

НАУКА@ ТЕХНИКА

Журнал для перспективной молодежи

12+

№10 (172)

www.naukatehnika.com

МНОГОПОСАДОЧНЫЙ ЛУНОЛЕТ



ЛЕНДЕР-ХОППЕР

32 ВАРП-ДВИГАТЕЛЬ
ДЛЯ МЕЖЗВЕЗДНЫХ
ПУТЕШЕСТВИЙ —
ФАНТАСТИКА ИЛИ РЕАЛЬНОСТЬ?

54 АНТИБОМБОВЫЕ
ШТОРЫ
И АНТИВЗРЫВНЫЕ ОБОИ

58 АВАНТЮРИСТЫ,
СТАВШИЕ
МОНАРХАМИ

38 ЧТО ТАКОЕ АНАПОЛЬ?
НОВЫЙ МЕТАМАТЕРИАЛ
ДЛЯ СТЕЛС-ПОКРЫТИЙ

«ЛУНА СНОВА В ТРЕНДЕ...»



ЛЕНДЕР-ХОППЕР —

МНОГОПОСАДОЧНЫЙ ЛУНОЛЕТ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ ПОВЕРХНОСТИ ЛУНЫ

(Продолжение. Начало см. в №№ 7, 9 2018 г. «Наука и Техника»)

При организации масштабной лунной программы, предполагающей создание и развитие на поверхности Луны обитаемой базы, планируется предварительный этап для исследований Луны с помощью малых и средних беспилотных аппаратов.

Хотя с помощью современных орбитальных аппаратов можно проводить достаточно сложные наблюдения и исследования Луны в различных диапазонах спектра, для обширного ряда исследований требуется проведение замеров и анализов в определенных районах поверхности Луны и непосредственный контакт с лунными породами. Выполнение таких задач возлагается на определенный класс космических аппаратов, которые должны обладать способностью обеспечивать мягкую посадку в заданный район поверхности Луны с определенной точностью и нести на борту полезный груз. Чаще всего их называют посадочными аппаратами, или лендерами.

В рамках исследования, проводимого КБ «Южное» при проработке концепции международной лунной базы, перед началом ее создания был намечен предварительный этап

исследований Луны беспилотными средствами, в том числе с помощью малых автоматических лендеров.

В программе NASA Artemis, нацеленной на возвращение на Луну для пилотируемых экспедиций и создания там постоянной базы, также планируется подобный этап. В настоящее время NASA уже провело два конкурса среди частных фирм-разработчиков по созданию посадочных аппаратов для доставки на поверхность Луны малых полезных грузов, а также исследовательского ровера VIPER массой до 350 кг с комплексом научных приборов.

Разрабатываются лунные лендеры и в других странах, в частности в Китае, РФ, Индии, странах ЕКА, Японии, Израиле. При этом Китай в недавние годы выполнил две успешные миссии с доставкой на поверхность Луны роверов и мини-биосферы, а аппараты Израиля и Индии добрались до Луны,

Авторы — М. А. Дегтярев, А. И. Бердник, Ю. А. Хархула, М. А. Драгунова

но потерпели неудачу на заключительном этапе — перед мягкой посадкой.

Растет и уровень практического интереса к доставке на поверхность Луны различных грузов как для проведения научных исследований, так и для анализа практических перспектив использования лунных ресурсов и условий на ее поверхности для будущей коммерческой деятельности. Особый интерес представляет поиск мест с высокой концентрацией водосодержащих пород, поскольку лунные запасы воды являются одним из наиболее перспективных космических ресурсов.

Специалисты КБ «Южное» также не остаются в стороне и в качестве вклада в международную лунную деятельность проводят разработку малого посадочного аппарата для доставки грузов на поверхность Луны. Одной из ключевых особенностей данного аппарата, названного «лендер-хоппер», является его способность многократных перелетов. После выполнения мягкой посадки в заданном районе и проведения необходимых исследований лендер-хоппер взлетает и перелетает в другую точку поверхности Луны, совершает там мягкую посадку и последующую работу. Этот цикл может повторяться многократно, пока на борту аппарата остается достаточно топлива.

Такой подход позволяет существенно сократить затраты на начальный этап разведки лунных территорий и пород, поскольку в течение одной миссии может быть собран объем данных, для которого потребовалось бы несколько миссий лендеров обычного типа.

В качестве начальной орбиты лендера используется геопереходная орбита. Эта орбита достаточно часто используется при запусках коммерческих геостационарных космических аппаратов (КА), благодаря чему лунный лендер может быть запущен в качестве попутного груза, летящего вместе с более тяжелым основным КА. Такой подход не требует выделения для запуска отдельной ракеты-носителя и организации

собственной пусковой кампании. Более того, в некоторых случаях для попутных грузов может применяться меньшая цена за каждый килограмм, чем для основного КА.

После отделения от верхней ступени ракеты-носителя, обеспечившей выведение на геопереходную орбиту, лендер-хоппер выполняет запуск основного компьютера, самодиагностику и радиообмен с Центром управления полетом (ЦУП), после чего проводит сбор основных навигационных параметров и передачу их на Землю для корректировки программы полета.

Получив откорректированную программу во время первого витка, лендер-хоппер ориентируется вдоль вектора скорости и в конце первого витка, вблизи перигея начальной орбиты, выполняет разгонный импульс для выхода на транслунную траекторию.

В течение первых суток полета по транслунной траектории аппарат уточняет ее характеристики, передает их в ЦУП и получает уточненную программу полета. В соответствии с ней, примерно через сутки от начала полета к Луне, он проводит коррекцию своей траектории для более точного попадания в сферу тяготения Луны.

Поскольку целью первого полета планируется высадка в районе южного полюса Луны (подробнее — «Наука и техника» № 9 2018 г.), к точности определения положения аппарата, как и к точности его маневров, предъявляются повышенные требования. В зависимости от точности следования нужной траектории, которая проверяется в дальнейшем полете, может потребоваться проведение еще одной-двух промежуточных коррекций.

На перелете Земля — Луна лендер поддерживает ориентацию относительно Солнца для получения достаточного притока электроэнергии от бортовых солнечных панелей и обеспечения устойчивой связи с Землей.

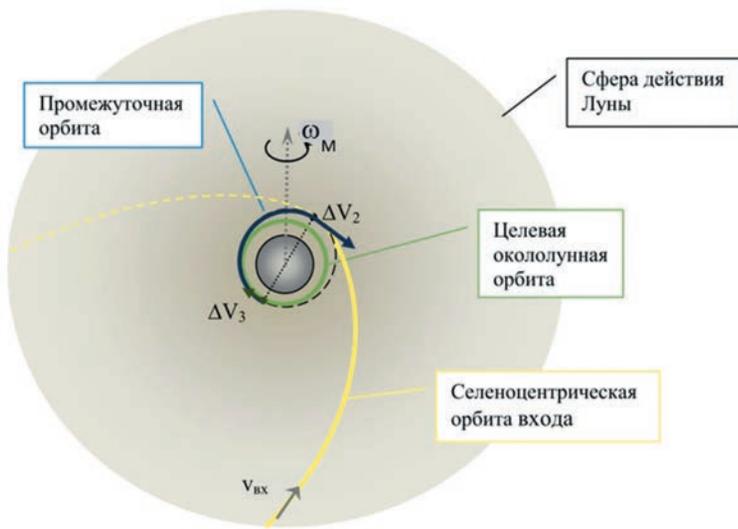
Примерно через четверо суток полета по транслунной траектории аппарат переходит в окололунную область, где гравитация Луны становится преобладающей. Здесь выполняется еще одна коррекция траектории, обеспечивающая прибытие лендера к Луне на требуемую орбиту. В течение последующих суток лендер приближается к Луне, уточняет свое положение и определяет необходимый тормозной импульс для выхода на окололунную орбиту.

Тормозной импульс выполняется в районе минимальной высоты пролета над Луной, и аппарат оказывается на предварительной окололунной орбите, с которой переходит на круговую полярную орбиту высотой 100 км. На этой орбите лендер-хоппер может находиться до наступления



Схема перелета «Околосемная орбита — сфера действия Луны»:

- | | |
|--------------------------------|-----------------------|
| 1. Начальная орбита | 4. Транслунная орбита |
| 2. Выход на транслунную орбиту | 5. Коррекция |
| 3. Коррекция | 6. Торможение у Луны |



Формирование промежуточной и целевой окололунных орбит

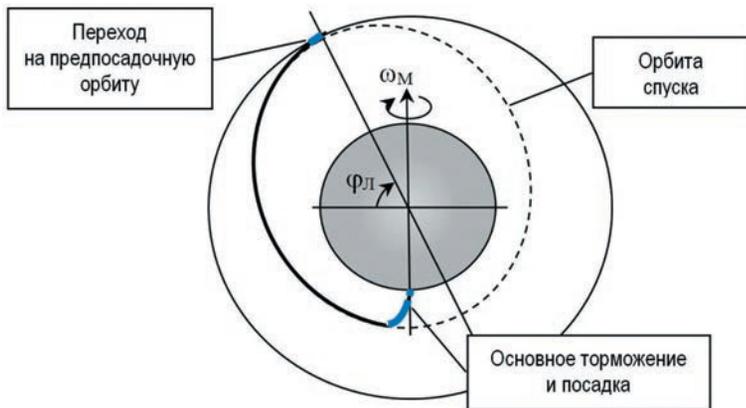


Схема спуска и посадки на Луну

благоприятных условий для посадки. Находясь на круговой орбите, аппарат может полностью зарядить бортовые батареи и выбрать наилучшие условия радиосвязи с ЦУПом при сходе с орбиты и прилунении. Когда требуемые условия достигнуты, лендер переходит на предпосадочную орбиту, имеющую минимальную высоту около 15 км непосредственно над местом посадки. При подлете к цели, чтобы погасить орбитальную скорость, маршевые двигатели ориентируют против движения и включают полную тягу. Этот маневр является одной из сложностей, связанных с посадкой на безатмосферные небесные тела. Поскольку торможение за счет атмосферы здесь невозможно, всю орбитальную скорость перед посадкой необходимо гасить с помощью двигателей, расходуя значительную часть топлива — почти все, что осталось к этому времени в баках.

Для обеспечения более высокой надежности последнего и самого ответственного маневра миссии — мягкой посадки — условия торможения подбираются таким образом, чтобы лендер оказался на высоте менее километра непосредственно над районом посадки с минимальной горизонтальной и вертикальной скоростями. В этот момент маршевые двигатели отключаются.

Заранее, еще до подлета к этой точке, на аппарате задействуется посадочная навигационная система, которая обеспечивает уточнение местоположения относительно нужной точки посадки по картам местности и вводит корректировки в программу торможения для повышения точности попадания в нужный район.

Двигаясь под действием лунной гравитации, лендер опускается к зоне посадки, набирая вертикальную скорость. Посадочная навигационная система уточняет положение аппарата в пространстве и скорость его движения для точного выполнения финального тормозного импульса и обеспечения посадки на безопасном месте. В отличие от посадки пилотируемых лендеров, автоматический оценить условия посадки на месте не может, поэтому точка посадки выбирается заранее и от аппарата требуется только максимально точное попадание в нее за счет корректировки траектории при работе двигателей.

На рассчитанной высоте лендер-хоппер включает сперва центральный, а затем еще два боковых маршевых двигателя и проводит приближение к точке посадки и окончательное гашение скорости, чтобы оказаться на высоте менее 1 метра с практически нулевой горизонтальной скоростью и вертикальной скоростью не более 3 м/с. В этот момент двигатели отключаются, а лендер продолжает движение до контакта с поверхностью Луны «тарелками» посадочных опор. Окончательная инерция аппарата гасится за счет амортизирующих элементов, встроенных в посадочные опоры. Мы на Луне!

Теперь осталось отчитаться на Землю об успешной посадке и состоянии бортовых систем, после чего наступает время проведения основной части исследований Луны.

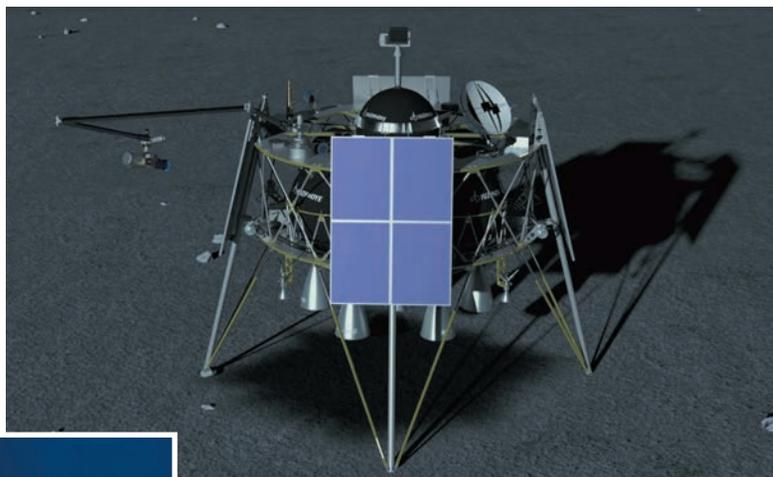
Прежде всего необходимо обеспечить максимальный заряд бортового аккумулятора электроэнергией от солнечных панелей, поскольку за время посадочных маневров он может в значительной мере разрядиться. Параллельно проводятся первые замеры условий на месте посадки, не требующие значительного расхода энергии.

На первом этапе исследований проводится сбор и передача на Землю всех необходимых данных как по научным задачам, так и по состоянию систем лендера, а также разгрузка на поверхность Луны доставленных попутных грузов (например, автономные исследовательские модули). В это время на Земле анализируют эти данные и составляют программу перелета в новое место, которая передается в бортовую память по радиоканалу.

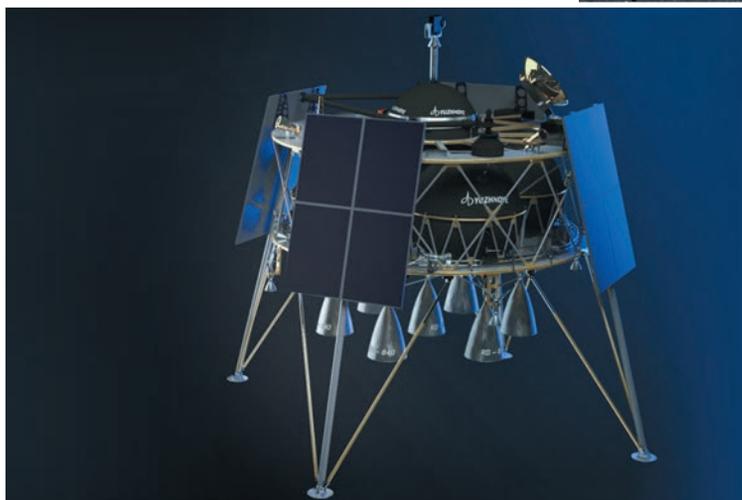
Когда приходит время перелета на новое место, лендер-хоппер проводит самодиагностику, запускает двигатели и после короткого вертикального участка взлета переходит в разгон под углом 45° в направлении новой точки посадки. После набора нужной скорости аппарат переходит в режим пассивного полета, поддерживая ориентацию для передачи на Землю своего состояния и попутных научных данных. В зависимости от текущей массы и расходуемого запаса топлива дальность перелета может составлять до 20 км, при этом общее время пассивного полета не превысит 130 секунд.

При подлете к точке посадки лендер ориентируется против вектора скорости и выполняет маневр торможения, в основном симметричный маневру разгона, но заканчивающийся на определенной высоте над точкой второго прилунения. Дальнейший этап вплоть до контакта с поверхностью повторяет этап первой посадки.

Перелеты лендера продолжаются в соответствии с программой исследований и ограничены запасами топлива. На текущем этапе разработки лендер-хоппер рассчитан на выполнение трех перелетов, что будет



Исследование поверхности Луны с помощью бортовой аппаратуры



Лендер-хоппер — перелетающий лунный посадочный аппарат

вполне достаточно для выполнения программы исследований первой миссии.

ЗАДАЧИ И ВОЗМОЖНОСТИ

С помощью приборов, установленных на борту лендер-хоппера, можно решать следующие задачи:

1. Осуществлять визуальное наблюдение и панорамное фотографирование поверхности Луны.
2. Измерять и анализировать радиационную обстановку в районах посадок.
3. Измерять параметры солнечного ветра и его влияния на условия у поверхности Луны.
4. Изучать магнитное и гравитационное поля Луны.
5. Изучать химический состав поверхностного слоя реголита, определять его физико-механические и химические свойства.
6. Зондировать лунные недра, составлять карты поверхностного и глубинного распределения химических элементов для оценки возможности промышленной разработки месторождений. Наибольший интерес представляет поиск месторождения лунной воды или водородсодержащих веществ.
7. Анализировать почвенный газ, выделяющийся в некоторых районах Луны, а также в районах общей и местной геологической и сейсмической активности;

8. Проводить эксперименты по изучению роста и развития живых организмов в лунных условиях.

Окончательный список задач будет определен при подготовке миссии, исходя из массы полезного груза, приоритетности и научной ценности задач, доступности приборов и другого инструментария, а также возможностей и интересов партнеров проекта.

Выбранный подход к разработке аппарата позволяет при необходимости обеспечить увеличение массы груза, доставляемого на Луну. К примеру, миссия с одиночной посадкой позволяет доставить до 150 кг. Это может быть расширенный комплект приборов,

экспериментальная установка для проведения каких-либо специальных исследований, например глубинного бурения, крупный луноход (или группа луноходов) со средствами разгрузки, попутные грузы от коммерческих заказчиков и т. п.

Массы доставляемого на Луну груза 50–150 кг определены для случая использования в качестве начальной орбиты выведения стандартной геопереходной орбиты с апогеем ~ 36 000 км. В случае запуска лендер-хоппера на более высокую эллиптическую орбиту есть возможность увеличить массу доставляемого полезного груза вплоть до 300 кг даже без изменения его конструкции. Хотя это потребует использования более дорогостоящих пусковых услуг, увеличение массы ПГ позволит значительно повысить эффективность использования аппарата и расширить его возможности — к примеру, с помощью дополнительной возвратной ступени обеспечить доставку на Землю капсулы с образцами лунного грунта.

Опыт и наработки, полученные в ходе работ по лунному лендер-хопперу, позволили разработать на его базе перспективные варианты других лендеров, способных решать более масштабные задачи.

Детальное описание конструкции и основных систем лендеров мы рассмотрим в продолжении статьи.

Ссылка на видеоролик о лунном лендер-хоппере КБ «ЮЖНОЕ»: <https://www.youtube.com/watch?v=dHWZ9zWZQkU>.



«ЛУНА СНОВА В ТРЕНДЕ...»



ЛЕНДЕР-ХОППЕР —

МНОГОПОСАДОЧНЫЙ ЛУНОЛЕТ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ ПОВЕРХНОСТИ ЛУНЫ

В предыдущей части статьи («Наука и техника» № 10 2020 г.) были описаны схема перелета лендера-хоппера и его возможные применения, сейчас настало время рассказать об особенностях его конструкции (рис. 1) и основных систем.

Конструкция лендера-хоппера разрабатывалась исходя из возможности его изготовления на опытном производстве КБ «Южное» с максимальным использованием возможностей предприятий украинской кооперации для изготовления комплектующих. Данный подход позволяет наиболее оптимально использовать бюджет проекта, обеспечив минимальный уровень затрат как на разработку, так и на изготовление аппарата и его миссию.

Конструктивно аппарат состоит из двух платформ, изготавливаемых из сотовых трехслойных панелей, соединенных стержневой фермой.

В вырезах нижней платформы установлены на фермах четыре сферических топливных бака, а в центральном вырезе верхней закреплен баллон со сжатым гелием, обеспечивающим наддув баков для вытеснения топлива в двигатели. Двигательная установка лендера состоит из семи двигателей РД840 (рис. 2) и восьми двигателей малой тяги, объединенных магистралями для подачи компонентов топлива. Двигатели РД840 установлены на общей раме, закрепленной под нижней платформой, а четыре блока двигателей малой тяги установлены снаружи на боковом шпангоуте нижней платформы. Маршевые двигатели обеспечивают изменение скорости аппарата, при этом на основных режимах задействуются все семь двигателей РД840, а для коррекций траектории и предпосадочного маневрирования применяются от одного до трех двигателей. Двигатели малой тяги создают управляющие усилия для ориентации аппарата в пространстве.

Четыре посадочные опоры обеспечивают финальное гашение скорости аппарата при мягкой посадке и крепятся к верхней и нижней платформам. Встроенные в них демпфирующие элементы обеспечивают гашение инерции лендера при контакте с поверхно-

Авторы — М. А. Дегтярев, А. И. Бердник, Ю. А. Хархула, М. А. Драгунова

стью Луны. Четыре панели солнечных батарей жестко закреплены над узлами установки посадочных опор.

В верхней части лендера на поворотном основании с приводом в двух плоскостях установлена основная антенна, обеспечивающая передачу данных в ЦУП и прием команд, а также датчики навигационных приборов и силовые элементы для крепления полезного груза.

В составе конструкции лендера-хoppers широко используются углепластик и другие полимерные материалы, а также специальные сплавы и защитные покрытия. При изготовлении некоторых деталей использованы технологии аддитивного производства, в частности 3D-печать, уже освоенная на опытном производстве КБ «Южное». Основная часть элементов конструкции покрывается защитной «шубой» из многослойной экранно-вакуумной теплоизоляции, обеспечивающей защиту аппарата от солнечного нагрева в полете и позволяющей сохранить тепло при заходе в тень.

Двигатель РД840 (см. рис. 2), имеющий тягу 40,7 кгс, является новой разработкой ГП «КБ «Южное». Он выполнен по простой и наиболее надежной вытеснительной схеме, использует хорошо отработанные и наилучшим образом подходящие для длительных космических миссий высококипящие компоненты топлива — азотный тетраоксид и несимметричный диметилгидразин. Двигатели малой тяги также работают на этих компонентах топлива, в лендере использованы надежные двигательные блоки тягой по 3 кгс, которые ранее применялись на космическом аппарате «Океан-О».

«Нервной системой» аппарата является комплект бортовой авионики, в который входят бортовой компьютер, средства связи, навигационно-посадочная система, система электроснабжения, температурные и прочие датчики состояния, клапаны, приводы и другие исполнительные органы, объединенные в единый организм с помощью бортовой кабельной сети.

Весь этот комплекс узлов, компонентов и систем тщательно проверяется на Земле, проходя через множество проверок и многоступенчатых испытаний, — только так можно обеспечить требуемую надежность его работы во время длительного космического полета.

Характерные параметры аппарата отображены в табл. 1.

Как уже говорилось в первой части статьи, при начале полета лендера-хoppers с высокоэллиптической орбиты масса полезного груза, доставляемого на Луну, может достигать 300 кг. Однако лендеры могут быть использованы для миссий различных типов, для которых необходимо создание аппаратов соответствующих характеристик. ГП «КБ «Южное» было рассмотрено несколько вариантов лендеров увеличенной грузоподъемности, оснащаемых более мощными двигателями собственной разработки.

Более глубокую проработку получил аппарат среднего класса грузоподъемности, называемый возвращаемым лендером за свою возможность после завершения работы на поверхности Луны вернуться на окололунную орбиту.

При его разработке были рассмотрены такие сценарии применения:

1) старт с геопереходной орбиты, выход на транслунную траекторию, перелет и мягкая посадка с грузом в заданном районе поверхности Луны;

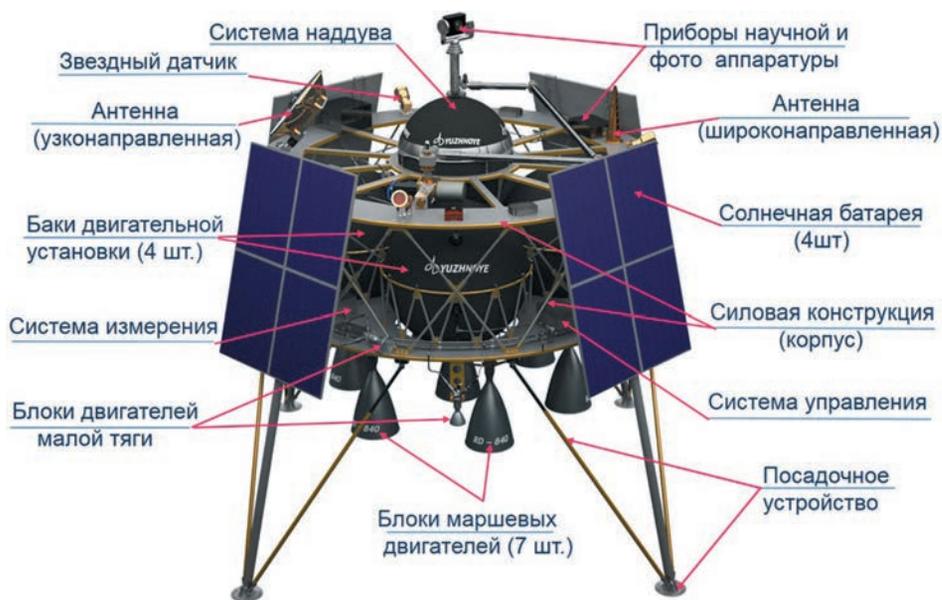


Рис. 1. Компоновочная схема лендера-хoppers и его основные компоненты

2) старт с транслунной траектории, перелет и мягкая посадка с максимальным грузом в заданном районе поверхности Луны;

3) старт с геопереходной орбиты, выход на транслунную траекторию, перелет и доставка к окололунной станции крупного контейнера с грузами (данный сценарий нужен для доставки лендера к окололунной станции);

4) старт с окололунной орбиты (станции), мягкая посадка с грузом в заданном районе поверхности Луны, разгрузка, взятие лунных образцов, взлет и выход на исходную окололунную орбиту.



Рис. 2. Двигатель РД840

ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ЛЕНДЕРА-ХОППЕРА

Характеристика	Значение
Начальная масса без ПГ, кг	1 715
Масса ПГ, доставляемого на поверхность Луны при старте с ПГСО, с перелетами / без перелетов, кг	50/150
Максимальный поперечный размер с опорами перед посадкой, мм	3 780
Запас топлива, расходуемого в полете, кг	1 320
Номинальная тяга маршевых двигателей, кгс	
✓ на основном режиме	285
✓ на этапе мягкой посадки, два режима	40,7/122,2
Номинальный удельный импульс маршевых двигателей в вакууме, с	315
Количество двигательных блоков системы ориентации	8
Тяга одного двигательного блока, кгс	3,0
Компоненты топлива (окислитель/горючее)	Азотный тетроксид / несимметричный диметилгидразин
Система подачи топлива в двигатели	вытеснительная
Газ наддува	гелий
Система электропитания	Солнечная, на базе ФЭП с буферной батареей
Время перелета Земля – Луна, сутки	5–7
Время работы на поверхности Луны, сутки	до 14

Первые два сценария позволяют доставить на поверхность Луны достаточно большой груз и благодаря своей автономности могут использоваться с самых начальных этапов лунной программы. Схема перелета практически такая же, как и у лендера-хоппера.

Третий и четвертый сценарии предполагаются уже после появления на окололунной орбите орбитальной станции, способной обеспечить дозаправку возвращаемого лендера и работу с его полезным грузом. Соответственно, сперва лендер с геопереходной орбиты доставляет груз массой около 3,5 т к окололунной орбитальной станции. Там он разгружается, дозаправляется и оснащается тем грузом, который надо доставить на Луну. Затем аппарат сходит с орбиты и выполняет посадку в заданном районе лунной поверхности. После разгрузки доставленного груза на возвращаемый лендер устанавливаются лунные образцы и прочие доставляемые с Луны на станцию грузы (до 50 кг). Лендер взлетает, выходит на орбиту и приближается к окололунной станции, где подхватывается манипулятором. Грузы с Луны переносятся на борт станции, а возвращаемый лендер проходит проверку, и в зависимости от состояния и программы работ либо готовится к следующей миссии, либо удаляется.

Схема конструкции и основных систем возвращаемого лендера показана на рис. 3.



Рис. 3. Возвращаемый лендер среднего класса (теплоизоляция не показана)

Данный лендер также выполнен одноступенчатым, его конструкция в основном подобна конструкции лендера-хоппера и выполнена из тех же материалов, но имеет увеличенные габариты, массу, запас топлива, а также использует более мощный блок маршевых двигателей, созданных специалистами КБ «Южное» по уникальной, пока не применяемой нигде в мире схеме с поршневым пневмонасосом.

Особенность данной схемы заключается в том, что для подачи компонентов топлива в камеру сгорания ЖРД используется поршневой насос, приводимый в действие сжатым гелием из тех же баллонов, которые обеспечивают подачу вытесняющего давления в основные баки лендера. Такой подход позволяет использовать гораздо меньшее давление для наддува баков, что позволяет снизить их массу и сократить массу гелия в газовой подушке баков. В то же время за счет работы насосов давление компонентов топлива, подаваемых в двигатели, может быть существенно выше, чем в баках двигательной установки, и это позволяет получить

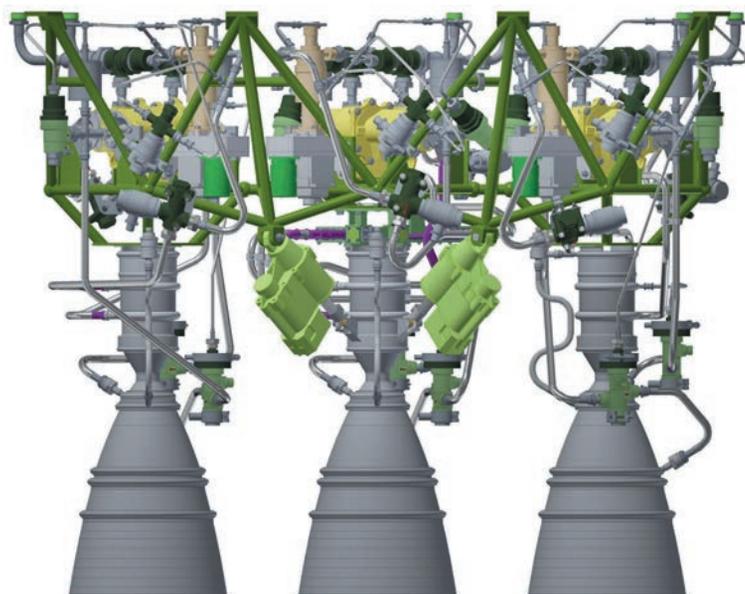


Рис. 4. RD860M — маршевый двигатель возвращаемого лендера

более высокую тягу двигателя, а также обеспечить плавное дросселирование¹ тяги, что особенно важно для надежной мягкой посадки при разной конечной массе аппарата.

Маршевый двигатель РД860М (рис. 4) возвращаемого лендера является сборкой из трех однокамерных двигательных блоков. Тяга каждого из них регулируется от 250 до 500 кгс, что позволяет регулировать тягу всего двигателя в широком диапазоне — от 0,25 до 1,5 тс (табл. 2). Это дает возможность использовать возвращаемый лендер для выполнения большого круга лунных транспортных задач (табл. 3).

Возможно, на первых этапах эксплуатации возвращаемого лендера экономическая эффективность его повторного использования будет ограниченной, но сам подход к внедрению многоразового использования окололунной техники является перспективным и обещает в будущем существенно сократить общий уровень затрат на доставку грузов на поверхность Луны.

Таблица 2

ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ВОЗВРАЩАЕМОГО ЛЕНДЕРА

Характеристика	Значение
Начальная масса без ПГ, кг	4 080
Максимальный поперечный размер (после посадки), мм	4 800
Запас топлива, расходуемого в полете, кг	3 150
Маршевый двигатель	РД860М
Тяга маршевого двигателя, кгс	
✓ максимальная	1 500
✓ минимальная при мягкой посадке	250
Удельный импульс маршевого двигателя в вакууме, с	322,5
Количество двигательных блоков системы ориентации	8
Тяга одного двигательного блока системы ориентации, кгс	10,0
Компоненты топлива (окислитель/горючее)	Азотный тетроксид/несимметричный диметилгидразин
Система подачи топлива в двигатели	Пневмонасосная
Газ наддува	Гелий
Система электропитания	Солнечная, на базе ФЭП с буферной батареей
Время перелета Земля – Околорунная орбита, сутки	4–5
Время перелета Околорунная орбита – Луна, сутки	1

Таблица 3

МАССЫ ПОЛЕЗНОГО ГРУЗА ЛЕНДЕРА СРЕДНЕГО КЛАССА ДЛЯ РАЗНЫХ СЦЕНАРИЕВ ПРИМЕНЕНИЯ

Сценарий использования лендера	Масса ПГ, кг
Перелет с геопереходной орбиты на поверхность Луны	600
Перелет с транслунной траектории на поверхность Луны	1 120
Перелет с геопереходной орбиты на окололунную орбиту	3 500
Перелет с окололунной орбиты на поверхность Луны/ возвращение с Луны на окололунную орбиту	920/50

Однако это произойдет уже на последующих этапах развития лунной деятельности, когда будет создана лунная база и начнет расширяться лунная и окололунная инфраструктура, основанная на использовании лунных ресурсов. Такой масштаб работ потребует применения еще более мощной космической техники, в частности многоразового лунного лендера, работающего на лунном топливе, а также создания и регулярной эксплуатации экономически эффективной транспортной цепочки на маршруте Земля — Луна.

Об этом мы расскажем в следующих статьях.

¹ Управляемое снижение тяги.



«ЛУНА СНОВА В ТРЕНДЕ...»



МНОГОРАЗОВЫЙ ЛУННЫЙ ЛЕНДЕР И ЕГО МИССИЯ

(Продолжение. Начало см. в №№ 7, 9, 2018 г., №№ 10, 12, 2020 г. «Наука и Техника»)

Продолжая рассказ о лунной базе, неплохо бы прежде всего узнать ответ на вопрос: а почему ее так и не сделали до сих пор?

Технически это было возможно еще с конца 70-х гг. прошлого века, т. е. более 40 лет назад. Астронавты успешно летали на Луну, ее успешно исследовали автоматические аппараты, условия на поверхности Луны были более-менее хорошо изучены.

И в США, и в СССР разрабатывались масштабные планы по пилотируемым лунным программам, создавались программы постройки на поверхности Луны масштабных баз, почти лунных городов, создания добывающе-перерабатывающих производств и т. д.

Но ни одна из этих программ так и не началась, все было остановлено на этапе проектно-поисковых и научно-исследовательских работ. Почему?

Сомневающиеся люди строили подозрения и целые теории глобальных заговоров, фантазировали в части секретных программ, запретов со стороны тайных обществ, вмешательства инопланетян и т. п. Но реальная причина на поверку является гораздо более прозаической.

Романтически настроенные энтузиасты покорения космоса нередко забывают о таком существенном факторе космических программ, как стоимость. Все космические программы — это довольно дорогостоящие проекты. Только ракета-носитель, выво-

дящая груз на орбиту, плюс стоимость поддержания космодрома и проведения пуска обходятся в значительные суммы денег (десятки и даже сотни миллионов долларов). И чем дальше от Земли этот груз нужно доставить, тем дороже это обходится.

И хотя стоимость запуска грузов снижается по мере развития космических полетов, совершенствования носителей и увеличения частоты пусков, она все равно остается довольно высокой. К примеру, средняя рыночная стоимость запуска спутников в середине 2010-х гг. составляла порядка 10–15 тыс. долл. за каждый килограмм.

Доставка же на поверхность Луны потребует применения дополнительных космических аппаратов, способных достичь транслунной скорости, добраться в окрестности Луны и совершить мягкую посадку в требуемом районе, что также является достаточно сложной миссией. Рынок доставки грузов на Луну все еще не сформирован, пока что коммерческая доставка предлагается с 2022 г. только одной фирмой, с ценой 1,2 млн долл. за один килограмм.

При этом самые скромные оценки создания лунной базы говорят о необходимости доставки на поверхность Луны грузов массой порядка 100 т. Нетрудно подсчитать, что даже если цена упадет в 3–4 раза (после появления альтернативных поставщиков и конкуренции), то все равно суммы выйдут гигантскими.

Но мало обеспечить доставку на Луну грузов — нужно собрать их в единую конструкцию на подготовленном заранее месте, объединить все системы, проверить их функциональность и устранить все возникшие проблемы, а для этого необходим набор вспомогательного оборудования и подробная технология работ по сборке и настройке всех систем лунной базы.

Авторы — Максим Дегтярев, Александр Бердник, Юлия Лысенко

Кроме того, для обеспечения пилотируемых миссий необходим специальный обитаемый транспорт, обеспечивающий доставку экипажа на лунную базу и последующее возвращение на Землю, и требования к нему более высокие, чем к средствам доставки грузов. Все вышеперечисленные средства должны быть разработаны, адаптированы к процессу запуска, изготовлены, испытаны и подготовлены к перелету, сборке и эксплуатации, — естественно, с учетом всех требований стоимость этих компонентов будет существенно больше, чем стоимость их доставки.

Из-за высокой стоимости такого груза растет и уровень рисков при его запуске и доставке на Луну, что требует повышения надежности транспорта, роста страховки, и это еще сильнее задирает планку стоимости доставки.

Как результат, создание лунной базы требует настолько высоких затрат, что их не может себе позволить даже самое богатое государство планеты Земля. К примеру, по оценкам NASA начала 2000-х гг., общая сумма работ по созданию лунной базы начальной конфигурации в рамках программы Constellation составляла порядка 200 млрд долл., что и стало одной из основных причин закрытия программы.

Однако цели, поставленные данной программой, сохраняются, как и вся программа поэтапного освоения комплекса. И за прошедшие 15 лет ситуация немного изменилась, что дает надежду на появление в ближайшие годы более экономичной и адекватной программы создания международной лунной базы. Ключом к появлению такой программы является существенное сокращение затрат на космические запуски, которое обеспечится за счет перехода к ракетно-космическим системам многоразового использования.

За последнее десятилетие некоторые ракетно-космические фирмы, в частности SpaceX и Blue Origin, добились успешного возвращения из космоса первых ступеней ракетно-космических систем и начали их многоразовую эксплуатацию, обеспечив в результате существенное снижение затрат на космические запуски. Подобные системы разрабатываются и другими ракетно-космическими фирмами в нескольких странах мира, в частности в Китае, РФ, Евросоюзе. Также начаты разработки полностью многоразовых средств выведения, обещающих в перспективе сокращение стоимости запуска в космос в несколько раз, а после увеличения частоты запусков — в десятки раз.

Тем не менее транспортные средства, летающие на Луну, в дальний космос и даже на высокоэнергетические околоземные орбиты (разгонные блоки, космические буксиры), остаются достаточно дорогими. Переход на многоразовые системы космического базирования мог бы позволить сократить затраты на изготовление нового космического транспорта, но может и привести к появлению новых проблем. Чтобы вернуть космический буксир обратно на низкую околоземную орбиту, на нем нужно оставить запас топлива на обратный путь, что существенно снижает массу полезного груза. Вдобавок для повторного использования к такому буксиру нужно доставить новый запас топлива, который составляет 85–90 % общей массы буксира. Причем это топливо требует для транспортировки специальных емкостей размером с топливные баки самого буксира, которые после опорожнения становятся уже ненужными, и возвращать их на Землю нецелесообразно. В результате многоразовое применение такого космического буксира не обеспечивает существенных преимуществ в сравнении с одноразовыми. Как быть?

И тут стоит вспомнить о такой перспективной технологической концепции, как использование местных (внешеземных) ресурсов, называемой также ISRU (in-situ resource utilization).

Хотя первоначально эта концепция рассматривалась как способ сокращения массы грузов, доставляемых с Земли на внешеземные базы, по сути, ISRU означает производство необходимых вещей и ресурсов для такой базы из местного сырья и энергии. Само собой, данная концепция рассматривается в первую очередь для реализации на Луне как ближайшем для человечества источнике большого объема внешеземного материала.

Но назначение созданного однажды производства нет смысла ограничивать потребностями самой лунной базы. Идея, уже давно проработанная учеными и энтузиастами исследования космоса, предполагает, что лунная инфраструктура станет начальным центром развития космической промышленности, которая будет обеспечивать основные потребности в материалах и энергии не только для лунных, но и для космических производств, обеспечивающих расширение всей сферы деятельности человечества в космосе.

При этом обращает на себя внимание факт, что основную массу материала, необходимого человечеству для космической деятельности, составляет и будет составлять в будущем ракетное топливо, либо реактивная масса, расходуемая для транспортных операций. Соответственно, использование для производства топлива внешеземных источников сырья обеспечит не только существенное сокращение затрат на космические миссии, но также и значительное снижение выбросов в атмосферу Земли продуктов сгорания ракетных двигателей.

Само собой, что местом производства топлива, которое в перспективе будет основным для космических транспортных средств, рассматривался ближайший к Земле источник существенных запасов сырья — ее спутник Луна.

Ресурсы Луны содержат в себе гигантские массы многих веществ, но распределены они крайне неравномерно. Десятилетия дистанционного и прямого изучения материала Луны (в том числе доставленного на Землю) показали, что лунные породы являются источником большого числа оксидов, прежде всего кремния и различных металлов. В то же время не обнаружены в существенных объемах такие вещества, как углерод, азот, водород и ряд других веществ, широко распространенных на Земле.

К сожалению, большая часть земных ракетных горючих традиционно делается именно из этих элементов. Если бы речь шла о потребностях обитаемых объектов (станций, баз), то можно было бы обойтись поставками с Земли и замкнутыми циклами, но ракетное топливо при использовании вылетает буквально в трубу реактивной тяги и потому будет требовать постоянного пополнения. Впрочем, на Луне в изобилии присутствует кислород, да и некоторые металлы могут в небольших количествах применяться как компоненты высокоэнергетических горючих, но основными элементами, необходимыми для производства горючего в космосе, являются водород и углерод.

По данным исследования солнечной системы известно, что дальше от Солнца — на Марсе, в поясе астероидов и на спутниках планет-гигантов данные элементы достаточно распространены, но из-за удаленности от Земли перспективы их применения отодвигаются в неопределенное будущее.

Ситуация изменилась с появлением на окололунных космических аппаратах нейтронных детекторов, способных обнаруживать водородсодержащие вещества в подповерхностном слое грунта. Благодаря их данным выяснилось, что хотя верхний слой лунного реголита обезвожен, в ряде районов Луны

уже на небольшой глубине присутствуют породы с водосодержащими минералами. По предварительному анализу (согласно данным на сайте NASA), запасы воды на Луне оценивались в ~6,6 млрд т.

Данные оценки уже существенно изменили прогнозы в части перспектив расширения лунной деятельности, поскольку дают возможность производства на Луне не только кислорода, но и водорода, т. е. имеются все 100 % ракетного топлива. Более того, водород является самым эффективным рабочим телом для перспективных ядерных двигателей, а также может использоваться как рабочее тело перспективных электроракетных двигателей (например, VASIMR). В процессе развития космической деятельности объем транспортных операций за пределами низких орбит может возрасти на несколько порядков, но благодаря использованию лунного топлива возможно сохранение нагрузки на земные ракетно-космические системы в умеренных пределах, не обеспечивающих существенного влияния на земные атмосферу и климат.

Такие долгосрочные перспективы позволят раньше вовлечь в лунную деятельность частный бизнес, а значит, быстрее окупить вложенные в окололунную деятельность затраты. Тем не менее для создания лунных производств по добыче воды и ее переработке в кислородно-водородное топливо потребуется довольно существенный объем работ непосредственно на поверхности Луны, которые будут начинаться с создания лунной базы.

Начало на лунной базе работ и необходимые этапы для создания производства лунного топлива рассматривались в рамках концептуальных исследований КБ «Южное» по созданию научно-производственной лунной базы. Тогда же было определено, что первым и наиболее эффективным потребителем произведенного на Луне топлива будет многократный лунный лендер (МЛЛ), поскольку он обслуживает транспортные операции «лунная орбита — лунная поверхность», наиболее близкие к месту производства топлива.

Двигатели лендера работают на жидких кислороде и водороде, получаемых из лунных запасов воды методом электролиза и обеспечивающих высокую эффективность использования МЛЛ в транспортных миссиях. Проведенные оценочные расчеты показали, что такой аппарат даже с резервом на возврат способен доставлять на лунную базу полезный груз такой же массы, как и одноразовая система начального этапа на высококипящих компонентах топлива.

Таким образом, появляется возможность совмещения этапа летной отработки МЛЛ (в одноразовом варианте) с целевыми миссиями по доставке грузов на лунную базу.

Поэтому основной (типовой) миссией МЛЛ выбрана доставка одиночного полезного груза с окололунной орбиты на лунную базу при начальной массе аппарата с грузом на окололунной орбите 20 т, как и в транспортной системе для создания лунной базы. Это упростит переключение с одноразового лендера начального этапа на многократный на дальнейших этапах обслуживания и расширения базы.

Данная транспортная задача стала определяющей для формирования основных требований и основных характеристик МЛЛ. Для расширения его функциональности и увеличения эффективности использования рассмотрены также миссии с доставкой на поверхность Луны пилотируемой кабины с экипажем и возвращением ее на окололунную орбиту, что может применяться как для ротации экипажей, так и для пилотируемых высадок в неисследованные районы Луны.

Варианты облика универсального МЛЛ с полезным грузом в зависимости от выполняемой задачи показаны на рис. 1–4.

Кроме транспортных задач и основных компонентов топлива двигательной установки, к многократному лендеру применялись следующие требования:

- ✓ компактность, в особенности по ширине, для размещения в обтекателе ракеты-носителя сверхтяжелого класса;
- ✓ минимальная высота верхней платформы с полезным грузом для упрощения погрузочно-разгрузочных операций;



Рис. 1. МЛЛ с блоком топливных емкостей

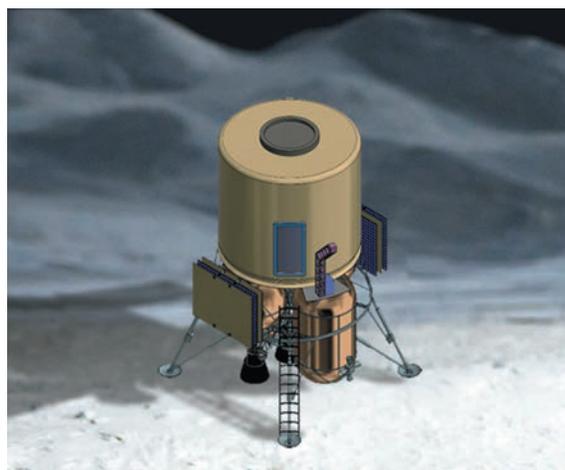


Рис. 2. МЛЛ с модулем Лунной базы или грузовым контейнером

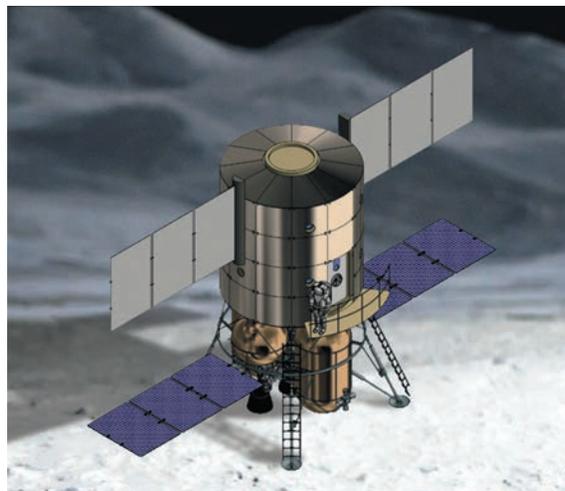


Рис. 3. МЛЛ с первым Лунным жилым модулем (одноразовый вариант МЛЛ)



Рис. 4. МЛЛ с герметичной кабиной

- ✓ симметричное размещение топливных баков и полезного груза для минимизации смещения центровки в полете;
- ✓ обеспечение устойчивости при посадке, в том числе с учетом наклона поверхности и остаточной горизонтальной скорости аппарата;
- ✓ максимальная конструктивная простота и высокая надежность;
- ✓ минимум затрат как при создании МЛЛ, так и при его производстве и эксплуатации;
- ✓ минимальная конечная масса МЛЛ за счет оптимизации силовой конструкции с учетом рационального размещения всех компонентов МЛЛ и оптимального распределения нагрузок на разных режимах полета и посадки.

Следуя данным требованиям, многоразовый лунный лендер выполнен одноступенчатым, при этом запаса топлива в его баках достаточно и для доставки целевого груза, и для возвращения аппарата к месту базирования — на низкоорбитальную окололунную станцию, а впоследствии на лунную базу, где производится топливо для дозаправки МЛЛ.

СОСТАВ И ОСНОВНЫЕ КОМПОНЕНТЫ МЛЛ

На рис. 5 показаны компоновка, основные компоненты и системы многоразового лунного лендера.

В состав двигательной установки лендера входят три однокамерных маршевых двигателя, но на финальном участке посадки используется только один центральный, с возможностью регулирования тяги 50–100 %. Данная схема обладает повышенной надежностью (возможно аварийное продолжение полета при отказе одного двигателя), меньшим требуемым уровнем тяги и диапазоном дросселирования для единичного двигателя, что сокращает затраты на его создание.

При выборе конструкции МЛЛ анализировались различные варианты компоновки с разным количеством сферических, сфероцилиндрических и торовых баков. Оптимизированная конструкция МЛЛ включает в себя два сферических бака жидкого кислорода и два сфероцилиндрических бака жидкого водорода с симметричным расположением. Баки установлены в силовом каркасе, соединяющем лендер в общую конструкцию, в верхней его части установлено универсальное стыковочное устройство. На данном устройстве могут быть установлены или герметичная кабина для пилотируемых миссий, или различные варианты грузов, отдельные модули будущей лунной базы, платформы с различным оборудованием, в том числе для раз-

вертывания добычи лунного льда и производства из него топлива.

Снизу на аппарате установлены четыре раскладывающиеся посадочные опоры, оснащенные механическими демпферами многоразового действия. С их помощью корпус МЛЛ после посадки может наклоняться на небольшой угол для упрощения разгрузочных операций. В состав многоразового лендера входят также блоки двигателей малой тяги, работающие на газообразных компонентах топлива из основных баков. Для обеспечения теплового режима компонентов топлива будет использоваться бортовая активная криосистема. Прототипы такой системы уже разрабатывались, к примеру, для термостатирования бака с переохлажденным жидким кислородом двигательной установки орбитального корабля многоразовой космической системы «Энергия-Буран», в создании которой принимали участие украинские предприятия (НИИТ «Криогенмаш», г. Одесса).

В состав бортовой авионики входят системы управления, телеметрии, дальней связи, астронавигации, терморегулирования, приборы системы посадки и т. д. Система электропитания включает в себя бортовые аккумуляторные батареи и раскладываемые солнечные панели. Основная часть конструкции МЛЛ снаружи покрыта экранно-вакуумной теплоизоляцией. На наружной поверхности МЛЛ также расположены заправочные и контрольно-проверочные интерфейсы, радиаторы, приборы астронавигации и мягкой посадки, антенны космической связи и др.

В архитектуру построения систем МЛЛ закладывается принцип модульности и ремонтпригодности в открытом космосе, что позволит при необходимости выполнить замену отказавшего модуля или другой вид ремонта либо с помощью дистанционного манипулятора, либо с непосредственным участием экипажа.

О подробностях применения многоразового лендера, в частности сценариях миссий, и необходимой для его использования инфраструктуре читайте в следующей части материалов.



Рис. 5. Компоновочная схема многоразового лунного лендера

