

Научная статья
УДК 629.785
DOI: 10.34759/vst-2022-3-122-135

АНАЛИЗ ТЕХНИЧЕСКОГО ОБЛИКА БЕЗГЕНЕРАТОРНОЙ КИСЛОРОДНО-ВОДОРОДНОЙ ЖИДКОСТНОЙ РАКЕТНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ МЕЖОРБИТАЛЬНОГО ТРАНСПОРТНОГО АППАРАТА МНОГОКРАТНОГО ИСПОЛЬЗОВАНИЯ, ВЫВОДЯЩЕГО ПОЛЕЗНЫЙ ГРУЗ НА ОКОЛОЛУННУЮ ОРБИТУ

Игорь Николаевич Боровик¹, Сергей Анатольевич Астахов², Ралиф Ядекарович Мукамбетов³ ✉

^{1,3}Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), МАИ, Москва, Россия

²Государственный казенный научно-испытательный полигон авиационных систем имени Л.К. Сафронова (ГкНИПАС им. Л.К. Сафронова),
Московская область, пос. Белоозёрский, Воскресенский район, Россия

³ralif.mukambetov@mail.ru ✉

Аннотация. Приведена концепция определения оптимального технического облика безгенераторной жидкостной ракетной двигательной установки (ЖРДУ) с помощью математического моделирования ее основных проектных параметров (ОПП) и оптимизации их по критериям системы более высокого уровня, а именно межорбитального транспортного аппарата многократного использования (МТА МИ). С помощью ранее разработанной модели проведен расчет двух вариантов оптимальных ЖРДУ МТА МИ для конкретной задачи – выведения полезного груза массой 16500 кг на окололунную орбиту. Показано, что даже с менее эффективными агрегатами ЖРДУ возможно получить технический облик, оптимальный для данного МТА МИ по критериям минимальной удельной стоимости выведения и заданной массы полезного груза. Приведено сравнение различных вариантов ЖРДУ, оптимизированных по ОПП. Данное сравнение показало, что оптимизация ЖРДУ по ОПП существенно увеличивает эффективность как самой двигательной установки, так и всего МТА МИ в целом.

Ключевые слова: межорбитальный транспортный аппарат многократного использования, основные проектные параметры, безгенераторный кислородно-водородный жидкостный ракетный двигатель

Для цитирования: Боровик И.Н., Астахов С.А., Мукамбетов Р.Я. Анализ технического облика безгенераторной кислородно-водородной жидкостной ракетной двигательной установки межорбитального транспортного аппарата многократного использования, выводящего полезный груз на окололунную орбиту // Вестник Московского авиационного института. 2022. Т. 29. № 3. С. 122-135. DOI: 10.34759/vst-2022-3-122-135

Original article

TECHNICAL LAYOUT ANALYSIS OF GENERATOR-FREE HYDROGEN-OXYGEN PROPULSION UNIT FOR INTERORBITAL TRANSPORT REUSABLE SPACECRAFT, WHICH PUTS PAYLOAD IN THE NEAR-EARTH ORBIT

Igor' N. Borovik¹, Sergey A. Astakhov², Ralif Ya. Mukambetov³ ✉^{1,3}Moscow Aviation Institute (National Research University), MAI, Moscow, Russia²Scientific Test Range of Aviation Systems named after L.K. Safronov, Moscow region, Beloozersky settlement, Voskresensky district, Russia³ralif.mukambetov@mail.ru ✉

Abstract

The article emphasizes the relevance of the Moon problem exploration, namely construction of a long-term lunar orbital station and a habitable base on its surface. Attention is also focused on the fact that these programs implementation will require more than 1000 tons of payload. One of the ways of a payload delivery to the lunar orbit is a reusable inter-orbital transport vehicle (RIOTV), which propulsion system should be capable of multiple turn-ons. With a view to the unit cost minimizing of the payload leading out, the RIOTV propulsion unit should be optimized. In this regard, the article defines the technical appearance of the liquid-propellant rocket propulsion unit (LPRPU), optimized by the following criteria: minimum mass and minimum unit cost of the payload leading out.

Complex mathematical model, conjugating mathematical models of “rocket” and “engine” basic design parameters (BDP) impact on the effectiveness criteria of RIOTV and STS, was developed to define technical appearance of the LPRPU of the RIOTV in total. Computation of the two options of optimal LPRPU ROTV for the concrete of leading out task, namely the 16500 kg payload insertion into orbit, was performed with the developed model.

A technical appearance with high values of both turbine efficiency and pressure in the combustion chamber was obtained by the computation results. Next, the turbine efficiency in the obtained layout was reduced to much realistic values. The authors established that application of optimized option of the LPRPU with less effective fuel turbine, reduced pressure in the combustion chamber and reduced rotation frequency of the fuel turbo pump unit for this transportation operation will allow, with otherwise equal parameters, increasing lifecycle of the LPRPU as a whole and reducing the unit cost of the payload leading out.

The article demonstrates that the basic LPRE, which technical appearance and basic project parameters are not optimized to the problem of leading out being considered in the presented study are ineffective by the majority of criteria.

Keywords: reusable inter-orbital transport vehicle, basic design parameters, generator-free oxygen-hydrogen liquid-propellant rocket engine

For citation: Borovik I.N., Astakhov S.A., Mukambetov R.Ya. Technical Layout Analysis of Generator-Free Hydrogen-Oxygen Propulsion Unit for Interorbital Transport Reusable Spacecraft, Which Puts Payload into the Near-Earth Orbit. *Aerospace MAI Journal*, 2022, vol. 29, no. 3, pp. 122-135. DOI: 10.34759/vst-2022-3-122-135

Введение

В настоящее время в России, США и Европе активно прорабатывается вопрос о масштабном освоении Луны — строительстве долговременной лунной орбитальной станции, а также

обитаемой базы на поверхности Луны. Данные проекты позволят отработать технологии для освоения космического пространства и выйти на новый виток развития ракетно-космической тех-

ники [1, 2]. Более того, в Кипре в 2020 году была организована онлайн-конференция, посвященная международному проекту “Global Moon Village” (Лунная деревня), на которой активно обсуждались планы организации “Лунной деревни” на поверхности Луны [3].

По расчетам специалистов, для обеспечения выполнения данных проектов потребуется более 1000 т полезного груза. Одним из основных элементов транспортной системы доставки грузов на орбиту Луны является межорбитальный транспортный аппарат многоразового использования (МТА МИ). Главная задача такого аппарата — выведение полезных грузов с низкой околоземной орбиты на низкую окололунную орбиту. При этом жидкостная ракетная двигательная установка МТА МИ должна быть способна многократно включаться и работать на номинальном режиме тяги, а кратность использования и суммарный ресурс работы будут определяться поставленными перед МТА МИ задачами [4].

К настоящему времени в качестве межорбитальных транспортных аппаратов практическое применение получили только одноразовые разгонные блоки “Волга”, “Фрегат”, “Бриз-М”, “ДМ-3”.

На современном этапе интенсивного развития МТА подход, при котором ЖРД рассматривается как тепловая машина, недостаточен для полного удовлетворения целевым задачам выведения с высокой многокритериальной эффективностью, поскольку, во-первых, ЖРДУ для МТА является прежде всего исполнительным органом системы управления, а во-вторых, ЖРДУ представляет собой сложный бортовой комплекс ЛА, тесно взаимодействующий с другими системами МТА.

По-прежнему остается актуальной научно-технической задачей разработка технического облика ЖРДУ для МТА МИ, оптимального по критериям максимума полезного груза и минимума удельной стоимости выведения на окололунную орбиту.

Цель данной работы — определение оптимального технического облика безгенераторной ЖРДУ МТА МИ, выводящего полезный груз на орбиту Луны. В качестве критериев оптимизации выбраны максимальная масса и минимальная удельная стоимость выведения полезного груза.

Объект исследования

Объектом исследования в данной работе является технический облик безгенераторной кис-

лородно-водородной [5, 6] ЖРДУ МТА МИ. Данный тип ЖРДУ выбран по причине ее наибольшей эффективности для выведения полезных грузов на целевую орбиту, требующего больших энергетических затрат [4, 6].

Техническим обликом ЖРДУ в данном исследовании называется набор оптимальных ОПП ЖРДУ в целом и основных агрегатов ее пневмогидравлической схемы (ПГС) в отдельности, определенный с учетом выполнения требований к ЖРДУ как составной части МТА МИ, обеспечивающих его функционирование с высокой эффективностью в составе транспортной космической системы (ТКС).

Разработка технического облика ЖРДУ для МТА МИ — это обоснование и расчет оптимальных проектных параметров ЖРДУ по выбранным критериям эффективности.

Методика определения оптимального технического облика

При проектировании оптимальной ЖРДУ должны учитываться особенности ее функционирования в составе МТА и необходимость обеспечения транспортировки полезного груза на целевую орбиту с максимальной эффективностью.

Определение оптимальных ОПП ЖРДУ предполагает своей конечной целью [8]:

- обоснование выбора ОПП ЖРДУ, исходя из целей и оптимального решения задач управления МТА;
- определение оптимального состава и параметров подсистем ЖРДУ;
- определение оптимальных параметров элементов подсистем ЖРДУ.

Термин «оптимальный» в данном случае отражает целенаправленность выбора основных величин и характеризующих их параметров для выполнения задач управления МТА с максимальной эффективностью и качеством, с учетом требуемых условий взаимодействия ЖРДУ с другими бортовыми системами МТА.

Двигательная установка представляет собой подсистему, входящую в состав сложной системы более высокого уровня — МТА, поэтому судить о том, насколько оптимальны выбранные параметры ЖРДУ, можно только по приобретенной вследствие этого эффективности всей системы «летательный аппарат — двигательная установка» или в нашем случае “МТА—ЖРДУ”.

Одним из способов формирования наилучшего технического облика МТА и его ЖРДУ является использование математической модели вли-

яния проектных параметров на критерии эффективности системы МТА—ЖРДУ (для одноразового МТА) или транспортной космической системы (ТКС) — МТА—ЖРДУ (для МТА МИ). Результатом однокритериальной оптимизации является одно оптимальное проектное решение МТА — вектор значений варьируемых переменных, обеспечивающих оптимум выбранного критерия эффективности. Результатом многокритериальной оптимизации является уже не одно решение, а несколько технических обликов (парето-множество), из которых человек, принимающий решение, выбирает на основании дополнительной информации тот или иной вариант из полученного множества вариантов технического облика ЖРДУ. Таким образом, в качестве методики проведения исследования выбрано математическое моделирование оптимального технического облика, результатом которого является нахождение таких ОПП, которые бы удовлетворяли одновременно условиям максимума массы полезного груза и минимума удельной стоимости.

Математическая модель разработки оптимальных ОПП

Авторами разработана комплексная математическая модель (КММ) ТКС — МТА — ЖРДУ, в которой сопряжены математические модели влияния «ракетных» и «двигательных» ОПП на критерии эффективности МТА и ТКС в целом. [4-13]. Структура КММ показана на рис. 1.

Она включает в себя модуль исходных данных и модули, ведущие расчет 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 системы ТКС — МТА МИ — ЖРДУ, нахождение оптимальных проектных параметров ЖРДУ под конкретную задачу выведения, расчет баланса мощностей ЖРДУ и проектных параметров агрегатов ее пневмогидросистемы.

В качестве критериев эффективности выбраны максимальная масса полезного груза и минимальная стоимость выведения 1 кг полезного груза на целевую орбиту.

В качестве исходных данных в модели приняты следующие параметры: характеристическая скорость межорбитального перехода; начальная

масса МТА; схема двигательной установки; характеристики топлива; структура транспортной космической системы; характеристики материалов баков и элементов ЖРДУ; диаметр баков.

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

Помимо решения задачи оптимизации ОПП по выбранным критериям, математическая модель учитывает реализуемость полученных значений ОПП в реальной ЖРДУ и определяет проектные параметры ее агрегатов и систем для анализа их специалистом и выработки проектных решений при их создании. Для этого в модели содержится модуль проверки полученных значений ОПП на реализуемость. Проверка осуществляется путем определения баланса мощностей насосов и турбин двигателя. Для этого по ОПП всего двигателя (давление в камере сгорания, расход, степень расширения сопла и соотношение компонентов топлива) рассчитываются ожидаемые параметры его агрегатов и систем, а именно: давление бустерных насосов на входе и выходе; давление основных насосов на входе и выходе; оптимальные частоты вращения вала бустерных турбонасосных агрегатов (БТНА) и основных турбонасосных агрегатов (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.

Все расчетные методики, применяемые в модели, описаны в литературе по проектированию ЖРД и МТА [14—17]. Для определения энергетических характеристик ЖРДУ используется модуль интерполяции данных термодинамического расчета. Основной задачей данного модуля является определение удельного импульса и его коэффициента потерь. В результате сравнения рассчитанных по модели значений удельного импульса современных безгенераторных кислородно-водородных ЖРД с реальными средними погрешность расчета удельного импульса составила 0.733%, максимальная 1.5% [4].

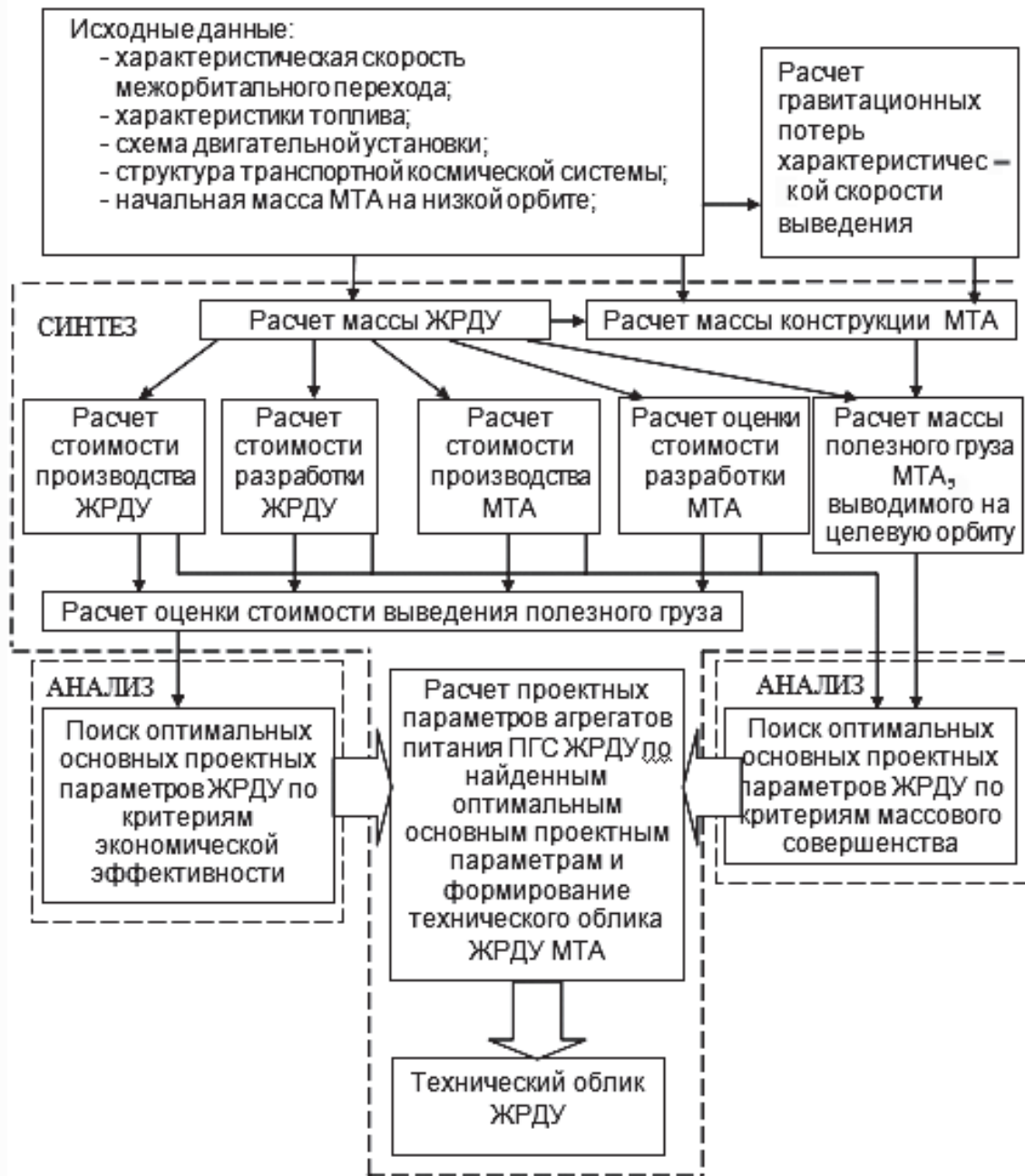


Рис. 1. Структура математической модели поиска оптимальных параметров ЖРДУ МТА многократного использования [4]

Потребная характеристическая скорость выведения определяется в модуле баллистического расчета. Гравитационные потери характеристической скорости рассчитываются путем интерполяции данных решения системы дифференциальных уравнений движения МТА на активном и пассивном участках траектории выведения с начальной до конечной орбиты.

Математическая модель определения массы ЖРД основывается на предположении, что массы турбонасосных агрегатов, бустерных турбонасос-

ных агрегатов, камеры сгорания и сопла являются функциями режимных параметров ЖРД: соотношения компонентов топлива, давления в камере сгорания, тяги и степени расширения сопла. Массы же остальных элементов ЖРД представлены функциями тяги. Основные положения данной математической модели изложены в работах [10, 11]. Проведена корректировка данной модели для более точного расчета с ее помощью массы безгенераторных ЖРД. Более подробно детали скорректированной модели

описаны в [11–13]. На рис. 2 показан график сравнения вычисленных масс ЖРД с реальными массами, взятыми из открытых источников. Максимальная погрешность вычислений составила 13.8%, а средняя — 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 [15, 16]. На рис. 3 показан график сравнения масс конструкции современных кислородно-водородных МТА, вычисленных по модели, с реальными массами, сведения о которых опубликованы в открытых источниках. Максимальная погрешность вычисления массы конструкции МТА составила 18.4%, а средняя — 5.1%.

Для нахождения массы полезного груза используется методика, описанная в литературе по проектированию МТА однократного использования [16, 17]. На рис. 4 показан график сравнения массы полезного груза современных кислородно-водородных МТА, вычисленных по модели, с реальными значениями, 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

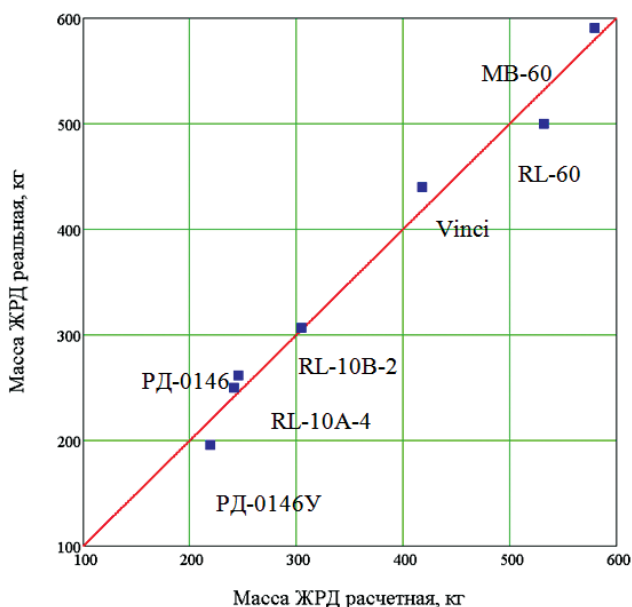


Рис. 2. Сравнение масс конструкции ЖРД, вычисленных по модели, с реальными

стоимостные зависимости, разработанные на основе статистики. Расчет стоимости производится по значению массы конструкции МТА или ЖРДУ [18]. Погрешность этих стоимостных моделей не превышает 15%.

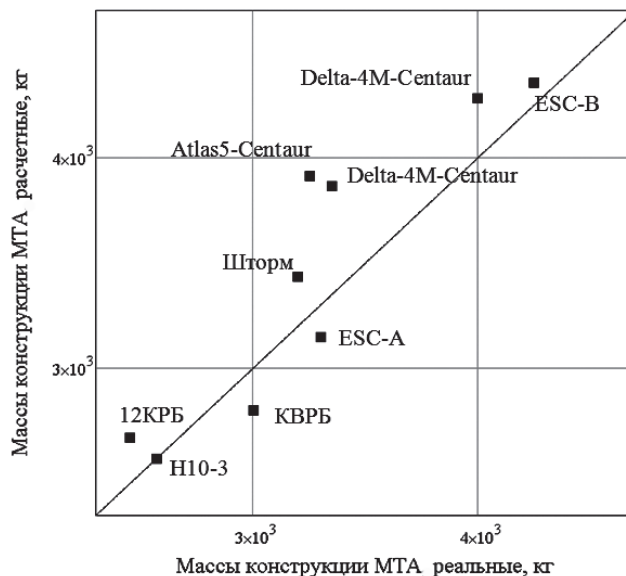


Рис. 3. Сравнение масс конструкции МТА, вычисленных по модели, с реальными [4]

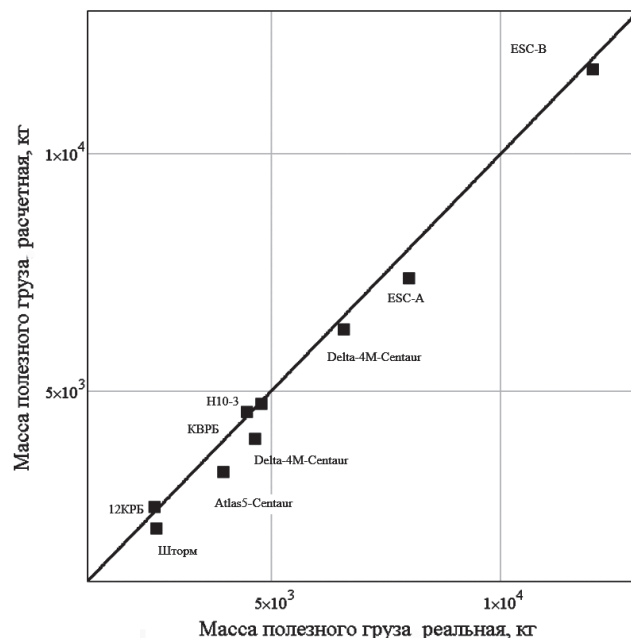


Рис. 4. Сравнение масс полезного груза, выводимого МТА на целевую орбиту, вычисленных по модели, с реальными [4]

Анализ результатов моделирования технического облика ЖРДУ МТА МИ

В данной статье с помощью разработанной модели проведено исследование технического облика ЖРДУ МТА МИ для выведения полезного груза на окололунную орбиту.

В качестве исходных данных принимались следующие параметры и допущения:

- потребная характеристическая скорость межорбитального перехода 4600 м/с;
- целевая орбита — низкая окололунная орбита высотой 110 км;
- начальная орбита — высота 200 км, наклонение плоскости орбиты 51.6° ;
- диаметр баков горючего и окислителя 4.1 м.

Данная схема выведения может быть применена для систематической транспортировки космического корабля (КК) на лунную орбитальную станцию. Прототипом такого КК может являться перспективный пилотируемый транспортный корабль нового поколения (ППТК НП), разрабатываемый РКК “Энергия”.

В таблице приведены результаты моделирования оптимального технического облика безгенераторной кислородно-водородной ЖРДУ для МТА МИ, выводящего полезный груз массой 16500 кг на окололунную орбиту.

С целью сравнения с оптимизированными вариантами ЖРД с помощью модели были смоделированы технические облики двух вариантов ЖРДУ для МТА МИ на основе базового безгенераторного ЖРД:

1) ЖРДУ с одним двигателем и соплом с подвижным сопловым насадком;

2) ЖРДУ с четырьмя базовыми безгенераторными ЖРД, с соплами диаметром 1.2 м. Полученные ОПП позволили сформировать технический облик ЖРДУ, рассчитать проектные параметры агрегатов питания ПГС (рис. 5 и 6) и провести анализ полученных данных.

Базовым двигателем выбран ЖРД с давлением в камере 80 атм, тягой 100 кН, температурой водорода после рубашки охлаждения 300 К, степенью расширения сопла, равной 200, и диаметром выходного сечения сопла, равным 1.2 м. Такие параметры характерны для большинства разрабатываемых сейчас безгенераторных ЖРД, работающих на жидком кислороде и жидком водороде [19, 20].

В качестве ограничений в модели были выбраны следующие условия:

- для облегчения режима работы ТНА водорода и обеспечения большого ресурса и высокой вероятности безотказной работы в качестве функционального ограничения было задано ограни-

Основные проектные параметры ЖРДУ, оптимизированной для МТА, выводящего на НОЛО полезный груз массой 16500 кг

Параметр	Значение для МТА с оптимизированной ЖРДУ. Вариант 1	Значение для МТА с оптимизированной ЖРДУ. Вариант 2	Значение для МТА с ЖРДУ на основе четырех базовых ЖРД	Значение для МТА с ЖРДУ на основе базового ЖРД с соплом диаметром 2.2 м
1	2	3	4	5
Коэффициент избытка окислителя (соотношение компонентов топлива)	0.917 Km=7.27	0.923 Km=7.32	0.743 Km=5.89	0.743 Km=5.89
Степень расширения сопла	121	157	200	600
Давление в камере сгорания, Па	$58.8 \cdot 10^5$	$76 \cdot 10^5$	$80 \cdot 10^5$	$80 \cdot 10^5$
Расход компонентов топлива в камеру сгорания, кг/с	85	84.11	86.68	21.67
Температура водорода перед ТНА, К	296	260	300	300
Частота вращения ротора ТНА водорода, об/мин	70868	79978	123000	123000
Перепад давления в рубашке охлаждения камеры сгорания и сопла, Па	$30 \cdot 10^5$	$25 \cdot 10^5$	$30 \cdot 10^5$	$30 \cdot 10^5$

Окончание таблицы

1	2	3	4	5
Пустотная тяга ЖРДУ, кН	374	373	392.8	99.8
Удельный импульс, м/с	4400	4441	4532	4605
Диаметр выходного сечения сопла, м	2.2	2.2	1.252	2.163
Вероятность безотказной работы ЖРДУ при каждом включении	0.993	0.996	0.996	0.996
Суммарный огневой ресурс ЖРДУ за все время эксплуатации, с	25530	25210	24390	101400
Гарантированный огневой ресурс, с	461285	577080	556744,8	2321235
Суммарное количество включений ЖРДУ за все время эксплуатации	114	120	120	120
Гарантированное число включений	1728	2748	2748	2748
Среднее время одного включения ЖРДУ, с	224	210	202.6	844.7
Стоимость выведения 1 кг груза на целевую орбиту без учета стоимости разработки, руб./кг	360920	359520	598920	1996680
Стоимость выведения 1 кг груза на целевую орбиту с учетом стоимости разработки, руб./кг	434000	440720	679280	2071160
Суммарный грузопоток на целевую орбиту за все время эксплуатации, кг	913200	957600	95760	95760
Максимальная масса полезного груза, выводимого на целевую орбиту, кг	16750	16510	9196	2888
Масса "сухого" МТА, кг	10570	9930	11170	10610
Масса топливного отсека, кг	6443	5946	6951	7579
Масса прочих систем, кг	2922	2791	2852	2991
Масса приборного отсека, кг	549	516	516	516
Масса ЖРД, кг	654	677	974	318
Масса БТНА окислителя, кг	26.2	25.9	4.27	4.27
Масса БТНА горючего, кг	37	36.2	7.2	7.2
Масса ТНА окислителя, кг	28.8	39.64	18.5	18.5
Масса ТНА горючего, кг	17.2	17.7	15.5	15.5
Масса камеры сгорания и сопла с механизмом выдвижения, кг	348	361	117.5	190
Масса рамы двигателя, агрегатов автоматики и кабельной сети, кг	197	196.56	80.5	82.5
Масса МТА на начальной орбите, кг	141000	132000	132000	132000
Стоимость разработки МТА, млн руб.	75544	77756	77364	71372
Стоимость разработки ЖРДУ, млн руб.	25368	29120	30016	20244
Стоимость изготовления МТА, млн руб.	1288	1243	1687	1192,8
Стоимость изготовления ЖРД, млн руб.	201,5	204,6	129	131,6
Количество МТА, необходимых для реализации программы транспортировки, шт.	3	3	3	11
Количество полетов МТА необходимых для реализации программы транспортировки, шт.	19	20	20	20

чение частоты вращения ротора ТНА водорода – не более 90000 об/мин;

– из соображений обеспечения длительной прочности сопла и его ресурса было введено функциональное ограничение на максимальный диаметр выходного сечения сопла, равное 2.2 м.

Результаты расчета основных проектных параметров оптимизированной ЖРДУ приведены в таблице.

На рис. 5 показан технический облик ЖРДУ, найденный с использованием указанных выше функциональных ограничений. Большая энергоемкость задачи выведения данного варианта МТА МИ (выведение массы 16500 кг на окололунную орбиту) требует высокой энергетической эффективности ЖРДУ. Но для выполнения требования надежного функционирования с большим количеством включений необходимо, чтобы проектные параметры обеспечивали приемлемый уровень тепло- и вибронпряженности агрегатов ЖРДУ. Введенные функциональные ограничения позволили найти ОПП МТА МИ и технический облик ЖРД, при которых такой уровень был достигнут – частота вращения ротора ТНА водорода составила менее 80000 об/мин, а требуемая температура водорода после рубашки охлаждения 260 К. Несмотря на сравнительно низкую температуру подогрева водорода перед турбинами ТНА, давление в камере сгорания составит $76 \cdot 10^5$ Па. Это в определенной степени связано с высоким значением требуемого КПД турбины ТНА горючего, равного 0.718. Получение такого КПД в реальной конструкции будет весьма затруднительно, так как в существующих водородных турбинах с меньшей величиной расхода КПД находится на уровне 0.68–0.69.

Более реалистичный технический облик ЖРД был найден после проведения дополнительного расчета оптимальных ОПП ЖРДУ МТА МИ с новым функциональным ограничением – КПД турбины ТНА горючего не должно превышать значения, равного 0.7.

На рис. 6 показан технический облик ЖРДУ с менее теплонапряженными агрегатами питания ПГС. В данном техническом облике КПД турбины ТНА водорода составил 0.695, а частота вращения ротора равна 70868 об/мин. Снизить потребное значение КПД удалось благодаря повышению работоспособности водорода после рубашки охлаждения – температура водорода 296 К – и высокому значению расхода рабочего тела турбины 7.64 кг/с. Расход водорода в камеру сгорания составляет 10.11 кг/с, поэтому лишний

водород может либо перепускаться мимо турбин (как на рис. 5 и 6), либо вообще не идти на охлаждение камеры, а сразу поступать в форсуночную головку и дроссель из первой ступени водородного насоса. Технический облик, изображенный на рис. 6, более предпочтителен для ЖРДУ МТА МИ по требованию надежности, чем изображенный на рис. 5, по нескольким причинам. Во-первых, меньшие значения частоты вращения роторов ТНА обеспечивают меньшую вибронпряженность конструкции ТНА, а для ТНА окислителя увеличивают ресурс и надежность рабочего колеса насоса. Во-вторых, масса такой ЖРДУ меньше, а следовательно, меньше стоимость её разработки и изготовления.

К недостаткам полученного технического облика можно отнести увеличение массы МТА МИ на начальной орбите до 141000 кг в связи со снижением удельного импульса с 4441 до 4400 м/с, который, в свою очередь, уменьшился из-за снижения давления в камере с $76 \cdot 10^5$ до $58.8 \cdot 10^5$ Па и уменьшения степени расширения сопла с 157 до 121. Удельная стоимость выведения при этом практически не изменилась. Стоимость производства и разработки МТА МИ и разработки ЖРДУ уменьшилась благодаря уменьшению массы двигателя и уменьшению уровня требуемой вероятности безотказной работы ЖРДУ при каждом включении, а следовательно, и требуемого количества испытаний. Кроме этого, увеличение температуры перед турбиной потребует применения специальных конструкторских решений, чтобы обеспечить заданный подогрев водорода в рубашке охлаждения, сохранив при этом перепад давления в ней на уровне $30 \cdot 10^5$ Па.

В случае применения для данного варианта МТА МИ базовых безгенераторных ЖРД масса полезного груза, выводимого на целевую орбиту, по сравнению со случаем применения оптимизированного ЖРД снизится на 80% и составит 9196 кг для варианта ЖРДУ с четырьмя базовыми двигателями и снизится почти в пять раз и составит 2888 кг для варианта с одним базовым двигателем. Таким образом, для выведения КА заданной массы для вариантов МТА с базовым ЖРД потребуется значительное увеличение массы МТА МИ на начальной орбите.

Помимо этих недостатков, применение базового ЖРД нежелательно из соображений надежности, так как частота вращения ротора ТНА водорода в этом случае составит 123000 об/мин, что больше, чем в оптимизированном ЖРД, на 54%. Основными причинами такого низкого зна-

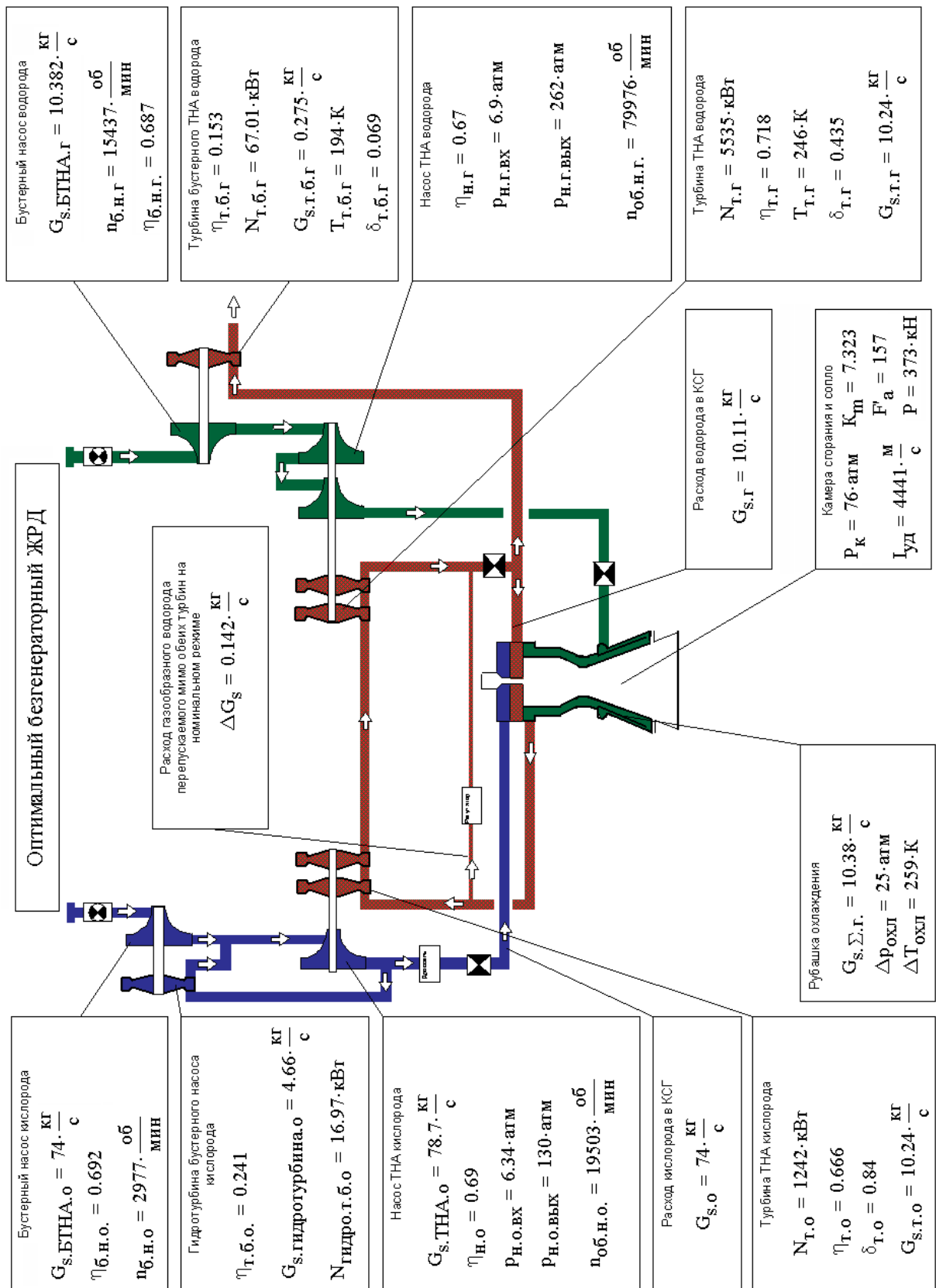


Рис. 5. Технический облик ЖРДУ, оптимизированной для МТА, вариант 1 («теплонапряженный» вариант)

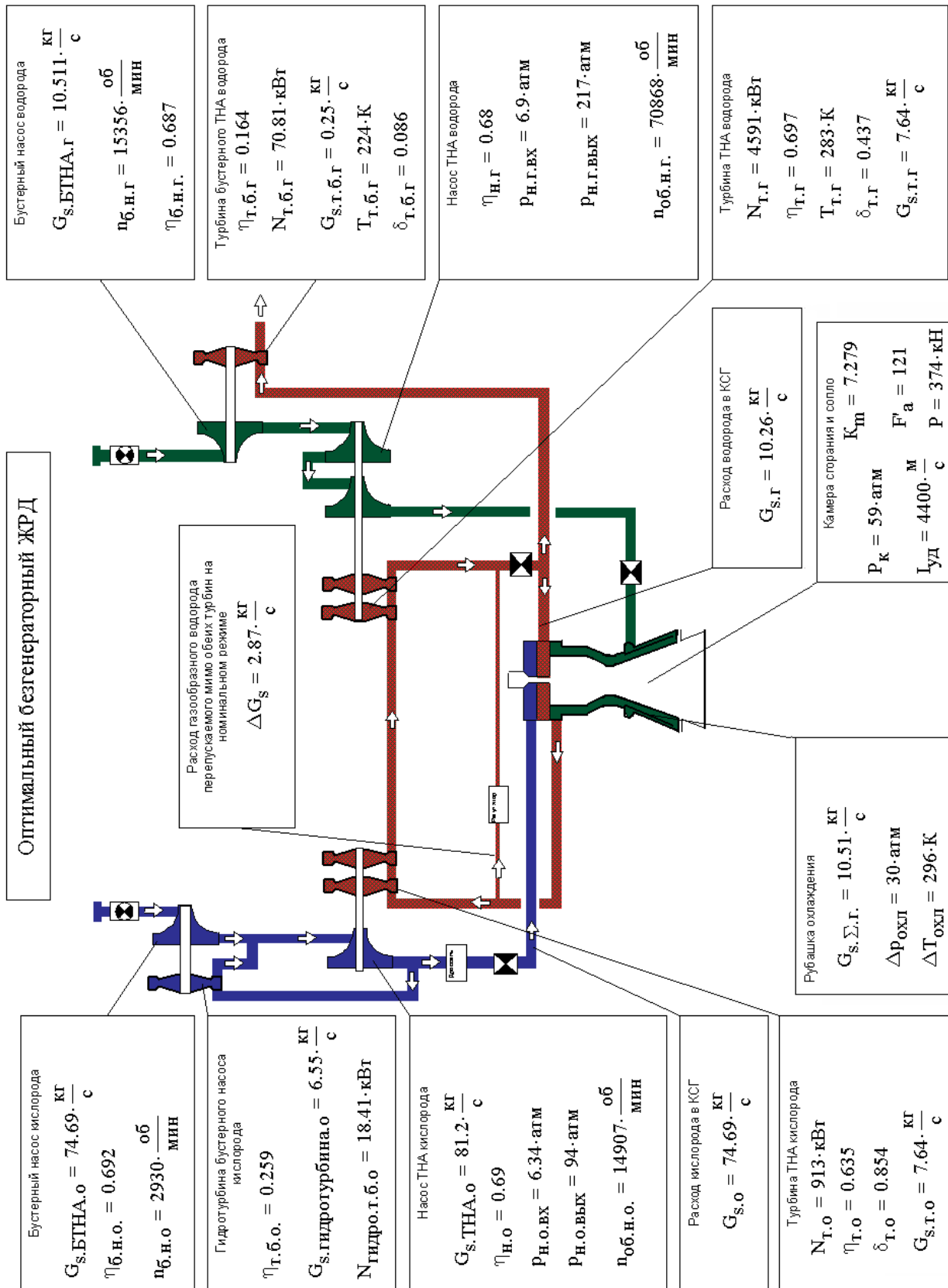


Рис. 6. Технический облик ЖРДУ, оптимизированной для МТА, вариант 1

чения массы полезного груза у вариантов МТА МИ с базовым ЖРД является низкий уровень тяговооруженности при одном базовом ЖРД и большая масса двигательной установки с четырьмя базовыми ЖРД. По рассчитанным данным видно, что более высокий удельный импульс связи из четырех двигателей (4523 м/с) не позволяет компенсировать возросшую массу двигательной установки (974 кг), даже несмотря на уровень тяги, близкий к оптимальному (392.8 кН).

Несмотря на то что базовый ЖРД уже разработан и в удельной стоимости выведения стоимость его разработки можно не учитывать, удельная стоимость выведения вариантов МТА МИ с базовым ЖРД (598920 руб./кг для четырех базовых ЖРД и 1996680 руб./кг для одного базового ЖРД) больше, чем у МТА МИ с оптимизированным ЖРД (440720 руб./кг), даже если учитывать стоимость его разработки в удельной стоимости выведения. Стоимость разработки МТА МИ примерно одинакова у вариантов с оптимизированными ЖРДУ и с четырьмя базовыми ЖРД, а у варианта с одним базовым ЖРД меньше на 10%, что в пределах погрешности модели. Стоимость разработки ЖРДУ также примерно одинакова у вариантов с оптимизированными ЖРДУ и с четырьмя базовыми ЖРД, но на 30% меньше у варианта МТА МИ с одним базовым ЖРД. Но стоимость разработки вариантов с базовым ЖРД не представляет интереса, так как можно считать, что базовый ЖРД уже разработан, и затраты на его адаптацию к многоразовому использованию будут меньше затрат на разработку такого двигателя с «нуля».

Стоимость изготовления МТА МИ с четырьмя базовыми ЖРД больше стоимости изготовления двух других вариантов по причине значительных затрат на изготовление и увязку четырех двигателей в двигательную установку и интеграцию ее в конструкцию МТА МИ, а также из-за возросшей в связи с этим сухой массы МТА МИ. Стоимость изготовления оптимизированной ЖРДУ больше стоимости изготовления базового ЖРД из-за большей массы этого двигателя.

При использовании связи из четырех базовых ЖРД решить поставленную задачу выведения можно путем увеличения размеров МТА МИ и запаса топлива, т. е. его массы на начальной орбите. Но это повлечет за собой увеличение затрат на разработку и изготовление конструкции МТА МИ из-за увеличения его сухой массы. Кроме этого, увеличение сухой массы может

потребовать использования ракеты-носителя (РН) более тяжелого класса для выведения МТА МИ на орбиту. Из всего вышесказанного следует, что применение базовых безгенераторных ЖРД по сравнению с оптимизированными ЖРД для МТА МИ неэффективно для выведения полезного груза массой 16500 кг на окололунную орбиту.

Выводы

С помощью математического моделирования технического облика определены оптимальные ОПП ЖРДУ МТА МИ, выводящего полезный груз массой 16500 кг на окололунную орбиту.

Проведен анализ вариантов технического облика ЖРДУ такого МТА МИ. Установлено, что использование для данной транспортной операции оптимизированной ЖРДУ с менее эффективной турбиной горючего, пониженным давлением в камере сгорания и уменьшенной частотой вращения ротора ТНА горючего позволит при прочих равных параметрах увеличить ресурс всего ЖРД и снизить удельную стоимость выведения полезного груза.

Показано, что применение базовых ЖРД, у которых технический облик и основные проектные параметры не оптимизированы под рассматриваемую в данном исследовании задачу выведения, неэффективно по большинству критериев.

Список источников

1. *Bonneville R.* A truly international lunar base as the next logical step for human spaceflight // *Advances in Space Research*. 2018. Vol. 61. No. 12, pp. 2983–2988. DOI: 10.1016/j.asr.2018.03.035
2. Луна — шаг к технологиям освоения Солнечной системы / Под научной редакцией В.П. Легостаева и В.А. Лопоты. — М.: РКК “Энергия”, 2011. — 584 с.
3. First Online Global Moon Village Workshop & Symposium. URL: mva2020.cseo.org/cy
4. *Боровик И.Н.* Разработка технического облика кислородно-водородной двигательной установки безгенераторной схемы для межорбитального транспортного аппарата многократного использования: Дисс. ... канд. техн. наук. — М., 2011. — 165 с.
5. *Пиунов В.Ю., Назаров В.П., Коломенцев А.И.* Совершенствование энергетических характеристик кислородно-водородных жидкостных ракетных двигателей разгонных блоков методом оптимизации конструктивных схем // *Вестник Московского авиационного института*. 2017. Т. 24. № 3. С. 23–33.
6. *Bullock J.R., Santiago J.R.* RL-60 — The Next Step in the Evolution of Upper Stage Engines // 40th AIAA/

- ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit (11-14 July 2004; Fort Lauderdale, Florida). DOI: 10.2514/6.2004-3529
7. Боровик И.Н. Технический облик кислородно-водородной жидкостной ракетной двигательной установки межорбитального транспортного аппарата // Вестник Сибирского государственного аэрокосмического университета им. академика М.Ф. Решетнева. 2011. № 5(38). С. 108-112.
 8. Черноглазов Г.С. Выбор проектных параметров межорбитальных транспортных аппаратов: Учеб. пособие. — Челябинск: Издательский центр ЮУрГУ, 2015. — 34 с.
 9. Deeken J., Suslov D., Haidn O., Schlechtriem S. Combustion efficiency of a porous injector during throttling of a LOx/H₂ combustion chamber // In book: Progress in Propulsion Physics. EUCASS. 2011. Vol. 2, pp.251-264. DOI: 10.1051/eucass/201102251
 10. Боровик И.Н., Козлов А.А. Математическая модель оценки массовых характеристик кислородно-водородного безгенераторного жидкостно-ракетного двигателя по его основным проектным параметрам // Труды МАИ. 2008. № 32. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=7468>
 11. 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 (12-16 October 2009; Daejeon, Republic of Korea). IAC-09.C4.1.10. DOI: 10.13140/RG.2.1.3532.2723
 12. Боровик И.Н. Формирование технического облика жидкостной ракетной двигательной установки многоразового межорбитального транспортного аппарата // Вестник Московского авиационного института. 2011. Т. 18. № 2. С. 98-107.
 13. Боровик И.Н. Определение вероятности безотказной работы жидкостной ракетной двигательной установки межорбитального транспортного аппарата многоразового использования к концу срока эксплуатации // Вестник Московского государственного технического университета им. Н.Э. Баумана. Серия Машиностроение. 2014. № 2(95). С. 86-93.
 14. Васильев А.П., Кудрявцев В.М., Кузнецов В.А. и др. Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей: Учебник в 2 кн. / Под ред. В.М. Кудрявцева. — 4-е изд., перераб. и доп. — М.: Высшая школа, 1993. — (383 + 367) с.
 15. Козлов А.А., Новиков В.Н., Соловьев Е.В. Системы питания и управления жидкостных ракетных двигательных установок: Учебник. — М.: Машиностроение, 1988. — 351 с.
 16. Хохулин В.С., Чумаков В.А. Проектирование разгонных блоков с ЖРД: Учеб. пособие. — М.: Изд-во МАИ, 2000. — 72 с.
 17. Сердюк В.К. Проектирование средства выведения космических аппаратов: Учеб. пособие / Под ред. А.А. Медведева. — М.: Машиностроение, 2009. — 504 с.
 18. Koelle D.E. Handbook of cost engineering for space transportation systems: with TransCost 7.2; Statistical-analytical model for cost estimation and economical optimization of launch vehicles. Report TCS-TR-184A. Ottobrunn TCS TransCostSystems. 2007.
 19. Рачук В.С. (гл. ред.) Научно-технический юбилейный сборник. 1941-2001 гг. / КБ Химвавтоматики. — Воронеж: ИПФ «Воронеж», 2001. — 675 с.
 20. Шляхов В.И., Овчинникова С.В. ЖРД безгенераторной схемы для межорбитальных буксиров // Обзор по материалам зарубежной печати за 1980—1990 гг. № 30. ЦНТИ «Поиск», ГОНТИ-8, 1991. С. 54-56.

References

1. Bonneville R. A truly international lunar base as the next logical step for human spaceflight. *Advances in Space Research*, 2018, vol. 61, no. 12, pp. 2983 – 2988. DOI: 10.1016/j.asr.2018.03.035
2. Legostaev V.P., Lopota V.A. (scientific editorship) *Luna - shag k tekhnologiyam osvoeniya Solnechnoi sistemy* (The Moon is a step towards the Solar system technologies mastering), Moscow, RKK “Energiya”, 2011, 584 p.
3. *First Online Global Moon Village Workshop & Symposium*. URL: mva2020.cseo.org.cy
4. Borovik I.N. *Razrabotka tekhnicheskogo oblika kislородно-водородnoi dvigatel'noi ustanovki bezgeneratornoi skhemy dlya mezhorbital'nogo transportnogo apparata mnogokratnogo ispol'zovaniya* (Technical design development of an oxygen-hydrogen propulsion system of a generator-free scheme for reusable inter-orbital transport vehicle). Doctor's thesis, Moscow, MAI, 2011, 165 p.
5. Piunov V.Y., Nazarov V.P., Kolomentsev A.I. The upper stage oxygen-hydrogen rocket engine energy characteristics improvement by structural scheme optimization method. *Aerospace MAI Journal*, 2017, vol. 24, no. 3, pp. 23-33.
6. Bullok J.R., Santiago J.R. RL-60 – The Next Step in the Evolution of Upper Stage Engines. *40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit (11-14 July 2004; Fort Lauderdale, Florida)*. DOI: 10.2514/6.2004-3529
7. Borovik I.N. *Vestnik Sibirskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta im. akademika M.F. Reshetneva*, 2011, no. 5(38), pp. 108-112.
8. Chernoglazov G.S. *Vybor proektnykh parametrov mezhorbital'nykh transportnykh apparatov* (Design parameters selection of inter-orbital transport vehicles), Chelyabinsk, YuUrGU, 2015, 34 p.
9. Deeken J., Suslov D., Haidn O., Schlechtriem S. Combustion efficiency of a porous injector during

- throttling of a LOx/H₂ combustion chamber. In book: *Progress in Propulsion Physics. EUCASS*. 2011, vol. 2, pp. 251-264. DOI: 10.1051/eucass/201102251
10. Borovik I.N., Kozlov A.A. *Trudy MAI*, 2008, no. 32. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=7468>
 11. 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 (12–16 October 2009; Daejeon, Republic of Korea)*. IAC-09.C4.1.10. DOI: 10.13140/RG.2.1.3532.2723
 12. Borovik I.N. Development of optimal technical shape of liquid rocket engine of reusable the orbital transfer vehicle. *Aerospace MAI Journal*, 2011, vol. 18, no. 2, pp. 98-107.
 13. Borovik I.N. *Vestnik Moskovskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta im. N.E. Baumana. Seriya Mashinostroenie*, 2014, no. 2(95), pp. 86-93.
 14. Vasil'ev A.P., Kudryavtsev V.M., Kuznetsov V.A. et al. *Osnovy teorii i rascheta zhidkostnykh raketnykh dvigatelei. V 2 kn.* (Fundamentals of the liquid rocket engines theory and calculation. In two books), Moscow, Vysshaya shkola, 1993, (383 + 367) p.
 15. Kozlov A.A., Novikov V.N., Solov'ev E.V. *Sistemy pitaniya i upravleniya zhidkostnykh raketnykh dvigateley (Power supply and control systems of liquid rocket propulsion systems)*, Moscow, Mashinostroenie, 1988, 351 p.
 16. Khokhulin V.S., Chumakov V.A. *Proektirovanie razgonnykh blokov s ZhRD (Design of Upper Stages with LRE)*, Moscow, MAI, 2000, 72 p.
 17. Serdyuk V.K. *Proektirovanie sredstva vyvedeniya kosmicheskikh apparatov (Designing a spacecraft launch vehicle)*, Moscow, Mashinostroenie, 2009, 504 p.
 18. Koelle D.E. *Handbook of cost engineering for space transportation systems: with TransCost 7.2; Statistical-analytical model for cost estimation and economical optimization of launch vehicles*. Report TCS-TR-184A. Ottobrunn TCS TransCostSystems. 2007.
 19. Rachuk V.S. (chief ed.) *Nauchno-tekhnicheskii yubileinyi sbornik. 1941–2001 gg. KB Khimavtomatiki (Scientific and technical anniversary collection. 1941–2001)*, Voronezh, IPF “Voronezh”, 2001, 675 p.
 20. Shlyakhov V.I., Ovchinnikova S.V. *Obzor po materialam zarubezhnoi pechati za 1980–1990*. No. 30. TsNTI “Poisk”, GONTI-8, 1991, pp. 54-56.

Статья поступила в редакцию 08.06.2022; одобрена после рецензирования 08.08.2022; принята к публикации 10.08.2022.

The article was submitted on 08.06.2022; approved after reviewing on 08.08.2022; accepted for publication on 10.08.2022.