

Предложения по космическому аппарату с луноходом

© В.А. Воронцов, А.М. Крайнов, Е.В. Власенков, П.С. Черников,
Т.Ш. Комбаев, А.Е. Шаханов

ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», Химки, 141400, Россия

Проведены обоснование и выбор направлений исследований в части целевых задач лунохода, условий его функционирования, использования опыта и решений предыдущих разработок, а также научно-технического задела по проектам автоматических космических аппаратов нового поколения. Определен объем необходимой адаптации перелетно-посадочной платформы космического аппарата — прототипа для доставки и ввода в действие лунохода, выбрана компоновочная схема расположения лунохода. Сформированы предложения по проектному облику космического аппарата с луноходом и его составных частей.

Ключевые слова: Луна, поверхность, космический аппарат, автоматический исследовательский луноход, посадочная платформа, полезная нагрузка, унифицированная платформа.

Введение. Луна является первым космическим объектом, который будет освоен земной цивилизацией, и в XXI в. может начаться геополитическая конкуренция между государствами за лунные природные ресурсы. Для обеспечения будущих национальных интересов России в освоении Луны и дальнего космоса Федеральным космическим агентством проводится целенаправленная работа по изучению и освоению естественного спутника Земли, конечным результатом которой является создание лунной научной обитаемой базы.

В мае 2014 г. совместной рабочей группой Федерального космического агентства и Российской академии наук разработана «Концепция российской Лунной программы: интеграция пилотируемых и автоматических средств» (далее Лунная программа), которая охватывает период до 2040 г. и основана на наиболее достоверных прогнозах развития отечественной и мировой космонавтики.

Создание лунной научной обитаемой базы в рамках Лунной программы в ближайшие 20–25 лет предлагается осуществлять тремя последовательными этапами: «Луна-автоматы», «Луна-полигон» и «Луна-экспедиция», постепенно расширяя и наращивая форпост российского присутствия на Луне.

В рамках первого этапа «Луна-автоматы» в проекте Федеральной космической программы (ФКП) России на 2016–2025 гг. планируется проведение широкомасштабных исследований Луны с использованием как орбитальных, так и посадочных автоматических аппаратов (рис. 1), разрабатываемых ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина» (далее

НПОЛ). В 2018 г. исследования предполагается осуществить автоматическим аппаратом «Луна-Глоб» с посадкой стационарной научной станции на поверхность южного приполярного района Луны, для которого сведения о наличии в реголите воды и других лунных ресурсов сопровождаются данными об относительно ровной и безопасной поверхности. Далее с помощью космического аппарата (КА) «Луна-Ресурс-1ОА» планируются проведение исследований с орбиты Луны и выбор наиболее подходящего района в окрестности Южного полюса для начала освоения спутника. Затем в этот район предполагается направить автоматический аппарат «Луна-Ресурс-1ПА», оснащенный системой безопасной и высокоточной посадки, а также комплексом глубинного бурения грунта. Планируется также опытно-конструкторская работа по обеспечению доставки вещества лунного реголита из этого района на возвратной ракете посадочно-возвращаемого автоматического аппарата «Луна-Ресурс-2» («Луна-Грунт») для детальных исследований в земных лабораториях.

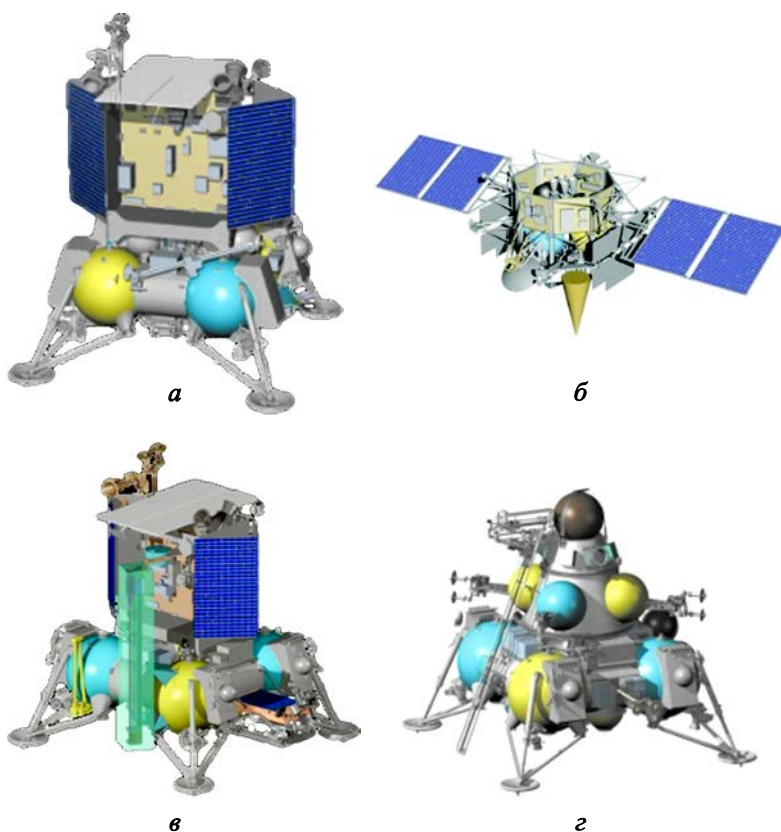


Рис. 1. Общий вид автоматических космических аппаратов для исследования Луны в рамках проекта ФКП России на 2016–2025 гг.:
a — «Луна-Глоб»; *б* — «Луна-Ресурс-1ОА»; *в* — «Луна-Ресурс-1ПА»; *г* — «Луна-Ресурс-2»

Как известно, при использовании только орбитальных аппаратов для изучения естественного спутника Земли на расстоянии и стационарных посадочных станций для проведения экспериментов в окрестности посадки возможности исследования и освоения Луны ограничены. Одним из наиболее эффективных способов обследования значительных по протяженности районов поверхности небесных тел является применение автоматических мобильных устройств — планетоходов. Использование для контактных измерений в различных точках поверхности одного и того же набора инструментов и приборов позволяет планетоходам накапливать большой статистический материал и тем самым значительно повышать качество и достоверность результатов.

Планетоходы впервые были применены еще 45 лет назад. «Луноход-1» — первый в мире самоходный аппарат — «ступил» на поверхность Луны 17 ноября 1970 г. Его работа оказалась чрезвычайно плодотворной — он прошел по Луне путь в 10,5 км (время работы 301 сут), передав на Землю более 200 панорам и 20 тыс. снимков поверхности, а также собрав огромный научный материал. На сегодняшний день автоматические планетоходы активно используются в американской программе исследования Марса.

Также несомненна целесообразность применения автоматических луноходов и в ближайшем будущем, поскольку при развертывании Лунного полигона (рис. 2) в рамках второго этапа Лунной программы «Луна-полигон» автоматическими аппаратами планируется осуществлять:

- доставку и развертывание энергетических установок, станций связи, модулей жизнеобеспечения для будущих экспедиций посещения, экспериментально-лабораторных модулей и транспортных средств для перемещения по поверхности Луны;

- начало развертывания долгоживущей Лунной астрофизической обсерватории, представляющей собой совокупность большого числа различных автоматических астрономических инструментов, разнесенных на значительное расстояние один от другого, которые также необходимо обеспечить средствами энергетической и телекоммуникационной инфраструктуры;

- добычу и исследование большого количества лунного полярного реголита из различных наиболее интересных районов поверхности.

Для обеспечения реализации второго этапа «Луна-полигон» луноходы могут выполнять не только задачи исследования, но и монтажные, буксировочные работы, экскавацию и хранение грунта, транспортировку грузов между элементами лунной базы и т. п.



Рис. 2. Лунный полигон

Сроки реализации второго этапа Лунной программы (2028–2030 гг.) формально находятся за пределами новой ФКП на 2016–2025 гг., однако разработку технических средств для его выполнения следует начинать уже сейчас. На данный момент отечественный задел по созданию планетоходов нуждается в существенном обновлении (последним отечественным планетоходом, отправленным к другой планете, был прибор оценки проходимости на Фобосе — «ПрОП-Ф», запущенный в составе КА «Фобос-2» в 1988 г.). Необходимо компенсировать отставание от США (марсоходы «Sojourner» — 1997 г., «Spirit» и «Opportunity» — 2004 г., «Curiosity» — 2012 г.), Китая (луноход «Yutu» — 2013 г.) и Европейского космического агентства (разрабатывается марсоход «ExoMars» с запуском в 2020 г.) в части развития имеющихся технических решений, обновления опыта проектирования, создания и эксплуатации автоматических внеземных роверов.

В данной работе представлены предложения по проектному облику КА, состоящего из лунной перелетно-посадочной платформы с луноходом на борту (далее КА ЛХ), с учетом использования научно-технического задела по лунным автоматическим КА нового поколения, возможной реализации данного аппарата в рамках первого и второго этапов Лунной программы.

Направления исследований. При осуществлении первого и второго этапов Лунной программы луноход может выполнять множество актуальных задач в окрестности Южного полюса Луны. Для реализации всего спектра данных задач понадобится большое количество луноходов различного назначения: исследовательские, монтажные, технологи-

ческие, ремонтные, которые будут создаваться последовательно по мере осуществления Лунной программы. В данной работе рассматривается возможность создания исследовательских автоматических луноходов.

Преимственность технических решений, унификация и комплексирование систем. История исследования небесных тел (Луны, Марса, Венеры) показывает важную роль использования принципа преимущественности технических решений при создании КА. Одним из направлений данного принципа является создание КА на базе *единых унифицированных модулей* (платформ).

Например, на Машиностроительном заводе им. С.А. Лавочкина с середины 1960-х годов были разработаны унифицированные платформы (рис. 3, 4) для создания соответственно второго (КА «Луна-9» — «Луна-14») и третьего поколений (КА «Луна-15» — «Луна-24») лунных исследовательских автоматических КА различного типа: искусственные спутники, стационарные и мобильные научные станции на поверхности Луны, посадочно-возвращаемые комплексы по доставке грунта [1]. В условиях необходимости создания сложнейшей техники в сжатые сроки реализации пусков использование унифицированных платформ за счет применения отработанных решений позволило уменьшить стоимость и время разработки, повысить надежность выполнения миссий.

С учетом опыта разработки КА предыдущих поколений и в целях снижения технических рисков реализации лунных миссий и повышения уровня квалификационной готовности бортовой аппаратуры и КА в целом новое поколение лунных непилотируемых аппаратов НПОЛ в рамках ФКП на 2016—2025 гг. также создается на основе применения единой унифицированной платформы (рис. 5) для обеспечения посадочных миссий с поэтапным наращиванием сложности [2]. При разработке панели приборов данных КА используется принцип модульно-блочного построения с негерметичным исполнением.

Исходя из опыта предыдущих разработок и принимая во внимание возможность использования создаваемого задела по луноходу и на последующих этапах исследования и освоения Луны, при создании перспективного КА ЛХ также необходимо руководствоваться принципами последовательности и унификации, которые подразумевают максимальный учет накопленного научного и технологического опыта, полученного в предыдущих космических проектах, объединение технологических решений и разработку унифицированных платформ. Целесообразно рассмотреть возможность использования новых перелетно-посадочных платформ для доставки лунохода, а также возможность создания единой лунной унифицированной мобильной платформы лунохода — универсального служебного модуля, на котором путем незначительной его модификации можно устанавливать различную полезную аппаратуру для широкого спектра исследовательских задач.

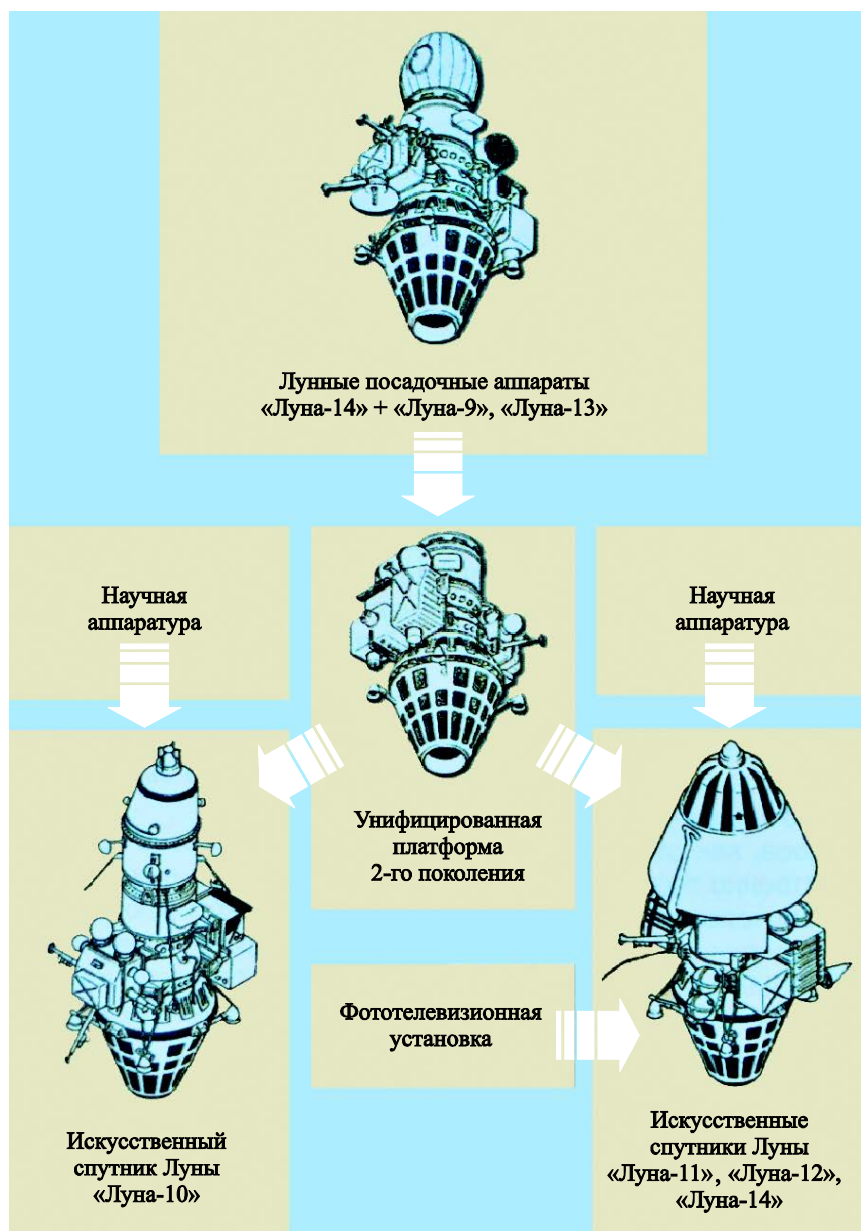


Рис. 3. Унифицированные платформы второго поколения лунных исследовательских автоматических КА

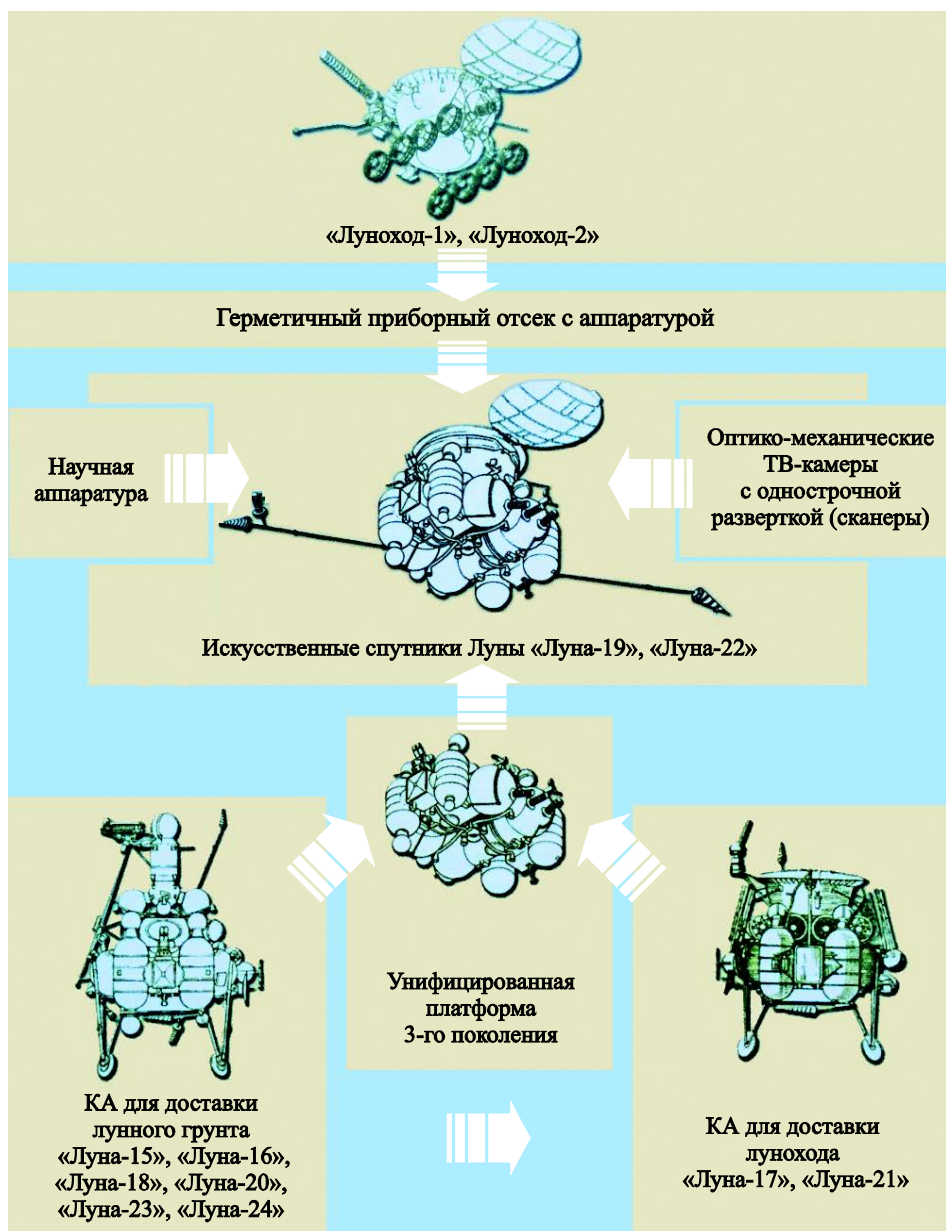


Рис. 4. Унифицированные платформы третьего поколения лунных исследовательских автоматических КА

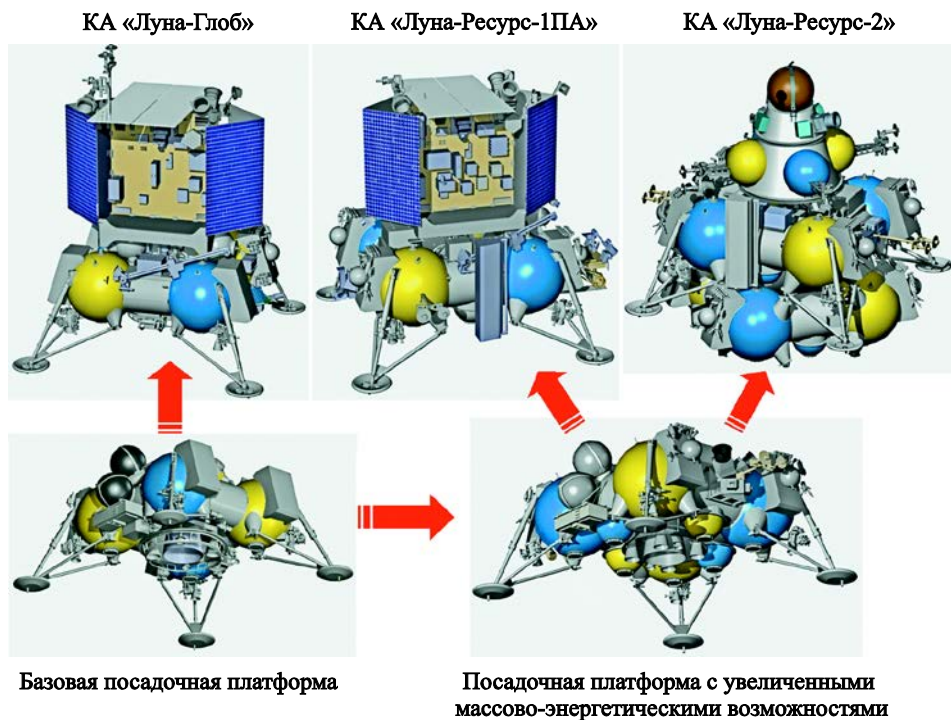


Рис. 5. Использование новой унифицированной платформы в проектах посадочных космических аппаратов

Кроме того, при проектировании КА для доставки и функционирования планетохода необходимо учитывать возможность *структурно-функционального комплексирования (объединения) систем ровера и перелетно-посадочной платформы*, дублирующих свои функции на различных этапах функционирования КА, что позволяет рационально использовать резервы по массе, габаритным размерам, энергопотреблению аппаратуры [3, 4].

Например, еще на советских автоматических станциях «Луна-17» и «Луна-21» для доставки «Лунохода-1» и «Лунохода-2» соответственно для обеспечения снижения общей массы КА значительная часть служебных систем луноходов и перелетной платформы полностью или частично была объединена [5]. Часть антенн антенно-фидерной системы КА «Луна-17» и «Луна-21», необходимые для работы станции на этапах перелета, была установлена на луноходах и работала на этапе функционирования на поверхности Луны. Единые для лунохода и унифицированной платформы радиокomплекс и система электропитания советских станций выполняли поставленные задачи в процессе перелета к Луне, посадки и работы лунохода на поверхности Луны.

Однако комплексирование систем в некоторых случаях может быть затруднено. Например, усложняется возможность объединения систем составных частей КА, разрабатываемых в разное время и различными организациями, особенно из разных стран. Так, в рамках проекта «ЕхоMars» НПОЛ разрабатывает десантный модуль, который должен обеспечить мягкую посадку марсохода, созданного Европейским космическим агентством. В данном случае по целому ряду причин ни о каком объединении систем десантного модуля и марсохода речь не идет. Это следует учитывать при использовании международной кооперации в процессе разработки КА ЛХ.

Основные требования, положения и допущения. Учитывая опыт и решения предыдущих разработок, а также то обстоятельство, что на сегодняшний день требует проработки вопрос определения состава полезной нагрузки и маршрута движения лунного ровера, можно сформулировать следующие требования, положения и допущения, на которых должны быть основаны направления исследований:

- при разработке КА ЛХ необходимо использовать критерий обеспечения наибольшей массы полезного груза на луноходе;

- поскольку невозможно определить, достаточно ли будет одного лунохода для размещения необходимых комплексов целевой аппаратуры, следует учитывать, что роверов может быть несколько и их доставка на поверхность может быть осуществлена несколькими запусками ракетносителя (РН);

- роверы для исследования Луны целесообразно создавать на базе единой лунной унифицированной мобильной платформы;

- в компоновке КА ЛХ необходимо учитывать принцип модульно-блочного построения его основных частей с негерметичным исполнением элементов конструкции, несущих основную бортовую аппаратуру;

- для уменьшения стоимости и времени разработки, рационального распределения функций систем и массогабаритных параметров целесообразно рассмотреть возможность унификации и комплексирования бортовых систем КА ЛХ;

- необходимо предусмотреть возможность длительного (не менее одного года) активного существования лунохода на поверхности Южного полюса Луны с учетом внешних условий функционирования;

- для доступа к объектам исследований, которые могут располагаться на значительном удалении один от другого на поверхности с различным строением, рельефом и физико-механическими свойствами, необходимо обеспечить требуемую мобильность и проходимость лунохода;

- необходимо рассмотреть возможность работы лунохода в кратерах постоянного затенения, так называемых «холодных

ловушках», в связи с высокой потребностью в новых образцах их грунта;

- с учетом текущего состояния заделов и тактико-технических характеристик посадочных станций проектов «Луна-Глоб», «Луна-Ресурс», «Луна-Грунт» целесообразно для доставки лунного планетохода рассмотреть возможность использования перелетно-посадочной платформы КА «Луна-Ресурс-1ПА» (далее КА ЛР);

- в связи с тем что посадку КА ЛХ и КА ЛР планируется выполнить в районе между $70...80^\circ$ южной широты Луны, схемы выведения, перелета и посадки указанных КА на данном этапе разработки целесообразно принять аналогичными.

Постановка задачи. Для научно-технического обоснования предложений по созданию лунной перелетно-посадочной платформы с луноходом на борту с учетом перечисленных требований, положений и допущений следует определить объем необходимой адаптации перелетно-посадочной платформы КА ЛР для доставки и ввода в действие лунохода и разработать предложения по проектному облику лунохода.

Определение объема необходимой адаптации перелетно-посадочной платформы КА для доставки и ввода в действие лунохода. Для обеспечения доставки и ввода в действие лунохода на основе анализа конфигурации и основных характеристик КА ЛР формируют варианты его адаптации, которые также определяют компоновочную схему расположения лунохода на перелетно-посадочной платформе, выбирают и прорабатывают вариант, наиболее удовлетворяющий перечисленным основным требованиям, положениям и допущениям.

Основные характеристики КА ЛР. Космический аппарат ЛР выводится на незамкнутую орбиту искусственного спутника Земли (ОИСЗ) с помощью РН «Союз-2.1б» с довыведением разгонного блока (РБ) «Фрегат» на опорную ОИСЗ высотой 200 км и последующим прямым выведением на траекторию перелета к Луне посредством РБ «Фрегат». Схема выведения представлена на рис. 6.

Поскольку схемы выведения, перелета и посадки КА ЛХ и КА ЛР на данном этапе разработки приняты аналогичными, максимальная масса заправленного КА ЛХ составит 2 200 кг, а масса сухого КА ЛХ — 838 кг.

Конфигурация КА ЛР представлена на рис. 7. Основой посадочной платформы — главного элемента КА — является блок баков с двигательной установкой и посадочными устройствами, на котором установлен приборный контейнер с большинством приборов служебных систем и научной аппаратуры.

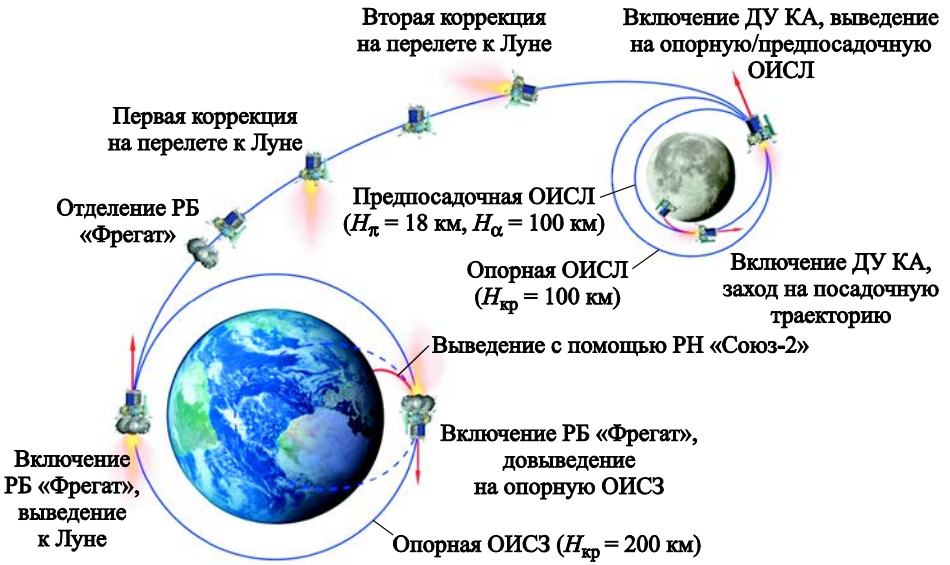


Рис. 6. Схема выведения КА ЛР:

ОИСЛ, ОИСЗ — орбита искусственного спутника Луны и Земли соответственно; ДУ — двигательная установка; H_{π} , H_{α} — высота перигея и апогея предпосадочной орбиты Луны соответственно; $H_{кр}$ — высота круговой орбиты Земли

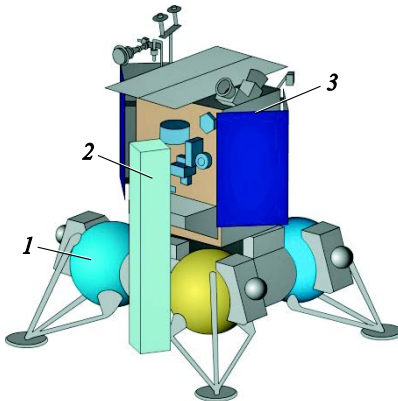


Рис. 7. Конфигурация КА ЛР:

1 — посадочная платформа; 2 — грунтозаборная установка; 3 — приборный контейнер

Ниже приведена масса различных элементов КА ЛР, кг:

Двигательная установка	300
Система высокоточной и безопасной посадки (СВБП)	25
Бортовой комплекс управления (БКУ)	43
Радиокomплекс «КА – Земля»	10

Радиокомплекс «КА — орбитальный аппарат».....	10
Антенно-фидерная система (АФС).....	11
Система электроснабжения (СЭС)	57
Средства обеспечения теплового режима (СОТР).....	35
Телеметрическая система.....	6
Система контроля электризации (СКЭ)	1
Конструкция, механизмы	70
Бортовая кабельная сеть (БКС).....	50
Система световых маяков.....	1
Панель угловых отражателей	1
Полезная нагрузка.....	120
Блоки автоматики и подрыва пиротехники (БАППТ).....	6
Адаптер с системой отделения КА.....	50
Резерв	42
Сухой КА	838
Топливо и газ наддува.....	1362
Заправленный КА.....	2200

В настоящее время необходим пересмотр характеристик ряда служебных систем и отдельных блоков КА ЛР: системы электроснабжения, антенно-фидерной системы, радиокомплекса, блоков автоматики и подрыва пиротехники. Данные изменения также учитываются при проработке КА ЛХ.

Варианты адаптации КА ЛР. В связи с тем что для определения объема адаптации необходимо рассмотреть перелетно-посадочную платформу КА ЛР, анализу подвергаются все составные части данного КА. Однако поскольку схемы выведения, перелета и посадки считаются аналогичными, а массы КА ЛР и КА ЛХ совпадают, двигательную установку, блок баков и систему посадки адаптировать нет необходимости.

Адаптация КА ЛР заключается в изменении размещения бортового оборудования и конструктивных элементов для установки лунохода и системы ввода его на поверхность Луны. Для обеспечения ввода на поверхность лунохода наиболее целесообразно использовать трапы, а луноход располагать на посадочной платформе. При этом необходимо иметь в виду, что изменение и добавление конструктивных элементов не должно приводить к увеличению габаритных размеров КА (кроме габаритного размера по высоте, так как над обтекателем имеется достаточный запас).

Для каждого варианта адаптации КА формируют компоновочную схему расположения лунохода на перелетно-посадочной платформе, исследуют взаимодействие бортовых систем КА с учетом возможностей их комплексирования и оценивают основные массогабаритные характеристики лунохода. На рис. 8 рассмотрены три основных варианта адаптации КА.

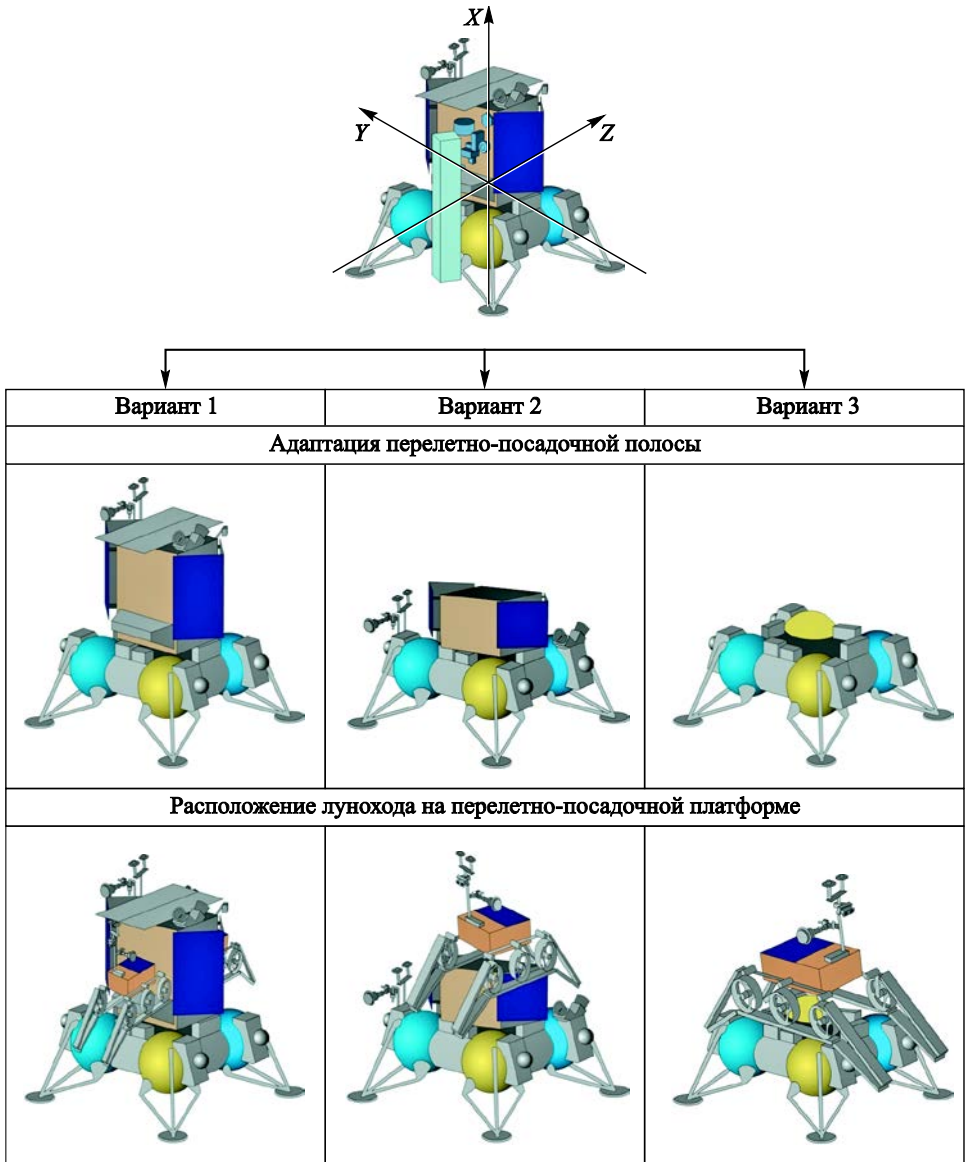


Рис. 8. Компонировочные схемы трех вариантов адаптации КА ЛР

Вариант 1: минимальная адаптация КА ЛР (из состава КА исключается только полезная нагрузка КА с приборного контейнера и блока баков: блоки комплекса научной аппаратуры и грунтозаборная установка). Вместо демонтированного оборудования целесообразно расположить один или два лунохода по осям $\pm Z$ от приборного контейнера. Поскольку масса исключенного оборудования КА ЛР составляет 120 кг, то общая масса лунохода(ов) вместе с системой ввода в действие также может быть не более 120 кг. Габаритные размеры

лунохода(ов) в транспортном положении по осям $\pm Z$ ограничены приборным контейнером КА ЛРС и головным обтекателем. Системы платформы на этапах перелета, торможения и посадки работают автономно от систем лунохода, которые выполняют свою работу на этапе функционирования на поверхности, т. е. комплексирование систем в данном варианте не применяется. Перелетно-посадочная платформа может работать автономно от лунохода, возможна ретрансляция сигнала лунохода посадочной платформой на Землю. Имеется избыточность конструкции приборного контейнера КА (с которого демонтирована часть блоков) по массе и габаритным размерам.

Вариант 2: адаптация КА ЛР в области приборного контейнера для расположения над ним лунохода. В этом случае в дополнение к исключению полезной нагрузки (как в варианте 1) изменяют компоновку контейнера приборов, габаритные размеры и расположение радиатора, панелей солнечной батареи и других элементов КА ЛР. Максимальная масса лунохода с системой ввода в действие составит около 150 кг (исключение полезной нагрузки «освободит» около 120 кг, изменение контейнера приборов — около 30 кг). Габаритные размеры лунохода в транспортном положении могут быть больше размеров лунохода(ов) в варианте 1, поскольку над обтекателем имеется достаточный запас по высоте. Как и для варианта 1, объединение служебных систем перелетно-посадочной платформы и лунохода не применяется, они работают автономно одна от другой. Возможна работа части полезной нагрузки в составе перелетно-посадочной платформы, однако в таком случае масса лунохода и, соответственно, масса его полезной нагрузки уменьшатся.

Вариант 3: адаптация КА ЛР с использованием ее служебных систем для функционирования лунохода. С блока баков посадочной платформы полностью убирают панель приборов, вместо нее устанавливают луноход, в составе которого находятся те блоки служебных систем КА ЛР, которые необходимы для функционирования как лунохода, так и для КА в целом. В случае объединения систем масса лунохода может быть более 150 кг, так как в составе его бортовой аппаратуры используются блоки служебных систем перелетно-посадочной платформы. Габаритные размеры такого лунохода могут быть больше размеров лунохода в вариантах 1 и 2. Однако для варианта 3 работоспособность посадочной платформы после отделения от нее лунохода не сохраняется.

Выбор варианта адаптации КА ЛР. Для определения варианта адаптации КА ЛРС, наиболее удовлетворяющего требованиям КА ЛХ, проведен анализ по критериям обеспечения наименьших времени и стоимости адаптации КА, наибольшей массы полезной нагрузки лунохода.

На начальном этапе разработки анализ осуществлен на основе эвристических методов оценки с использованием статистических данных.

При сравнении вариантов адаптации КА ЛР по *стоимости* и *времени разработки* учитывают количество разрабатываемых вновь составных частей КА. Чем больше новых составных частей, тем выше стоимость и длительнее время разработки (для нового изделия кроме затрат на изготовление учитываются затраты на разработку документации и проведение испытаний) КА. Очевидно, что вариант 3 по отношению к вариантам 1 и 2 обладает наименьшим количеством новых составных частей, так как для функционирования лунохода часть бортовых систем не разрабатывают вновь, а используют уже применяемые в КА ЛР и имеющие к этому моменту летную квалификацию. Соответственно, время и стоимость разработки КА ЛР с адаптацией КА ЛР по варианту 3 будут наименьшими.

Массу полезной нагрузки лунохода в первом приближении можно определить исходя из массы лунохода. Для получения данных о массе полезной нагрузки лунохода используют статистические коэффициенты по прототипам. В качестве прототипов приняты имеющие летную квалификацию отечественные и иностранные планетоходы для исследований Луны и Марса. В табл. 1 представлены данные об относительной массе полезной нагрузки прототипов, среднее значение которой составляет 0,108.

Таблица 1

Относительная масса полезной нагрузки различных прототипов

Планетоход	Масса планетохода, кг	Масса полезной нагрузки планетохода, кг	Относительная масса полезной нагрузки планетохода
«Луноход-1»	756	105	0,139
«Луноход-2»	836	120	0,144
«Sojourner»	10,6	1	0,094
«Spirit»/«Opportunity»	185	7	0,038
«Curiosity»	899	80	0,089
«Yutu»	140	20	0,143
Средняя относительная масса полезной нагрузки планетохода			0,108

Соответственно, используя данный показатель, получаем, что масса полезной нагрузки для лунохода массой 120 кг (вариант 1) составит в среднем 13 кг, а для лунохода массой 150 кг (вариант 2) — 16 кг.

Учитывая, что наибольшая масса полезной нагрузки лунохода обеспечивается его максимальной массой, а масса лунохода в варианте адаптации 3 может быть больше массы луноходов в вариантах адаптации 1 и 2, масса полезной нагрузки лунохода в варианте 3 так-

же может быть больше, чем масса в вариантах 1 и 2. Таким образом, вариант 3 адаптации КА в большей степени удовлетворяет требованиям по обеспечению максимальной массы полезной нагрузки лунохода.

В результате получаем, что вариант 3 адаптации КА ЛР наиболее удовлетворяет требованиям к КА ЛХ по обоим критериям и принимается в качестве основного для дальнейшей проработки.

Результаты адаптации КА ЛР. В данном подразделе для выбранного варианта адаптации КА ЛР представлена масса основных составных частей КА ЛХ и их бортовых систем (в том числе масса полезной нагрузки лунохода), а также их взаимодействие с учетом максимального структурно-функционального объединения. В целях унификации бортовых систем КА ЛХ с системами КА ЛР часть приборов служебных систем КА ЛР используется для функционирования КА ЛХ. При успешной реализации КА ЛР в планируемые сроки указанное решение позволит применять в составе КА ЛХ бортовую аппаратуру с полноценной летной квалификацией, что повышает вероятность безотказной работы КА. Приведенные данные получены на основе проработки каждой из систем КА ЛХ.

Принимая во внимание, что КА ЛХ состоит из лунохода и перелетно-посадочной платформы, а также то обстоятельство, что сухая масса данного КА не изменяется, задачу обеспечения наибольшей массы лунохода можно свести к уменьшению массы перелетно-посадочной платформы КА ЛХ. Данная задача решена с учетом структурно-функционального объединения систем перелетно-посадочной платформы и лунохода.

В табл. 2 представлены результаты распределения масс основных систем по составным частям КА ЛХ. Масса лунохода для выбранного варианта адаптации составляет около 300 кг, масса перевозимого полезного груза по сравнению с массой в вариантах 1 и 2 возрастает более чем в 3 раза. Относительная масса полезного груза лунохода (0,180) является наивысшим показателем среди аналогичных показателей планетоходов, имеющих летную квалификацию.

На рис. 9 представлена схема размещения и связи бортовой аппаратуры перелетно-посадочной платформы и лунохода КА ЛХ, большинство которой планируется к использованию в составе КА ЛР. Используются следующие обозначения: МНА+Х ПРД, МНА+Х ПРМ — соответственно передающая и приемная малонаправленная антенна, установленная по оси +Х; МНА–Х ПРД, МНА–Х ПРМ — соответственно передающая и приемная малонаправленная антенна, установленная по оси –Х; КАС — коммутируемая антенная система; ЛДО — лампы дополнительного освещения; САТЗ — система автономного технического зрения; КАМ-О, КАМ-С — обзорная камера и стереокамера соответственно; АС — адаптер связи; БИБ — бесплат-

Распределение масс систем лунохода (ЛХ) и перелетно-посадочной платформы (ППП) для выбранного варианта адаптации КА ЛР

Наименование	Масса, кг		
	КА ЛР	КА ЛХ	
		ППП	ЛХ
Двигательная установка	300	300	—
Система высокоточной и безопасной посадки (СВБП)	25	25	—
Бортовой комплекс управления (БКУ), в том числе система автономного технического зрения (САТЗ), телеметрическая система (ТМС), блоки автоматики и подрыва пиротехники (БАППТ)	55	17,4	38,9
Радиокомплекс «командно-измерительных систем» (БАКИС)	10	—	10
Радиокомплекс «передачи научной информации» (РУ ПНИ)	10	—	2,8
Антенно-фидерная система (АФС)	11	0,6	3,0
Система электроснабжения (СЭС)	57	—	58,5
Средства обеспечения теплового режима (СОТР)	35	12,2	14,1
Система контроля электризации (СКЭ)	1	—	1
Конструкция и механизмы, в том числе система трапов	70	73,5	9,9
Бортовая кабельная сеть (БКС)	50	30	15
Система световых маяков	1	—	—
Панель уголковых отражателей	1	1	1
Полезная нагрузка	120	—	54,4
Адаптер с системой отделения КА	50	50	—
Шасси лунохода с блоком автоматики	—	—	55,2
Резерв	42	27,5	36,1
Сухой КА	838	537,2	300,8
		838	
Топливо и газ наддува	1362		
Заправленный КА	2200		

форменный инерциальный блок; ДИСД — доплеровский измеритель скорости и дальности; СД — солнечный датчик; БИВК-Р — бортовой интегрированный вычислительный комплекс; ТМС — телеметрическая система; БУ — блок управления; БОКЗ-МФ — бортовой определитель координат звезд; БАППТ — блок автоматики и подрыва пиротехники; БРК — бортовой радиокомплекс; РУ ПНИ — радиопередающее устройство для передачи научной информации; БАКИС — бортовая аппаратура командно-измерительных систем; АБ, СБ — аккумуляторная и солнечная батарея соответственно; БЭП — блок энергопреобразующий; СЭС — система электроснабжения; СОТР — средства обеспечения теплового режима; РИТ — радионуклеидный источник тепла; Т-датчики — температур-

ные датчики; КТД — корректирующий тормозной двигатель; ДУ — двигательная установка; ДМТ — двигатель малой тяги; ДМП — двигатель маневрирования и посадки; ДКД — датчик крена и дифферента; ДПГ — датчик прочности грунта; БАШ — блок автоматики шасси; СВБП — система высокоточной и безопасной посадки; СКЭ — система контроля электризации; ПН — полезная нагрузка.

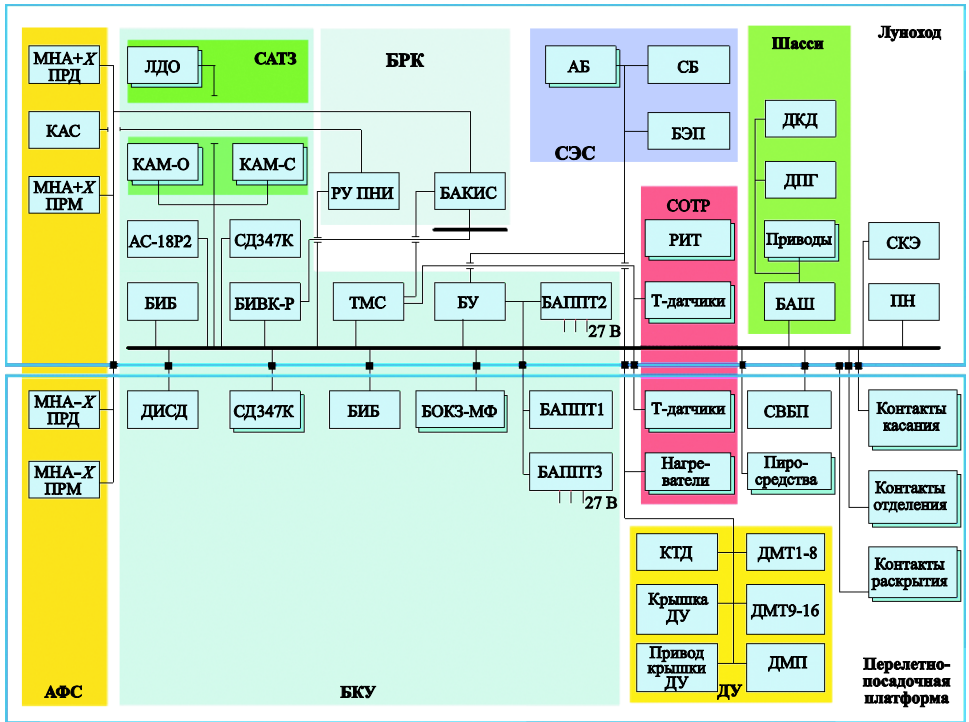


Рис. 9. Схема размещения и связи бортовой аппаратуры КА ЛХ

Предложения по проектному облику КА с луноходом. Проектный облик лунохода, перелетно-посадочной платформы, их взаимное расположение в составе КА ЛХ, тактико-технические характеристики лунохода разработаны в соответствии со схемой размещения и связи бортовой аппаратуры КА ЛХ, а также с результатами проработки каждой из систем КА ЛХ.

Проектный облик лунохода. Основным требованием, влияющим на геометрические характеристики лунохода, является необходимость размещения определенного приборного оборудования служебных систем и максимально возможного состава целевой аппаратуры для решения актуальных задач по исследованию поверхности Луны.

В связи с тем что габаритные размеры целевой аппаратуры в настоящее время не определены, компоновочная схема лунохода

позволяет варьировать размеры его корпуса по вертикали в зависимости от необходимости установки той или иной полезной нагрузки.

Руководствуясь модульным принципом проектирования, конструктивно луноход разделили на две самостоятельные сборочные единицы: шасси и корпус. Общий вид лунохода приведен на рис. 10.

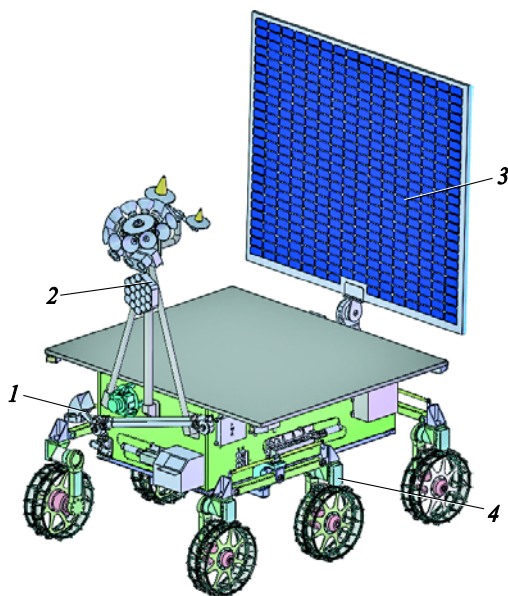


Рис. 10. Общий вид лунохода:

1 — корпус; 2 — штанга технического зрения; 3 — солнечная батарея; 4 — шасси

Корпус лунохода представляет собой негерметичный контейнер в виде прямоугольного параллелепипеда. Контейнер собирается по бескаркасной технологии из плоских трехслойных тепловых сотовых панелей (ТСП), которые являются силовым элементом конструкции контейнера.

Для крепления к ТСП приборного оборудования в ней предусмотрены втулки с резьбовыми и гладкими отверстиями. Внутри панели вклеены тепловые трубы, заправленные аммиаком особой чистоты, они обеспечивают заданный тепловой режим служебной аппаратуры и полезной нагрузки.

Основанием контейнера является ТСП толщиной 20 мм без установленных тепловых труб. К основанию в четырех местах крепится рама шасси. На данной панели устанавливают боковые ТСП, на которых размещают бортовые приборы и оборудование. Сверху контейнера устанавливают панель-радиатор.

Габаритные размеры приборного контейнера (без учета радиатора) 1200 × 715 × 420 мм.

Выбор силовой схемы и конструктивного исполнения контейнера лунохода обусловлен такими преимуществами, как:

- оптимальное соотношение массы конструкции и прочностных свойств;
- максимально возможное использование внутреннего объема для размещения приборов и оборудования;
- возможность изготовления по бескаркасной технологии;
- возможность реализации модульного принципа при проектировании;
- доступность технологии изготовления;
- реализация системы обеспечения теплового режима на основе тепловых труб.

Проектный облик перелетно-посадочной платформы. Для осуществления надежной фиксации лунохода на этапе выведения, перелета и посадки на базовую платформу 6 (рис. 11) устанавливают ферму 3 системы отделения лунохода. Система отделения состоит из четырех механических пирозамков. В конструкцию фермы системы отделения входит перестыковочная панель, предназначенная для электрического сопряжения перелетно-посадочной платформы и лунохода посредством разъемных соединителей. Перестыковочная панель снабжена пиромеханизмом, после срабатывания которого панель опускается на заданное расстояние, гарантированно обеспечивая расстыковку разъемов.

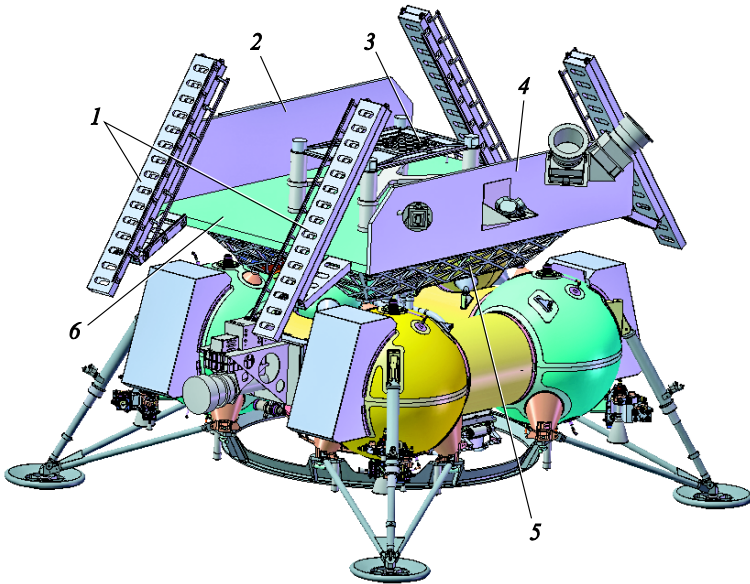


Рис. 11. Перелетно-посадочная платформа с расположением навигационной аппаратуры на приборных панелях:

- 1 — система трапов; 2, 4 — приборные панели; 3 — ферма системы отделения лунохода; 5 — силовая переходная ферма; 6 — базовая платформа

Силовая переходная ферма 5 предназначена для крепления базовой платформы 6 с луноходом, системы трапов 1 и бортового приборного оборудования. Базовую платформу 6 лунохода используют для размещения на ней лунохода, систем зачековки и специализированных разъемов, а приборные панели 2 и 4 — для размещения необходимого приборного оборудования на перелетно-посадочной платформе.

Система трапов 1 предназначена для съезда по ним лунохода с посадочной платформы на поверхность Луны и состоит из четырех подвижных независимых частей. Одна пара подвижных частей используется для съезда лунохода вперед, другая — назад.

Рассмотрен также вариант перелетно-посадочной платформы без установки на базовой платформе приборных панелей (рис. 12). При таком варианте компоновки приборные блоки размещают с обратной стороны базовой платформы. Приборы астронавигации устанавливают на кронштейнах и крепят к базовой платформе.

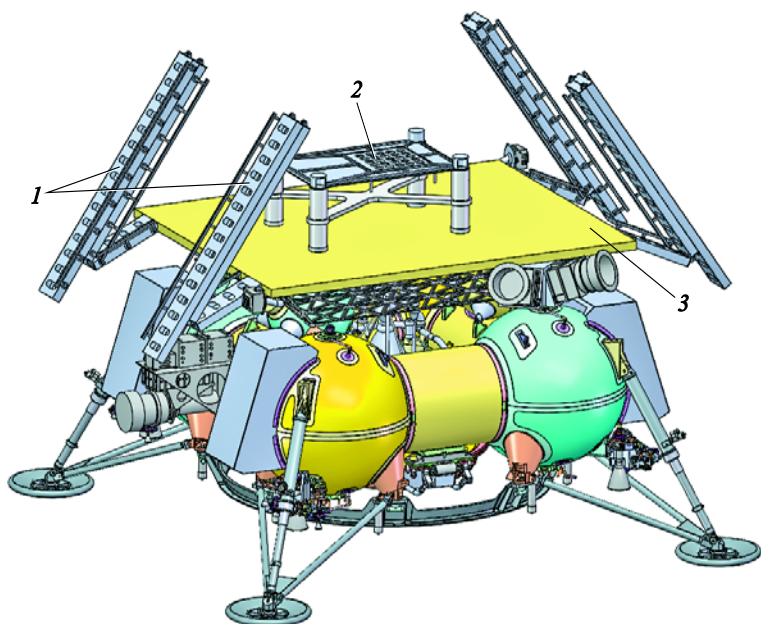


Рис. 12. Перелетно-посадочная платформа с расположением навигационной аппаратуры на базовой платформе:

1 — система трапов; 2 — перестыковочная панель; 3 — базовая платформа

Проектный облик КА с луноходом. Для размещения лунохода на перелетно-посадочной платформе имеется силовая платформа с системой трапов. Система трапов позволяет осуществить съезд лунохода на поверхность Луны в двух направлениях. Для обеспечения фиксации лунохода на силовой платформе устанавливают систему заче-

ковки, которая фиксирует корпус и каждое колесо лунохода, а также систему разделения разъемов, обеспечивающую надежное размыкание электрических связей между перелетно-посадочной платформой и луноходом.

Общий вид КА с луноходом показан на рис. 13, 14.

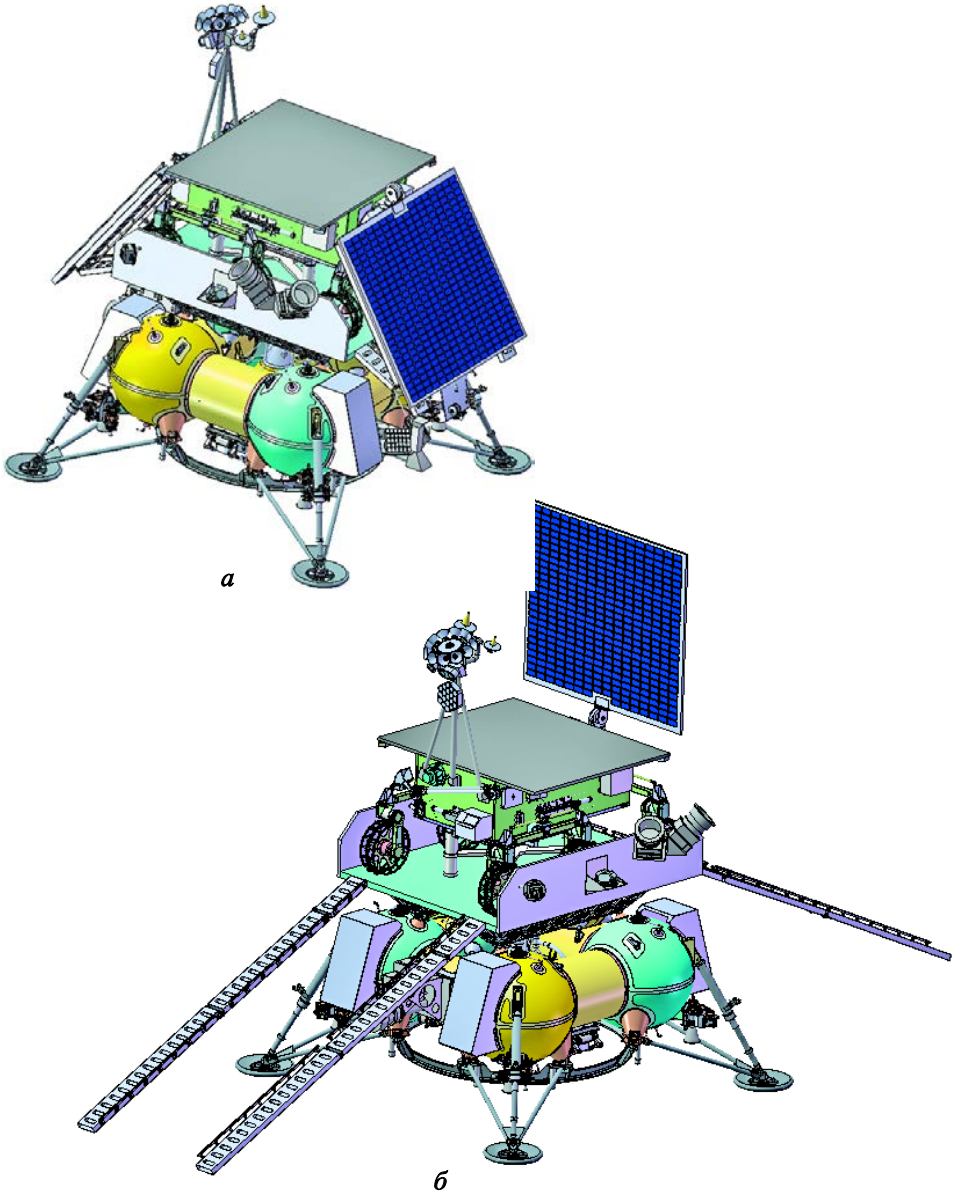


Рис. 13. Космический аппарат с луноходом на этапе перелета (а) и на поверхности Луны (б)

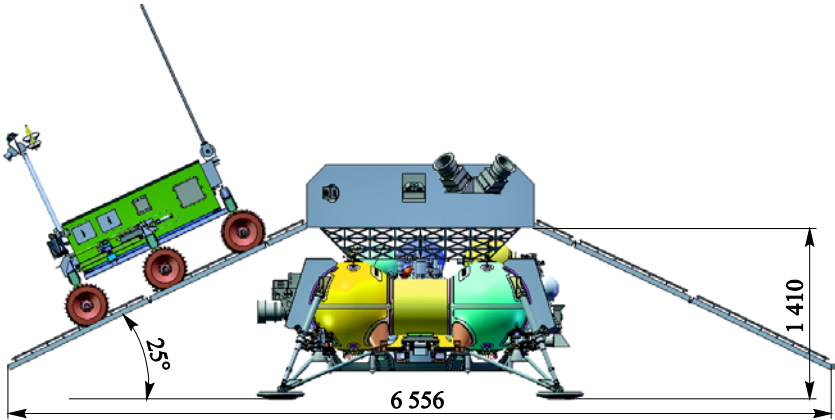


Рис. 14. Съезд лунохода с перелетно-посадочной платформы (посадочные стойки не обжаты)

Ниже приведены основные тактико-технические характеристики лунохода:

Срок активного существования, годы	1
Колесная формула:	
число колес	6
число приводных (ведущих) колес.....	6
число колес с индивидуальными механизмами шагания.....	6
Скорость движения при телеуправлении, м/ч:	
в колесном режиме:	
минимальная.....	50
номинальная	360
максимальная.....	400
в колесно-шагающем режиме.....	50
Скорость движения при автоматическом управлении	
в колесном режиме	180
Проектный угол преодолеваемого подъема, град:	
в колесном режиме движения:	
на связном грунте	28
на реголите	17
в колесно-шагающем режиме движения на реголите.....	32
Высота преодолеваемой ступеньки (двумя бортами и одним бортом), м	0,34
Высота одиночного препятствия, преодолеваемого одним бортом без отрыва опор, м.....	0,2
Запас хода, км	150
Площадь панели солнечной батареи, м ²	1,7
Мощность солнечной батареи в конце срока активного существования, Вт.....	489
Напряжение на входе в бортовую аппаратуру, В.....	27 ± 1,35
Емкость двух аккумуляторных батарей, А · ч	140
Несущие частоты радиолиний, ГГц:	
БАКИС.....	2,0
РУ ПНИ.....	8,4

Мощность бортового передатчика на входе АФУ, Вт, не менее:	
БАКИС.....	10
РУ ПНИ.....	7
Скорость передачи информации:	
БАКИС, Кбит/с	10
РУ ПНИ, Мбит/с	4
Рассеиваемая мощность радиатора, Вт	642
Тепловая мощность РИТ, Вт	$8,5 \cdot 12 = 102$
Масса полезной нагрузки, кг	54,4
Площадь ТСП под возможную целевую аппаратуру, м ²	0,95
Потребляемая мощность полезной нагрузки, Вт.....	140

Заключение. Внешние условия функционирования, круг целевых задач для лунохода, опыт и решения предыдущих разработок и научно-технический задел по проектам автоматических КА нового поколения в совокупности определили критерии для выбора направлений исследований, позволили сформировать основные допущения, положения и требования к КА с луноходом, среди которых главным требованием является обеспечение наибольшей массы полезного груза на луноходе. Также в целях уменьшения времени и стоимости разработки КА с луноходом перед проектировщиками поставлены задачи максимальной преемственности, унификации систем и создания технического задела с учетом возможного применения используемых решений и на последующих этапах исследования и освоения Луны.

Для обеспечения доставки лунохода и функционирования лунного ровера целесообразно использовать перспективную перелетно-посадочную платформу КА ЛР, а также часть бортовой аппаратуры данного КА. На основании сформированных требований, положений и допущений определены объем необходимой адаптации перелетно-посадочной платформы КА ЛР и компоновочная схема расположения лунохода на перелетно-посадочной платформе.

Следует отметить, что ни один из существующих планетоходов не работал в условиях, в которых максимальный угол возвышения Солнца над горизонтом (в полдень) составляет $\sim 20^\circ$. Однако указанные условия значительно отражаются на расположении солнечной батареи, организации обеспечения теплового режима, энергоснабжении и компоновке проектного лунохода в целом.

По результатам анализа различных вариантов наиболее работоспособной оказалась схема обеспечения теплового режима КА ЛР с применением радиоизотопного термоэлектрического генератора (РИТЭГ). Однако в связи с необходимостью стягивания тепловых труб к месту его установки требуется большая высота ТСП, что приводит к увеличению габаритных размеров лунохода по вертикали, а это в конечном счете влияет на устойчивость ровера. Проблема была решена установкой на каждую ТСП лунохода РИТ — радионукле-

идных источников тепла (вместо РИТЭГа), которые также обеспечивают обогрев лунным днем и ночью. Радиатор для рассеивания тепла должен быть постоянно открытым, что в транспортном положении ровера привело к закреплению панели солнечной батареи на перелетно-посадочной платформе. Для электропитания часов реального времени и системы контроля разряда аккумуляторных батарей лунной ночью, которые в составе КА ЛР питались от РИТЭГа, применяются две аккумуляторные батареи совместной разрядной емкостью 140 А·ч.

В составе бортового комплекса управления КА с луноходом используется большая часть аппаратуры КА ЛР, однако кроме решения задач управления перелетом и посадкой КА предлагаемый состав бортового комплекса управления также может решать задачи управления при вводе на поверхность и функционировании лунного ровера. Рассмотрена возможность движения лунохода в автоматическом режиме и режиме телеуправления, используемых в зависимости от условий радиовидимости. Скорость лунохода в автоматическом режиме может достигать 180 м/ч, в режиме телеуправления — 400 м/ч.

Значительная емкость аккумуляторных батарей позволила рассмотреть возможность длительного (до 6 ч при постоянной работе шасси, системы технического зрения и радиоконтакта) функционирования лунохода в кратерах с постоянным затенением. Условия передвижения внутри кратера вблизи Южного полюса Луны могут характеризоваться плохой радиовидимостью и плохим освещением, критически низкими значениями температуры (до 36 К). Для быстрого перемещения к необходимой области исследования внутри «холодной ловушки» возможно движение лунохода в режиме телеуправления при условии функционирования КА — ретранслятора сигнала на высокоэллиптической орбите искусственного спутника Луны. В таком случае луноход сможет пройти до 800 м внутри кратера и вернуться обратно. Без спутника-ретранслятора при движении в автоматическом режиме луноход сможет пройти внутри кратера до 360 м.

При движении лунохода в режиме телеуправления необходимо передавать на Землю или спутник — ретранслятор сигнала кадры рельефа поверхности с требуемой периодичностью. Для данной задачи в связи с неровностями рельефа, т. е. высокой степенью вибрационных нагрузок, использование перенацеливающейся рупорной антенны, которую планируется применить в составе КА ЛР, вызывает значительные затруднения. Предложена альтернативная коммутируемая антенная система, состоящая из различным образом ориентированных излучателей, переключение которых обеспечивает покрытие требуемого сектора обзора. Применение данной системы позволило значительно уменьшить массу антенно-фидерной системы КА в целом.

Также с целью минимизации массогабаритных параметров и энергопотребления служебных систем бортового комплекса управления и бортового радиотехнического комплекса необходима их дальнейшая проработка. Например, на следующих этапах разработки должна быть предусмотрена возможность перераспределения функций, выполняемых блоками автоматики и подрыва пиротехники, в целях оптимизации их массогабаритных показателей. Рассмотрение альтернативной, разрабатываемой вновь бортовой аппаратуры и принципов ее взаимодействия может стать предметом отдельных исследований.

Несмотря на значительное усложнение конструктивного исполнения КА с луноходом относительно КА ЛР, широкое применение углепластиковых материалов, бескаркасного корпуса лунохода и другие решения позволили не намного увеличить общую массу конструкции и механизмов.

Для максимальной детализации массовых характеристик бортовой кабельной сети КА с луноходом проведено 3D-моделирование трасс кабелей по конструкции КА. В результате получено, что масса кабелей на перелетно-посадочной платформе КА (30 кг) в 2 раза превышает массу кабельной сети на луноходе (15 кг).

В процессе выполнения работ была обоснована концепция шасси лунохода, базирующаяся на перспективных и уже апробированных технических решениях. Расчетным путем, исходя из имеющегося практического опыта выбраны геометрические характеристики шасси, обеспечивающие удобное механическое сопряжение с контейнером и удовлетворяющие условиям размещения лунохода на перелетно-посадочной платформе, доставки к месту эксплуатации и ввода на поверхность Луны.

Мобильная платформа лунохода разработана с учетом ее использования для широкого спектра исследовательских задач. В зависимости от использования на луноходе различной целевой аппаратуры функциональные возможности платформы могут быть расширены (или сужены) без кардинальных изменений структуры и программно-алгоритмического обеспечения. Компонентная схема лунохода позволяет варьировать размеры его корпуса по вертикали в зависимости от необходимости установки той или иной полезной нагрузки.

Предварительная проработка конструктивного облика КА и его составных частей показала возможность доставки в приполярную область Луны $70...80^\circ$ южной широты исследовательского автоматического лунохода массой ~ 300 кг с собственной полезной нагрузкой до 54 кг. Полученная относительная масса полезного груза лунохода (0,18) является наивысшим показателем среди планетоходов, имеющих летную квалификацию. Реализация достигнутых параметров

возможна только при условиях использования ракетносителя «Союз-2.1б» с довыведением посредством РБ «Фрегат», а также максимального структурно-функционального объединения бортовой служебной аппаратуры лунохода и перелетно-посадочной платформы, что исключает работоспособность последней после отделения от нее лунохода.

Перечисленные особенности позволят получить высокие значения массово-энергетических характеристик КА, повысить вероятность безотказной работы, обеспечить работоспособность КА на всех этапах функционирования при хорошей степени резервирования систем и, кроме того, уменьшить цикл создания служебных систем и стоимость их разработки.

Создание и последующая эксплуатация данного аппарата позволит решить несколько актуальных и, несомненно, важных технологических задач. Одной из них станет отработка телеуправления и отработка системы автономного технического зрения. Рассматриваемая платформа может стать базой для создания целой группы автоматических луноходов с различным составом научной аппаратуры для исследования Луны. Задел, полученный при разработке, эксплуатации и управлении исследовательских луноходов, может быть использован для обеспечения миссий более тяжелых КА (запуски РН «Ангара», РН «Протон») с технологическими и пилотируемыми луноходами, что актуально для создания Лунной базы.

Исследования в данном направлении продолжаются. В частности, идет определение приоритетных научных задач, аппаратуры и маршрутов для лунохода, планируется провести углубленную проработку отдельных систем, уточнить облик КА с луноходом, сформировать исходные данные для проекта технического задания на опытно-конструкторскую работу, которую предполагается включить в ФКП после реализации проекта «Луна-Глоб».

Приглашаем к сотрудничеству технические вузы и предприятия космической отрасли.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Полищук Г.М., Пичхадзе К.М., ред. *Автоматические космические аппараты для фундаментальных и прикладных научных исследований*. Москва, Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2010, 660 с.
- [2] Мартынов М.Б., Зелёный Л.М., Хартов В.В., Митрофанов И.Г., Зайцева О.Н., Пичхадзе К.М., Долгополов В.П., Лукьянчиков А.В. Российские перспективные космические аппараты для фундаментальных и прикладных лунных исследований. *Симпозиум по космическим исследованиям «Исследование Луны — часть 3», 59-й Международный астронавтический конгресс*, 29 сентября — 3 октября 2008, Глазго, Шотландия, Великобритания.

- [3] Воронцов В.А., Матвеев Ю.А., Крайнов А.М. Выбор схемно-технических решений десантного аппарата для доставки автоматического планетохода. *VII Международная конференция по дифференциальным и функционально-дифференциальным уравнениям. Сб. тезисов.* Москва, Изд-во РУДН, 2014, 154 с.
- [4] Крайнов А.М., Воронцов В.А. Результаты формирования схемно-технических решений перспективного космического аппарата для доставки и функционирования лунохода. *Электронный журнал «Труды МАИ»*, 2015, № 82. URL: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=58632>
- [5] Виноградов А.П., ред. *Передвижная лаборатория на Луне Луноход-1.* Москва, Наука, 1971, т. 1, 128 с.

Статья поступила в редакцию 13.05.2016

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Воронцов В.А., Крайнов А.М., Власенков Е.В., Черников П.С., Комбаев Т.Ш., Шаханов А.Е. Предложения по космическому аппарату с луноходом. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2016, вып. 5.

<http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2016-05-1492>

Статья подготовлена по материалам доклада, представленного на XL Академических чтениях по космонавтике, посвященных памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства, Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана, 26–29 января 2016 г.

Воронцов Виктор Александрович родился в 1952 г., окончил Московский авиационный институт в 1975 г. Д-р техн. наук, профессор кафедры «Космические системы и ракетостроение» и кафедры «Системный анализ и управление» Московского авиационного института, руководитель методологического совета — главный конструктор ФГУП «НПО им. С. А. Лавочкина». Автор 268 публикаций. Область научных интересов: проектирование автоматических космических аппаратов, спускаемых аппаратов, средств десантирования и дрейфа; механика полета в атмосфере. e-mail: vorontsov@laspace.ru

Крайнов Анатолий Михайлович родился в 1986 г., окончил Московский авиационный институт в 2009 г. Ведущий специалист ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина». Автор 47 публикаций. Область научных интересов: создание автоматических космических аппаратов. e-mail: krainov@laspace.ru

Власенков Евгений Викторович родился в 1982 г., окончил МГТУ им. Н.Э.Баумана в 2006 г. Начальник отдела Филиала ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина» в г. Калуге. Автор 7 публикаций. Область научных интересов: исследование малых тел Солнечной системы. e-mail: veb@laspace.ru

Черников Павел Сергеевич родился в 1986 г., окончил Московский авиационный институт в 2010 г. Инженер-конструктор I категории Филиала ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина» в г. Калуге. Автор 6 публикаций. Область научных интересов: влияние космической радиации на бортовую аппаратуру и системы космического аппарата. e-mail: chernikov.pavel.sergeevich@gmail.com

Комбаев Тимур Шикурович родился 1984 г., окончил Московский авиационный институт в 2008 г. Инженер-конструктор I категории Филиала ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина» в г. Калуге. Автор 7 публикаций. Область научных интересов: проектирование космических аппаратов. e-mail: kombaw@yandex.ru

Шаханов Александр Евгеньевич родился в 1986 г., окончил Московский авиационный институт в 2009 г. Канд. техн. наук, начальник отдела ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина». Автор 15 публикаций. Область научных интересов: общее проектирование космических аппаратов, их научная аппаратура и бортовые антенно-фидерные системы. e-mail: shakhanov@laspace.ru

Suggestions about spacecraft with a lunar rove

© V.A.Vorontsov, A.M. Kraynov, E.V.Vlasenkov, P.S. Chernikov,
T.Sh. Kombaev, A.E. Shakhanov

Lavochkin Research and Production Association, Khimki, 141400, Russia

We formulate the foundations and directions for the research concerning the objectives of a lunar rover, its functioning conditions, making use of previous experience and solutions developed earlier, as well as the stock of scientific and technological knowledge related to the design of new generation automated spacecraft. We define the degree to which the flight and landing platform of the prototype spacecraft should be adapted to delivering and deploying the lunar rover. We also select a layout arrangement for the lunar rover positioning. We state recommendations concerning the exterior design of the spacecraft with a lunar rover and its components.

Keywords: *the Moon, surface, spacecraft, autonomous lunar exploration rover, landing platform, payload, unified platform.*

REFERENCES

- [1] Polishchuk G.M., Pichkhadze K.M., ed. *Avtomaticheskie kosmicheskie apparaty dlya fundamentalnykh i prikladnykh nauchnykh issledovaniy* [Automated spacecraft for theoretical and applied scientific research]. Moscow, MAI-PRINT Publ., 2010, 660 p.
- [2] Martynov M.B., Zelenyy L.M., Khartov V.V., Mitrofanov I.G., Zaytseva O.N., Pichkhadze K.M., Dolgoplov V.P., Lukyanchikov A.V. Rossiyskie perspektivnye kosmicheskie apparaty dlya fundamentalnykh i prikladnykh lunnykh issledovaniy [Russian perspective space craft for fundamental and applied moon researches]. *Space Exploration Symposium "Moon Exploration – Part 3", 59th International Astronautical Congress, Sept 29th – Oct 03rd 2008, Glasgow, Scotland, Great Britain.* Available at: https://www.researchgate.net/publication/259645257_Russian_perspective_space_craft_for_fundamental_and_applied_moon_researches
- [3] Vorontsov V.A., Matveev Yu.A., Kraynov A.M. Vybory skhemno-tekhnicheskikh resheniy desantnogo apparata dlya dostavki avtomaticheskogo planetokhoda [Choosing the scheme-technical solutions for the descent spacecraft delivering the automatic planet rover]. *Sedmaya mezhdunarodnaya konferentsiya po differentsialnym i funktsionalno-differentsialnym uravneniyam. Sb. tezisov* [Proc. of the VII International conference on differential and functional and differential equations (DFDE)]. Moscow, RUDN Publ., 154 p.
- [4] Kraynov A.M., Vorontsov V.A. *Elektronnyy zhurnal «Trudy MAI» — Electronic journal “Trudy MAI”*, 2015, no. 82. Available at: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=58632>
- [5] Vinogradov A.P., ed. *Peredvizhnaya laboratoriya na Lune Lunokhod-1* [Lunokhod-1: a Mobile Laboratory on the Moon]. Moscow, Nauka Publ., 1971, vol. 1, 128 p.

Vorontsov V.A. (b. 1952) graduated from Moscow Aviation Institute in 1975. Dr. Sci.(Eng.), Professor, Department of Space systems and Rocket Technology, Department of Systems Analysis and Management, Moscow Aviation Institute. Head of Methodology Board — Chief Design Officer, Lavochkin Research and Production Association. Author

of 268 scientific publications. Specializes in design of automated spacecraft, landing modules, landing craft and drift craft; atmospheric flight mechanics.

e-mail: vorontsov@laspace.ru

Kraynov A.M. (b. 1986) graduated from Moscow Aviation Institute in 2009. Leading Specialist, Lavochkin Research and Production Association. Author of 47 scientific publications. Specializes in automated spacecraft design. e-mail: krainov@laspace.ru

Vlasenkov E.V. (b. 1982) graduated from Bauman Moscow State Technical University in 2006. Head of Department, Kaluga Subsidiary, Lavochkin Research and Production Association. Author of 7 scientific publications. Specializes in investigating small Solar System bodies. e-mail: veb@laspace.ru

Chernikov P.S. (b. 1986) graduated from Moscow Aviation Institute in 2010. Designer Engineer of the 1st rank, Kaluga Subsidiary, Lavochkin Research and Production Association. Author of 6 scientific publications. Specialises in space radiation effect on onboard equipment and systems of spacecraft. e-mail: chernikov.pavel.sergeevich@gmail.com

Kombaev T.Sh. (b. 1984) graduated from Moscow Aviation Institute in 2008. Designer Engineer of the 1st rank, Kaluga Subsidiary, Lavochkin Research and Production Association. Author of 7 scientific publications. Specializes in spacecraft design. e-mail: kombaew@yandex.ru

Shakhanov A.E. (b. 1986) graduated from Moscow Aviation Institute in 2009. Cand. Sci. (Eng.), Head of Department, Lavochkin Research and Production Association. Author of 15 scientific publications. Specializes in general spacecraft design, spacecraft-mounted research equipment and onboard antenna feeder systems. e-mail: shakhanov@laspace.ru