УДК 629.764.016.036.54-63

О ВОЗМОЖНОСТИ СОЗДАНИЯ ОДНОСТУПЕНЧАТОГО РАЗГОННО-ТОРМОЗНОГО БЛОКА НА ОСНОВЕ КИСЛОРОДНО-УГЛЕВОДОРОДНОГО ДВИГАТЕЛЯ 11Д58М ДЛЯ РАКЕТЫ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ СВЕРХТЯЖЁЛОГО КЛАССА

© 2021 г. Соколов Б.А., Тупицын Н.Н., Туманин Е.Н., Крюков И.А., Киселев А.В., Фирстаев Д.С.

Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королёва (РКК «Энергия»)
Ул. Ленина, 4А, г. Королёв, Московская обл., Российская Федерация, 141070,
e-mail: post@rsce.ru

В статье представлены результаты инициативных проектных проработок авторов по возможности создания для ракеты космического назначения сверхтяжёлого класса одноступенчатого кислородно-углеводородного разгонно-тормозного блока (РТБ) с двумя жидкостными ракетными двигателями 11Д58М разработки РКК «Энергия», предназначенного для выведения пилотируемых кораблей на орбиту вокруг Луны, а также для выведения сверхтяжёлых аппаратов на геостационарную орбиту (в т.ч. по высокоапогейной схеме перелёта орбитального блока с использованием гравитационного поля Луны).

Показано, что рассматриваемый одноступенчатый РТБ будет иметь ряд важных преимуществ как по сравнению с кислородно-водородным одноступенчатым РТБ, так и перед аналогичной по функциям двухступенчатой разгонно-тормозной системой орбитального блока в виде тандемной связки кислородно-водородных разгонного и корректирующе-тормозного блоков. Для обеспечения запусков маршевой жидкостной ракетной двигательной установки РТБ предложен новый способ инерционного разделения фаз компонентов топлива в баках в условиях невесомости с помощью предпускового программного сепарирующего разворота орбитального блока относительно его поперечной оси инерции.

Ключевые слова: *ракета космического назначения, ракета-носитель, орбитальный блок, разгонный блок, межорбитальный буксир, разгонно-тормозной блок, сепарирующий разворот, жидкостная ракетная двигательная установка.*

DOI 10.33950/spacetech-2308-7625-2021-2-62-75

ON THE FEASIBILITY OF DEVELOPING A SINGLE-STAGE ACCELERATION/DECELERATION UNIT BASED ON THE OXYGEN-HYDROCARBON ENGINE 11D58M FOR A SUPER-HEAVY LAUNCH VEHICLE

Sokolov B.A., Tupitsyn N.N., Tumanin E.N., Kryukov I.A., Kiselev A.V., Firstaev D.S.

S.P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia (RSC Energia)
4A Lenin str., Korolev, Moscow region, 141070, Russian Federation, e-mail: post@rsce.ru

The paper presents results of unsolicited exploratory design studies done by the authors into the feasibility of developing for a super-heavy launch vehicle a single-stage oxygen-hydrocarbon acceleration/deceleration unit (ADU) with two

liquid-propellant rocket engines 11D58M developed by RSC Energia, intended for insertion of manned spacecraft into lunar orbit, as well as for insertion of super-heavy spacecraft into geostationary orbit (including the orbital module high-apogee transfer profile using lunar gravity assist maneuver).

It demonstrates that the single-stage ADU will have a number of important advantages over both a single-stage oxygen-hydrogen ADU and a functionally similar two-stage acceleration/deceleration system of an orbital module in the form of a tandem stack of an oxygen-hydrogen acceleration stage and correction and braking stage. To assure the start-ups of the main liquid propulsion system of the ADU, it proposes a new method for inertial propellant component phase separation in the tanks in zero-gravity environment using a pre-startup pre-programmed ullage separation turn maneuver of the orbital unit about its transverse axis of inertia.

Key words: *integrated launch vehicle, launch vehicle, orbital module, upper stage, orbital transfer vehicle, acceleration/deceleration unit, ullage maneuver, liquid-propellant rocket engine.*



СОКОЛОВ Б.А.



ТУПИЦЫН Н.Н.



ТУМАНИН Е.Н.



КРЮКОВ И.А.



КИСЕЛЕВ А.В.



ФИРСТАЕВ Д.С.

СОКОЛОВ Борис Александрович — доктор технических наук, профессор,
Советник генерального директора РКК «Энергия», e-mail: boris.sokolov@rsce.ru
SOKOLOV Boris Aleksandrovich — Doctor of Science (Engineering), Professor,
Adviser to the General director at RSC Energia, e-mail: boris.sokolov@rsce.ru

ТУПИЦЫН Николай Николаевич — заместитель начальника отделения РКК «Энергия»,
e-mail: post2@rsce.ru
TUPITSYN Nikolay Nikolaevich — Deputy Head of Division at RSC Energia,
e-mail: post2@rsce.ru

ТУМАНИН Евгений Николаевич — кандидат технических наук,
главный научный сотрудник РКК «Энергия»,
e-mail: evgeny.tumanin@rsce.ru
TUMANIN Evgeniy Nikolaevich — Candidate of Science (Engineering),
Chief research scientist at RSC Energia, e-mail: evgeny.tumanin@rsce.ru

КРЮКОВ Игорь Александрович — начальник отдела РКК «Энергия»,
e-mail: igor.kryukov@rsce.ru
KRYUKOV Igor Aleksandrovich — Head of Department at RSC Energia,
e-mail: igor.kryukov@rsce.ru

КИСЕЛЕВ Андрей Валерьевич — инженер-конструктор 1 категории РКК «Энергия»,
e-mail: post@rsce.ru
KISELEV Andrey Valeryevich — Engineer-designer 1 category at RSC Energia,
e-mail: post@rsce.ru

ФИРСТАЕВ Дмитрий Сергеевич – инженер-конструктор 1 категории РКК «Энергия»,
e-mail: post@rsce.ru
FIRSTAEV Dmitry Sergeevich – Engineer-designer 1 category at RSC Energia,
e-mail: post@rsce.ru

Введение. Постановка задачи

Полвека назад в США по программе «Аполлон» была разработана и использована однопусковая схема пилотируемого полёта к Луне, в которой разгонный импульс тяги для орбитального блока (ОБ) создавался повторным включением в полёте водородной третьей ступени ракеты-носителя (РН) сверхтяжёлого класса «Сатурн-5», а импульсы тяги для коррекций траектории Земля–Луна и торможения у Луны — включениями жидкостной ракетной двигательной установки (ЖРДУ) основного блока корабля «Аполлон» [1]. Подобная схема полёта к Луне в те же годы планировалась и в Советской лунной программе пилотируемого комплекса Н1-Л3. Роль разгонного блока (РБ) и корректирующе-тормозного блока (КТБ) в ОБ выполняла двухступенчатая тандемная связка кислородно-керосиновых РБ и КТБ — ракетных блоков Г и Д [2], которые затем было решено заменить кислородно-водородными блоками С и Р, а потом — одним разгонно-тормозным блоком (РТБ) Ср [3]. В 1974 г. под руководством В.П. Глушко были разработаны Технические предложения по экспедиционному комплексу «Звезда», основу которого составлял лунный корабль, доставляемый на Луну и обратно на Землю также по однопусковой, но «прямой» схеме (без расстыковки и стыковки на орбите Луны). Перелёт к Луне с низкой орбиты искусственного спутника Земли (ИСЗ) должен был осуществляться с помощью одноступенчатого кислородно-водородного РТБ «Везувий» с начальной массой ≈230 т, обеспечиваемой предлагавшейся для этого комплекса РН «Вулкан» [3].

Для новых отечественных проектов лунных программ с использованием двухпусковой схемы со стыковкой на орбите искусственного спутника Луны (ИСЛ) требуемая грузоподъёмность каждой из двух РН по сравнению с РН «Вулкан» снижается вдвое (до 115 т). Использование на одноступенчатом РТБ кислородно-водородного топлива со сниженным вдвое, по сравнению с РТБ «Везувий», запасом топлива при одновременном снижении для обеспечения транспортабельности габаритного диаметра баков РТБ с 8,0 до 4,1 м приведёт к менее выгодной в прочностном отношении форме водородного бака из-за увеличения цилиндрических вставок, значительному возрастанию длины РТБ и расчётных изгибающих моментов на него и на верхнюю ступень РН (особенно при нештатных ситуациях в пилотируемом полёте), а также к утяжелению конструкции РТБ и большому снижению его энергетической эффективности.

Поддержание приемлемых для ЖРДУ РТБ диапазона температур вдвое меньшей массы жидкого водорода и давления в водородном баке в течение пятисуточного полёта РТБ к Луне при бездренажном способе хранения водорода не обеспечивается — потребуется организация полётного дренажа при периодических осаждениях жидкости

в баке путём создания сепарирующего ускорения ОБ для исключения потерь жидкого водорода [4, с. 112]. Такой способ ни разу не использовался в отечественных ЖРДУ, поэтому его введение дополнительно ухудшит массо-энергетические характеристики кислородно-водородного РТБ и снизит его надёжность из-за практической невозможности осуществления в ближайшие годы надлежащей лётной отработки в полноразмерной транспортабельной кислородно-водородной космической ЖРДУ сложных теплогидравлических внутрибаковых процессов, обеспечивающих гарантированное исключение потерь жидкого водорода при дренажировании его паров из бака в вакуум в условиях невесомости.

Выполнение коррекций траектории перелёта к Луне с помощью кислородно-водородных ЖРДУ, в отличие от кислородно-углеводородных ЖРДУ, связано также со значительными потерями топлива и, как следствие, с искажениями траектории полёта при запусках маршевого двигателя (МД) и потерями при предварительном захолаживании водородного тракта. Особенно это будет сказываться при использовании водородных МД безгазогенераторной схемы.

Так как ни один отечественный кислородно-водородный космический МД не имеет опыта эксплуатации с многократным запуском в полёте, представляет интерес исследование возможности создания для новых ОБ массой 115 т компактного и менее затратного в отработке и изготовлении (но выполняющего все необходимые полётные функции) одноступенчатого РТБ с кислородно-углеводородной ЖРДУ с двумя МД 11Д58М разработки РКК «Энергия», который в качестве горючего может использовать как керосин, так и высококалорийное синтетическое горючее синтин. В течение многих десятилетий этот МД успешно применяется в РБ типа ДМ, обеспечивая ему непревзойдённый в мировой ракетной технике уровень подтверждённой полётной надёжности и эффективности [5, с. 45].

В статье приводятся основные результаты проведённого РКК «Энергия» в инициативном порядке исследования возможности создания такого РТБ.

1. Состав, компоновка и масса конструкции разгонно-тормозного блока

В состав рассматриваемого РТБ входят:

- базовый блок, включающий в себя бак окислителя и бак горючего (баки О и Г) диаметром по 4,1 м с фермами их крепления и экранно-вакуумной теплоизоляцией; два кислородно-углеводородных МД типа 11Д58М с его подбаковым турбонасосным блоком подачи окислителя (БПО) и разработанным для перспективного МД 11Д58МФ безнасосным блоком подачи горючего (БПГ) [6]; четыре автономных двигательных установки на высококипящих компонентах топлива для обеспечения стабилизации, ориентации и запуска МД (ДУ СОЗ) типа 11Д79, попарно используемых на РБ типа ДМ, а также пневмогидравлические средства дренажа, заправки-слива и наддува его баков с арматурой, отработанной за полувековой период эксплуатации РБ ДМ [7];
- сбрасываемый после отделения от РН опорный хвостовой отсек;
- приборный отсек с системой управления РТБ, системами бортовых измерений, обеспечения теплового режима и электропитания с солнечными батареями (СБ);
- ферма крепления приборного отсека;
- сбрасываемый при работе второй ступени РН обтекатель РТБ, защищающий теплоизоляцию баков и приборный отсек РТБ с его солнечными батареями от воздействия окружающей среды при наземной эксплуатации и от теплогазодинамического воздействия атмосферного потока на участке работы РН (диаметр обтекателя предполагается равным 5,2 м, а конструкция для обеспечения транспортабельности — двухстворчатой, со стыковкой створок на космодроме).

Компоновка РТБ в исходной (стартовой) конфигурации показана на рис. 1, *а*, в конечной конфигурации (после сброса обтекателя и хвостового отсека и раскрытия панелей СБ) — на рис. 1, *б*; расположение двух МД в плоскости рыскания и четырёх ДУ СОЗ в хвостовом отсеке РТБ показано на рис. 2.

Проектные значения массы конструкции РТБ для ОБ со стартовой массой 115 т и её основных составляющих представлены в табл. 1.

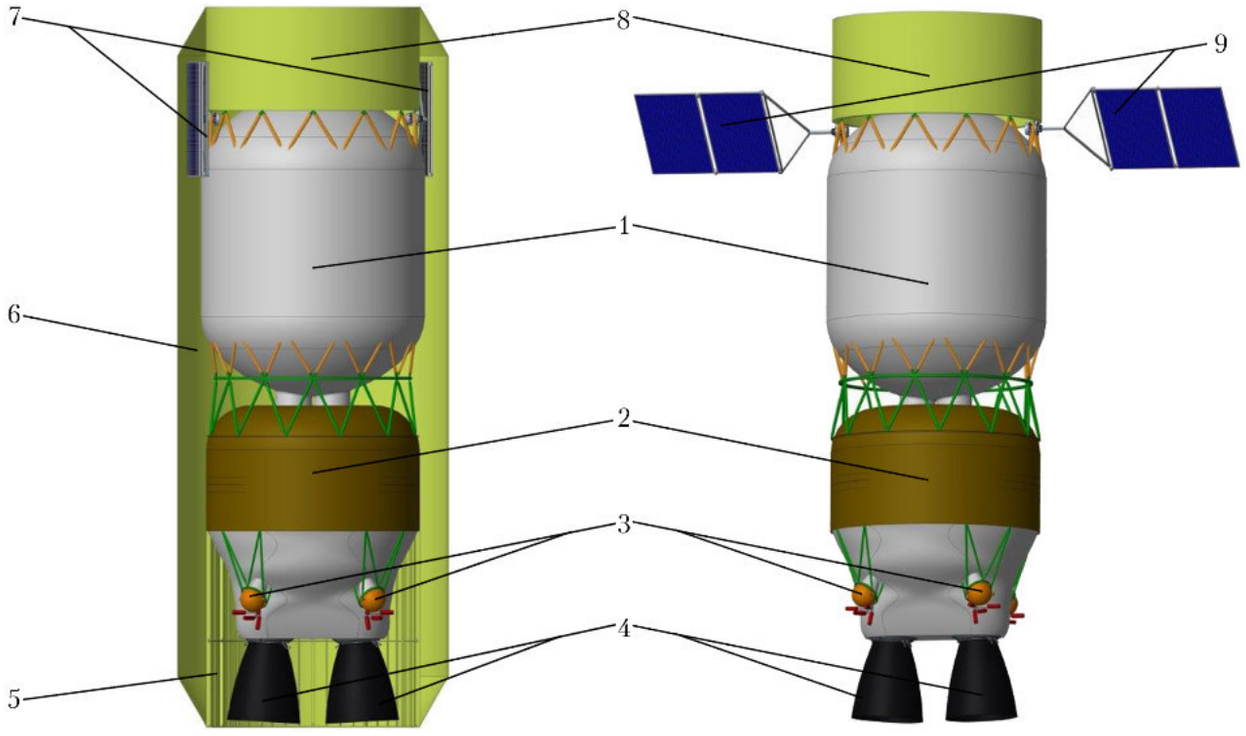


Рис. 1. Разгонно-тормозной блок: *а — исходная (стартовая) конфигурация; б — конечная конфигурация; 1 — бак окислителя; 2 — бак горючего; 3 — ДУ СОЗ; 4 — МД; 5 — хвостовой отсек; 6 — обтекатель РТБ; 7 — панели СБ в исходном положении; 8 — приборный отсек; 9 — панели СБ в раскрытом положении*

Таблица 1

Масса конструкции РТБ и её составляющих, кг

Сбрасываемый двухстворчатый обтекатель	1 600
Сбрасываемый хвостовой отсек	1 100
Установка двух МД	710
Установка четырёх ДУ СОЗ	220
Теплозащита, теплоизоляция и электрообогреватели элементов двух МД и четырёх ДУ СОЗ с кабелями	60
Ферма для крепления МД и ДУ СОЗ к баку Г	130
Бак Г	720
Пневмогидравлические средства подачи топлива	580
Межбаковая ферма	320
Бак О	1 900
Приборный отсек с СБ и бортовая кабельная сеть РТБ	990
Ферма крепления приборного отсека	90
Краска и неучтённые элементы конструкции блока	50
Блок полностью собранный	8 600
Блок без сбрасываемых элементов	5 900

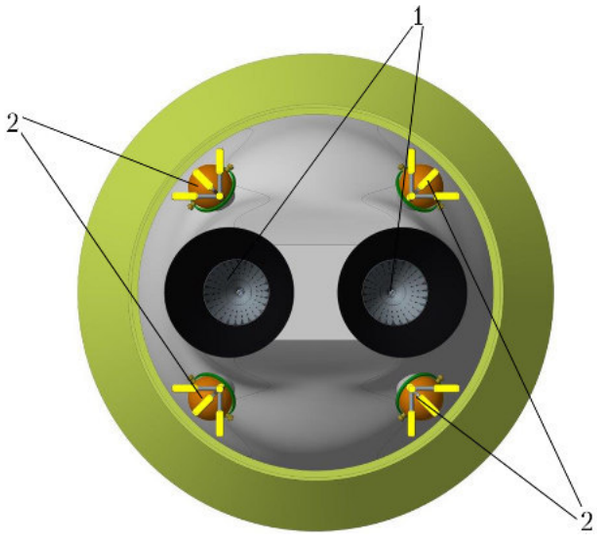


Рис. 2. Расположение МД и ДУ СОЗ в хвостовом отсеке разгонно-тормозного блока: *1 — МД; 2 — ДУ СОЗ с управляющими двигателями*

2. Этапы полёта разгонно-тормозного блока

Назначение ОБ с РТБ — доставка КА на орбиту ИСЛ после отделения от РН на незамкнутой орбите ИСЗ с параметрами $H_{\alpha}/H_{\pi} = 200/-800$ км и наклонением $i = 51{,}7°$ (здесь H_{α} и H_{π} — высота апогея и перигея орбиты над поверхностью Земли). Полёт к Луне включает следующие этапы:

• доразгон ОБ с незамкнутой орбиты ИСЗ на круговую орбиту ИСЗ высотой 200 км с затратой характеристической скорости V_x = 320 м/с;

• разгон с круговой орбиты ИСЗ к Луне с затратой суммы V_x = 3 140 м/с и гравитационных потерь (рассмотрены варианты одноимпульсного разгона и баллистически более эффективного двухимпульсного разгона с пассивным участком полёта длительностью 3,5 ч по промежуточной орбите ИСЗ с высотой апогея $H_\alpha \approx$ 10,5 тыс. км);

• перелёт от Земли к Луне с выполнением до двух коррекций траектории с затратой на них V_x = 25 и 5 м/с;

• торможение у Луны для перевода ОБ на низкую (200 км) круговую орбиту ИСЛ с затратой V_x = 930 м/с.

При доразгоне ОБ после отделения от РН для выхода на опорную круговую орбиту ИСЗ и при разгоне с неё к Луне РТБ использует оба МД, что обеспечивает резервирование их по «горячей» схеме. Для проведения коррекций траектории перелёта к Луне и торможения ОБ у Луны РТБ использует один из двух МД, при этом второй МД находится в «холодном» резерве.

Для проведения прецизионных коррекций траектории полёта вместо МД могут использоваться двигатели ДУ СОЗ тягой по 10 кгс (разд. 3).

Увод отработавшего РТБ с целевой орбиты ИСЛ осуществляется за счёт остатков топлива ДУ СОЗ и гелия в баллонах РТБ; на заключительном этапе функционирования РТБ производится безмоментный сброс остатков топлива и газов из баков О и Г ЖРДУ.

3. Основные характеристики маршевой ЖРДУ и её МД и ДУ СОЗ

В качестве МД в маршевой ЖРДУ РТБ предполагается использование двух кислородно-керосиновых космических МД типа 11Д58М. Двигатель был разработан РКК «Энергия» в 1973 г. на следующие значения основных параметров: тяга — 8,5 тс; удельный импульс тяги — не менее 354 с при работе на керосине и 362 с на высококалорийном синтетическом горючем синтине ([8], с. 49, 53). Двигатель более 45 лет успешно эксплуатируется в составе РБ типа ДМ. С учётом отличий в условиях эксплуатации (большее количество включений и суммарное время работы в полёте) МД для РТБ будет иметь следующие особенности:

• удлинённый насадок сопла, повышающий удельный импульс тяги МД на 4 с (такой насадок многократно использовался на МД 11Д58М для РБ ДМ-*SL* и ДМ-*SL*Б, применявшихся в комплексах «Морской старт» и «Наземный старт»);

• повышенное с 2,48 до 2,60 (оптимальное для керосина в качестве горючего) значение соотношения компонентов топлива, что увеличит удельный импульс тяги МД при работе на топливе «кислород + керосин» ещё на 1 с (это соотношение компонентов более сотни раз использовалось на РБ типа ДМ для РН «Протон»);

• использование для МД 11Д58М вместо его штатного турбонасосного подбакового БПГ упрощённого и более лёгкого БПГ, аналогичного БПГ без турбонасоса, разработанного для перспективного МД 11Д58МФ [9, с. 69];

• использование для исключения потерь с отработанным турбогазом БПО струйного насоса-конденсатора турбогаза в потоке жидкого кислорода (это мероприятие внедрено на ряде кислородных газогенераторных МД для отечественных РН и экспериментально проверено при разработке БПО для безгазогенераторного варианта МД 11Д58МФ [9]; оно дополнительно увеличивает удельный импульс тяги двигателя для РТБ на 1 с).

Номинальное значение удельного импульса тяги для МД РТБ при использовании керосина, полученное пересчётом с проектного значения по работе [8], составляет 360 с, синтина (при оптимальном для этого горючего соотношении компонентов 2,4) — 367 с.

Для обеспечения проектного запаса при определении энергетических характеристик РТБ для удельного импульса тяги МД принимаются несколько меньшие значения, чем в работе [8] (табл. 2).

В качестве ДУ СОЗ на РТБ предполагается применить четыре используемые на РБ типа ДМ автономные ДУ СОЗ 11Д79 на высококипящем топливе, модифицированные путём изменения расположения и количества управляющих двигателей и исключения двух

из трёх входящих в ДУ СОЗ номенклатур двигателей. В результате каждая из этих ДУ СОЗ будет включать в свой состав три унифицированных двигателя тягой по 10 кгс (а не четыре тягой 2,5; 5; 5 и 10 кгс) и штатный двухкомпонентный блок баков с пускоотсечной автоматикой, арматурой заправки-слива и средствами газобалонного наддува баков ДУ СОЗ, обеспечивая при этом стабилизацию, ориентацию ОБ и создание осевых тяг.

Таблица 2

Номинальные значения параметров МД и их установки в РТБ при использовании горючего керосина и синтина

Наименование параметра	Значение	
	керосин	синтин
Удельный импульс тяги, с	358	365
Массовое соотношение компонентов топлива	2,6	2,4
«Сухая» масса одного МД с БПО, БПГ, струйным насосом-конденсатором отработанного турбогаза БПО на входе в расходную магистраль окислителя, блоком многократного запуска и средствами управления МД, кг	355	
Установочный угол продольной оси блока МД относительно продольной оси ОБ, °	2	
Максимальный угол качания камеры МД в кардане относительно установочного угла блока МД, °	± 4	
Максимальное количество включений МД в полёте	6	
Суммарное время работы каждого МД в полёте, с	До 2 400	

Наличие на РТБ четырёх автономных ДУ СОЗ обеспечит резервирование их двигателей и частично — рабочего запаса топлива и, как следствие, требуемую для пилотируемых ОБ отказостойкость (на ракетных блоках Г и Д лунного комплекса Н1-Л3, как и на РБ ДМ, резервирования двигателей и топлива ДУ СОЗ не предусматривалось).

Так как ОБ с РТБ по сравнению с РБ ДМ имеет значительно большую массу, для обеспечения достаточности принятого выше количества ДУ СОЗ осаждение жидких компонентов топлива в основных баках РТБ и сепарации из них газовых включений перед очередными запусками МД 11Д58М предполагается осуществлять с помощью более экономичного нового способа инерционной сепарации, предложенного одним из авторов статьи, — путём создания в баках маршевой ЖРДУ РТБ благоприятно направленных центробежных ускорений, возникающих при осуществлении предпускового программного сепарирующего разворота (СР) ОБ относительно одной из его поперечных осей инерции. На указанный способ в настоящее время оформляется заявка на патент РФ (заявитель — ПАО «РКК «Энергия»).

Таблица 3

Номинальные характеристики ДУ СОЗ для РТБ

Наименование характеристики	Значение
Суммарный рабочий запас топлива четырёх ДУ СОЗ, кг	180
Суммарная начальная масса четырёх заправленных ДУ СОЗ, кг	400
Количество управляющих двигателей (в каждую сторону): – по тангажу и рысканию – по вращению	 По 2 шт. По 4 шт.
Суммарное количество двигателей для создания осевой тяги	4 шт.
Суммарная тяга двигателей создания осевого ускорения, с учётом угла наклона их к продольной оси ОБ, кгс	19,5

Анализ внутрибаковой гидродинамики сепарации газовых включений из топлива с помощью СР, в т. ч. с точки зрения затрат топлива ДУ СОЗ, приведён в другом номере данного журнала [10] и кратко изложен в разд. 4 данной статьи.

Основные характеристики ДУ СОЗ для РТБ при расположении их управляющих двигателей в соответствии с рис. 2 приведены в табл. 3.

Номинальные значения массы топлива маршевой ЖРДУ с учётом данных [8] и топлива ДУ СОЗ, выбрасываемых за борт РТБ и возвращаемых в баки ЖРДУ при запусках, работе и при остановах МД, приведены в табл. 4.

Оценки затрат топлива ДУ СОЗ на обеспечение запусков МД даны в табл. 4 для сравниваемых двух вариантов обеспечения осаждения основных компонентов топлива в баках ЖРДУ перед очередным запуском МД РТБ — традиционным путём за счёт создания предпускового осевого ускорения ОБ двигателями ДУ СОЗ (т. е. без СР) или с помощью СР. При использовании СР топливо ДУ СОЗ при благоприятной «передней» центровке ОБ (разд. 4) расходуется только для придания ОБ небольшой начальной угловой скорости вращения относительно поперечной оси инерции ОБ и поддержания параметров движения ОБ в процессе СР. Из табл. 4 видно, что СР многократно снижает затраты топлива ДУ СОЗ на обеспечение запусков МД после полёта ОБ в невесомости. В табл. 4 приведены также осреднённые по этапам полёта затраты топлива ДУ СОЗ для обеспечения ориентации и стабилизации ОБ.

Таблица 4

Масса выбросов и возвращаемых компонентов топлива РТБ

Наименование	Масса, кг
Заливка компонентов топлива в магистрали одного МД:	
– по кислороду	40
– по керосину или синтину	15
Расход компонентов топлива на создание импульса тяги до выхода одного МД на режим 75% тяги:	
– по кислороду	4
– по керосину или синтину	2
Возврат в баки РТБ части заливки компонентов топлива из расходных магистралей одного МД после его останова:	
– по кислороду	20
– по керосину или синтину	10
Суммарные предпусковые затраты топлива четырёх ДУ СОЗ перед каждым запуском ЖРДУ для обеспечения запуска МД:	
– без использования СР	30
– с использованием СР	5
Суммарные затраты топлива четырёх ДУ СОЗ на каждом пассивном участке полёта ОБ для его ориентации и стабилизации	15

Масса остатков топлива и газов в РТБ и его конечная масса представлены в табл. 5.

Таблица 5

Масса остатков топлива и газов в РТБ и его конечная масса

Наименование	Масса, кг
Пары кислорода в баке О	275
Заливка кислорода в две расходные магистрали О и в два МД	43
Гарантийный запас окислителя в баке О	630
Гидравлические остатки окислителя в баке О	62
Заливка горючего в две расходные магистрали Г и в два МД	20
Гарантийный запас горючего в баке Г	360
Гидравлические остатки горючего в баке Г	25
Гелий в баллонах, баках и трубопроводах пневмосистемы ЖРДУ	63
Пусковое горючее в двух блоках многократного запуска	2
Остатки окислителя, горючего и азота в четырёх ДУ СОЗ	20
Общая масса остатков топлива и газов	**1 500**
Конечная масса РТБ	**7 400**

4. Осаждение топлива в баках маршевой ЖРДУ РТБ после полёта ОБ в невесомости и сепарация из компонентов топлива газовых включений перед запусками МД с помощью сепарирующего разворота ОБ

В разгонно-тормозном блоке, как указывалось в разд. 3, вместо традиционного способа инерционного осаждения жидких компонентов топлива и обеспечения всплытия газовых включений от заборных устройств баков с помощью создания двигателями ДУ СОЗ предпусковой осевой тяги предполагается использование длительно действующих центробежных ускорений, возникающих в жидких компонентах топлива при выполнении перед очередным запуском МД программного СР ОБ относительно одной из поперечных осей его инерции с небольшой (1–2 °/с) угловой скоростью вращения на необходимый для завершения сепарации угол (по оценкам, он составляет два или три полных оборота ОБ).

Как отмечено в работе [10], СР — это именно программный разворот ОБ, при его выполнении бортовая система

управления в каждый момент времени отслеживает угловое положение осей инерции ОБ, сравнивает их положение с заданными программными значениями и корректирует, в случае необходимости, движение ОБ с помощью кратковременных включений управляющих двигателей ДУ СОЗ.

Начальная скорость вращения ОБ относительно его поперечной оси инерции обеспечивается с помощью управляющих двигателей ДУ СОЗ. Далее вращение ОБ происходит по инерции, т. е. практически без затрат топлива ДУ СОЗ. Торможение вращения ОБ при запуске МД производится путём отклонения его камеры в карданном подвесе (для системы управления ОБ это эквивалентно гашению небольших начальных угловых скоростей вращения ОБ при запуске ЖРДУ).

Для снижения угловой погрешности выдачи вектора импульса тяги ЖРДУ запуск МД производится с упреждением на несколько градусов относительно требуемого положения продольной оси ОБ в пространстве.

Особенностью осаждения жидких компонентов топлива в баках ЖРДУ и обеспечения всплытия газовых включений от заборных устройств баков с помощью СР является необходимость достаточно «передней» центровки ОБ при запусках маршевой ЖРДУ, когда центр масс ОБ и ось вращения его при СР вокруг поперечной оси инерции лежат выше верхнего днища переднего бака ЖРДУ (иначе не исключена возможность концентрации части жидкости при выполнении СР вверху переднего бака и её обрушения после запуска ЖРДУ на отсепарированную жидкость, приводящего к вторичному газированию, что недопустимо для МД).

Применительно к рассматриваемому в настоящей статье РТБ (см. рис. 1) приемлемая «передняя» центровка ОБ обеспечивается, как показывают проектные оценки её с учётом выработки топлива, перед всеми запусками, начиная с третьего.

Первый запуск ЖРДУ РТБ проводится по «ускоренной» схеме, отработанной и апробированной при пусках РБ типа ДМ-*SL*, по которой МД 11Д58М создавал тягу уже через 10 с после отделения РБ от носителя, и топливо просто не успевало отойти от заборных устройств. Топливо ДУ СОЗ при этом запуске ЖРДУ практически не расходуется, СР не требуется. Перед вторым запуском поперечная ось инерции ОБ, несмотря на некоторую выработку топлива ЖРД при первом запуске, находится ниже верхнего днища кислородного бака, и использование СР в чистом виде невозможно. Поэтому одновременно с СР необходимо создавать с помощью ДУ СОЗ небольшое компенсирующее осевое ускорение ОБ, позволяющее исключить негативное влияние на внутрибаковую гидродинамику неблагоприятной центровки ОБ. Для исключения возможности при СР накопления жидкого кислорода в верхней части кислородного бака РТБ компенсирующее осевое ускорение ОБ при втором запуске ЖРДУ должно быть не менее 0,0015 м/с^2. Это вполне обеспечивается тягой двух из четырёх осевых двигателей ДУ СОЗ. Номинальная выработка топлива из ДУ СОЗ на создание в течение 300 с компенсирующего осевого ускорения ОБ при выполнении за это время одного полного (первого) оборота его вокруг поперечной оси инерции составит не более 25 кг, т. е. менее 15% суммарного располагаемого рабочего запаса четырёх блоков баков ДУ СОЗ (см. табл. 3).

Общая продолжительность выполнения СР перед остальными запусками МД РТБ должна составлять, по расчётам, 600 с, при этом угол поворота ОБ вокруг его поперечной оси инерции при угловой скорости вращения 1,2 °/с составит 720°.

Общие за весь пятисуточный полёт РТБ к Луне затраты топлива ДУ СОЗ на обеспечение шестикратного запуска МД составят, в соответствии с проведёнными оценками, не более 50 кг (включая затраты топлива на создание перед вторым запуском компенсирующего осевого ускорения ОБ). С учётом этих затрат располагаемое количество топлива в четырёх ДУ СОЗ для обеспечения всех сеансов ориентации и стабилизации ОБ в процессе всего полёта составит, с учётом данных табл. 4, не менее 130 кг. В соответствии с табл. 3, это составляет более 72% суммарного рабочего запаса четырёх ДУ СОЗ, в то время как при обеспечении запусков МД РТБ традиционным путём (с помощью создания предпускового

осевого ускорения ОБ) располагаемое количество топлива в четырёх ДУ СОЗ на все сеансы ориентации и стабилизации ОБ при полёте к Луне составит только 30 кг (17%) суммарного рабочего запаса ДУ СОЗ, что недостаточно.

5. Параметры полёта ОБ с РТБ к Луне

В табл. 6 приведены проектные параметры полёта ОБ с РТБ, при этом для разгона ОБ с круговой орбиты ИСЗ к Луне приведена сумма V_x и существенных для этих этапов полёта гравитационных потерь.

Характеристики МД и ДУ СОЗ принимались по табл. 1–5; V_x и количество работающих МД — по разд. 2.

Как видно из табл. 6, рассматриваемый РТБ сможет обеспечить при грузоподъёмности ракеты-носителя на низкой круговой орбите искусственного спутника Земли 115 т доставку на низкую круговую орбиту ИСЛ массы более 20 т. Применение синтина или использование двухимпульсной схемы разгона ОБ к Луне обеспечит прирост массы ОБ на орбите ИСЛ по 900–1 040 кг.

Таблица 6

Параметры полёта ОБ с РТБ при одно- и двухимпульсном разгонах

Этап и параметр выведения	Схема разгона к Луне			
	Одноимпульсная		Двухимпульсная	
	Керосин	Синтин	Керосин	Синтин
Рабочий запас топлива РТБ, кг	81 760	80 720	80 720	79 820
Масса ОБ в конце доразгона на круговую орбиту ИСЗ, кг	102 517	102 696	102 517	102 696
Масса ОБ в начале разгона к Луне, кг	102 472	102 651	102 472	102 651
Сумма V_x и гравитационных потерь при первом разгонном импульсе к Луне с круговой орбиты ИСЗ, м/с	3 275	3 263	1 595	1 593
Сумма V_x и гравитационных потерь при втором разгонном импульсе к Луне, м/с	—	—	1 580	1 579
Масса ОБ в конце разгона, кг: – первого – второго	 40 316 —	 41 258 —	 65 056 41 430	 65 785 42 268
Масса ОБ после коррекций, кг	39 934	40 874	41 058	41 895
Масса ОБ после торможения у Луны, кг	39 914	40 854	41 038	41 875
Масса ОБ на орбите ИСЛ, кг	30 607	31 489	31 488	32 294
Масса полезного груза на орбите ИСЛ (с переходным отсеком массой 700 кг и резервом), кг	22 960	24 000	24 000	24 900

6. Преимущества одноступенчатого кислородно-углеводородного РТБ для отечественной РКН СТК перед альтернативными вариантами

При равных условиях сравнения (грузоподъёмность РН, равная 115 т, железнодорожная транспортабельность всех её ракетных блоков, экологическая чистота маршевых ЖРДУ и пр.) основной альтернативой для рассматриваемого РТБ являются:

- одноступенчатый кислородно-водородный РТБ с двумя разрабатываемыми безгазогенераторными МД РД0146 тягой 9 тс;
- двухступенчатая разгонно-тормозная ракетная система ОБ, состоящая из РБ с двумя кислородно-водородными МД РД0146 тягой 9 тс и КТБ с одним таким же МД.

Прототипом первого альтернативного варианта РТБ может служить кислородно-водородный РТБ — упомянутый во

введении блок Ср, спроектированный РКК «Энергия» в 1971 г. для модернизации отечественного лунного комплекса РКН СТК Н1-Л3 с грузоподъёмностью РН 100 т.

Разгонно-тормозной блок Ср включал в свой состав два МД 11Д56 тягой по 7,5 тс, приборного отсека с бортовыми системами на нём не было. Масса заправленного блока составляла 78 т, из которых 11,5 т приходилось на массу конструкции. Конструкция блока была проработана достаточно глубоко, так что оценки массы его конструкции могут считаться надёжными [3, с. 262]. При повышении грузоподъёмности РН со 100 до 115 т с одновременным уменьшением диаметра блока с принятого для Ср оптимального значения 5,2 м до транспортабельного значения 4,1 м, ухудшающего конструктивное совершенство блока из-за увеличения его длины, а также введением в его состав приборного контейнера, масса конструкции кислородно-водородного РТБ возрастёт, по оценкам, до 15,5 т, а конечная масса — до 16,5 т. С учётом дополнительного утяжеления конструкции из-за существенного увеличения при удлинении блока расчётных изгибающих нагрузок на него (при расчётных нештатных ситуациях на участке выведения пилотируемого корабля) ожидаемая конечная масса кислородно-водородного РТБ составит ≈17 т. Это в 2,3 раза больше, чем у кислородно-углеводородного РТБ, и практически нивелирует выигрыш от более высокого удельного импульса тяги кислородно-водородных МД.

Преимуществами одноступенчатого кислородно-углеводородного РТБ по сравнению с аналогичным РТБ на кислородно-водородном топливе являются:

- отсутствие необходимости значительных затрат времени и средств как на создание наземной водородной инфраструктуры, так и на наземную и лётную отработку двигателя РД0146Д и кислородно-водородной ЖРДУ на его основе;
- исключение необходимости лётной отработки водородной маршевой ЖРДУ в космическом полёте.

До настоящего времени ни один отечественный водородный РБ не летал по многоимпульсной схеме (изготовленный в Центре им. М.В. Хруничева для индийской ракеты *GSLV* водородный блок 12КРБ имел при её пусках лишь однократное включение МД и являлся, по существу, не РБ, а более простой по функциям и задачам верхней ступенью РН). Проведение на отделявшихся блоках 12КРБ экспериментов по управлению внутрибаковыми процессами в водородном баке не было реализовано. Напротив, лётные испытания в 1970 г. экспериментального полноразмерного кислородно-керосинового блока Д разработки РКК «Энергия» с телевизионными камерами для наблюдений в каждом из баков в течение недельного полёта с семикратным запуском МД позволили подтвердить надёжность и эффективность проектирования и достаточность разработанной РКК «Энергия» методики наземной отработки внутрибаковых гидродинамических и тепловых процессов в баках ЖРДУ кислородно-углеводородных РБ [11].

Прототипом второго варианта, альтернативного одноступенчатому кислородно-углеводородному РТБ, может служить двухступенчатая разгонно-тормозная ракетная система в виде тандемной связки кислородно-водородных РБ и КТБ (блоков С и Р), разрабатывавшейся РКК «Энергия» применительно к РН Н1 для повышения массы выводимого к Луне пилотируемого комплекса Л3 путём замены этими блоками кислородно-керосиновых блоков Г и Д, выполнявших те же функции [3, с. 262].

Сумма характеристических скоростей на доразгон ОБ после отделения его от РН, на разгон к Луне, коррекций траектории перелёта и на торможение у Луны составляет менее 4,5 км/с, поэтому использовать для её набора двухступенчатую тандемную кислородно-водородную ракетную систему невыгодно с баллистической точки зрения из-за большой массы конструкции двух водородных ракетных блоков (именно поэтому позже от двухступенчатой системы отказались в пользу упомянутого выше одноступенчатого блока Ср).

Преимуществами одноступенчатого кислородно-углеводородного РТБ по сравнению с двухступенчатой разгонно-тормозной системой на кислородно-водородном топливе являются:

- вдвое меньшее количество космических ракетных блоков и их систем, что обеспечит снижение затрат на разработку и потенциально более высокую надёжность выполнения задач пуска

при практически одинаковой энергетической эффективности;

• использование вместо трёх МД на базе только ещё отрабатываемого при наземных испытаниях кислородно-водородного МД РД0146 (один из которых, установленный на КТБ, не имеет резерва) двух надёжных МД 11Д58М обеспечит более высокую надёжность выполнения задач пуска и безопасности экипажа при минимальном объёме лётной отработки;

• размещение всего бортового запаса топлива, предназначенного для выдачи всех требуемых для выведения КА импульсов тяги, в общих баках РТБ (а не в двух отдельных па́рах баков РБ и КТБ) позволит гибко перераспределять это топливо между импульсами тяги МД и, как следствие, расширять в процессе эксплуатации ракеты космического назначения область эффективного применения ОБ, обеспечивая не только достижение орбиты ИСЛ, но и решение других возможных задач — выведение тяжёлых автоматических станций на отлётные траектории, выведение тяжёлых автоматических КА и пилотируемых кораблей на геостационарную орбиту, в т. ч. — с использованием для повышения энергетических возможностей ОБ по её достижению длительных высокоапогейных переходов и гравитационного поля Луны в соответствии с работой [12], проблематичных или неприемлемых для водородных ЖРДУ.

Выводы

Инициативные проектно-исследовательские работы специалистов двигательно-энергетического отделения РКК «Энергия» показали техническую возможность и целесообразность создания для ракеты космического назначения сверхтяжёлого класса одноступенчатого разгонно-тормозного блока, использующего для выдачи импульсов тяги два маршевых двигателя на базе серийного отечественного кислородно-углеводородного маршевого двигателя 11Д58М многократного запуска, в течение многих десятилетий с успехом эксплуатируемого в составе разгонных блоков типа ДМ с использованием в качестве горючего как керосина, так и синтина.

1. Одноступенчатый кислородно-углеводородный РТБ с двумя МД на базе двигателя 11Д58М будет обладать рядом существенных преимуществ перед аналогичным кислородно-водородным блоком. Основными из них являются:

• исключение необходимости использования в орбитальном блоке ракеты космического назначения сверхтяжёлого класса (РКН СТК) жидкого водорода, а также проведения лётной отработки маршевой кислородно-водородной ЖРДУ РТБ в условиях длительного космического полёта (это важно — до настоящего времени ни один отечественный кислородно-водородный РБ не летал с повторным запуском МД);

• отсутствие необходимости значительных затрат времени и средств на создание для РКН СТК наземной водородной инфраструктуры.

2. Одноступенчатый кислородно-углеводородный РТБ будет также обладать важными преимуществами перед двухступенчатой разгонно-тормозной ракетной системой, включающей в свой состав тандемную связку двух кислородно-водородных блоков. Основные из них:

• потенциально более высокая надёжность при практически одинаковой энергетической эффективности, что особенно важно для пилотируемых пусков;

• возможность гибко перераспределять топливо между отдельными импульсами тяги МД и обеспечивать за счёт этого расширение возможностей по выведению тяжёлых автоматических станций на отлётные траектории, а также тяжёлых автоматических КА и пилотируемых кораблей на геостационарную орбиту, в т. ч. с использованием гравитационного поля Луны и т. д.

Авторы признательны Э.Э. Морозовой и О.В. Сухачёвой за большую помощь в оформлении публикации.

Список литературы

1. Сихарулидзе Ю.Г. Баллистика и наведение летательных аппаратов. М.: БИНОМ. Лаборатория знаний, 2011. 407с.

2. Луна — шаг к технологиям освоения Солнечной системы / Под науч. ред. В.П. Легостаева и В.А. Лопоты. М.: РКК «Энергия». 2011. 584 с.

3. Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королёва. 1946–1996. М.: РКК «Энергия», 1996. 670 с.

4. Гневашев А.П., Гордеев В.А., Завадский В.К., Иванов В.П., Каблова Е.Б., Кленовая Л.Г. Минимизация затрат топлива на наддув баков и захолаживание магистралей в системе ПГСП водородной двигательной установки с многоразовым включением // Альтернативная энергетика и экология. 2008. № 3(59). С. 108–114.

5. Филин В.М. Ракета космического назначения «Зенит-3*SL*» для программы «Морской старт» // Космическая техника и технологии. 2014. № 2(5). С. 40–48.

6. Соколов Б.А., Тупицын Н.Н. Исследование возможности создания на базе кислородно-углеводородного двигателя 11Д58М высокоэкономичного многофункционального безгазогенераторного ракетного двигателя с кислородным охлаждением // Космическая техника и технологии. 2019. № 2(25). С. 67–80.

7. Аверин И.Н., Егоров А.М., Тупицын Н.Н. Особенности построения экспериментальной отработки и эксплуатации двигательной установки разгонного блока ДМ-*SL* комплекса «Морской старт» и пути её дальнейшего совершенствования // Космическая техника и технологии. 2014. № 2(5). С. 62–73.

8. ЖРД 11Д58М с улучшенными характеристиками для разгонного блока ДМ (1969–1973) / Под ред. Б.А. Соколова // Ракетно-космическая техника. Труды. Сер. XII. Королёв: РКК «Энергия», 2009. Вып 1–2: Жидкостные ракетные двигатели, созданные ОКБ-1 – ЦКБЭМ – НПО «Энергия» – РКК «Энергия» им. С.П. Королёва (1957–2009). С. 49–54.

9. Катков Р.Э., Киселева О.В., Стриженко П.П., Тупицын Н.Н. Экспериментальные исследования струйного насоса-конденсатора в составе бустерного турбонасосного агрегата подачи жидкого кислорода // Космическая техника и технологии. 2017. № 1(16). С. 63–70.

10. Тупицын Н.Н. Анализ возможности осаждения топлива в баках космической двигательной установки после полёта в невесомости с помощью сепарирующего разворота орбитального блока // Космическая техника и технологии. 2021. № 1(32). С. 78–87.

11. Будаев Ю.А., Смоленцев А.А., Соколов Б.А., Туманин Е.Н., Тупицын Н.Н. Особенности двигательных установок на криогенных компонентах топлива разгонных блоков ракет-носителей «Протон», «Зенит» и «Ангара» // Известия РАН. Энергетика. 2016. № 3. С. 102–110.

12. Ивашкин В.В., Тупицын Н.Н. Об использовании гравитационного поля Луны для выведения космического аппарата на стационарную орбиту спутника Земли // Космические исследования. 1971. Т. 9. № 2. С. 163–172.

Статья поступила в редакцию 29.10.2020 г.
Окончательный вариант — 30.03.2021 г.

Reference

1. Sikharulidze Yu.G. Ballistika i navedenie letatel'nykh apparatov [Ballistics and guidance of spacecraft]. *Moscow, BINOM. Laboratoriya znanii publ., 2011. 407 p.*

2. Luna — shag k tekhnologiyam osvoeniya Solnechnoi sistemy [The moon is a step towards technologies for exploring the solar system]. *Sci. ed. by V.P. Legostaev, V.A. Lopota. Moscow, RKK «Energiya» publ., 2011. 584 p.*

3. Raketno-kosmicheskaya korporatsiya «Energiya» imeni S.P. Koroleva. 1946–1996 [S.P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia. 1946–1996]. *Moscow, RKK «Energiya» publ., 1996. 670 p.*

4. Gnevashev A.P., Gordeev V.A., Zavadskii V.K., Ivanov V.P., Kablova E.B., Klenovaya L.G. Minimizatsiya zatrat topliva na nadduv bakov i zakholazhivanie magistralei v sisteme PGSP vodorodnoi dvigatel'noi ustanovki s mnogorazovym vklyucheniem [Minimization of fuel consumption for tank pressurization and cooling down of pipelines in the pneumatic-hydraulic feeding system of a restartable hydrogen propulsion system]. *Al'ternativnaya energetika i ekologiya, 2008, no. 3(59), pp. 108–114.*

5. Filin V.M. Raketa kosmicheskogo naznacheniya «Zenit-3SL» dlya programmy «Morskoi start» [Zenit-3SL integrated launch vehicle for Sea Launch Program]. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii, 2014, no. 2(5), pp. 40–48.*

6. Sokolov B.A., Tupitsyn N.N. Issledovanie vozmozhnosti sozdaniya na baze kislorodno-uglevodorodnogo dvigatelya 11D58M vysokoekonomichnogo mnogofunktsional'nogo bezgazogeneratornogo raketnogo dvigatelya s kislorodnym okhlazhdeniem [A study into the feasibility of using the oxygen-hydrocarbon engine 11D58M as a basis for development of a high-performance multifunctional

gas-generatorless rocket engine with oxygen cooling]. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii, 2019, no. 2(25), pp. 67–80.*

7. Averin I.N., Egorov A.M., Tupitsyn N.N. Osobennosti postroeniya eksperimental'noi otrabotki i ekspluatatsii dvigatel'noi ustanovki razgonnogo bloka DM-SL kompleksa «Morskoi start» i puti ee dal'neishego sovershenstvovaniya [Special features of architecture, developmental testing and operation of the propulsion system for the upper stage block DM-SL used in the Sea Launch Complex and avenues to its further improvement]. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii, 2014, no. 2(5), pp. 62–73.*

8. ZhRD 11D58M s uluchshennymi kharakteristikami dlya razgonnogo bloka DM (1969–1973). Issue 1–2: Zhidkostnye raketnye dvigateli, sozdannye OKB-1 – TsKBEM – NPO «Energiya» – RKK «Energiya» im. S.P. Koroleva (1957–2009) [LPE 11D58M with improved capability for the upper stage DM (1969–1973). Issue 1–2: Liquid propellant rocket engines developed by OKB-1–TsKBEM–NPO Energia–S.P. Korolev RSC Energia (1957–2009)]. *Ed. by B.A. Sokolov. Raketno-kosmicheskaya tekhnika. Trudy. Ser. XII. Korolev, RKK «Energiya» publ., 2009, issue 1–2, pp. 49–54.*

9. Katkov R.E., Kiseleva O.V., Strizhenko P.P., Tupitsyn N.N. Eksperimental'nye issledovaniya struinogo nasosa-kondensatora v sostave busternogo turbonasosnogo agregata podachi zhidkogo kisloroda [Experimental studies of design options for injector pump/condenser within booster turbopump assembly for liquid oxygen delivery]. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii, 2017, no. 1(16), pp. 63–70.*

10. Tupitsyn N.N. Analiz vozmozhnosti osazhdeniya topliva v bakakh kosmicheskoi dvigatel'noi ustanovki posle poleta v nevesomosti s pomoshch'yu separiruyushchego razvorota orbital'nogo bloka [Feasibility analysis of liquid propellant settling in the tanks of a space propulsion system after flying in zero gravity using a separating turn maneuver of the orbital unit]. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii, 2021, no. 1(32), pp. 78–87.*

11. Budaev Yu.A., Smolentsev A.A., Sokolov B.A., Tumanin E.N., Tupitsyn N.N. Osobennosti dvigatel'nykh ustanovok na kriogennykh komponentakh topliva razgonnykh blokov raket-nositelei «Proton», «Zenit» i «Angara» [Features of propulsion systems on cryogenic fuel components for upper stages of the Proton, Zenit and Angara launch vehicles]. *Izvestiya RAN. Energetika, 2016, no. 3, pp. 102–110.*

12. Ivashkin V.V., Tupitsyn N.N. Ob ispol'zovanii gravitatsionnogo polya Luny dlya vyvedeniya kosmicheskogo apparata na statsionarnuyu orbitu sputnika Zemli [On the use of the moon gravitational field for launching a spacecraft into a stationary Earth satellite orbit]. *Kosmicheskie issledovaniya,1971, vol. 9, no. 2, pp. 163–172.*