УДК 629.78 DOI 10.18698/2308-6033-2017-9-1676

# Межорбитальная транспортная система с Лунным экспедиционным комплексом, собираемым на низкой околоземной орбите с использованием ракет-носителей тяжелого класса

© А.Д. Бычков[1,2], В.М. Филин[1]

[1] ПАО «РКК «Энергия», г. Королёв, Московская обл., 141070, Россия
[2] МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Россия

*Представлен проектно-баллистический анализ межорбитальной транспортной системы с Лунным экспедиционным комплексом, собираемым на низкой околоземной орбите. Лунный экспедиционный комплекс включает в себя пилотируемый транспортный корабль, лунный взлетно-посадочный корабль, кислородно-керосиновый межорбитальный буксир и составной кислородно-водородный разгонный комплекс с дополнительными кислородными баками. Рассмотрен способ длительного хранения жидкого кислорода с использованием газовой криогенной машины. Поскольку длительное хранение жидкого водорода не требуется, его хранение организовано с помощью пассивных средств. Предлагаемая схема полета может быть реализована пятью беспилотными пусками ракет-носителей «Ангара-А5В» и одним пилотируемым пуском «Ангара-А5П» либо «Союз-5». Интервал между пусками ракет-носителей составляет приблизительно один месяц. Перенос пуска или потеря любого элемента экспедиционного комплекса при выведении не приводит к потере элементов, выведенных ранее. Имеется возможность поэтапного перехода к ракетам-носителям сверхтяжелого класса.*

***Ключевые слова:*** *Луна, Лунная пилотируемая программа, Лунный экспедиционный комплекс, пилотируемый транспортный корабль, перспективная пилотируемая транспортная система, ракета-носитель «Ангара», ракета-носитель «Союз-5»*

**Введение.** Одной из важнейших стратегических целей российской пилотируемой космонавтики является исследование и освоение Луны. Находясь в доступном околоземном пространстве, этот спутник Земли предоставляет уникальные возможности для проведения научных исследований, а также позволяет обеспечить отработку технологий межпланетных пилотируемых полетов. Промышленное освоение Луны открывает перед нами огромные возможности. Руководящие документы по космической деятельности России («Основы государственной политики Российской Федерации в области космической деятельности на период до 2030 года и дальнейшую перспективу», «Стратегия российской пилотируемой космонавтики на период до 2035 года» и «Концепция российской пилотируемой космонавтики на период до 2050 года») определяют эту цель в качестве основной.

За прошедшие полвека к Луне было направлено более 50 автоматических и пилотируемых аппаратов. Получен большой объем дан-

ных для исследований. В ходе реализации программы Apollo была осуществлена высадка человека на поверхность Луны.

Интерес ученых к Луне не ослабевает и сейчас. Планируются новые исследовательские миссии с помощью автоматических аппаратов и в ходе пилотируемых программ. Промышленное освоение Луны практически невозможно без участия человека.

Цель данной работы — на основе анализа существующих схем полета к Луне, а также тенденций и перспектив развития российских средств выведения разработать путь осуществления пилотируемых экспедиций на поверхность Луны, приемлемый с точки зрения временных и финансовых затрат.

**Возможные схемы полета к Луне и текущее состояние Лунной пилотируемой программы.** Для исследования и освоения Луны в нашей стране планируется создание перспективной пилотируемой транспортной системы (ППТС) [1]. Она включает в себя пилотируемый транспортный корабль (ПТК), лунный взлетно-посадочный корабль (ЛВПК) и средства их доставки к Луне. В некоторых случаях рассматриваются схемы с дополнительным лунным грузовым посадочным кораблем (ЛГПК). ПТК обеспечивает жизнедеятельность экипажа при полете к Луне и его возвращение на Землю, ЛВПК — доставку космонавтов с орбиты искусственного спутника Луны (ОИСЛ) на ее поверхность, работу на поверхности и возвращение на ОИСЛ для последующего перехода в ПТК.

Для доставки ПТК и ЛВПК к Луне необходимы ракеты-носители (РН) и средства межорбитальной транспортировки (СМТ). Их облик и размерность определяются задачами и схемой полета, по которой функционирует транспортная система. Возможны следующие основные варианты схемы полета:

*однопусковая* — с использованием одной РН сверхтяжелого класса (РН СТК) для выведения ПТК, ЛВПК и СМТ. Эта схема использовалась в программах Apollo и Н1-Л3, позднее рассматривалась ее реализация с помощью РН СТК «Вулкан» [1];

*«полуторапусковая»* — ПТК выводится на околоземную орбиту РН среднего класса и стыкуется с ЛВПК и СМТ, выведенными сверхтяжелой ракетой. Использование такой схемы планировалось в программе Constellation и проекте межорбитального буксира с ядерным ракетным двигателем [1, 2];

*двухпусковая* — ПТК и ЛВПК выводятся разными пусками РН СТК и доставляются к Луне раздельно [1, 3]. Сейчас эта схема рассматривается в РКК «Энергия» как основная при создании ППТС;

*многопусковые* — схемы без использования РН СТК [1, 3–5]. Рассматриваются в различных проектах как альтернатива созданию РН СТК начиная с 1962 г. (комплекс «7К-9К-11К»).

С 2009 г. в РКК «Энергия» ведутся проработки ППТС по двухпусковой схеме, поскольку эта схема полета позволяет со временем перейти к использованию многоразового электроракетного буксира вместо химических СМТ для доставки ЛВПК, что даст возможность снизить стартовую массу или увеличить массу полезной нагрузки.

Во всех схемах полета одной из важнейших частей является ПТК. По этому направлению в 2015 г. выпущен технический проект, осуществляется создание макетов и экспериментальных установок. Первый беспилотный полет на околоземную орбиту запланирован на 2021 г., на 2023 г. планируется осуществить пилотируемый полет на МКС как этап околоземной отработки ПТК перед полетами к Луне.

Разработка сверхтяжелой ракеты в рамках создания ППТС началась в 2014 г. В Федеральной космической программе (ФКП) на 2016–2025 гг. предусмотрено создание основных элементов и технологий для РН СТК в рамках ОКР «Элементы СТК», однако сроки создания самой РН и наземной инфраструктуры руководящими документами не определены. Предполагается, что решение о начале работ по РН СТК и наземной инфраструктуре будет принято в 2026 г.

Сроки создания РН СТК с учетом строительства наземной инфраструктуры и проведения летных испытаний с сертификацией ракеты для пилотируемых пусков оцениваются в 10–15 лет.

С целью поиска более быстрого и дешевого решения задачи пилотируемого полета на Луну была проработана шестипусковая схема полета с использованием РН тяжелого класса «Ангара-А5В», находящейся в стадии разработки [4]. Схема предполагает раздельную доставку к Луне трех кораблей: ПТК, ЛВПК и Лунного грузового посадочного корабля (ЛГПК).

Схема состоит из трех пар пусков.

Первой парой пусков выполняется доставка к Луне ЛГПК. Вначале выводится связка из полезной нагрузки и кислородно-керосинового межорбитального буксира на базе РБ ДМ (МОБ-ДМ), предназначенного главным образом для торможения у Луны.

Вторым пуском в паре выводится кислородно-водородный межорбитальный буксир на базе РБ КВТК (МОБ-КВТК), предназначенный для разгона полезной нагрузки и МОБ-ДМ от Земли. Интервал между первым и вторым пуском в паре составляет не более трех суток. Выведенные объекты стыкуются на околоземной орбите высотой 200 км. Далее выполняется перелет на орбиту искусственного спутника Луны. ЛГПК выводится на ОИСЛ и после необходимых проверок ее двигательная установка выдает тормозные импульсы, которые обеспечивают посадку ЛГПК на поверхность Луны.

Второй парой пусков к Луне доставляется ЛВПК. Вначале выводится связка из полезной нагрузки и МОБ-ДМ, предназначенного

главным образом для торможения у Луны. Вторым пуском в паре выводится МОБ-КВТК, предназначенный для разгона полезной нагрузки и МОБ-ДМ от Земли. Интервал между первым и вторым пуском в паре составляет не более трех суток. Выведенные объекты стыкуются на околоземной орбите высотой 200 км. Далее выполняется перелет на орбиту искусственного спутника Луны. ЛВПК после выведения на ОИСЛ ожидает прилета ПТК с экипажем.

Доставка ПТК на ОИСЛ выполняется третьей парой пусков. ПТК вместе с МОБ-ДМ выводится на орбиту искусственного спутника Земли (ОИСЗ) первым запуском. Вторым запуском в этой паре выводится МОБ-КВТК. Связка из ПТК и МОБ-ДМ стыкуется с МОБ-КВТК на ОИСЗ и далее выполняется перелет к Луне.

На орбите искусственного спутника Луны ПТК стыкуется с ЛВПК. Экипаж переходит в ЛВПК, который отстыковывается от ПТК и садится на поверхность Луны вблизи точки посадки ЛГПК. После посадки экипаж переходит в ЛГПК по поверхности Луны и выполняет программу научных исследований, а после выполнения намеченной программы возвращается в ЛВПК. На взлетном модуле ЛВПК осуществляется доставка экипажа на ОИСЛ, происходит стыковка с ПТК. Экипаж переходит в ПТК и возвращается на Землю.

На этапе технических предложений был выявлен ряд существенных недостатков схемы с раздельной доставкой ПТК, ЛВПК и ЛГПК к Луне:

1) требуемая масса ПТК на ОИСЛ составляет 19…20 т, что не обеспечивается энергетическими возможностями РН «Ангара-А5В» и СМТ;

2) необходим дополнительный грузовой посадочный корабль (ЛГПК). Это связано с ограничениями по массе ЛВПК, обусловленными грузоподъемностью РН «Ангара-А5В» (доставка всего необходимого оборудования в составе ЛВПК невозможна, поскольку расчетная масса в этом случае превышает энергетические возможности РН «Ангара-А5В» и СМТ);

3) выполнение парных пусков РН «Ангара-А5В» с интервалом в трое суток с одного стартового стола представляется практически невозможным [5];

4) схема является весьма рискованной, поскольку потеря или перенос пуска любого элемента может привести к провалу миссии.

Эти и другие недостатки делают практически нереализуемой шестипусковую схему с раздельной доставкой к Луне ПТК, ЛВПК и ЛГПК.

В данной работе предлагается альтернативный путь осуществления пилотируемых экспедиций на поверхность Луны со сборкой Лунного экспедиционного комплекса (ЛЭК) на низкой околоземной орбите.

ЛЭК включает в себя ПТК, ЛВПК, кислородно-керосиновый межорбитальный буксир и составной кислородно-водородный раз-

гонный комплекс. Схема полета реализуется пятью пусками РН «Ангара-А5В» и одним пуском РН «Ангара-А5П» либо РН «Союз-5». Особенностью данной схемы является то, что сборка ЛЭК выполняется на низкой околоземной орбите. В данной схеме предполагается использование российской орбитальной станции для обеспечения продолжительного хранения выводимых элементов ЛЭК.

Первым пуском выводится ЛВПК, выполняется стыковка к станции. Вторым пуском выводится МОБ-ДМ, который стыкуется к ЛВПК. Третьим и четвертым пусками выводятся дополнительные кислородные баки (ДКБ), которые стыкуются к МОБ-ДМ. Пятым пуском выводится ПТК. Он стыкуется к ЛВПК. Шестым пуском выводится МОБ-КВТК. После его стыковки к ЛЭК выполняется разгон к Луне двигателями МОБ-КВТК с использованием кислорода из ДКБ и МОБ-ДМ. ЛЭК тормозится у Луны с помощью двигателей МОБ-ДМ. ЛВПК отстыковывается от ПТК и садится на поверхность Луны. После посадки на поверхность Луны экипаж выполняет программу исследований и возвращается на ОИСЛ с помощью взлетного модуля ЛВПК. Далее происходит стыковка взлетного модуля ЛВПК с ПТК. Экипаж переходит в ПТК и возвращается на Землю. Более подробно проектный облик ЛЭК и схема полета рассмотрены далее.

В составе ЛЭК доставляются к Луне ПТК и ЛВПК. ПТК в этой схеме соответствует техническому проекту, выпущенному ранее. Масса ЛВПК, доставляемого к Луне по данной схеме, значительно больше, чем по схеме с раздельной доставкой кораблей к Луне. Это позволяет доставить все необходимое оборудование в составе ЛВПК и отказаться от создания отдельного ЛГПК.

Интервал между пусками составляет около одного месяца. Перенос пуска или потеря любого элемента ЛЭК при выведении не приводит к потере элементов, выведенных ранее.

Для длительного хранения жидкого кислорода используется газовая криогенная машина (ГКМ). Доставка водородного бака осуществляется последним пуском, поэтому активных средств хранения жидкого водорода не требуется.

**Предлагаемый проектный облик ЛЭК.** Аналогично схеме с раздельной доставкой кораблей на ОИСЛ [4], межорбитальные буксиры, используемые в составе ЛЭК, создаются с использованием задела по РБ семейства ДМ и РБ КВТК. Компоновочная схема ЛЭК представлена на рис. 1.

Лунный экспедиционный комплекс включает в себя:

– разгонный комплекс, состоящий из МОБ-КВТК и дополнительных кислородных баков;

– кислородно-керосиновый межорбитальный буксир МОБ-ДМ;

– лунный взлетно-посадочный корабль;

– ПТК.

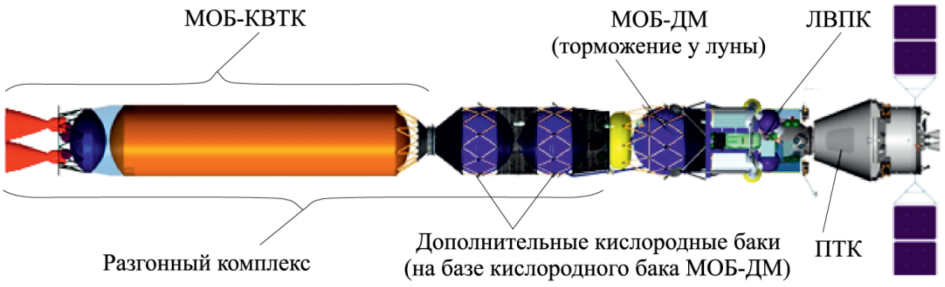


**Рис. 1.** Компоновочная схема Лунного экспедиционного комплекса

***Разгонный комплекс*** состоит из межорбитального буксира на базе РБ КВТК (МОБ-КВТК) и двух ДКБ.

МОБ-КВТК создается на базе РБ КВТК. Количество маршевых двигателей увеличивается до двух. Начальная масса возрастает до 37,1 т. Основным отличием от МОБ-КВТК, разрабатываемого для схемы с раздельной доставкой кораблей на ОИСЛ [4], является измененное соотношение компонентов топлива в баках. Это обусловлено тем, что для работы двигателей разгонного комплекса используется кислород из ДКБ. Рабочий запас водорода в баке МОБ-КВТК составляет до 13,6 т, рабочий запас кислорода — до 15,3 т. Приборно-агрегатный отсек (ПАО) МОБ-КВТК не отделяется. В передней части ПАО установлен активный стыковочный агрегат для стыковки с ДКБ. Конечная масса МОБ-КВТК равна 7300 кг.

Включение, выход на режим и начальный участок работы двигателей МОБ-КВТК обеспечиваются за счет кислорода, заправленного в бак МОБ-КВТК на Земле.

***Дополнительный кислородный бак*** создается на базе кислородного бака МОБ-ДМ. Доставка ДКБ на станцию осуществляется с помощью ПАО, унифицированного с ПАО МОБ-ДМ. Все динамические операции, связанные с автономным полетом и стыковкой со станцией, выполняются двигательной установкой ПАО. После стыковки и проведения операций на станции ПАО отделяется и сводится с орбиты. Масса ПАО при отделении составляет 2500 кг. Конечная масса ДКБ составляет 1500 кг.

ДКБ обеспечивает подачу жидкого кислорода в бак МОБ-КВТК для обеспечения работы его двигателей. На ДКБ имеются стыковочные замки для стыковки с МОБ-ДМ или другим ДКБ, а также приемные устройства для стыковочных замков ДКБ. Для стыковки с МОБ-КВТК на ДКБ 2 вместо приемных устройств устанавливается пассивный стыковочный агрегат.

Подача кислорода из ДКБ в бак МОБ-КВТК обеспечивается за счет перепада давления и начинается после включения маршевых двигателей МОБ-КВТК. Это позволяет обеспечить разделение жидкой и газовой фазы под действием осевой перегрузки.

***Кислородно-керосиновый межорбитальный буксир*** (МОБ-ДМ) создается на базе РБ семейства ДМ с двигателем 11Д58МФ. Начальная масса увеличивается до 37,1 т. Максимальная масса рабочего кислорода в баке увеличивается до 30 т (из соображений унификации с ДКБ). В связи с увеличением объема заправки потребуется создание кислородного бака новой конструкции.

МОБ-ДМ обеспечивает ориентацию и коррекции при перелете к Луне, торможение у Луны с выходом на ОИСЛ, а также подачу части жидкого кислорода в бак МОБ-КВТК для обеспечения работы его двигателей при разгоне у Земли.

МОБ-ДМ состоит из базового модуля ПАО и переходников, отделяемых сразу после выведения МОБ-ДМ на опорную орбиту.

Базовый модуль включает в себя топливные баки, маршевый двигатель 11Д58МФ, элементы пневмогидросхемы, элементы конструкции, три стыковочных замка для стыковки с ЛВПК и три приемных устройства для стыковочных замков ДКБ.

В негерметичном ПАО размещаются бортовые системы МОБ-ДМ, обеспечивающие навигацию, управление полетом, стыковку со станцией, связь, передачу телеметрии, электропитание и тепловой режим, а также двигательная установка на высококипящих компонентах топлива. ПАО совместно с базовым модулем обеспечивает решение всех задач МОБ-ДМ, связанных с автономным полетом и стыковкой со станцией. После стыковки со станцией МОБ-ДМ перестыковывается манипулятором к ЛВПК без ПАО, последний отделяется от станции и сводится с орбиты. Масса ПАО при отделении составляет 2200 кг. Далее МОБ-ДМ функционирует в составе ЛЭК. Пристыкованная масса МОБ-ДМ (после отделения ПАО) составляет 31,94 т.

***Лунный взлетно-посадочный корабль*** аналогичен описанному в [1]. ЛВПК обеспечивает доставку экипажа на поверхность Луны, работу на поверхности и возвращение на ОИСЛ для стыковки с ПТК. В состав ЛВПК входят взлетный модуль и посадочная ступень с жилым и шлюзовым отсеками.

В качестве компонентов топлива используются несимметричный диметилгидразин и тетраоксид азота. Масса ЛВПК увеличивается с 28 до 34 т (по сравнению с представленным в [1]). Для выведения на РН «Ангара-А5В» может потребоваться уменьшение габаритного диаметра. ЛВПК массой 34 т позволяет доставить 12 т полезной нагрузки на поверхность Луны, из них приблизительно 7 т приходятся на взлетный модуль, 5 т — на жилой и шлюзовой отсеки.

ЛВПК оснащен тремя системами стыковки:

– стыковочным агрегатом, расположенным в верхней части взлетного модуля [1] используется для стыковки с ПТК ЛВПК;

– системой герметичной стыковки с пилотируемым луноходом. Ось этого стыковочного агрегата перпендикулярна продольной оси ЛВПК. При сборке ЛЭК на станции стыковочный агрегат, предназначенный для лунохода, планируется использовать для стыковки с модулем станции;

– тремя приемными устройствами для стыковочных замков МОБ-ДМ, устанавливаемыми в нижней части посадочной ступени, в районе стыка с переходным отсеком РН.

***Выведение*** всех элементов ЛЭК, кроме ПТК, осуществляется с помощью РН «Ангара-А5В», оснащенной водородной третьей ступенью и обладающей повышенными энергетическими характеристиками (ее грузоподъемность составляет 37,5 т). Выведение ПТК осуществляется с помощью РН, сертифицированной для пилотируемых запусков и создаваемой с учетом ряда дополнительных требований по безопасности экипажа (отсутствие водородного топлива, повышенные коэффициенты безопасности, более совершенная система аварийной защиты двигателей и т. д.).

Существуют два варианта создания такой РН:

– РН «Ангара-А5П» на базе РН «Ангара-А5»;

– РН «Союз-5», создаваемая с использованием задела по РН «Зенит».

Один из этих вариантов будет выбран для проведения околоземных пилотируемых летных испытаний ПТК в 2023 г. При сборке ЛЭК для выведения ПТК будет использована та же РН, что и для проведения околоземных испытаний ПТК.

**Схема полета. Цикл функционирования ЛЭК.** Типовая схема функционирования транспортной системы, представленная на рис. 2, состоит из этапа сборки ЛЭК на ОИСЗ и этапа проведения экспедиции на Луну.

***Этап сборки ЛЭК.*** В качестве основного варианта рассматривается сборка ЛЭК с использованием российской орбитальной станции. Этот вариант обладает следующими преимуществами:

– использование систем станции для электропитания ГКМ и отвода теплоты (в периоды, когда работа ГКМ не требуется, ресурсы этих систем используются для решения других задач на станции);

– возможность размещения средств активного термостатирования жидкого кислорода на станции и их многоразового использования (при этом снижается масса элементов ЛЭК);

– длительное пребывание экипажа на орбите обеспечивается средствами станции;

– повышение надежности ЛЭК благодаря возможности ремонта силами экипажа станции;

– возможность использования манипуляторов станции для сборки ЛЭК;

– повышение прикладного значения околоземной пилотируемой станции в интересах перспективных пилотируемых программ.

Этап сборки ЛЭК в составе станции включает в себя следующие операции:

1) выведение ЛВПК, переход на сборочную орбиту, стыковка к станции;

2) выведение МОБ-ДМ, переход на сборочную орбиту, стыковка к ЛЭК в составе станции, отделение и сход с орбиты ПАО МОБ-ДМ;

3) выведение первого ДКБ, переход на сборочную орбиту, стыковка к ЛЭК в составе станции, отделение и сход с орбиты ПАО ДКБ;

4) выведение второго ДКБ, переход на сборочную орбиту, стыковка к ЛЭК в составе станции, отделение и сход с орбиты ПАО ДКБ;

5) выведение ПТК с экипажем, переход на сборочную орбиту, стыковка к ЛЭК в составе станции, переход экипажа на станцию;

6) выведение МОБ-КВТК, переход на сборочную орбиту, стыковка к ЛЭК в составе станции.

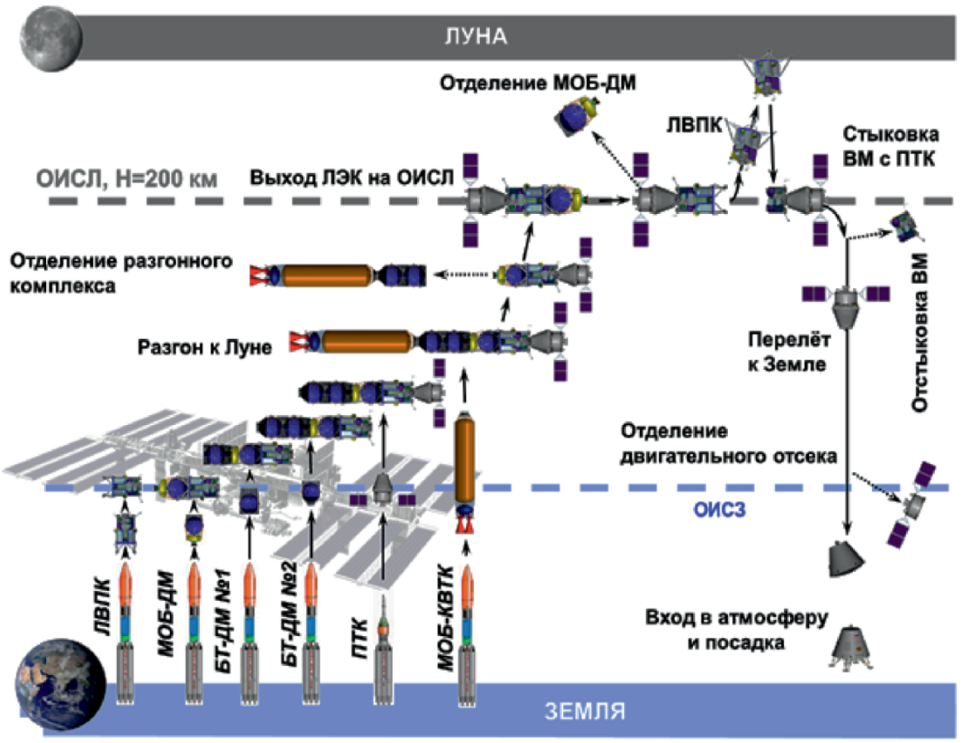


**Рис. 2.** Типовая схема функционирования транспортной системы

Если на последующих этапах создания транспортной системы будут выявлены неучтенные факторы, приводящие к невозможности размещения ЛЭК на станции, сборку ЛЭК можно будет выполнить отдельно от станции, с помощью специального космического аппарата (КА). В этом случае электропитание ГКМ и отвод теплоты осуществляются средствами специального КА. Для обеспечения возможности перелета ПТК с экипажем со станции на ЛЭК орбита сборки ЛЭК должна быть компланарна орбите станции. Перелет ПТК со станции на ЛЭК выполняется на завершающем этапе сборки ЛЭК.

Сборка ЛЭК без специального КА требует обеспечения электропитания ГКМ и отвода от них теплоты средствами ЛЭК. Данный вариант не рассматривается, так как приводит к значительному росту сухой массы и стоимости ЛЭК.

***Этап проведения экспедиции на Луну.*** Отличительной особенностью схемы полета является то, что все элементы собираются в единый комплекс и проходят проверки на околоземной орбите. Данная схема обеспечивает возможность поэтапного перехода от РН тяжелого класса к РН СТК.

Этап проведения экспедиции на Луну включает в себя следующие операции:

1) переход экипажа в ПТК, отстыковка ЛЭК от станции, свободный полет с фазированием на Луну;

2) выдача разгонного импульса для отлета к Луне (весь разгонный импульс выдается двигателями МОБ-КВТК с использованием водорода из баков МОБ-КВТК и кислорода из баков МОБ-КВТК, ДКБ и МОБ-ДМ), отделение разгонного комплекса;

3) пассивный полет ЛЭК (ПТК+ЛВПК+МОБ-ДМ) к Луне с проведением коррекций;

4) торможение у Луны с помощью МОБ-ДМ, отделение МОБ-ДМ, переход экипажа в ЛВПК, отделение ЛВПК от ПТК;

5) посадка ЛВПК на поверхность Луны;

6) проведение работ на поверхности Луны;

7) взлет взлетного модуля ЛВПК с Луны, стыковка с ПТК, переход экипажа в ПТК, отделение взлетного корабля;

8) отлет ПТК с ОИСЛ;

9) пассивный полет ПТК с коррекциями к Земле;

10) отделение двигательного отсека ПТК, вход возвращаемого аппарата ПТК в атмосферу Земли, посадка.

Интервал между пусками РКН при сборке ЛЭК составляет приблизительно один месяц, интервал между экспедициями на поверхность Луны — приблизительно шесть месяцев. При необходимости проведения более частых экспедиций интервал между пусками может быть сокращен.

Экспедиции на поверхность Луны возможны при использовании стартового комплекса РН семейства «Ангара» с одной пусковой установкой.

**Переход к РН СТК.** При использовании РН СТК грузоподъемностью не менее 80 т количество пусков сокращается до трех. Первым пуском выводится связка из ЛВПК и МОБ-ДМ с увеличенной заправкой, для этого используется РН СТК. Вторым пуском выводится ПТК с помощью РН «Ангара-А5П» либо РН «Союз-5». Третьим пуском выводится МОБ-КВТК с увеличенной заправкой, для этого используется РН СТК. Аналогично варианту РН семейства «Ангара», часть кислорода из бака МОБ-ДМ расходуется при разгоне к Луне. Компоновочная схема ЛЭК при использовании РН СТК представлена на рис. 3.

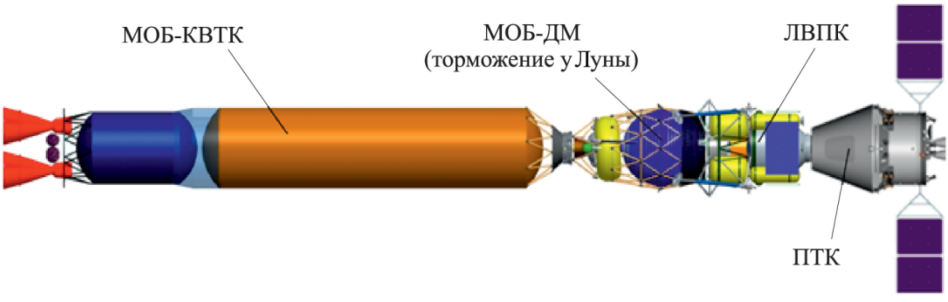


**Рис. 3.** Компоновочная схема ЛЭК при использовании РН СТК

При использовании РН СТК схема со сборкой ЛЭК у Земли обладает следующими преимуществами:

– снижение требований по грузоподъемности РН СТК до 80…90 т;

– возможность доставки ЛВПК большей массы;

– отсутствие необходимости сертифицировать РН СТК под пилотируемые пуски;

– создание задела для сборки Марсианского экспедиционного комплекса.

**Хранение жидкого кислорода.** Основной особенностью предлагаемой транспортной системы является длительное хранение жидкого кислорода с помощью газовой криогенной машины (ГКМ). Длительное хранение жидкого кислорода (в течение нескольких лет) с помощью ГКМ было реализовано на боевом ракетном комплексе 8К75 с ракетой Р-9А. Комплекс стоял на боевом дежурстве с 1964 г.

Технология длительного орбитального хранения создавалась для орбитального корабля «Буран» [6]. Была проведена наземная экспериментальная отработка на тепловом макете объединенной двигательной установки, в состав которого входили штатные элементы конструкции.

Для криостатирования кислорода в баке двигательной установки «Бурана» использовалась ГКМ Стирлинга, созданная НТК «Криогенная техника». Основные характеристики ГКМ представлены ниже [7]:

Холодопроизводительность на уровне 90 K, Вт ..... 110
Электропотребление, Вт ..... 1650
Ресурс, ч ..... До 4000
Масса, кг ..... 130

ГКМ того же температурного уровня выпускаются предприятием до сих пор для криостатирования вакуумных крионасосов и фотоприемных устройств на космических аппаратах [8, 9]. Подобные машины широко распространены во многих отраслях промышленности. Имеется ряд производителей в нашей стране и за рубежом.

В соответствии с приведенными выше характеристиками КПД данной ГКМ на уровне 90 K составляет 6,6 %, массовое совершенство — 1,18 кг/Вт холодопроизводительности. Для ГКМ Стирлинга в принципе достижим более высокий КПД. Так, КПД ГКМ SPC-1, серийно производимой предприятием Stirling Cryogenics, составляет 13 % на уровне 90 K.

Длительность орбитального полета «Бурана» составляла 30 суток, поэтому большой ресурс ГКМ не требовался. Ресурс ГКМ может быть значительно увеличен благодаря введению шариковых опор поршней и сверхтвердых алмазоподобных покрытий направляющих поршней [8]. В НТК «Криогенная техника» разрабатывается ГКМ космического применения с ресурсом более 100 000 ч [9].

ГКМ также может быть создана на базе обратного цикла Брайтона с турбомашинами. ГКМ данного типа успешно эксплуатируется на космическом телескопе «Хаббл» для охлаждения камеры ближней инфракрасной области и многообъектного спектроскопа NICMOS (англ. Near Infrared Camera and Multi-Object Spectrometer) с 2002 г. [10]. Использование газодинамических опор позволяет обеспечить практически неограниченный ресурс ГКМ данного типа.

Кислородные баки МОБ-ДМ и ДКБ охлаждаются с помощью теплообменников, установленных на их внутренних поверхностях. На баке ОДУ ОК «Буран» длина теплообменника составляла 140 м, внутренний диаметр 10 мм. ГКМ связывается с теплообменником с помощью трубопровода, образуя контур криостатирования. По контуру с помощью турбонагнетателя прокачивается теплоноситель — газообразный гелий.

Для консервативной оценки тепловых потоков к кислородному баку использовались тепловые потоки к баку РБ ДМ-03. Поскольку масса кислорода, заправляемого в баки МОБ-ДМ и ДКБ, значительно больше массы кислорода, заправляемого в бак ДМ-03, были введены

масштабные коэффициенты. Тепловой поток через теплоизоляцию увеличивается пропорционально увеличению площади поверхности бака $k_{ТИ}$ = 1,5; тепловой поток по конструкции — пропорционально массе кислорода, заправляемого в бак, $k_к$ = 2,32. Тепловой поток к унифицированному кислородному баку, применяемому в составе МОБ-ДМ и ДКБ, составил 145 Вт при температуре 90 К. Требуемая мощность ГКМ для криостатирования одного бака с учетом потерь в контуре криостатирования составила 2417 Вт.

Данная оценка несколько завышена, поскольку МОБ-ДМ и ДКБ являются новыми изделиями, к которым предъявляются более жесткие требования по длительности хранения кислорода. Срок активного существования РБ ДМ-03 значительно уменьшен по сравнению с блоком Д, обеспечивавшим хранение жидкого кислорода в течение семи суток, и составляет несколько часов. Тепловые потоки к кислородным бакам могут быть уменьшены на последующих этапах создания транспортной системы.

Максимальное энергопотребление ГКМ составляет 7250 Вт, среднее — 3725 Вт (рис. 4). Энергопотребление ГКМ может быть уменьшено на последующих этапах создания транспортной системы в результате снижения тепловых потоков к бакам и увеличения КПД ГКМ.

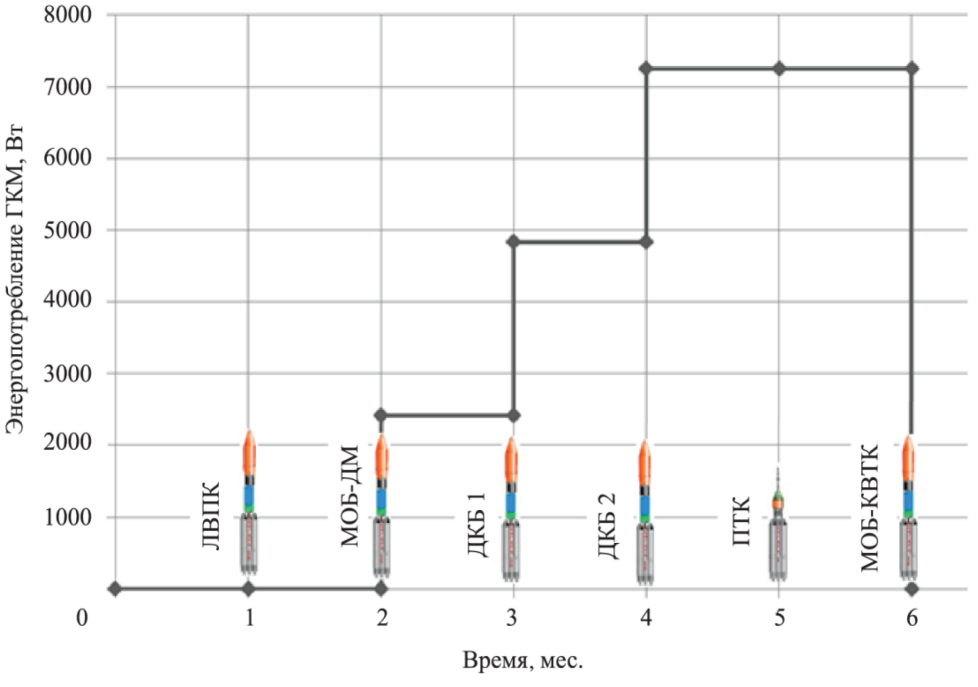


**Рис. 4.** Зависимость энергопотребления ГКМ от времени

**Массовые характеристики системы. Изменение массы по этапам полета.** Массовые характеристики системы рассчитаны с использованием следующих исходных данных:

– грузоподъемность РН «Ангара-А5В» составляет 37,5 т на замкнутой орбите $H_\pi/H_\alpha$ = 200/200, приведенная масса головного обтекателя — 0,4 т;

– масса ПТК, выводимого на околоземную орбиту $H_\pi/H_\alpha$ =135/430, $i$ = 51,6°, РН «Ангара-А5П» составляет 21,3 т;

– масса ПТК, выводимого на околоземную орбиту, $H_\pi/H_\alpha$ = = –200/200, $i$ = 51,6°, РН «Союз-5» составляет 17 т;

– массы переходных отсеков МОБ-ДМ и ДКБ — 1,15 т;

– массы переходных отсеков МОБ-КВТК и ЛВПК — 1 т;

– высота орбиты МКС равна 400 км, орбита считается круговой;

– высота целевой ОИСЛ составляет 200 км.

Изменение массы ЛЭК по этапам полета (для варианта выведения ПТК с помощью РН «Ангара-А5П») приведено в таблице. Доставка ПТК массой 20 т и ЛВПК массой 34 т обеспечивается со значительным резервом (около 5 т).

**Изменение массы ЛЭК по этапам полета**

| Событие | $\Delta v$, м/с | Масса, т | | | | | | |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | БТ-ДМ1 | БТ-ДМ2 | МОБ-ДМ | МОБ-КВТК | ЛВПК | ПТК | ЛЭК |
| Выведение ($H_{кр}$ = = 200 км) | – | 37,10 | 37,10 | 37,10 | 37,10 | 37,10 | 21,30* | – |
| Отделение П×О | – | 35,95 | 35,95 | 35,95 | 36,10 | 36,10 | 21,30* | – |
| Перелет к станции | 120 | 34,53 | 34,53 | 34,79 | 34,95 | 34,77 | 20,64* | – |
| Стыковка со станцией | 57 | 33,87 | 33,87 | 34,12 | 34,28 | 34,10 | 20,35* | – |
| Отделение ПАО | – | 31,341 | 31,34 | 31,94 | 34,28 | 34,10 | 20,35* | 183,35* |
| Увод ЛЭК от МКС | 2 | – | – | – | – | | 20,25* | 183,25* |
| Отлет к Луне | 3250 | – | – | – | – | – | – | 90,06* |
| Отделение разгонного комплекса | – | – | – | – | – | – | – | 79,86* |
| Коррекции | 15 | – | – | – | – | – | – | 79,53* |
| Торможение у Луны | 920 | – | – | 7,46* | – | **34,10** | **20,25** | 61,80* |
| Резерв на ОИСЛ | – | – | – | **4,98*** | – | – | – | **4,98*** |
| Посадка на Луну | 2100 | – | – | – | – | 17,64 | – | – |
| Посадка на Луну (с использованием МОБ-ДМ) | 2100 | – | – | – | – | 20,43 | – | – |

* При выведении ПТК РН «Ангара-А5П». При выведении ПТК РН «Союз-5» резерв на ОИСЛ составит около 3 т.

Грузоподъемность РН «Союз-5» существенно ниже, чем у РН «Ангара-А5П», поэтому для выведения ПТК с помощью РН «Союз-5» необходимо уменьшить его массу. Уменьшение массы ПТК достигается за счет уменьшения заправки его двигательной установки (баков низкого давления). Однако для возвращения ПТК от Луны необходима полная заправка, поэтому после стыковки ПТК к станции выполняется дозаправка его баков топливом, доставленным на станцию в составе ПАО МОБ-ДМ и ПАО ДКБ. Топливо, доставленное ПАО МОБ-ДМ и ПАО ДКБ 1, перекачивается в баки станции и хранится там до прибытия ПТК. Топливо ПАО ДКБ 2 перекачивается из баков ПАО ДКБ 2 непосредственно в баки ПТК (ПАО ДКБ 2 отстыковывается от станции после прибытия ПТК).

Для осуществления дозаправки потребуется установка гидроразъемов на стыковочном агрегате ПТК, а также прокладка магистралей дозаправки по корпусу возвращаемого аппарата, под теплозащитным покрытием. Связь магистралей возвращаемого аппарата с баками, находящимися в двигательном отсеке, осуществляется через кабель-мачту ПТК.

При выведении ПТК РН «Союз-5» резерв по конечной массе ЛЭК на ОИСЛ составит приблизительно 3 т.

Конечная масса ЛВПК после посадки равна 17,6 т, из них 12…13 т приходятся на полезную нагрузку. По результатам проведенных расчетов имеется резерв по массе ЛЭК на ОИСЛ, который приходится на топливо, оставшееся в баках МОБ-ДМ после торможения. Это топливо может быть потрачено на выдачу части посадочного импульса. Масса ПН на поверхности Луны с учетом использования МОБ-ДМ при посадке составит до 15 т. Это позволит увеличить массу жилого и шлюзового отсеков до 8 т.

**Выводы.** 1. Проведен проектно-баллистический анализ межорбитальной транспортной системы со сборкой лунного экспедиционного комплекса на ОИСЗ. Для выведения беспилотных элементов ЛЭК используется РН «Ангара-А5В», для выведения ПТК с экипажем – РН «Ангара-А5П» либо РН «Союз-5». Анализ показал, что транспортная система обеспечивает доставку к Луне кораблей требуемой массы: ПТК — 20 т и ЛВПК — 34 т.

2. Предлагаемая схема полета предполагает сборку ЛЭК на ОИСЗ в течение 6 месяцев и осуществление экспедиции на поверхность Луны в течение месяца.

3. ЛВПК массой 34 т обеспечивает работу трех космонавтов на поверхности Луны в течение 28 суток.

4. Схема полета со сборкой ЛЭК на ОИСЗ обладает рядом существенных преимуществ по сравнению с раздельной доставкой ПТК и посадочных кораблей к Луне. Основные преимущества следующие:

– отсутствует необходимость создания дополнительного корабля, ЛГПК, в отличие от схемы с раздельной доставкой кораблей к Луне при заданных энергомассовых характеристиках РН «Ангара-А5В» и «Ангара-А5П»;

– интервал между пусками составляет примерно один месяц (не требуются парные пуски РН с интервалом трое суток);

– перенос пуска или даже потеря любого элемента ЛЭК при выведении не является причиной отмены миссии и потери других элементов ЛЭК, так как все выведенные элементы ЛЭК могут длительное время храниться в составе станции;

– схема полета со сборкой ЛЭК у Земли обеспечивает возможность поэтапного перехода от РН тяжелого класса к РН СТК. В этом случае количество пусков сокращается до трех (два пуска РН СТК один пуск РН «Ангара-А5П» или «Союз-5»);

– предлагаемая концепция транспортной системы позволяет функционально объединить два основных направления развития российской пилотируемой космонавтики: орбитальную станцию и Лунную программу, снижая общие затраты и повышая их прикладное значение. Это особенно актуально в условиях текущей экономической обстановки.

## ЛИТЕРАТУРА


[1] Легостаев В.П., Лопота В.А., ред. *Луна – шаг к технологиям освоения Солнечной системы*. Королев, РКК «Энергия», 2011, 584 с.

[2] Бычков А.Д., Ивашкин В.В. Проектно-баллистический анализ создания многоразовой транспортной системы Земля — Луна — Земля на основе ядерного ракетного двигателя. *Космонавтика и ракетостроение*, 2014, № 1, с. 68–76.

[3] Лупяк Д.С., Радугин И.С. Массово-энергетические возможности средств межорбитальной транспортировки на основе жидкостных ракетных двигателей. *Известия РАН. Сер. Энергетика*, 2017, № 4, с. 116–128.

[4] Коптев Ю.Н., Кузнецов Ю.В. Космос в открытом доступе. *Военно-промышленный курьер ВПК*, 2015, № 32 (598), с. 8–9.

[5] Медведев А.А. Я предлагаю доработать пилотируемый корабль для лунной экспедиции. *Известия*, 2016, № 167 (29659), 9 сентября, с. 1–2.

[6] Смоленцев А.А., Соколов Б.А., Туманин Е.Н. Длительное хранение жидкого кислорода в баке объединенной двигательной установки орбитального корабля «Буран». *Космическая техника и технологии*, 2013, № 3, с. 46–56.

[7] Туманин Е.Н. Длительное хранение жидких криогенных компонентов топлива в космических условиях. *Ракетно-космическая техника. Труды. Серия XII.* Королев, РКК «Энергия», 2000, вып. 1–2, с. 63–76.

[8] Липин М.В., Громов А.В. Современное состояние разработки и перспективы развития МКС Сплит-Стирлинг для охлаждаемых ФПУ. *Доклад на XXI Международной научно-технической конференции по фотоэлектронике и приборам ночного видения, 25–28 мая 2010 г., г. Москва.* URL: http://www.cryontk.ru/media/files/doklad_orion_2010.pdf (дата обращения 26.05.2017).

[9] Липин М.В., Громов А.В. Результаты разработки миниатюрных микрокриогенных систем для охлаждаемых ФПУ. *Доклад на XXIV Международной научно-технической конференции по фотоэлектронике и приборам ночного видения, 24–27 мая 2016 г., г. Москва, АО «НПО «Орион»*. URL: http://www.cryontk.ru/media/files/2016_orion.pdf (дата обращения 26.05.2017).

[10] Zagarola M.V., McCormick J.A. High-capacity turbo-Brayton cryocoolers for space applications. *Cryogenics*, 2006, vol. 46, Feb–Mar, pp. 169–175.

Статья поступила в редакцию 12.07.2017

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Бычков А.Д., Филин В.М. Межорбитальная транспортная система с лунным экспедиционным комплексом, собираемым на низкой околоземной орбите с использованием ракет-носителей тяжелого класса. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2017, вып. 9. http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2017-9-1676

*Статья подготовлена по материалам доклада,*
*представленного на XLI Академических чтениях по космонавтике,*
*посвященных памяти академика С.П. Королева и других выдающихся*
*отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства.*
*Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана, 24–27 января 2017 г.*

**Бычков Андрей Дмитриевич** — аспирант кафедры «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Инженер ПАО «РКК «Энергия». Автор 4 научных работ и 9 докладов на конференциях в области моделирования баллистики и динамики движения космических аппаратов, проектирования межорбитальных буксиров и транспортных систем, проектирования трансформируемых модулей орбитальных станций. e-mail: abychkov@ro.ru

**Филин Вячеслав Михайлович** — ведущий научный сотрудник ПАО «РКК «Энергия». Доктор технических наук, профессор, действительный член Академии космонавтики и Международной академии информатизации, заслуженный конструктор Российской Федерации. Автор 12 печатных трудов, более 120 научно-технических статей в журналах, сборниках, трудах конференций, множества научно-популярных публикаций по проблемам ракетостроения и проектирования крупных ракетно-космических комплексов. e-mail: vyacheslav.filin@rsce.ru

# Orbital transportation system featuring a Lunar Expeditionary Complex to be assembled in low Earth orbit by using heavy-lift launch vehicles

© A.D. Bychkov[1,2], V.M. Filin[1]

[1] S.P. Korolev Rocket and Space Public Corporation Energia, Korolyov, Moscow Region, 141070, Russia
[2] Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russia

*The article presents a design-stage ballistics analysis of an orbital transportation system featuring a Lunar Expeditionary Complex to be assembled in low Earth orbit. The Lunar Expeditionary Complex includes a manned transportation vehicle, a reusable lunar lander, a space tug running on oxygen and kerosene, and an integrated upper stage booster system using oxygen and hydrogen, equipped with extra oxygen tanks. We consider a method of long-term liquid oxygen storage making use of a cryogenic gas liquefier. Since there is no need to store liquid hydrogen for a prolonged period of time, a passive liquid hydrogen storage system may be set up. The mission profile should require five unmanned launches of the Angara A5V vehicle and one manned launch of either Angara A5P or Soyuz 5 systems. The interval between launches would be approximately a month. There is no loss of previously launched elements even in the case of a postponed launch or if losing any other element of the Expeditionary Complex. It is possible to gradually transition to employing super heavy-lift launch vehicles.*

***Keywords:*** *the Moon, manned lunar program, Lunar Expeditionary Complex, manned transportation vehicle, promising manned transportation system, Angara launch system, Soyuz 5 launch system*

## REFERENCES

[1] Legostaev V.P., Lopota V.A., ed. *Luna — shag k tekhnologiyam osvoeniya Solnechnoy sistemy* [The Moon as a step towards exploring the Solar System]. Korolyov, S.P. Korolev Rocket and Space Public Corporation Energia Publ., 2011, 584 p.

[2] Bychkov A.D., Ivashkin V.V. *Kosmonavtika i raketostroenie — Cosmonautics and Rocket Engineering*, 2014, no. 1, pp. 68–76.

[3] Lupyak D.S., Radugin I.S. *Izvestiya RAN. Ser. Energetika — Proceedings of the Russian Academy of Sciences. Power Engineering Journal*, 2017, no. 4, pp. 116–128.

[4] Koptev Yu.N., Kuznetsov Yu.V. *Voenno-promyshlennyy kurer — Military Industrial Courier*, 2015, no. 32 (598), pp. 8–9.

[5] Medvedev A.A. *Izvestiya*, 2016, no. 167 (29659), September 9, pp. 1–2.

[6] Smolentsev A.A., Sokolov B.A., Tumanin E.N. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii — Space Engineering and Technology*, 2013, no. 3, pp. 46–56.

[7] Tumanin E.N. Dlitelnoe khranenie zhidkikh kriogennykh komponentov topliva v kosmicheskikh usloviyakh [Long-term liquid cryogenic fuel component storage in the conditions of space]. *Raketno-kosmicheskaya tekhnika. Trudy. Seriya XII* [Aerospace technology. Proc. Series 12]. Korolev, PAO RSC Energia Publ., 2000, no. 1–2, pp. 63–76.

[8] Lipin M.V., Gromov A.V. Sovremennoe sostoyanie razrabotki i perspektivy razvitiya MKS Split Stirling dlya okhlazhdaemykh FPU [State-of-the-art developments and prospects of split-pair Stirling microcryogenic systems for

cooled photodetectors]. *Doklad na XXI Mezhdunarodnoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii po fotoelektronike i priboram nochnogo videniya, 25–28 maya 2010 g., Moskva* [Proc. of the 21st International scientific and engineering conference on photoelectronics and night vision devices, May 25–28, 2010, Moscow]. Available at: http://www.cryontk.ru/media/files/doklad_orion_2010.pdf (accessed May 26, 2017).

[9] Lipin M.V., Gromov A.V. Rezultaty razrabotki miniatyurnykh mikrokriogennykh sistem dlya okhlazhdaemykh FPU [Results of developing miniature microcryogenic systems for cooled photodetectors]. *Doklad na XXIV Mezhdunarodnoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii po fotoelektronike i priboram nochnogo videniya, 24–27 maya 2016 g., Moskva, AO NPO Orion* [Proc. of the 24th International scientific and engineering conference on photoelectronics and night vision devices, May 24–27, 2016, Moscow, Orion Research and Production Association JSC]. Available at: http://www.cryontk.ru/media/files/2016_orion.pdf (accessed May 26, 2017).

[10] Zagarola M.V., McCormick J.A. *Cryogenics*, 2006, vol. 46, Feb–Mar, pp. 169–175.

**Bychkov A.D.,** post-graduate student, Department of Dynamics and Flight Control of Rockets and Spacecraft, Bauman Moscow State Technical University. Engineer, S.P. Korolev Rocket and Space Public Corporation Energia. Author of 4 scientific publications and 9 conference reports in the field of spacecraft motion ballistics and dynamics simulation, space tug and transportation system design, transformable orbital space station module design. e-mail: abychkov@ro.ru

**Filin V.M.,** Dr. Sc. (Eng.), Professor, Leading Research Scientist, S.P. Korolev Rocket and Space Public Corporation Energia. Full member of the Russian Academy of Cosmonautics and International Informatisation Academy, Honoured Designer of the Russian Federation. Author of 12 printed works, over 120 scientific and technological publications in journals, digests, conference proceedings, and a large number of popular science publications dealing with matters of rocket science and design of large aerospace complexes. e-mail: vyacheslav.filin@rsce.ru