTV(orbital transfer vehicle). The 60th International Astronautical Congress, Daejeon, Republic of Korea, IAC-09.C4.1.10

6. Воробьев А.Г., Боровик И.Н., Казеннов И.С., Лахин А.В., Богачев Е.А., Тимофеев А. Н. Разработка ЖРД малой тяги с камерой сгорания из углерод-керамического композиционного материала. // Вестник МАИ, т. 17, №3, 2010, Москва, МАИ, с. 135-143.

7. Формирование технического облика многоразовой двигательной установки межорбитального транспортного аппарата.// Вестник МАИ. - 2011, т. 18, №2, с. 99-108