

Труды МАИ. 2024. № 139  
Trudy MAI. 2024. No. 139. (In Russ.)

Обзорная статья

УДК 629.735 (786)

URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=183470>

EDN: <https://www.elibrary.ru/XSOIOB>

## **ПРИМЕНЕНИЕ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ СВЕРХЛЁГКОГО КЛАССА ДЛЯ ЗАПУСКА ПОЛЕЗНЫХ НАГРУЗОК НА ВЫСОКОЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ ОРБИТЫ**

**Юрий Леонидович Кузнецов<sup>1✉</sup>, Александр Владимирович Владимиров<sup>2</sup>**

<sup>1,2</sup>Государственный космический научно-производственный центр имени М.В. Хруничева, Москва, Россия

<sup>1</sup>[kuznetsovyury@mail.ru](mailto:kuznetsovyury@mail.ru) ✉

*Аннотация.* Анализируется возможность расширения сферы применения ракеты-носителя сверхлёгкого класса (РН СЛК) за счёт запуска малых космических аппаратов (МКА) на высокоэнергетические орбиты. Рассмотрены пути повышения энергомассового совершенства РН СЛК путём оптимизации конструктивно-силовой схемы ступеней, параметров двигательной установки (ДУ) и компоновки полезной нагрузки (ПН). Обосновывается проектный облик универсальной РН СЛК, обеспечивающей выведение ПН класса «микро-КА» на орбиту искусственного спутника Луны (ОИСЛ), а также запуск МКА на высокоэллиптическую 12-часовую орбиту и выведение МКА массой 400-800 кг на солнечно-синхронные орбиты (ССО).

**Ключевые слова:** малые космические аппараты, ракета-носитель сверхлёгкого класса, проектный облик РН, высокоэнергетическая орбита, энергомассовые характеристики, орбита искусственного спутника Луны

**Для цитирования:** Кузнецов Ю.Л., Владимиров А.В. Применение ракеты-носителя сверхлёгкого класса для запуска полезных нагрузок на высокоэнергетические орбиты // Труды МАИ. 2024. № 139. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=183470>

Review article

## **THE USE OF AN ULTRA-LIGHT CLASS ROCKETS TO LAUNCH PAYLOADS INTO HIGH-ENERGY ORBITS**

**Yuri L. Kuznetsov<sup>1✉</sup>, Alexander V. Vladimirov<sup>2</sup>**

<sup>1,2</sup>Khrunichev State Research and Production Space Center,  
Moscow, Russia

<sup>1</sup>[kuznetsovyury@mail.ru](mailto:kuznetsovyury@mail.ru)✉

**Abstract.** The article is devoted to the substantiation of the design appearance of a universal ultra-light class rockets (ULCR), the class of small satellites (SmS) of mass under 1000 kg, which is designed to launch payloads (PL) into working orbits. The creation of a ULCR is important due to the deployment of multi-satellite space systems (SpS) on the base of SmS in near-Earth orbits up to 1000 km high. A special feature of the SmS is the limited time of active existence: up to 5-6 years. Therefore, in order to maintain the operational characteristics of the SpS, it will be necessary to regularly launch single SmS using the ULCR into specified orbital planes to replace failed SmS. According to the

results of a systematic analysis of technical and economic indicators, the lower starting mass of a ULCR is, the higher unit cost of launching PL is. Moreover, the unit cost of launching ultra-light solid boosters is higher (in 2-2.2 times) than launching liquid ones, that is why the development of the latter is more preferable. Therefore, the rational use of the energy capabilities of a ULCR, due to the mass of the PL placed into a working orbit, takes a ULCR to be created in at least two versions with significantly different energy levels. The first version is intended for launching a “small-lift” class SmS of mass under 150-200 kg into working orbits, and the second one is for launching a “medium-lift” and “heavy-lift” classes SmS of mass under 500-900 kg.

We’ve considered the ways of improving the energy capabilities of a light vehicle (LV), including optimizing the launch scheme and the design parameters of the stages, as well as improving the accuracy of launching a SmS into a working orbit by adding to a ULCR a small-sized booster with a multistep firing propulsion operating on high-boiling fuel components. The possibility of launching a SmS into high-energy orbits, for example, into a 12-hour highly elliptical orbit, as well as into the orbit of an artificial lunar satellite (OALS) is justified to expand the scope of application of a ULCR. A multi-pulse scheme of an escape orbit is used for increasing the mass of the PL launching to the OALS, that scheme minimizes gravitational losses of characteristic velocity with a certain increase in flight time. It is proposed to integrate the equipment into a booster using its on-board systems to ensure the operation of the equipment on a working orbit, which will increase its mass by 1.5-1.7 times, in order to increase the efficiency of the SpS of the SmS on the OALS depending on the mass of the target equipment.

According to the results of the formation of the optimal design appearance of the LV and the layout of the PL, the possibility of creating a ULCR with expanded operational capabilities is shown, that should provide not only the launch of SmS of mass under 800 kg into circular polar orbits, but also the launching of SmS of mass under 200 kg into a 12-hour elliptical orbit, as well as the delivery of target equipment weighing 30 kg to the OALS. Thus, it becomes possible to use the ULCR in the lunar manned program for the near real-time deployment and maintenance of SpS, which provide monitoring of the lunar surface, navigation and telecommunications.

**Keywords:** Small satellites, ultra-light class rockets, the design appearance of LV, high-energy orbit, energy and mass characteristics, the orbit of an artificial lunar satellite

**For citation:** Kuznetsov Yu.L., Vladimirov A.V. The use of an ultra-light class rockets to launch payloads into high-energy orbits. *Trudy MAI*. 2024. No. 139. (In Russ.). URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=183470>

## Введение

В настоящее время активно развиваются многоспутниковые космические системы (КС) дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) и телекоммуникации, создаваемые на базе МКА. Объективным фактором развития КС МКА стал прогресс в микроэлектронике, позволивший приблизить эксплуатационные характеристики бортового оборудования, установленного на МКА, к оборудованию «больших» КА, стоимость которых минимум на порядок выше, чем МКА. В результате становится возможным создание на базе МКА (при приемлемых затратах) многоспутниковых КС, включающих от нескольких десятков до нескольких тысяч МКА,

обеспечивающих оперативный и глобальный мониторинг земной поверхности или телекоммуникацию. В этой связи экспертами прогнозируется взрывной рост рынка запусков МКА, который по данным консалтинговой фирмы *Frost&Sullivan* составит за период 2020-2029 гг. более 51 млрд долл, при ежегодном запуске до 1000 МКА, причем быстрее всего вырастет сектор МКА массой до 300 кг [1]. Типовые КС ДЗЗ на базе МКА функционируют на ССО высотой 350-850 км с наклоном 96-98 град и включают от 6 до 16-20 орбитальных плоскостей, в каждой из которых находятся от 3 до 10 МКА [2]. Существуют и более ресурсоёмкие КС МКА. Так, например, в составе телекоммуникационной системы «*Starlink*» используются более 4500 МКА.

В нашей стране многоспутниковые КС МКА разрабатываются в рамках федеральной целевой программы (ФЦП) «Сфера», объединяющей системы различного назначения общим составом более 600 МКА, большинство из которых решают задачи ДЗЗ и широкополосного Интернета [3]. В настоящее время организациями промышленности разработаны проекты целого ряда КС на базе МКА, которые были представлены на МАКС-2018 и МАКС-2021 [4,5]. Актуальность развития КС МКА и средств, обеспечивающих их развёртывание и поддержание орбитальной структуры была ещё раз подчёркнута на прошедшем в апреле 2023 г. в Москве XVI международном навигационном форуме и конгрессе «Сфера». Развёртывание КС МКА предполагается производить на РН лёгкого или среднего классов, используемых для оперативного заполнения одной или нескольких орбитальных плоскостей путём группового выведения МКА, закреплённых в специальных кассетах (диспенсерах), обеспечивающих их разведение по орбите [6,7].

Эксплуатационной особенностью МКА, обусловленной их малоразмерностью, является ограниченное время срока активного существования (не более 4-6 лет), вследствие чего на этапе штатной эксплуатации КС возникает проблема поддержания сплошности информационного поля системы при отказе одного или нескольких МКА. Так, например, для типовой КС состоящей из 96 МКА, при сроке активного существования 6 лет и равномерном распределении отказов, ежегодно потребуется проводить в среднем 16 пусков РН для выведения в орбитальные плоскости, расположенные случайным образом по долготе восходящего узла, по одному МКА взамен отказавшего. Решение этой проблемы невозможно без применения средств выведения (СВ) сверхмалой грузоподъёмности (менее 1000 кг), относящихся по своей энергетике, определяемой массой ПН, выводимой на рабочую орбиту к классу РН СЛК.

В настоящее время за рубежом разрабатывается значительное количество проектов РН СЛК, часть из которых уже реализована, например, РН «*Electron*» компании *Rocket Lab* (190 кг на ССО 500 км) [8]. *Launcher One* компании *Virgin Orbit* (300 кг на ССО 500 км) [9], *KZ-1* компании *CASIC* (220 кг на ССО 700 км) [10], метановая РН *Terran-1* компании *Relativity Spece* (900 кг на ССО 500 км) [11]. В парке отечественных СВ РН такой грузоподъёмности отсутствуют: самая легкая из них – конверсионная РН «Рокот», при стартовой массе 105 т выводит на ССО высотой 500 км ПН массой 1450 кг, являясь таким образом РН лёгкого класса [12].

Как видно из рис.1, характерной особенностью РН СЛК является рост удельной стоимости выведения ПН при уменьшении их стартовой массы, что требует рационального использования энергетических возможностей РН СЛК, а

также упрощения наземного оборудования и технологии предстартовой подготовки с целью снижения стоимости пусковых услуг по выведению МКА на рабочие орбиты. При этом имеет место значительное (в 2-2,2 раза) удорожание удельной стоимости выведения при запуске твёрдотопливных РН СЛК по сравнению с жидкостными аналогами, что делает разработку последних предпочтительной. Поэтому, с учётом существенного различия в массе выводимых МКА (от нескольких десятков до 1000 кг), при модернизации парка отечественных СВ должны быть разработаны минимум две РН СЛК с существенно различной энергетикой. Первая из них, предназначена для запуска МКА «лёгкого» класса массой до 150-200 кг, а вторая - для выведения на рабочие орбиты МКА «среднего» и «тяжелого» класса массой 500-900 кг.

Потенциально высокая востребованность РН СЛК, как средства запуска МКА на средневысотные ССО и полярные круговые орбиты не исключает возможность расширения сферы применения РН СЛК, за счёт их использования для выведения ПН на высокоэнергетические траектории, например, 12-часовую эллиптическую орбиту, используемую отечественными КА типа «Молния», «Арктика-М» и ЕКС [13]. Предельным случаем высокоэнергетических орбит являются межпланетные траектории или выведение ПН на ОИСЛ. В соответствии с «Основами государственной политики в области космической деятельности...» одной из двух целей, стоящих перед отечественной пилотируемой космонавтикой, является создание перспективной пилотируемой транспортной системы и космической инфраструктуры для осуществления на рубеже 2030г. пилотируемых полётов в окололунное пространство и на Луну [14]. Третий этап реализации лунной

пилотируемой программы предусматривает разработку и эксплуатацию лунной базы в посещаемом режиме и создание единой системы пилотируемых и автоматических средств исследования и освоения Луны.

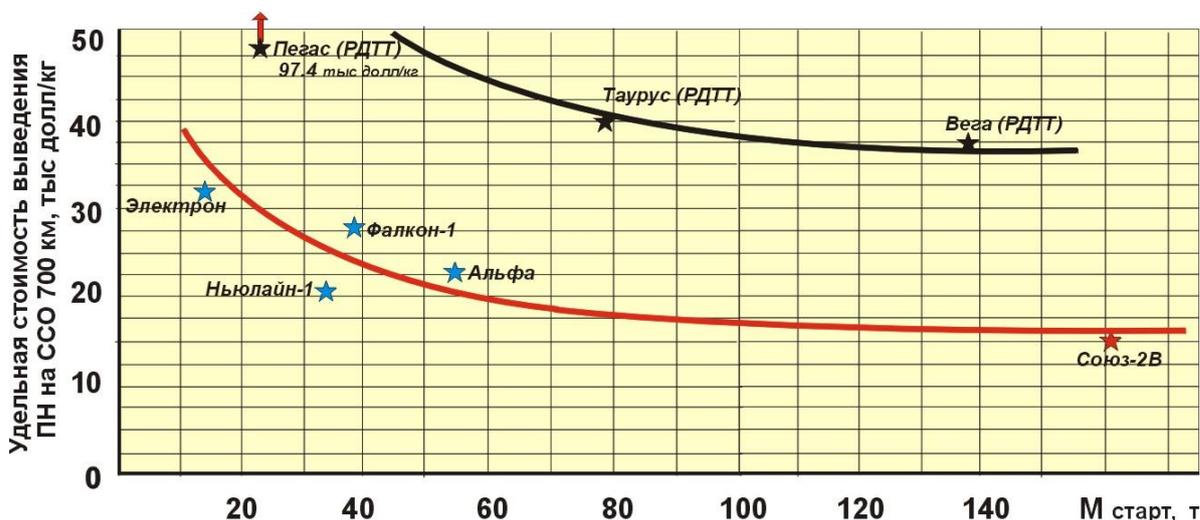


Рис. 1 Стоимостные показатели РН СЛК при запуске МКА на ССО высотой 700 км при полном использовании энергетических возможностей РН

Комплексное исследование Луны, например, с помощью обитаемых луноходов, способных длительное время функционировать на значительном удалении от лунной базы, потребует развёртывания на окололунной орбите КС, обеспечивающих эффективную работу экспедиций путём организации систем связи, навигации и наблюдения, работающих в непрерывном режиме [15,16]. С учётом отсутствия на Луне атмосферы такие КС могут функционировать на существенно меньших высотах, чем их околоземные аналоги, что позволит создавать КС с высокими эксплуатационными характеристиками на базе МКА. При их создании, как и при эксплуатации околоземных КС, должна решаться задача оптимального

выбора СВ, используемых для развёртывания и оперативного восполнения группировки МКА. При этом необходимо учитывать особенности транспортно-технического обеспечения лунной экспедиции, заключающиеся:

- в существенно больших затратах энергетики при запуске МКА на ОИСЛ по сравнению с их запуском на околоземную орбиту;

- в достаточно редких по финансовым ограничениям (не более 1-2 раз в год) запусков на ОИСЛ РН сверхтяжелого класса, реализующих основной грузопоток [17], что затрудняет их использование для оперативного выведения малоразмерных попутных грузов.

#### **Разработка оптимального проектного облика РН сверхлёгкого класса**

Для оценки технической возможности запуска ПН на ОИСЛ с помощью РН СЛК и определения требований к её энергомассовым характеристикам, проведём анализ энергетического баланса РН, применяемой для выведения ПН на ОИСЛ, на примере РН среднего класса «Молния». В 1966 г. при запуске с космодрома Байконур РН «Молния», имея стартовую массу 317 т, вывела на траекторию полёта к Луне автоматическую станцию «Луна-10» массой 1600 кг [18], что соответствует относительной массе ПН, приведенной к стартовой массе РН, в размере 0,51%. После проведения коррекции траектории на участке перелёта и отработки тормозного импульса величиной  $\sim 850$  м/с, обеспечивающего перевод станции на ОИСЛ, её масса составила 1150-1170 кг и включала в свой состав ПН представляющую собой КА «Луна-10» массой 245 кг, что соответствует относительной массе 0,08 % от стартовой массы РН.

Известно, что масса собственно целевого оборудования КА не превышает 40-45 % от его снаряженной массы, остальное - каркас и бортовые системы, обеспечивающие функционирование КА (управление, энергопитание, терморегуляцию, телеметрию, коррекцию орбиты и пр.). Предположив, что масса целевого оборудования лунных КС наблюдения, связи и навигации должна быть не менее 18-20 кг, определим снаряженную массу типового МКА на ОИСЛ, составляющую  $\approx 40\div 45$  кг. Отсюда следует, что для его запуска потребуется РН СЛК со стартовой массой не менее 50÷55 т, которая может использоваться в околоземном пространстве для выведения МКА «среднего» и «тяжелого» класса.

Анализ альтернативных концепций проектного облика РН СЛК, проведенный с целью снижения технического риска и общих затрат на её разработку и производство показал, что значительный интерес представляет концепция, реализованная на РН СЛК «*Electron*». [19]. Она предусматривает создание РН в составе двухступенчатого блока ускорителей с двигательными установками (ДУ) на традиционных компонентах топлива: кислород-керосин, с помощью которого формируется опорная (низкая круговая) или эллиптическая переходная орбита. А для межорбитального маневрирования и формирования рабочей орбиты МКА используется малогабаритный блок выведения (БВ) с ДУ малой тяги многократного включения на высококипящих компонентах топлива (рис.2). Достоинством БВ является возможность с высокой точностью и минимальными затратами топлива проводить отработку апогейного импульса и других динамических операций. При этом для снижения стоимости разработки и производства маршевых ДУ первой и второй ступеней, составляющей значительную (от 30 до 40 %) долю в стоимости

РН, ДУ блока ускорителей komponуются с использованием одного унифицированного ЖРД. В этом случае ДУ первой ступени будет состоять из нескольких (от 5 до 9) ЖРД с «земным» соплом, а ДУ второй ступени - из одного ЖРД, оснащённого «высотным» соплом с высокой геометрической степенью расширения.

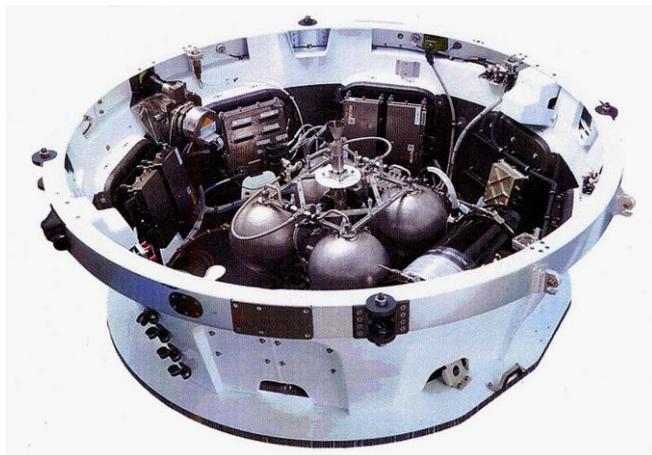


Рис. 2 Общий вид БВ РН СЛК «*Electron*»

(сухая масса 40 кг, диаметр 1200 мм, тяга ЖРД 12,2 кг [19])

При определении проектного облика РН СЛК, используемой для запуска МКА на ОИСЛ, с учётом повышенных требований к её энергетике, скомпонуем маршевые ДУ первой и второй ступеней на базе типового кислородно-керосинового ЖРД открытой схемы с земной тягой 12 *тс* и умеренным давлением в камере сгорания. При оценке массово-энергетических и габаритных параметров двигателя возьмём в качестве прототипа близкий по характеристикам ЖРД РД-119 (рис.3), созданный в начале 60-х гг. АО «НПО Энергомаш» для второй ступени РН СЛК «Космос» [20].

При потребной стартовой массе РН СЛК в размере 50÷55 *т* и минимальной взлётной тяговооруженности не менее 1.25, земная тяга ДУ её первой ступени

должна составлять  $63\div 69$  *мс*, что обеспечивается компоновкой ДУ из 6 ЖРД с суммарной стартовой тягой  $72$  *мс*. Управление полётом первой ступени обеспечивается качанием каждого из шести ЖРД в одной плоскости. ДУ второй ступени будет состоять из одного ЖРД с высотным соплом с пустотной тягой  $14,6$  *мс*, неподвижно закреплённого на нижнем днище бака горючего. Вследствие малых величин возмущений, действующих на РН на безатмосферном участке полёта, для управления второй ступенью используются четыре рулевых сопла, работающих на выхлопе турбонасосного агрегата двигателя. При этом, с учётом особенностей траектории перелёта РН на ОИСЛ, требующей выдерживания точного значения аргумента перигея, автоматика ДУ второй ступени должна обеспечивать двукратный запуск ДУ в полёте.

БВ лунной РН СЛК аналогичен по конструкции БВ РН «*Electron*». Однако, с учётом специфики решаемых задач, требующих на участках межорбитального маневрирования существенно большего запаса характеристической скорости, расходуемого на формирование отлётной траектории с высотой апогея  $\approx 415$  тыс. км и перехода на ОИСЛ, БВ должен иметь увеличенную массу заправляемого топлива и, соответственно, большую тягу ДУ. Она может быть скомпонована на базе серийных ЖРД разработки АО «Научно-исследовательский институт машиностроения» [21] и включать два маршевых двигателя 11Д458М с вытеснительной подачей топлива (тяга двигателя  $40$  *кгс*, пустотный удельный импульс в непрерывном режиме  $304$  *с*) и 10 ЖРД 17Д58Э с тягой по  $1,4$  *кгс*, используемых в системе ориентации и стабилизации БВ. Кроме этого, вследствие увеличения времени активного существования БВ «лунной» РН СЛК, требуемого

для выполнения перелёта на ОИСЛ длительностью 4-5 суток, он должен быть оснащён солнечными батареями для подзарядки источников питания систем и оборудования БВ и ПН и радиоканалом повышенной мощности для связи МКА с Землёй.

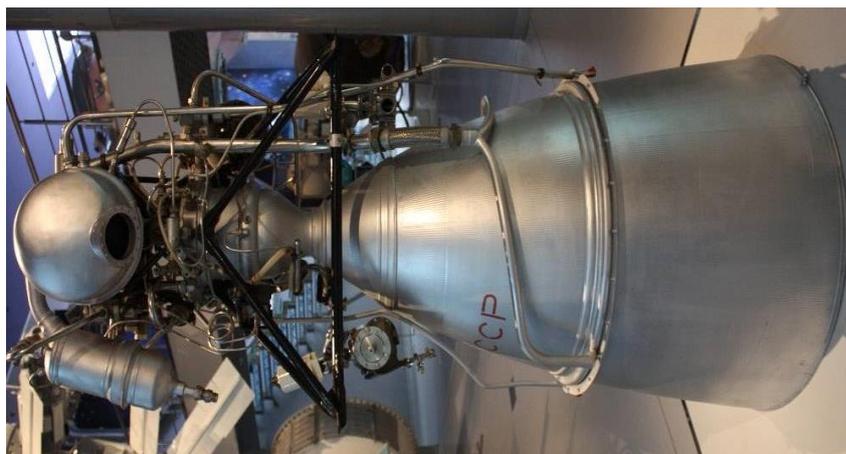


Рис. 3 ЖРД РД-119 для второй ступени РН «Космос»

Общий вид «лунного» варианта РН СЛК показан на рис.4, а его массовые характеристики приведены в табл.1. Для защиты БВ и ПН от аэротермодинамических нагрузок на атмосферном участке полёта, используется головной обтекатель (ГО) массой 50 кг. Распределение рабочего запаса топлива между первой и второй ступенями будет определяться исходя из условия падения отделяющейся части первой ступени и ГО в выделенные на космодроме районы. В нашем случае это космодром «Восточный».

Особенностью РН СЛК является более низкое массовое совершенство конструкции по сравнению с РН большей грузоподъёмности, что потребует

системной оптимизации не только баллистической схемы полёта, но и конструктивно-силовой схемы РН. Одним из путей повышения энергетики РН является применение блока баков с совмещёнными днищами. Технология его создания была отработана ещё в конце 50-х гг. на РН «Атлас» и обеспечила уникальное массовое совершенство конструкции её блока баков (2 % по заправляемому запасу топлива). Что позволило «полуступенчатой» РН, представляющей собой одноступенчатую РН со сбрасываемым хвостовым отсеком с двумя бустерными ЖРД с более чем посредственным удельным импульсом, не только выводить ПН на НОО, но и оставаться в эксплуатации более 30 лет [21].

Очевидно, что потребительские возможности любой КС будут определяться, в первую очередь, массой целевого оборудования, составляющего 40÷45% от массы КА. Поэтому, при разработке «лунного» варианта МКА представляется перспективным сэкономить на массе его бортовых систем, отказавшись от концепции автономного МКА, отделяемого от РН СЛК на ОИСЛ. С этой целью предлагается интегрировать оборудование МКА в состав БВ, с использованием его служебных систем не только для обслуживания ПН на этапе перелёта на ОИСЛ, но и для обеспечения процесса его функционирования на рабочей орбите. По предварительным оценкам в этом случае масса целевого оборудования может быть увеличена в 1,5-1,7 раза.

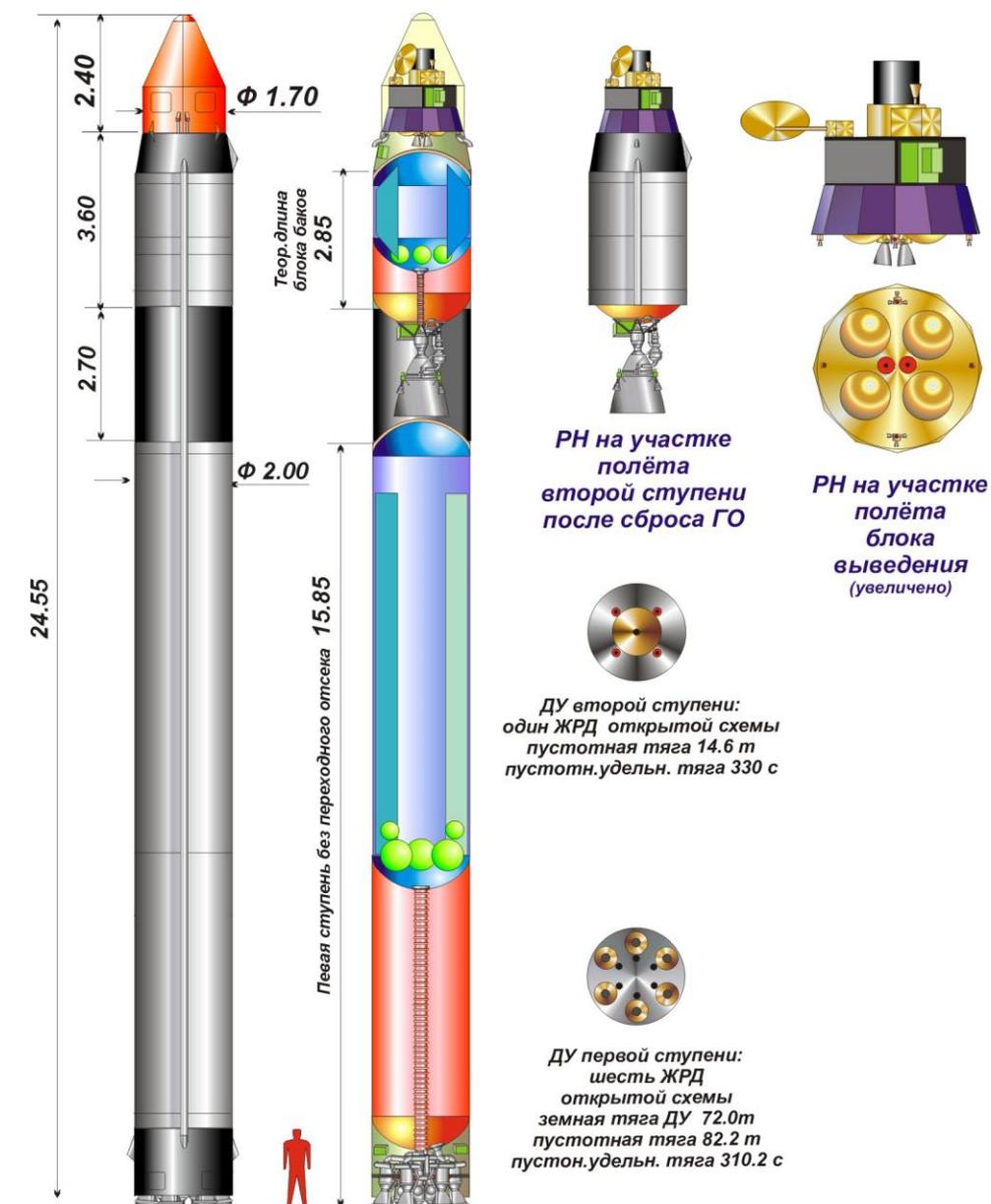


Рис.4 Компоновка и общий вид РН СЛК для полёта на высокоэнергетические орбиты

Рассмотрим схему выведения РН СЛК на ОИСЛ с космодрома «Восточный». Запуск РН производится по трассе с наклоном  $51,7 \text{ град}$ , обеспечивающей максимальную массу ПН, выводимой на опорную орбиту. Вследствие высокоширотного ( $\approx 51 \text{ град}$  с.ш.) расположения космодрома, участок полёта второй

ступени должен выполняться по схеме с двумя включениями ДУ и баллистической паузой между ними, необходимой для формирования перелётной траектории с требуемой величиной аргумента перигея. Для упрощения будем предполагать, что траектория перелёта представляет собой полуэллиптическую орбиту с высотой апогея 415 тыс. км и аргументом перигея  $\approx 180$  град, соответствующим пересечению орбитой Луны плоскости земного экватора.

**Массовые характеристики РН СЛК с ПН массой 30 кг, интегрированной в состав БВ**

Таблица 1

Параметр	Первая ступень	Вторая ступень	Блок выведения
Конструкция, <i>m</i>	2,94	0,63	0,185
Рабочий запас топлива, <i>m</i>	42,0	9,0	0,320
Относит. масса конструкции по рабочему запасу, %	7,0	7,0	58
Остатки топлива и газов на момент выкл. ДУ, <i>m</i>	0,63	0,13	0,015
Масса ступени на момент КП, <i>m</i>	45,57	9,76	0,520
Начальная масса РН на участке полёта ступени, <i>m</i>	55,93*	10,36*	0,550

Конечная масса РН на участке полёта ступени, <i>m</i>	13,93*	1,31	0,230
---	--------	------	-------

Примечание. \*- с учётом ГО массой 50 кг.

Схема полёта РН СЛК на ОИСЛ, показанная на рис.5, реализуется следующим образом. Первая ступень, отработав 169с, отделяется на высоте 78 км при относительной скорости 2825 м/с. ОЧ первой ступени падает на удалении 876 км от старта в Татарский пролив. Сброс ГО производится при конвективном тепловом потоке менее 1135 Вт/м<sup>2</sup> на 65 секунде полета второй ступени на высоте 130 км при относительной скорости 3550 м/с, с последующим перелётом о.Сахалин и падением в акваторию Охотского моря на удалении ≈ 1250 км от старта.

Вторая ступень, отработав первый импульс продолжительностью 208с, выходит на низкую круговую орбиту высотой 175 км и наклоном 51,7 град. Далее следует баллистическая пауза продолжительностью 18,3 мин, необходимая для формирования требуемой величины аргумента перигея перелётной траектории. Для стабилизации ступени на участке баллистической паузы и создания перегрузки для осадки топлива перед вторым включением маршевого двигателя используются микродвигатели БВ. Непосредственно перед вторым включением ДУ производится захолаживание и проливка ЖРД и расходной магистрали по тракту окислителя. По результатам второго включения продолжительностью 46с формируется

промежуточная высокоэллиптическая орбита с высотами апогея 10920 км, перигея 190 км и аргументом перигея 177 град.

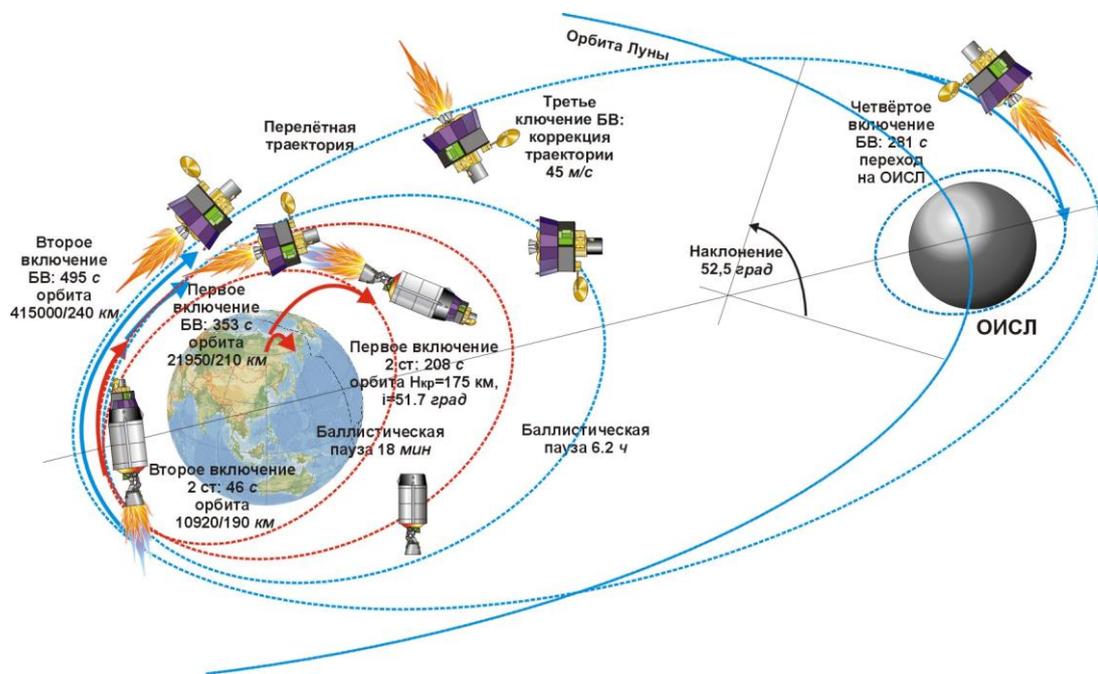


Рис.5 Схема запуска РН СЛК на ОИСЛ

Как показывают баллистические расчёты, дальнейшее формирование перелётной траектории с требуемой высотой апогея целесообразно производить по схеме с несколькими, минимум с двумя, включениями ДУ БВ и использованием промежуточной высокоэллиптической орбиты, которая позволит при некотором увеличении времени перелёта минимизировать величину гравитационных потерь характеристической скорости [22]. Первое включение ДУ БВ продолжительностью 353с, увеличивающее высоту апогея промежуточной орбиты до 21950 км производится сразу после его отделения от второй ступени. Второй раз ДУ БВ включается после баллистической паузы длительностью ~6,25 часа,

обеспечивающей оптимальное приложение разгонного импульса, в перигее промежуточной орбиты. По результатам второго включения продолжительностью 495с формируется перелётная траектория с параметрами 415000 км / 240 км. Масса БВ с ПН на перелётной траектории составляет 317 кг. В процессе перелёта продолжительностью ~5 суток по результатам траекторных измерений орбиты с помощью маршевой ДУ БВ выполняется её коррекция с расчётным запасом характеристической скорости 45 м/с. При подлёте к Луне четвёртым включением продолжительностью 281с (соответствующий тормозному импульсу 800 м/с) БВ переводится на ОИСЛ. Масса БВ с ПН на ОИСЛ составляет 238 кг. Таким образом, при невырабатываемых остатках топлива в размере 15 кг, в баках БВ выведенного на ОИСЛ, остаётся ещё 8 кг рабочего топлива, что соответствует запасу характеристической скорости ~ 100 м/с, который может быть израсходован на выполнение динамических операций в процессе функционирования БВ с ПН на рабочей орбите ОИСЛ.

Представляет интерес оценка энергетических возможностей скомпонованного варианта РН СЛК при решении задач на околоземных орбитах. Адаптация «лунного» БВ сводится к облегчению его конструкции за счёт снятия солнечных батарей и системы дальней связи, не требуемых на ОИСЗ. Баллистические расчёты показывают, что РН СЛК по схеме с падением отделяющейся части первой ступени и ГО массой 150 кг в Охотское море, и двукратным включением ДУ второй ступени и БВ, выводит на 12-часовую высокоэллиптическую орбиту с параметрами 1660 км / 38550 км, наклоном 63,8 град и аргументом перигея 285 град, МКА массой 200 кг. На более низкие круговые орбиты, например ССО высотой 700 км и

наклоном  $98,2$  град при использовании крупногабаритного ГО диаметром  $2,50$  м и массой  $400$  кг, выводится ПН массой  $800$  кг.

Таким образом, концепция РН СЛК, состоящей из блока ускорителей и малоразмерного БВ, используемого при отработке межорбитального маневрирования, интегрированного с целевым оборудованием, показала свою эффективность и универсальность применения, включающую возможность выведения на ОИСЛ целевого оборудования с увеличенной в  $1,5\div 1,7$  раза по сравнению с автономным МКА. БВ интегрированный с целевой ПН может быть использован в исследовательских целях и при построении КС обеспечения лунной пилотируемой экспедиции. Предложенный вариант РН СЛК обладает универсальностью применения, поскольку помимо запуска МКА на ОИСЛ, он обеспечит выведение на рабочие орбиты большинства МКА, предлагаемых к реализации в рамках ФЦП «Сфера». Кроме этого, обеспечивается запуск МКА массой  $200$  кг на высокоэллиптическую 12-часовую орбиту.

### **Заключение**

1. В настоящее время активно разрабатываются многоспутниковые космические системы на базе МКА массой  $50-1000$  кг. Совершенствование системы отечественных средств выведения в части обеспечения экономически эффективных единичных запусков МКА для решения задачи восполнения орбитальной группировки МКА на этапе штатной эксплуатации, требует создания РН соответствующей грузоподъёмности, относящихся к РН сверхлёгкого класса.

2. Характерной особенностью РН СЛК является рост удельной стоимости выведения ПН при уменьшении их стартовой массы, что требует рационального использования энергетических возможностей РН СЛК для снижения стоимости пусковых услуг по запуску МКА на рабочие орбиты. С учётом существенного различия в массе выводимых МКА (от нескольких десятков кг до 1000 кг), при модернизации парка отечественных СВ должны быть разработаны минимум две РН СЛК с существенно различной энергетикой. Первая из них, предназначена для запуска МКА «лёгкого» класса массой до 150-200 кг, а вторая - для выведения на рабочие орбиты МКА «среднего» и «тяжелого» класса массой 500-900 кг.

3. Создание экономически эффективной РН СЛК требует оптимизации её схемы выведения и проектного облика включающих:

- разработку маршевой ДУ первой и второй ступеней на базе унифицированного ЖРД, работающего на освоенных компонентах топлива (жидкого кислорода и керосина) и повышение массового совершенства конструкции за счёт применения топливных баков с совмещёнными днищами;

- уменьшение рабочих запасов топлива первой и второй ступеней РН путём оптимизации схемы запуска МКА на орбиту, включающей отработку импульсов при межорбитальном маневрировании (включая увод и затопление СВ после выведения МКА на рабочую орбиту) с помощью малоразмерного блока выведения с ДУ многократного включения на высококипящих компонентах;

4. Для повышения эффективности применения МКА на ОИСЛ предложено интегрировать целевое оборудование в состав блока выведения с использованием

его бортовых систем для обеспечения функционирования целевого оборудования на рабочей орбите, т.е. на ОИСЛ, что позволяет увеличить его массу  $\approx$  в 1,5÷1,7 раза.

5. Результаты оптимизации проектного облика РН СЛК показали техническую возможность создания универсального средства выведения с расширенными эксплуатационными возможностями, обеспечивающими не только запуск на ССО ПН массой до 800 кг, но и выведение ПН массой до 200 кг на высокоэнергетическую 12-часовую орбиту, а также выведение целевого оборудования массой 30 кг на ОИСЛ. Таким образом, открывается возможность использования РН СЛК в лунной пилотируемой программе для оперативного развёртывания и поддержания КС, обеспечивающих мониторинг лунной поверхности, навигацию и телекоммуникацию лунных экспедиций.

### **Список источников**

1. Афанасьев И. Маленькие лучше больших // Русский космос. 2019. № 1. С. 46-47.
2. Кульвиц А.В., Житников Т.А., Михеев О.Ю. Теоретические аспекты формирования кластера малых космических аппаратов // Труды МАИ. 2022. № 125.  
URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=168191>. DOI: [10.34759/trd-2022-125-19](https://doi.org/10.34759/trd-2022-125-19)
3. Афанасьев И. СФЕРА от слов к делу // Русский космос. 2022. № 6. С. 40-41.
4. Многофункциональная система персональной спутниковой связи «Гонец-Д1М».  
URL: <https://gonets.ru/rus/media/kit/presentations>
5. Малые космические аппараты. URL: <https://volga.news/article/585679.html>.
6. Афанасьев И. «Союз» вывел спутники для глобального Интернета // Русский космос. 2019. № 4. С. 52-55.

7. Космодемьянский Е., Кириченко А., Ключин Д., Космодемьянская О., Макушев В., Альмурзин П. Инновационный формат организации миссий по выведению малых космических аппаратов // Труды МАИ. 2017. № 74. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=49243>
8. Чёрный И. Второй старт "Электрона" // Новости космонавтики. 2018. № 3. С. 53-56.
9. Александров Б. Проблемы частного ракетостроения // Аэрокосмическое обозрение. 2021. № 6. С. 60-68.
10. Александров Б. Ракета-носитель сверхлёгкого класса KZ-1A // Новости космонавтики. 2017. № 3 (410). С. 52-53.
11. Рязанцев О. Немного о космосе // Авиация и космонавтика: вчера, сегодня, завтра. 2023. № 6. С. 36-38.
12. Мельянков Н., Иванов В. Десять лет из жизни «Рокота». URL: <https://omega-hyperon.livejournal.com/89759.html?es=1>
13. Павельцев П. Первый спутник ЕКС // Новости космонавтики. 2016. № 1. С. 39-43.
14. Микрин. Е. Отечественная космонавтика: впереди Луна // Русский космос. 2019. № 2. С. 2-7.
15. Дмитриев А.О., Москатиный И.В., Нестерин И.М., Сысоев В.К. Анализ вариантов навигационных систем для Луны // Труды МАИ. 2021. № 118. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=158243>. DOI: [10.34759/trd-2021-118-09](https://doi.org/10.34759/trd-2021-118-09)
16. Вернигора Л.В., Казмерчук П.В., Сысоев В.К., Дмитриев А.О. Методика измерения координат лунных посадочных станций с помощью оптических

- телевизионных средств космических аппаратов // Труды МАИ. 2020. № 114. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=118986>. DOI: [10.34759/trd-2020-114-12](https://doi.org/10.34759/trd-2020-114-12)
17. Афанасьев И., Воронцов Д. Проблемы пилотируемых полётов на Луну // Аэрокосмическое обозрение. 2015. № 1. С. 66-71.
18. Левантовский В.И. Механика космического полёта в элементарном изложении. - М.: Наука, 1974. - 487 с.
19. Александров Б. Ракеты-носители лёгкого и сверхлёгкого класса // Аэрокосмическое обозрение. 2019. № 1. С. 72-79.
20. Шустов И.Г. Двигатели 1944-2000: авиационные, ракетные, морские, промышленные. – М.: АКС-Конверсалт, 2000. – 394 с.
21. Афанасьев И., Воронцов Д. Первая космическая гонка: поединок за спутник. - М.: Фонд «Русские витязи», 2017. - 344 с.
22. Павельцев П. «Чандраян-2»: Индия летит на Луну // Русский космос. 2019. № 9. С. 46-53.

## References

1. Afanas'ev I. Little ones are better than big ones. *Russkii kosmos*. 2019. No. 1. P. 46-47. (In Russ.).
2. Kul'vits A.V., Zhitnikov T.A., Mikheev O.YU. Theoretical aspects of formation of small satellites' clusters. *Trudy MAI*. 2022. No. 125. (In Russ.). URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=168191>. DOI: [10.34759/trd-2022-125-19](https://doi.org/10.34759/trd-2022-125-19)
3. Afanas'ev I. SPHERE all systems go. *Russkii kosmos*. 2022. No. 6. P. 40-41. (In Russ.).

4. *Mnogofunktsional'naya sistema personal'noi sputnikovoi svyazi "Gonets-D1M"* (Multifunctional personal satellite communication system "Gonets-D1M"). URL: <https://gonets.ru/rus/media/kit/presentations>
5. *Malye kosmicheskie apparaty* (Small spacecraft). URL: <https://volga.news/article/585679.html>
6. Afanas'ev I. "Soyuz" vyvel sputniki dlya global'nogo Interneta ("Soyuz" launched Global internet satellites). *Russkii kosmos*. 2019. No. 4. P. 52-55. (In Russ.).
7. Kosmodem'yanskii E., Kirichenko A., Klyushin D., Kosmodem'yanskaya O., Makushev V., Al'murzin P. An innovative format for organizing missions to launch small satellites. *Trudy MAI*. 2017. No. 74. (In Russ.). URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=49243>
8. Chernyi I. The second start of the "Electron". *Novosti kosmonavtiki*. 2018. No. 3. P. 53-56. (In Russ.).
9. Aleksandrov B. Problems of private rocket science. *Aehrokosmicheskoe obozrenie*. 2021. No. 6. P. 60-68. (In Russ.).
10. Aleksandrov B. Ultra-light class rocket KZ-1A. *Novosti kosmonavtiki*. 2017. No. 3 (410). P. 52-53. (In Russ.)
11. Ryazantsev O. Something about space. *Aviatsiya i kosmonavtika: vchera, segodnya, zavtra*. 2023. No. 6. P. 36-38. (In Russ.).
12. Mel'yankov N., Ivanov V. Desyat' let iz zhizni «RokotA» (Ten years of the "Rokot" life). URL: <https://omega-hyperon.livejournal.com/89759.html?es=1>
13. Pavel'tsev P. The first satellite of the CEN. *Novosti kosmonavtiki*. 2016. No. 1. P. 39-43. (In Russ.).

14. Mikrin. E. National Astronautics: the Moon is ahead. *Russkii kosmos*. 2019. No. 2. P. 2-7. (In Russ.).
15. Dmitriev A.O., Moskatin'ev I.V., Nesterin I.M., Sysoev V.K. Analysis of navigation system options for the Moon. *Trudy MAI*. 2021. No. 118. (In Russ.). URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=158243>. DOI: [10.34759/trd-2021-118-09](https://doi.org/10.34759/trd-2021-118-09)
16. Vernigora L.V., Kazmerchuk P.V., Sysoev V.K., Dmitriev A.O. Method of measuring the coordinates of lunar landing stations using optical television means of spacecrafts. *Trudy MAI*. 2020. No. 114. (In Russ.). URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=118986>. DOI: [10.34759/trd-2020-114-12](https://doi.org/10.34759/trd-2020-114-12)
17. Afanas'ev I., Vorontsov D. The problems of manned flights to the Moon. *Aehrokosmicheskoe obozrenie*. 2015. No. 1. P. 66-71. (In Russ.).
18. Levantovskii V.I. *Mekhanika kosmicheskogo poleta v ehlementarnom izlozhenii* (The mechanics of space flight in an elementary presentation). Moscow: Nauka Publ., 1974. 487 p.
19. Aleksandrov B. Light and ultra-light class rockets. *Aehrokosmicheskoe obozrenie*. 2019. No. 1. P. 72-79. (In Russ.).
20. Shustov I.G. *Dvigateli 1944-2000: aviatsionnye, raketnye, morskije, promyshlennye* (1944-2000 aircraft, rocket, marine, industrial engines). Moscow: AKS-Konversalt Publ., 2000. 394 p.
21. Afanas'ev I., Vorontsov D. *Pervaya kosmicheskaya gonka: poedinok za sputnik* (The first Space Race: the fight for a satellite). Moscow: Russkie vityazi Publ., 2017. 344 p.
22. Pavel'tsev P. "Chandrayaan-2": India is flying to the Moon. *Russkii kosmos*. 2019. No. 9. P. 46-53. (In Russ.).

Статья поступила в редакцию 09.09.2024

Одобрена после рецензирования 18.09.2024

Принята к публикации 25.12.2024

The article was submitted on 09.09.2024; approved after reviewing on 18.09.2024;  
accepted for publication on 25.12.2024