

УДК 629.78

**Результаты формирования схемно-технических решений  
перспективного космического аппарата для доставки и  
функционирования лунохода**

**Крайнов А.М.\*, Воронцов В.А.\*\***

*Научно-производственное объединение имени С.А. Лавочкина, НПО  
имени С.А. Лавочкина, ул. Ленинградская, 24, Химки, Московская  
область, 141400, Россия*

*\*e-mail: [krainov@laspace.ru](mailto:krainov@laspace.ru)*

*\*\*e-mail: [vorontsov@laspace.ru](mailto:vorontsov@laspace.ru)*

**Аннотация**

Цель работы заключается в формировании схемно-технических решений (СхТР) космического аппарата (КА) для доставки и функционирования перспективного лунохода (ЛХ) таким образом, чтобы масса перевозимого полезного груза ЛХ была максимальной. С учетом сроков и затрат на разработку для доставки и функционирования ЛХ рассматривается использование задела по КА «Луна-Ресурс-1/П». При решении задачи были выбраны объем необходимой адаптации КА, компоновочная схема расположения ЛХ на посадочной платформе (ПП) КА, схема взаимодействия служебных и специальных систем ПП и ЛХ. Результатом выполненной работы являются СхТР перспективного КА с ЛХ, обеспечивающие максимальную массу перевозимого полезного груза, а также инструменты и методы формирования СхТР любых других КА для доставки и функционирования планетоходов.

**Ключевые слова:** космический аппарат, посадочная платформа, луноход, схемно-технические решения.

### Актуальность работы

На сегодняшний день в проекте Федеральной космической программы (ФКП) России на 2016-2025 годы планируется осуществление широкомасштабных исследований Луны [1] с использованием как орбитальных, так и посадочных автоматических аппаратов (рисунок 1). В 2018 году предполагается осуществить проект «Луна-Глоб» с посадкой стационарной научной станции на поверхность; в 2019 году – проведение исследований с орбиты Луны с помощью КА «Луна-Ресурс»; в 2020 году – запуск КА «Луна-Ресурс-1/П» с посадкой научной станции и осуществлением глубинного бурения грунта; в период с 2023-2025 годы – запуск посадочно-возвращаемого КА «Луна-Грунт» с доставкой лунного грунта на Землю.

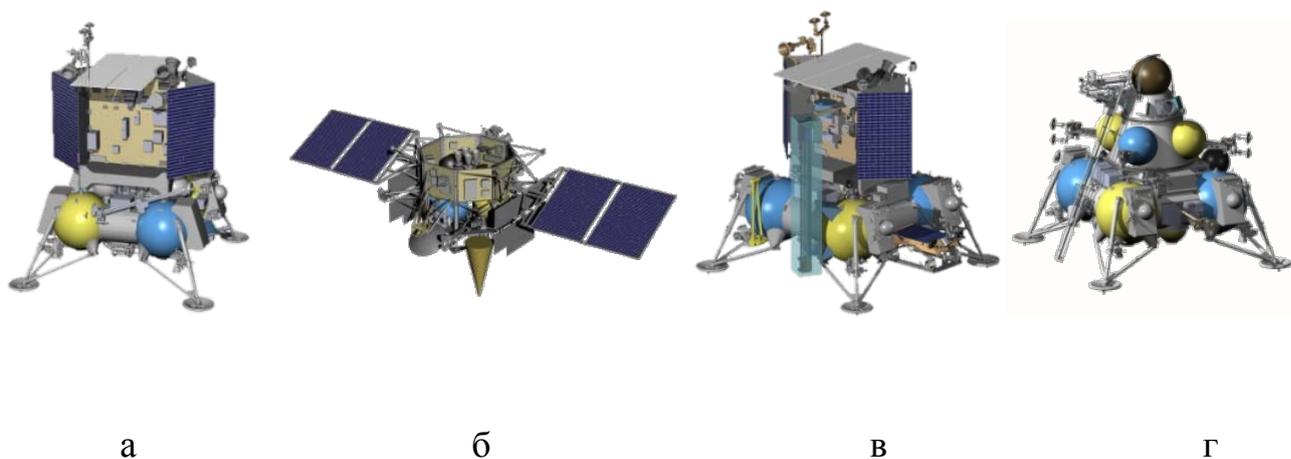


Рисунок 1. Общий вид автоматических КА для исследования Луны в рамках проекта ФКП России на 2015-2025 годы (а - «Луна-Глоб», б - «Луна-Ресурс», в - «Луна-Ресурс-1/П», г - «Луна-Грунт»)

Однако использование только орбитальных аппаратов (для изучения спутника Земли на расстоянии) и стационарных посадочных станций (для проведения экспериментов в окрестности посадки) обладает ограниченными возможностями для исследования Луны. Одним из наиболее эффективных способов изучения небесных тел в различных точках поверхности является использование автоматических мобильных устройств – планетоходов. Также в перспективе, на следующем этапе освоения Луны, при создании лунной базы, планетоходы кроме задач исследования будут выполнять задачи транспортировки грузов, монтажные работы, экскавацию грунта и другие работы.

На данный момент отечественный задел по созданию планетоходов нуждается в серьезном обновлении (последним отечественным планетоходом, отправленным к другой планете, был прибор оценки проходимости на Фобосе – «ПрОП-Ф», запущенный в составе КА «Фобос-2» в 1988 году). Необходимо компенсировать отставание от США (марсоходы «Sojourner» – 1997 год, «Spirit» и «Opportunity» – 2004 год, «Curiosity» – 2012 год), Китая (луноход «Yutu» - 2013 год) и ЕКА (разрабатывается марсоход «ExoMars» с запуском в 2018 году) в части обновления опыта разработки, создания и эксплуатации внеземных роверов.

## **1. Принципы формирования схемно-технических решений десантного аппарата для доставки и функционирования планетохода**

Отечественный и зарубежный опыт разработки космических аппаратов с планетными роверами различного назначения указывает на взаимосвязь и большое разнообразие возможных схемно-технических решений как планетоходов, так и

других составных частей КА, обеспечивающих его доставку и ввод в действие. Поэтому при разработке десантного аппарата (ДА) большое значение придается рациональной декомпозиции задачи проектирования с учетом имеющихся связей его составных частей.

### **1.1. Состав десантного аппарата**

Рассматривается обобщенная структурная схема ДА, который состоит из планетохода (ПХ), системы ввода его в действие (СВД) и посадочного аппарата (ПА). Каждая составная часть ДА имеет собственные подсистемы, аналогичные по функциям (рисунок 2). ПА состоит из собственной целевой аппаратуры (полезной нагрузки – ПН), систем торможения и стабилизации (СТС), посадки (СП), отделения (СО), развертывания (СР) и служебных систем, обеспечивающих стойкость к внешним и внутренним нагрузкам (конструкция), электроснабжение (СЭС), управление (бортовой комплекс управления – БКУ), связь (бортовой радиокomплекс – БРК) и терморегулирование (СОТР). Для планетохода и системы ввода его в действие также необходимы аналогичные по функциям служебные системы для обеспечения функционирования специальных систем и ПН. Специальной системой для ПХ является ходовая часть (шасси), для СВД специальными являются системы посадки, отделения и развертывания планетохода, а также система торможения и стабилизации.

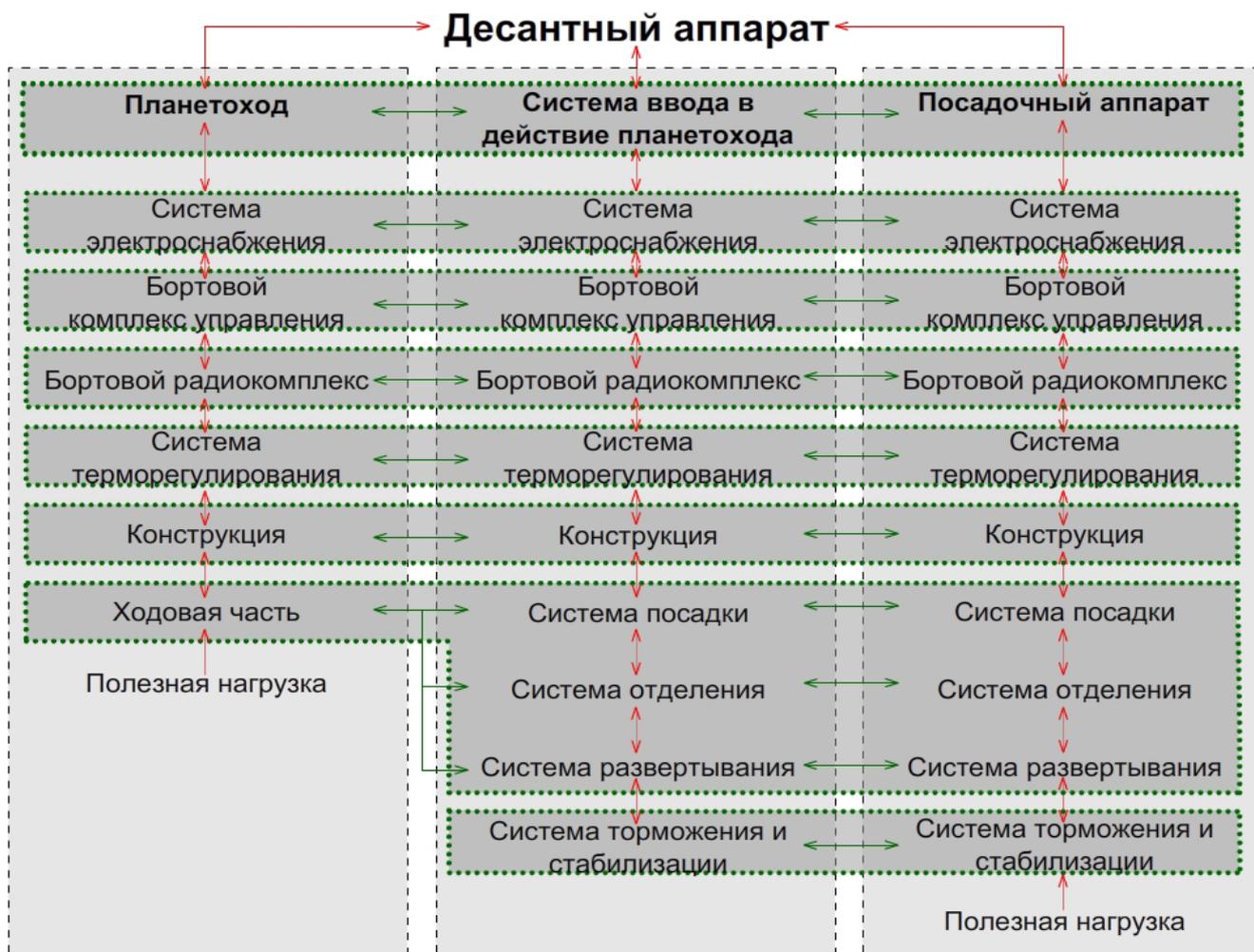


Рисунок 2. Структурная схема десантного аппарата с планетоходом

## 1.2. Взаимозависимость систем и возможность их комплексирования

Задача по формированию СхТР нового изделия заключается в разработке и выборе вариантов, относящихся к устройству и принципу его работы, и принятии одного, окончательного варианта. В процессе реализации научно-технической идеи, особенно при разработке технического задания и последующих стадиях проектирования, принятие конкретного варианта имеет наиважнейшее значение. Оно придает направление всей разработке. Вероятность выбора лучшего варианта нового изделия тем выше, чем больше число вариантов, из которых выбирается это решение, и чем выше качество этих вариантов.

На разработку, выбор и количество вариантов построения систем составных частей ДА с планетоходом значительно влияют взаимозависимость их СхТР и возможность комплексирования.

С взаимозависимыми решениями могут быть несколько систем составной части КА, в которой при выборе схемно-технических решений и параметров одной системы накладываются ограничения на выбор схемно-технических решений и параметры другой системы. Взаимозависимость решений систем показана на рисунке 2 красными стрелками.

Зелеными стрелками на рисунке 2 показана возможность комплексирования систем. Некоторые служебные и специальные системы составных частей (СЧ) ДА дублируют свои функции для выполнения некоторых задач на отдельных этапах функционирования, то есть для выполнения данных задач они могут быть объединены. Конструкция, комплекс управления и ходовая часть ПХ могут совмещать функции обеспечения ввода в действие ПХ, то есть участвовать в посадке, отделении, развертывании и вводе на поверхность.

В качестве примеров взаимозаменяемости и комплексирования систем СЧ ДА на рисунке 3 приведена классификация схем ввода в действие автоматических планетоходов в зависимости от способа посадки. Основное отличие схем при посадке заключается в том, с помощью посадочных средств какой СЧ ДА происходит гашение энергии удара о поверхность, ПА (схемы 1, 2, 3) или ПХ (схемы 4, 5, 6). И в том и в другом случае посадка может осуществляться на корпус, механические или надувные амортизирующие устройства.

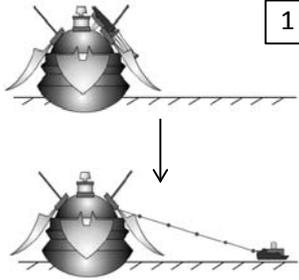
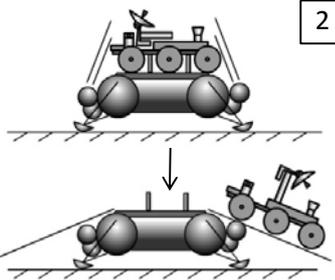
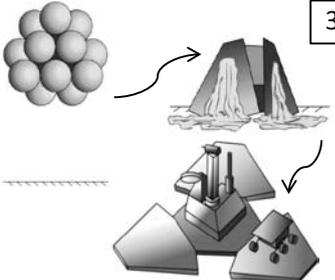
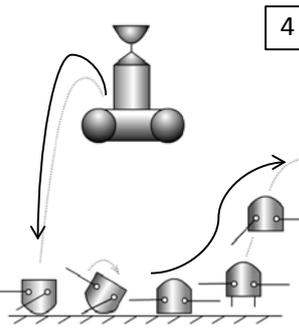
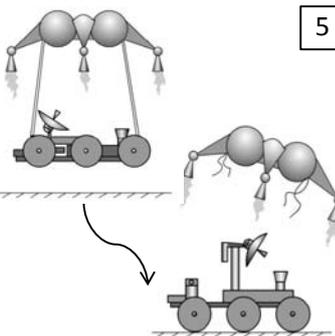
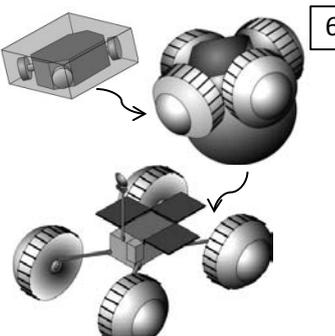
Средства посадки	Корпус	Механические устройства	Надувные устройства
<b>Посадочный аппарат</b>	 1	 2	 3
Весовая категория ПХ	<b>Легкий</b>	<b>Средний, Тяжелый</b>	<b>Легкий, Средний</b>
Габаритность ПХ	<b>Малый</b>	<b>Средний, Большой</b>	<b>Малый, Средний</b>
<b>Планетоход</b>	 4	 5	 6
Весовая категория ПХ	<b>Легкий</b>	<b>Тяжелый</b>	<b>Легкий, Средний</b>
Габаритность ПХ	<b>Малый</b>	<b>Большой</b>	<b>Малый, Средний, Большой</b>

Рисунок 3. Классификация схем ввода в действие автоматических планетоходов по способу посадки

Каждая из схем на рисунке 3 используется для ввода в действие ПХ отработанных или перспективных проектов: схема 1 – КА «Марс-2, -3»; схема 2 – КА «Луна-17, -21», КА «Луна-Ресурс/1П», проект «ЕхоMars»; схема 3 – КА программы «Mars Exploration rover»: марсоходы «Sojourner», «Spirit», «Opportunity»; схема 4 – КА «Фобос-1, -2», проект Массачусетского технологического института «Planetary MicroBots»; схема 5 – КА «Mars Science Laboratory», марсоход «Curiosity»; схема 6 – проект ОАО «ВНИИтрансмаш» по созданию перспективного планетохода с надувными колесными движителями.

Каждая из шести схем ввода в действие имеет свои требования к массогабаритным параметрам планетохода. По массе планетоходы классифицируются на легкие – до 100 кг, средние – от 100 до 500 кг, тяжелые – более 500 кг. По габаритным размерам в рабочем положении планетоходы классифицируются на малые – объем менее  $1\text{ м}^3$ , средние – объем от 1 до  $10\text{ м}^3$ , большие – объем более  $10\text{ м}^3$ .

Примеры комплексирования систем на рисунке 3 – это схемы 2 и 5, в которых функции управления ПА при торможении и посадке может взять на себя бортовой комплекс управления ПХ, или схема 6, в которой энергию удара при посадке гасят надувные колеса ПХ, и др.

Примеры взаимозависимости параметров планетохода от выбранной схемы посадки на рисунке 3–в случаях выбора схем 1 и 3 необходимы малые габаритные размеры ПХ; при выборе схемы 4 – кроме малых размеров ПХ необходим ударопрочный корпус, и др.

С целью выявления систем СЧ ДА с взаимозависимыми решениями и систем с возможностью комплексирования проведен анализ одновременной работы систем по этапам функционирования ДА [2]. Результаты анализа (таблица 1) показывают какие системы СЧ ДА предназначены для одноразового использования, а какие системы обладают универсальностью и могут работать на различных этапах функционирования. Системы СЧ ДА, работающие на отдельных этапах функционирования одновременно, необходимо разрабатывать совместно с учетом возможности их комплексирования и взаимозависимости.

## Работа систем СЧ ДА с ПХ на различных этапах функционирования ДА

Системы	СТС		СП		СО		СР		БКУ			Шасси			СТР		БРК		СЭС	ПН			Конструкция
	Торможения	Стабилизации	Амортизир.	Стабилизир.	Отделения	Увода	Автоматическая	Вручную	Автоматика	Контроль	Навигация	Двигитель	Подвеска	Трансмиссия	Пассивная	Активная	КРЛ	ЦРЛ		Исслед. приборы	Полезный груз	Манипулятор	
Торможение	+	+			+	+	+	+	+	+	+				+	+	+	+	+	+			+
Посадка		+	+	+					+	+		+	+		+		+						+
Отделение		+			+	+			+	+			+		+		+					+	+
Равертывание							+	+	+	+		+	+	+	+		+					+	+
Ввод на поверхность	+						+	+	+	+	+	+	+	+	+					+			+
Связь							+			+	+				+	+	+	+	+				+
Ориентирование									+	+	+	+	+	+	+	+				+			+
Перемещение / Транспортир-ка	+	+							+	+	+	+	+	+	+	+			+		+		+
Целевая работа									+	+	+	+	+	+	+	+	+	+	+	+	+	+	+

## 2. Формирование и выбор схемно-технических решений КА для доставки и функционирования автоматического исследовательского лунохода

### 2.1. Требования к КА

Основой для формирования и выбора СхТР служат требования к разрабатываемому КА и его составным частям.

Прилунение и функционирование исследовательского планетохода требуется осуществлять в области Южного полюса Луны со сроком активного существования на поверхности не менее одного года.

В целях сокращения сроков и затрат требуется разработку КА для доставки и функционирования автоматического исследовательского лунохода (далее КА ЛХ) выполнять с максимальной преемственностью, унификацией систем и созданием технического задела с учетом возможного применения формируемых СхТР и на последующих этапах исследования и освоения Луны (после 2025 года). С учетом текущего состояния заделов по проектам «Луна-Глоб» и «Луна-Ресурс» целесообразно для доставки лунного планетохода рассмотреть возможность использования перспективной посадочной платформы (ПП) КА «Луна-Ресурс/1П» (далее ЛРС, конфигурация КА представлена на рисунке 4, основные характеристики космического комплекса (КК) ЛРС представлены в таблице 2), а мобильную платформу ЛХ разрабатывать исходя из возможности ее использования для широкого спектра задач.

В связи с тем, что посадку КА ЛХ и КА ЛРС планируется выполнить в районе между  $70\div 80^\circ$  южной широты Луны, схемы выведения, перелета и посадки данных КА на начальном этапе разработки целесообразно принять аналогичными. В таком случае при выведении головного блока на незамкнутую орбиту искусственного спутника земли (ОИСЗ) с помощью ракетносителя «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» максимальная масса заправленного КА ЛХ составит 2200 кг, сухая масса КА ЛХ составит 810 кг.

## Основные характеристики КА «Луна-Ресурс /1П»

Средства выведения	РН «Союз-2/1б» РБ «Фрегат»
Диапазон радиолинии	«Х»
Район посадки	70÷80° южной широты
Полезная нагрузка	120,0 кг
<b>КА сухой</b>	<b>810,0 кг</b>
<b>КА заправленный</b>	<b>2200,0 кг</b>

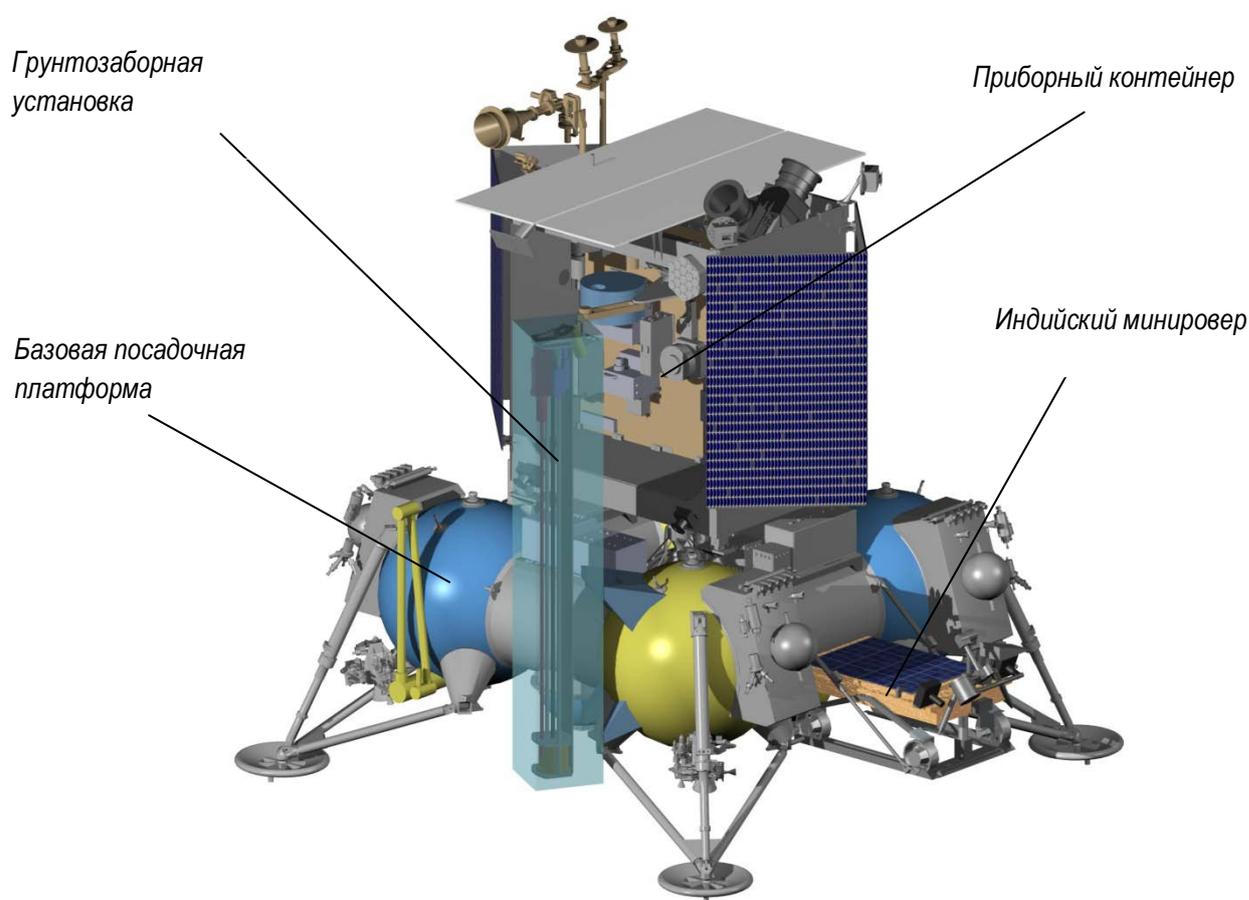


Рисунок 4 Конфигурация КА «Луна-Ресурс1/П»

Примечание: индийский миниробот в составе КА доставлять на сегодняшний день не предполагается

Разработку лунохода необходимо производить исходя из того, что полезная нагрузка для него окончательно будет определена на дальнейших стадиях разработки. В рамках данной работы необходимо сформировать схемно-технические решения лунной посадочной платформы с луноходом на борту, которые обеспечат возможность установки на универсальную мобильную платформу ЛХ полезной нагрузки с наивысшими массогабаритными параметрами.

## **2.2. Постановка задачи**

Для формирования СхТР КА ЛХ с учетом перечисленных требований необходимо решить две задачи:

- сформировать схемотобразующие варианты адаптации КА ЛРС для доставки и функционирования ЛХ;
- выбрать вариант адаптации КА ЛРС, наиболее удовлетворяющий вышеперечисленным требованиям.

## **2.3. Формирование вариантов адаптации КА ЛРС для доставки и функционирования ЛХ**

Проектный облик КА ЛХ во многом зависит от принятого объема адаптации КА ЛРС. Для каждого варианта адаптации КА формируются компоновочная схема расположения ЛХ на ПП КА и схема взаимодействия бортовых систем КА с учетом возможностей их комплексирования, определяются основные массогабаритные характеристики ЛХ [3]. На рисунке 5 рассмотрены три основных схемотобразующих варианта адаптации КА: «а», «б», «в».

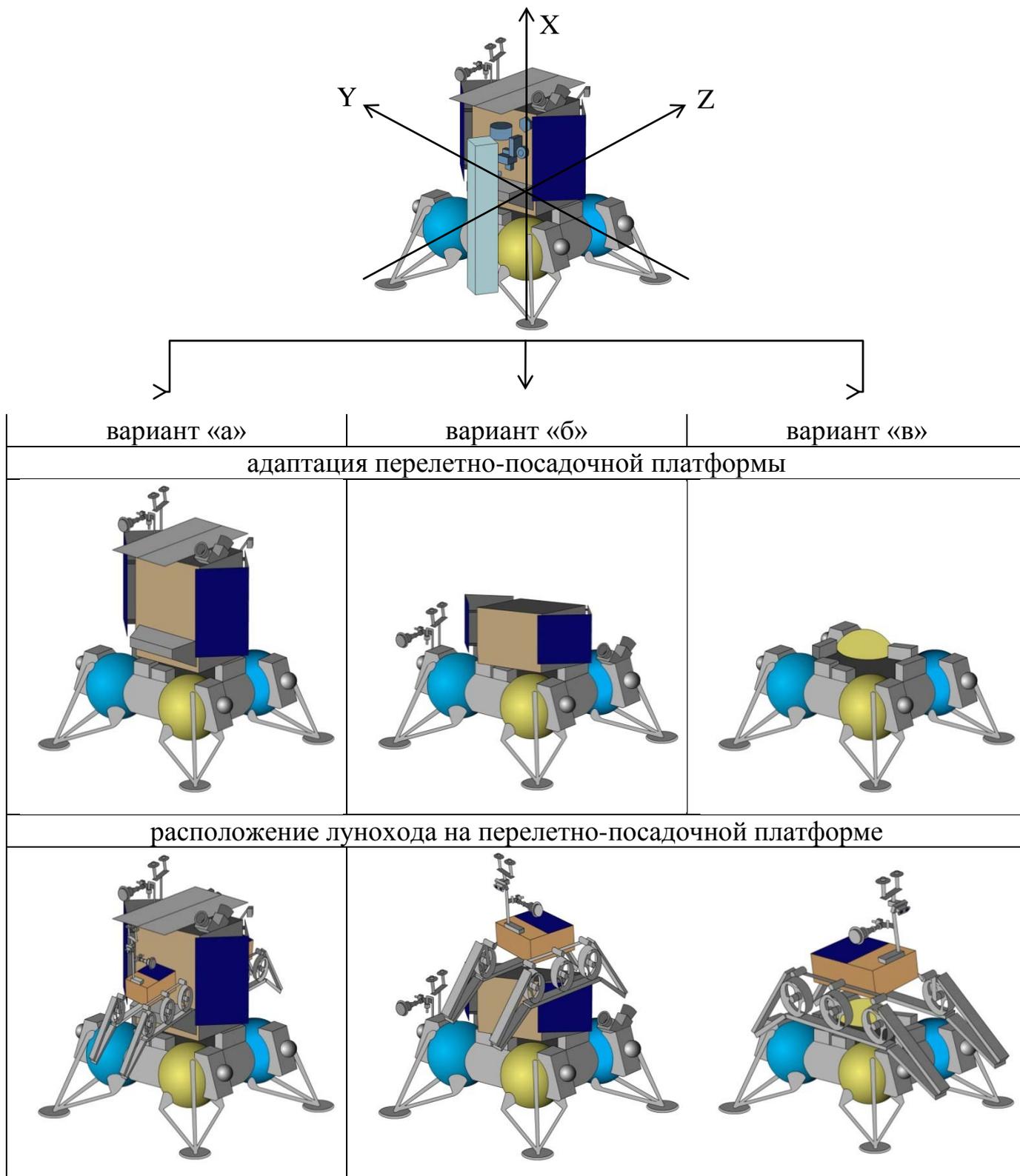


Рисунок 5. Три варианта адаптации КА «Луна-Ресурс1/П»

Вариант «а». Минимальная адаптация КА ЛРС – демонтируется только полезная нагрузка КА: блоки научной аппаратуры с приборного контейнера, грунтозаборная установка (ГЗУ) с блока баков ПП. Вместо демонтированного

оборудования целесообразно расположить один или два лунохода по осям  $\pm Z$  от приборного контейнера. Так как масса демонтированного оборудования КА ЛРС составляет 120 кг, то ЛХ вместе с СВД также могут иметь общую массу не более 120 кг. Габаритные размеры ЛХ в транспортном положении по осям  $\pm Z$  ограничены приборным контейнером КА ЛРС и головным обтекателем. Системы ПП КА ЛРС на этапах торможения и посадки работают автономно от систем ЛХ, которые выполняют свою работу на этапе функционирования планетохода (без учета комплексирования систем). Имеется избыточность конструкции (по массе и габаритным размерам) приборного контейнера КА, с которого демонтирована часть блоков.

Вариант «б». Адаптация КА ЛРС в области приборного контейнера для расположения над ним ЛХ. Кроме демонтажа ПН изменяется компоновка контейнера приборов, габариты и расположение радиатора, панелей БСКА ЛРС. Максимальная масса ЛХ с СВД составит  $\sim 150$  кг (демонтаж ПН «освободит»  $\sim 120$  кг, изменение контейнера приборов  $\sim 30$  кг). Габаритные размеры ЛХ в транспортном положении могут быть больше размеров ЛХ в варианте «а», но по высоте ограничены обтекателем. Также как и для варианта «а», комплексирования служебных систем КА и ЛХ нет.

Вариант «в». Адаптация КА ЛРС с использованием ее служебных систем для функционирования ЛХ. С блока баков ПП демонтируется панель приборов, вместо нее устанавливается ЛХ, в составе которого находятся те блоки служебных систем КА ЛРС, которые необходимы как для функционирования ЛХ, так и для КА в

целом. В случае данного комплексирования систем масса ЛХ может быть больше 150 кг, т.к. в состав его бортовой аппаратуры входят блоки служебных систем ПП. Габаритные размеры такого ЛХ могут быть больше размеров ЛХ в вариантах «а» и «б». Однако для варианта «в» работоспособность ПП после посадки не сохраняется, что в рамках данной задачи не требуется.

## **2.4. Выбор варианта адаптации КА ЛРС**

Для определения варианта адаптации КА ЛРС, наиболее удовлетворяющего требованиям КА ЛХ, проведен анализ по следующим критериям:

- минимальное время и стоимость адаптации КА;
- максимальная надежность функционирования КА;
- максимальные массогабаритные параметры полезной нагрузки ЛХ (обеспечиваются максимальными массогабаритными параметрами ЛХ).

Анализ проведен на основе эвристических методов оценки с использованием регрессионных моделей зависимостей обобщенных параметров СЧ ДА.

### **2.4.1. Анализ вариантов по времени и стоимости**

Сравнение вариантов адаптации КА ЛРС по стоимости и времени разработки целесообразно проводить по степени разрабатываемых вновь составных частей КА. Чем выше количество новых СЧ, тем выше стоимость и время разработки (для нового изделия кроме затрат на изготовление учитываются затраты на разработку документации и проведение испытаний). Очевидно, что вариант «в» по отношению к вариантам «а» и «б» обладает наименьшим количеством новых составных частей, т.к. для функционирования ЛХ часть бортовых систем не разрабатывается вновь, а

используется с КА ЛРС. Соответственно, время и стоимость разработки КА ЛХ с адаптацией КА ЛРС по варианту «в» будут наименьшими.

#### **2.4.2. Анализ вариантов адаптации по надежности**

В качестве показателя надежности рассматривается вероятность безотказной работы (ВБР) в течение срока активного существования (САС). Сравнение вариантов адаптации КА ЛРС по ВБР и САС также целесообразно проводить по количеству новых составных частей КА. Необходимые значения ВБР и САС новых СЧ КА ЛХ задаются требованиями на их разработку, в полном объеме их подтверждение обеспечивается при успешном завершении эксплуатации первого образца КА. Вариант «в» по отношению к вариантам «а» и «б» обладает наименьшим количеством новых составных частей (для функционирования ЛХ используется отработанная бортовая аппаратура КА ЛРС), кроме того, требования по САС на поверхности Луны планетохода и стационарной станции КА совпадают (не менее 1 года). Однако в составе КА ЛХ изменяются циклограмма и режимы работы отработанной аппаратуры КА ЛРС, поэтому на этапе проработки систем необходимо провести оценку достаточности ресурса бортовой аппаратуры.

#### **2.4.3. Анализ вариантов адаптации по массогабаритным параметрам**

##### **Массовый анализ**

Для получения данных по распределению масс по системам ЛХ в вариантах «а» и «б» используются статистические коэффициенты по прототипам. В качестве прототипа принят «Луноход-2» станции «Луна-21». В таблице 3 представлено распределение масс основных систем лунохода, масса полезной нагрузки которого

составляет 6% от массы планетохода. Соответственно, масса полезной нагрузки для ЛХ массой 120кг составит ~7кг, для ЛХ массой 150кг масса полезной нагрузки составит~ 9кг.

Таблица3

Распределение масс составных частей лунохода по прототипу «Луноход-2»  
для вариантов «а» и «б»

Наименование	Масса прототипа, кг	Соотноше-е масс, %	Коэффициент	Масса для варианта «а», кг	Масса для варианта «б», кг
<b>Луноход в целом</b>	<b>830,50</b>	<b>100,00</b>	<b>1,0</b>	<b>120,0</b>	<b>150,0</b>
Полезная нагрузка	50,00	6,0	0,06	<b>7,2</b>	<b>9,0</b>
Шасси	112,30	13,5	0,14	16,8	21,0
Конструкция	135,16	16,3	0,16	19,2	24,0
Система терморегулирования	100,35	12,1	0,12	14,4	18,0
Бортовой радиокомплекс и антенно-фидерное устройство	108,39	13,1	0,13	15,6	19,5
Бортовой комплекс управления	62,16	7,4	0,07	8,4	10,5
Система электроснабжения	206,14	24,8	0,25	30,0	37,5
Бортовая кабельная сеть	56,00	6,7	0,07	8,4	10,5

Для распределения масс по системам ЛХ варианта «в» распределяется работа основных систем КА ЛРС по этапам функционирования (выведение, перелет, посадка КА, ввод в действие ЛХ, целевое функционирование ЛХ), и определяется принадлежность систем составным частям КА ЛХ (ПП и ЛХ) исходя из возможности работы систем ЛХ на всех этапах функционирования КА:

- двигательная установка КА работает на этапах перелета и посадки, входит в состав ПП;

- система высокоточной и безопасной посадки КА работает на этапе посадки, входит в состав ПП;

- бортовой комплекс управления работает на всех этапах функционирования КА, входит в состав ЛХ. Для обеспечения автономной работы ЛХ на поверхности БКУ необходимо оснастить системой технического зрения, что увеличивает конечную массу БКУ ~ в 1,2 раза;

- радиокomплексы «КА – Земля» и «КА – орбитальный аппарат» работают на всех этапах функционирования КА, входят в состав ЛХ;

- антенно-фидерная система КА работает на всех этапах функционирования КА, однако отдельные составные части системы, а именно две малонаправленные антенны, работают только на этапе перелета, поэтому их целесообразно включить в состав ПП, остальные элементы АФС входят в состав ЛХ;

- система электроснабжения работает на всех этапах функционирования КА, входит в состав ЛХ;

- средства обеспечения теплового режима работают на всех этапах функционирования КА, однако ЭВТИ, нагреватели и термодатчики, установленные на двигательную установку, работают на этапах перелета и посадки КА, поэтому они входят в состав ПП, остальные элементы СОТР входят в состав ЛХ;

- телеметрическая система и система контроля электризации работают на всех этапах функционирования КА, входят в состав ЛХ;

- конструкция и механизмы обеспечивают стойкость неподвижных и работоспособность раскрываемых элементов в условиях внешних и внутренних

нагрузок на всех этапах функционирования КА. Часть конструкции, входящая в состав ПП, обеспечивает работоспособность ЛХ на этапах выведения, перелета и посадки, другая часть обеспечивает работоспособность ЛХ на этапах ввода на поверхность и выполнения целевой задачи;

- бортовая кабельная сеть КА работает на всех этапах функционирования КА, однако отдельные ее кабели обеспечивают работоспособность некоторых агрегатов только на этапах выведения (блока автоматики и подрыва пиротехники для отделения КА от адаптера на РБ «Фрегат»), перелета (аппаратуры ДУ) или ввода в действие ЛХ (системы ввода лунохода в действие), поэтому часть кабелей входит в состав ПП, остальные кабели входят в состав ЛХ. Комплексование функционирования бортовых систем усложняет алгоритмы их работы, что приводит к увеличению общей массы БКС КА ЛХ;

- система световых маяков и панель уголковых отражателей работают на этапах функционирования ЛХ, входят в состав ЛХ;

- полезная нагрузка (если это исследовательская аппаратура) может работать на этапах перелета, посадки и функционирования на поверхности, входит в состав ЛХ. Масса ПН составляет 6% от массы ЛХ;

- блок автоматики и подрыва пиротехники работает на этапе отделения КА от адаптера на РБ «Фрегат» и на этапе отделения ЛХ от ПП КА, входит в состав ПП;

- шасси ЛХ работает на этапе ввода ЛХ в действие и на этапах целевого функционирования ЛХ, входит в состав ЛХ. Масса шасси составляет 14% от массы ЛХ;

- система ввода в действие КА ЛХ соответствует схеме 2 на рисунке 3, которую целесообразно внести в состав ЛХ. Масса СВД составляет 6,7% от массы ЛХ;

- резерв массы ПП составляет 5% (заимствованные СЧ) от массы ПП;

- резерв массы ЛХ КА составляет 12% (разработка вновь отдельных СЧ) от массы ЛХ соответственно.

В таблице 4 представлено распределение основных систем по составным частям КА ЛХ. Масса ЛХ для варианта адаптации «в» может составить более 350кг, масса перевозимого полезного груза по сравнению с вариантом «а» возрастает более чем в 3 раза, а по сравнению с вариантом «б» возрастает более чем в 2 раза.

Таблица 4

Распределение масс систем ЛХ и ПП для варианта «в»

Наименование	Масса, кг		
	КА ЛРС	КА ЛХ	
		ПП	ЛХ
Двигательная установка	300	300	-
Система высокоточной и безопасной посадки	25	25	-
Бортовой комплекс управления (в т.ч. система технического зрения)	43	-	52
Радиокомплекс «КА – Земля»	10	-	10
Радиокомплекс «КА –орбитальный аппарат»	10	-	10
Антенно-фидерная система	11	5	6
Система электроснабжения	57	-	57
Средства обеспечения теплового режима	35	15	20
Телеметрическая система	6	-	6
Система контроля электризации	1	-	1
Конструкция, механизмы	70	14	56
Бортовая кабельная сеть	50	15	40
Система световых маяков	1	-	1
Панель уголковых отражателей	1	-	1
Полезная нагрузка	120	-	<b>22</b>
Блок автоматики и подрыва пиротехники	6	6	-
Адаптер с системой отделения КА	50	50	-
Шасси лунохода	-	-	52

Наименование	Масса, кг		
	КА ЛРС	КА ЛХ	
		ПП	ЛХ
Система ввода лунохода в действие (система отделения, трапы)	-	22	-
Резерв	42	24	38
<b>КА сухой</b>	<b>838</b>	<b>476</b>	<b>362</b>
<b>Топливо и газ наддува</b>	<b>1362</b>		
<b>КА заправленный</b>	<b>2200</b>		

Таким образом, вариант адаптации КА «в» наиболее удовлетворяет требованиям по максимальной массе полезной нагрузки ЛХ.

### Анализ габаритных размеров

Для численной оценки габаритных размеров лунохода используется регрессионная модель линейной зависимости габаритных размеров ПХ в рабочей конфигурации от его массы (рисунок 6). Модель получена методом наименьших квадратов на основе статистических данных по отработанным и перспективным проектам планетоходов.

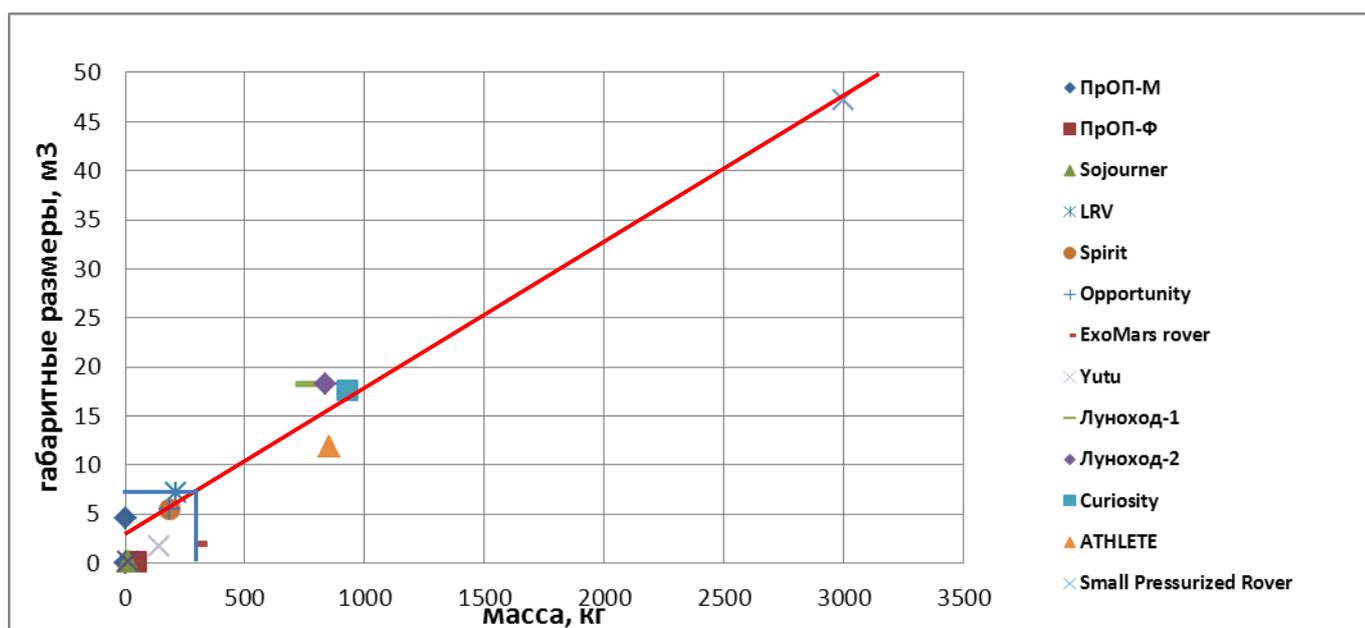


Рисунок 6. Зависимость габаритных размеров планетохода от его массы

Габаритные размеры планетохода в рабочей конфигурации при увеличении массы также увеличиваются. Вариант адаптации «в» по отношению к вариантам «а» и «б» имеет наибольшую массу, соответственно размеры ЛХ варианта адаптации «в» также будут наибольшими ( $\sim 7 \text{ м}^3$ ).

Таким образом, вариант адаптации КА ЛРС «в» наиболее удовлетворяет требованиям к КА ЛХ и принимается как основной для дальнейшей проработки.

### **Заключение**

Для осуществления планов по исследованию спутника Земли с целью дальнейшего его освоения и колонизации большую значимость имеет обновление имеющегося в стране задела по разработке, созданию, доставке и эксплуатации внеземных роверов различного назначения.

Предлагается создание КА для доставки и функционирования планетохода на поверхности Луны как элемента автоматического космического комплекса отечественной программы исследования Луны, состоящего в настоящее время из одного орбитального, двух посадочных стационарных станций и одного возвращаемого на Землю аппарата с образцами лунного грунта.

Сформированы требования к перспективному КА для доставки и функционирования лунохода. В обеспечение унификации мобильной платформы лунохода для выполнения различных задач (в том числе на этапах освоения и колонизации Луны) разработку КА необходимо производить по критерию максимальной массы полезного груза планетохода. С целью сокращения сроков и

затрат КА для доставки и функционирования лунохода предлагается разрабатывать на основе имеющегося задела КА «Луна-Ресурс /1П».

На этапе разработки технического предложения на космический аппарат для доставки и функционирования планетохода значительная роль отводится формированию схемно-технических решений КА. Анализ отечественного и зарубежного опыта создания космических аппаратов с планетными роверами различного назначения указывает на взаимосвязь используемых схем и технических решений систем в составе десантируемой части КА.

Представлены обобщенные принципы формирования схемно-технических решений десантного аппарата с учетом особенностей комплексирования систем его составных частей и взаимозависимости их схемно-технических решений. Предложены классификация схем ввода в действие автоматических планетоходов по типу посадки, классификация отработанных и перспективных планетоходов по массовым и габаритным характеристикам.

Сформированы варианты адаптации КА «Луна-Ресурс/1П» для обеспечения доставки и функционирования лунохода. Проведены анализ компоновочных схем расположения лунохода на посадочной платформе и массогабаритных параметров ровера. Исследован объем необходимой адаптации посадочной платформы КА «Луна-Ресурс/1П» для доставки и ввода в действие планетохода.

Проведена эвристическая оценка вариантов адаптации на соответствие предъявляемым требованиям к КА. Вариант адаптации КА «Луна-Ресурс /1П» с комплексированием систем составных частей имеет преимущества по

соответствию предъявляемым требованиям к КА перед вариантами адаптации без комплексирования.

В дальнейшем необходимо провести глубокий анализ по составу систем КА для доставки и функционирования лунохода и возможному применению проработанных систем с КА «Луна-Глоб», КА «Луна-Ресурс/1П» и КА «Луна-Грунт» с учетом их взаимозависимости на различных этапах функционирования.

### **Библиографический список**

1. Ильин А. Я планов наших люблю громаде, размаха шаги саженья... // Новости космонавтики. 2013. №12, Т. 2. С. 48-52.
2. Воронцов В. А., Крайнов А.М. Формирование и выбор схемно-технических решений посадочного комплекса планетохода по результатам исследования этапов его функционирования // XVIII международная научная конференция «Системный анализ, управление и навигация» Евпатория, 30 июня – 7 июля 2013. С. 37.
3. Крайнов А.М., Воронцов В.А. О методике выбора схемно-технических решений лунного десантного аппарата для доставки автоматического исследовательского лунохода // XXXVIII Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королева. «Королевские чтения». Москва, январь-февраль 2014. С. 245.