

Трансформируемые сборки унифицированных космических модулей транспортно-грузовой системы «Метаморфоза», проектируемой для освоения Луны

© А.Б. Степашкин, И.Е. Никулин

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Российская Федерация

Представлены конструкции частей транспортно-грузовой системы «Метаморфоза». Предложены способы доставки унифицированных космических модулей — стационарных «Квадрат» и мобильных «Термит», а также унифицированной лунной посадочной платформы «Клевер» на низкую опорную орбиту Земли с дальнейшей стыковкой, транспортировкой по трассе Земля — Луна и мягкой посадкой в заданном районе Луны. Рассмотрена возможность встраивания трансформируемой модульной концепции построения лунной базы на основе унифицированных космических модулей «Квадрат», «Термит» и «Клевер» в существующие и перспективные разработки ракетных систем доставки полезной нагрузки на орбиты Земли и Луны с последующей посадкой на поверхность Луны. Проведен анализ возможностей отечественных ракет-носителей, разгонных блоков и межорбитальных многоразовых буксиров с точки зрения компоновки конструкций. В основу исследования заложен принцип трансформации, обусловленный особенностями форм конструкций модулей. Определены предварительные массогабаритные характеристики конструкций модулей и их сборок. Представлены принцип построения и способы сборки лунных космических объектов. Проведена сравнительная оценка транспортно-грузовой системы «Метаморфоза» с современными реализованными и перспективными космическими системами для работы на поверхности Луны, в части жесткости и устойчивости конструкций в полете и при посадке на поверхность. Кроме того, оценена работа системы управления в процессе схода посадочной ступени с опорной орбиты Луны и при парировании горизонтальной скорости аппарата относительно поверхности в момент посадки. Рассмотрены технологии изготовления унифицированных космических модулей «Квадрат», «Термит» и «Клевер». Показаны изготовленные в процессе разработки проекта демонстрационные макеты, иллюстрирующие доставку унифицированных космических модулей с Земли на низкую опорную орбиту, трансформацию сборки унифицированных космических модулей на орбите искусственного спутника Земли, доставку унифицированных космических модулей с орбиты искусственного спутника Земли на орбиту искусственного спутника Луны и ее поверхность. Представлен масштабный макет лунной базы.

Ключевые слова: унифицированный космический модуль, трансформация, лунная база, демонстрационный макет, Луна

Введение. В настоящее время космонавтика становится прикладной отраслью с перспективой добычи ресурсов на Луне [1]. Современные реализованные и разрабатываемые автоматические и пилотируемые космические аппараты (КА), предназначенные для освоения Луны, базируются на линейной компоновке модулей и отсеков для размещения КА внутри обтекателя ракеты-носителя при выведении на орбиту Земли.

На заре освоения космоса, когда и масса аппаратов, и число модулей, выполняющих самостоятельную функцию, были невелики, такая компоновка считалась оптимальной. Центр масс КА находился практически рядом с отсеком двигателя мягкой посадки. В этом случае соотношение высоты конструкции и размеров между посадочными опорами аппарата приближалось к 1:1 (например, у аппаратов «Луна 16» и Surveyor). Поэтому требования к точности работы системы управления при парировании горизонтальной скорости КА относительно поверхности в момент посадки были достаточными для выполнения миссий.

В реализованных миссиях и перспективных прототипах КА отмечаются две тенденции: к увеличению высоты конструкций при небольшой площади основания КА и к расположению центра масс значительно выше уровня двигателя мягкой посадки. В связи с этим становится совершенно очевидной основная проблема современных проектов — «опрокидывающий момент». В результате анализа реализованных последних миссий на Луну и разработок Илона Маска (вертикальная посадка на Землю отработавших ступеней) можно сделать вывод, что приведенные рассуждения подтверждаются на практике.

Первый японский аппарат SLIM (Smart Lander for Investigating Moon), севший на Луну 19 января 2024 г., при посадке опрокинулся. Первопричиной нештатной ситуации стало разрушение двигателя, но и посадочная конструкция немало тому поспособствовала. У «Одиссея», который 23 февраля 2024 г. совершил посадку на Луну, она проходила нештатно — одна посадочная опора подломилась. Сочетание высоких опор, боковой скорости и наличие склона в 12° при высоко расположенном центре тяжести привело к опрокидыванию КА.

Еще один пример: необходимо посадить на Луну 50-метровую 1300-тонную конструкцию Starship HLS. Посадка первых ступеней ракеты среднего класса Falcon 9 отработана, ее посадочная ступень представляет собой практически пустую трубу массой 22,2 т с девятью ракетными двигателями Merlin 1D на нижнем конце массой по 0,7 т каждый, т. е. в сумме их масса составляет 6,3 т, плюс четыре раздвижные посадочные опоры общей массой 2 т. Это означает, что центр тяжести ступени в момент посадки находится довольно низко. На самом вершине Starship можно разместить полезную нагрузку (ПН) массой около 100 т. Следует отметить, что садиться придется не на твердую и ровную поверхность, а на реголит — сыпучий грунт с возможным уклоном. Так, лунный модуль «Аполлона-15» при посадке 29 июня 1971 г. попал одной опорой в яму, что привело к крену в 11° . Для миссии такая посадка не стала фатальной. Но если Starship со 100-тонной полезной нагрузкой наверху в подобной ситуации станет валиться на бок, развивая инерцию, то неприятностей не избежать. В сложившейся ситуации

следует использовать механизм теории решения изобретательских задач (ТРИЗ) [2]. Эта система методов и инструментов, направленных на решение технических задач и поиск нестандартных решений, разработана советским инженером и изобретателем Генрихом Альтшуллером [3]. С точки зрения ТРИЗ, при разработке средств доставки КА на Луну необходимо будет при существующих способах доставки ПН с поверхности Земли на опорную орбиту Земли и Луны повысить жесткость конструкции и устойчивость посадочной ступени при прилунении для снижения нагрузки на систему управления, а также обеспечить выход экипажа на поверхность Луны и его возвращение обратно практически на уровне грунта, без помощи лифтовых систем.

Цель работы — разработка новых конструктивно-компоновочных решений транспортно-грузовой системы (ТГС), предназначенной для освоения Луны, отличающейся возможностью трансформации конструкции перед посадкой.

Облик транспортно-грузовой системы. Конструкция ТГС может иметь вытянутую компоновку, при необходимости размещаемую под обтекателем, которую можно трансформировать в устойчивую, удобную для посадки. Транспортно-грузовая система «Метаморфоза» состоит из трех концептуальных частей: сцепка из четырех трансформируемых унифицированных стационарных космических модулей (УСКМ) «Квадрат»; сцепка из четырех трансформируемых унифицированных мобильных космических модулей (УМКМ) «Термит»; сцепка из четырех трансформируемых ферменных модулей — унифицированная лунная посадочная платформа (УЛПП) «Клевер».

Модули Лунной базы УСКМ «Квадрат» и УМКМ «Термит» доставляются на поверхность Луны с помощью УЛПП «Клевер» с инерционными лифтовыми платформами синхронизированного раскрытия. Достичь положительного результата может помочь унификация при проектировании и строительстве космических объектов [4]. В контексте обсуждаемого исследования унификация позволит изменить форму частей ТГС «Метаморфоза», выводимых на низкую опорную орбиту Земли, путем трансформации линейных объектов стартовой конфигурации в объекты замкнутого типа транспортно-посадочной конфигурации.

Исследование возможности создать и использовать ТГС «Метаморфоза» базируется на принципе трансформации, заявленном в патентах на изобретения [5–7].

УСКМ «Квадрат». Формообразующая поверхность этого модуля — эллиптический цилиндр (рис. 1), с обоих концов усеченный плоскостями параллельно большей оси формирующего эллипса под углом 45° каждая навстречу друг другу. В результате этого плоскости сечения образуют между собой угол 90° .

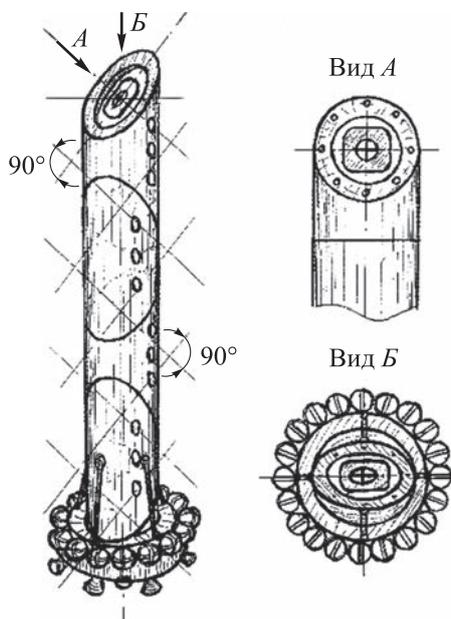


Рис. 1. Сборка из четырех УСКМ с формообразующей поверхностью эллиптического цилиндра

Эллипс — это геометрическое место точек M евклидовой плоскости, для которых сумма расстояний до фокусов F_1 и F_2 удовлетворяет соотношению:

$$|F_1M| + |F_2M| = 2a, \quad |F_1F_2| < 2a,$$

где a — большая полуось эллипса.

Получить торцы эллиптического цилиндра УСКМ в виде окружности диаметром, равным длине большой оси формообразующего эллипса, можно только при одном значении рационального (приближенного) коэффициента сжатия — отношения длин малой b и большой a полуосей формообразующего эллипса: $k_{rat} = b/a$. При вычислении k_{rat} понадобится длина периметра эллипса $L_{эл}$. Вычислить приблизительную длину периметра с максимальной погрешностью расчета 0,63 % можно по формуле

$$L_{эл} \approx 4 \frac{\pi ab + (a-b)^2}{a+b}. \quad (1)$$

Длину периметра также можно определить по формуле Рамануджана

$$L_{эл} \approx \pi \left[3(a+b) - \sqrt{(3a+b)(a+3b)} \right]. \quad (2)$$

Рассмотрим, к примеру, процесс изготовления макета УСКМ из тонкостенной цилиндрической трубы диаметром 100 мм. Для превращения этой трубы в эллиптический цилиндр необходимо деформировать ее вдоль двух взаимно перпендикулярных осей, перпендикулярных оси цилиндра. Естественно, длина периметра формирующего эллипса макетного эллиптического цилиндра будет равна длине окружности цилиндрической трубы, мм:

$$L_{\text{м.эл}} = L_{\text{окр.ц.тр}} = 2\pi r = \pi d = 3,14 \cdot 100 = 314 . \quad (3)$$

Для определения значений большой $a_{\text{м.эл.ц}}$ и малой полуоси $b_{\text{м.эл.ц}}$ макетного эллиптического цилиндра необходимо рассчитать k_{rat} . Для этого нужно мысленно рассечь плоскостью цилиндрическую трубу, изображенную в двух проекциях (рис. 2). Плоскость сечения проходит через отрезок $|EF|$ под углом 45° к оси симметрии цилиндрической трубы и через отрезок $|BD|$, т. е. $\angle ABO = \angle ODC = \angle AOB = \angle COD = 45^\circ$; $\angle OAB = \angle OCD = 90^\circ$.

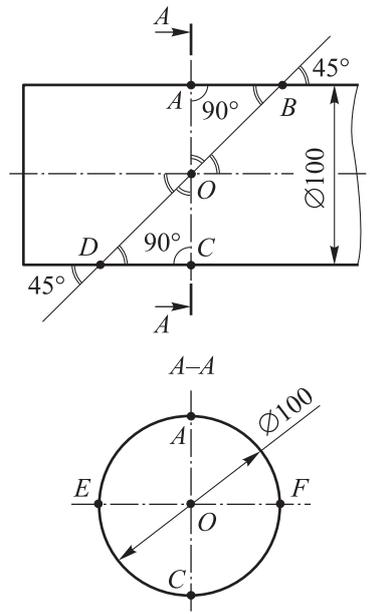


Рис. 2. Схема к определению коэффициента сжатия

Теперь следует определить длину отрезка OB . Треугольники OAB и OCD — равнобедренные, тогда справедливы равенства

$$|OA| = |AB| = |OC| = |DC| = 50 \text{ (мм)}; |OB| = |OD|;$$

$$|OB|^2 = |OA|^2 + |AB|^2;$$

$$|OB| = \sqrt{|OA|^2 + |AB|^2} = \sqrt{|OA|^2 + |OA|^2} = \sqrt{2|OA|^2} = |OA|\sqrt{2} =$$

$$= 50 \cdot 1,414 = 70,7 \text{ (мм)}.$$

Следовательно, в сечении цилиндрической трубы плоскостью, проходящей через точки D, B, E, F (см. рис. 2), получился эллипс, у которого большая ось имеет значение $2a_{\text{цил.тр}} = |DB| = 2|OB| = 2 \cdot 70,7 = 141,4$ (мм), а малая — $2b_{\text{цил.тр}} = |EF| = 100$ (мм).

После этого необходимо вычислить коэффициент сжатия эллипса k_{rat} , образованного при сечении цилиндрической трубы плоскостью под углом 45° к оси ее симметрии через отрезок $|BD|$:

$$k_{\text{rat}} = \frac{50}{70,7} = 0,707.$$

Затем можно решить частную задачу нахождения большой и малой полуосей для трансформации цилиндрической трубы в эллиптический цилиндр. Для проверки правильности расчетов нужно решить задачу двумя способами, определив $L_{\text{м.эл}}$ по формуле (3).

Используя оптимальный коэффициент сжатия $k_{\text{rat}} = 0,707$, можно представить малую полуось через большую: $b = 0,707 a$. Теперь, используя формулу (1), можно получить: $2a = 116,227$ (мм); $2b = 2a \cdot 0,707 = 82,172$ (мм) $\approx 82,2$ (мм).

Расчет по формуле (2) дает значения: $2a = 116,296$ (мм); $2b = 82,221$ (мм) $\approx 82,2$ (мм).

Определенные разными способами значения как a , так и b получились одинаковыми при округлении их с точностью до первого знака после запятой.

Теперь следует определить габаритные размеры УСКМ «Квадрат», состоящего из четырех модулей (рис. 3). Для этого нужно выразить малую полуось через большую, используя рациональный коэффициент сжатия $k_{\text{rat}} = 0,707$. Один УСКМ с учетом его расположения под обтекателем ракеты-носителя «Ангара-А7.2В» имеет следующие размеры: большая ось $2a$ эллиптического цилиндра его корпуса равна 4000 мм, малая ось $2b$ УСКМ — 2800 мм, длина корпуса единичного УСКМ — 9300 мм, максимальное расстояние от корпуса УСКМ до внутренней стороны головного обтекателя по оси b составляет 2200 мм, а минимальное по оси a — 1600 мм.

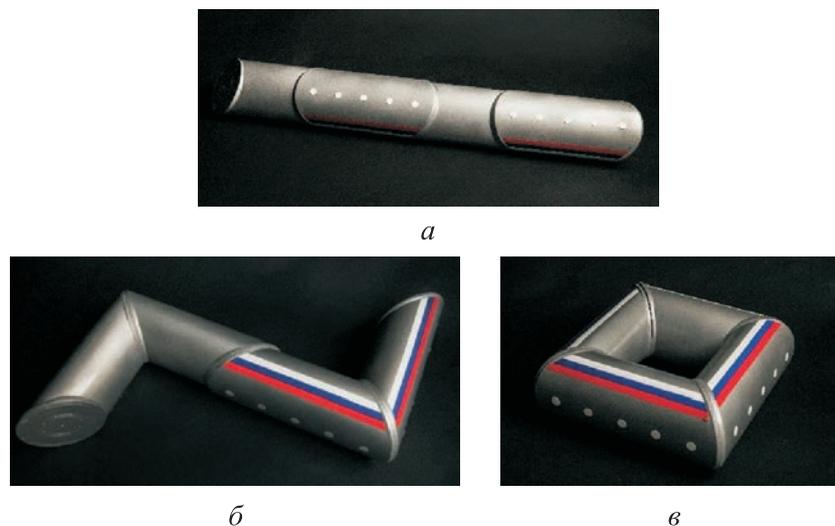


Рис. 3. Сцепка из четырех УСКМ:

a — стартовая конфигурация; *б* — промежуточная фаза трансформации;
в — транспортно-посадочная конфигурация

Из оценочных расчетов следует, что объем между внутренней поверхностью головного обтекателя и поверхностью корпусов сцепки из четырех УСКМ позволяет дополнительно разместить и закрепить на них солнечные батареи и приборы, а также стойки и тяги опор УСКМ (рис. 4 и 5).

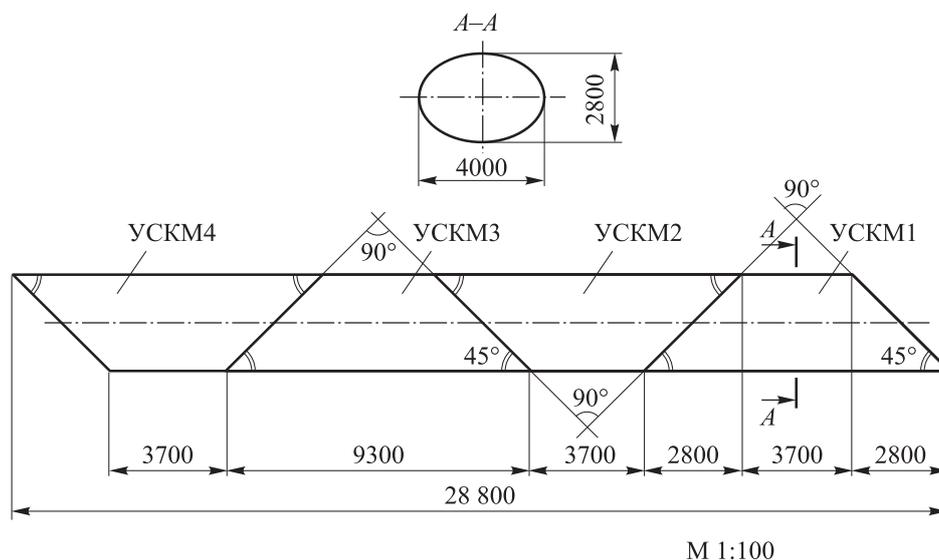


Рис. 4. Сцепка из четырех УСКМ

Следовательно, комбинируя различные способы изготовления, можно создать надежные корпуса УСКМ, которые будут сохранять рабочие характеристики в условиях космоса [8]. Считается, что масса существующих корпусов герметичных отсеков станций, выполненных из алюминий-магниевого сплава, составляет около 8 % от полной массы модуля. Например, масса модуля «Звезда» без учета масс окислителя и горючего (несимметричный диметилгидразин — НДМГ) составляет 19 435 кг. Габариты двух УСКМ равны габаритам модуля «Звезда», поэтому можно считать, что полная масса УСКМ без горючего равна 9700 кг. Значит, масса металлического герметичного корпуса УСКМ составит 770 кг.



Рис. 5. Макет сцепки из четырех УСКМ под обтекателем ракеты-носителя

При изготовлении УСКМ с применением сетчатых композитных конструкций можно снизить массу его корпуса до 616 кг, т. е. в связке из четырех УСКМ удастся сэкономить 0,5...1,0 т массы, однако только в процессе изготовления существует возможность опре-

делить ее точное значение.

Если считать характеристики ракеты-носителя «Ангара-А7.2В» базовыми, то масса полезного груза (ПГ) на орбите составит 50 000 кг, длина по корпусу головного обтекателя (ГО) — 31 000 мм, максимальный диаметр ГО — 7200 мм, т. е. можно будет рассчитывать на вывод на низкую опорную орбиту (НОО) Земли четырех УСКМ с посадочными опорами и солнечными батареями.

Установлено, что в комплексе с ракетоносителем 50-тонного класса «Ангара-А7В» многоразовый межорбитальный буксир с ядерной энергетической установкой (ЯЭУ) электрической мощностью 1–2 МВт при характеристиках, оптимальных с точки зрения экономического выигрыша, будет доставлять на орбиту искусственного спутника Луны (ОИСЛ) кванты ПГ массой $m_{ПГ}$ в диапазоне 28 000...50 000 кг [9]. При увеличении массы ПГ для многоразового межорбитального буксира (ММБ) с ЯЭУ до 45 000...50 000 кг можно будет доставить за один перелет на ОИСЛ четыре УСКМ массой по 10 000 кг и УЛПП «Клевер» массой от 3000 до 7000 кг в зависимости от материала [10]. Это позволит собрать лунный комплекс на орбите Земли и доставить его на орбиту Луны с последующей посадкой на ее поверхность.

В конструкции мест стыковки УСКМ будет заложена возможность автоматического поворота модулей на заданный угол относительно друг друга с шагом фиксации 45°. Эти углы и будут определять форму

каждого конкретного объекта — в данном случае квадрат. При завершении операции поворота УСКМ (см. рис. 3), входящих в буксируемую сцепку, происходят стягивание и фиксация УСКМ в местах стыковки, которые также осуществляются автоматически. Работы по трансформации связи УСКМ из стартовой конфигурации в транспортно-посадочную проводятся в условиях микрогравитации на НОО. Это позволит при необходимости корректировать циклограммы этапов сборки, дополнительно выводить на НОО требуемые материалы и проводить соответствующие тесты всех систем лунного многомодульного космического комплекса перед отлетом к Луне.

Процесс поворота модулей будет проходить плавно с небольшой угловой скоростью, чтобы не вносить динамические возмущения, способные негативно повлиять на орбиту полета и ориентацию в пространстве летящую конструкцию. Изменение формы сцепки приведет к изменению центра масс буксируемой конструкции, что нужно будет учитывать при коррекции орбиты во время полета.

УМКМ «Термит». Такие модули предназначены для передвижения по поверхности Луны при строительстве многомодульной мобильной лунной базы.

Поверхность единичного УМКМ конструктивно выполнена в форме сочетания цилиндра и двух полусфер, неподвижно соединенных между собой (рис. 6). Находящиеся по обоим концам УМКМ полусферы усечены по ним плоскостями. Плоскости сечения наклонены к главной оси симметрии всего УМКМ навстречу друг другу под углом 45° , что создает между образованными круговыми поверхностями угол 90° (рис. 7).

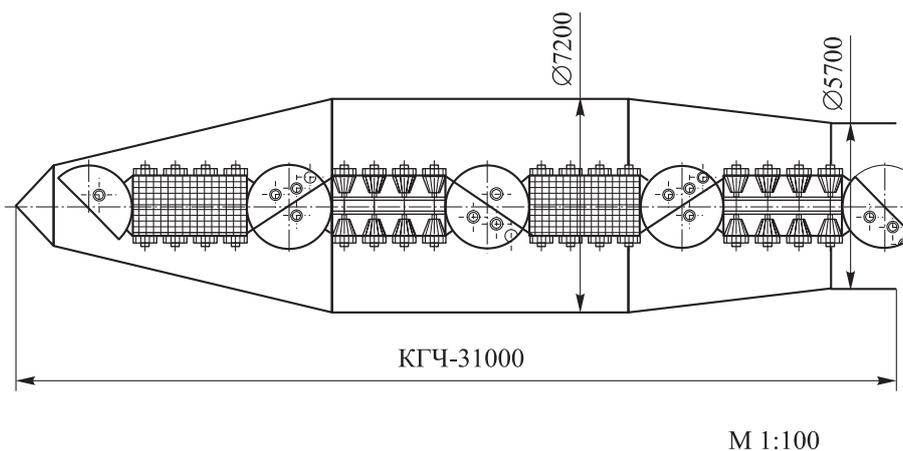


Рис. 6. Сцепка из четырех УМКМ под головным обтекателем ракеты-носителя

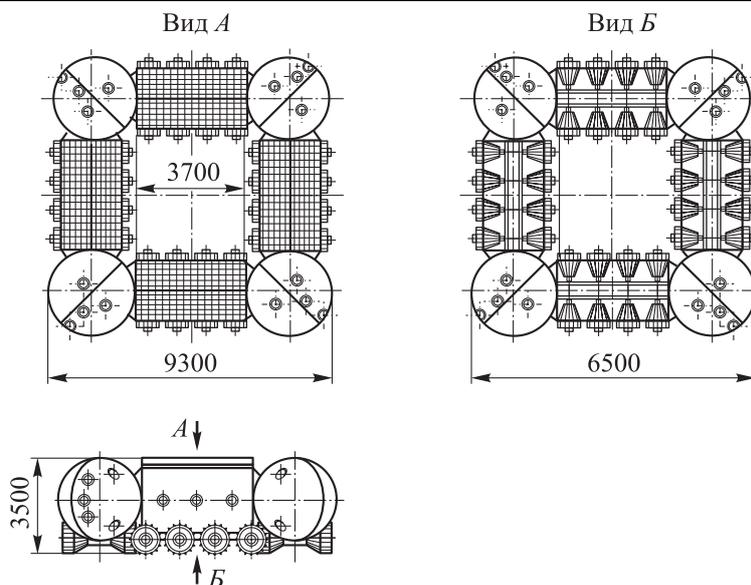


Рис. 7. Перелетно-посадочная конфигурация сцепки из четырех УМКМ

Предполагается изготавливать модули на основе технологии, используемой для производства существующих корпусов герметичных отсеков орбитальных станций, выполненных из алюминивно-магниевого сплава (сфера, конус, цилиндр).

УЛПП «Клевер». Торцевые поверхности законцовок конструкций четырех секций УЛПП усечены под углом 45° каждая навстречу друг другу, что позволяет секциям трансформироваться в условиях микрогравитации из протяженного объекта в стартовой конфигурации в замкнутый квадратный объект транспортно-посадочной конфигурации. Конструкция УЛПП решетчато-стержневого типа дает возможность оптимизировать массогабаритные характеристики с сохранением несущей прочности. Процесс одновременного опускания четырех УМКМ почти до уровня грунта реализуется посредством кинематики разведения решетчато-стержневой конструкции инерционных лифтовых платформ УЛПП (рис. 8, а-е). Конструкция унифицированной лунной посадочной платформы «Клевер» оснащена одновременно опускаемыми инерционными лифтовыми платформами для доставки грузов на лунную поверхность. После ее посадки на грунт и прохождения необходимых тестов срабатывают пирозамки-толкатели, толкающие платформы в четыре стороны от центра УЛПП. По инерции за счет массы УМКМ и силы тяжести Луны четыре платформы опускаются до лунной поверхности. Плавность опускания обеспечивается демпферными механизмами каждой платформы и демпферными опорами при касании платформами поверхности грунта (рис. 8, з, д).

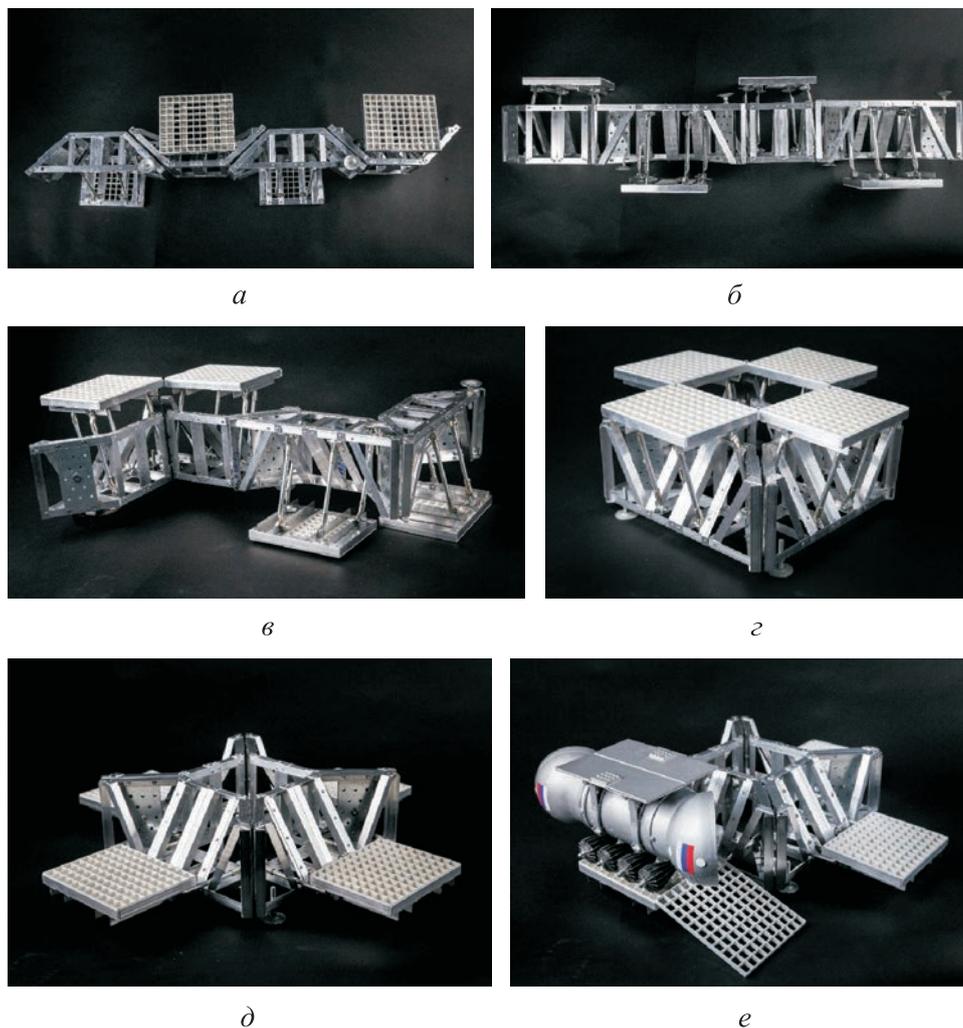


Рис. 8. Конструкция УЛПП решетчато-стержневого типа

Заключение. Перспективная модель построения орбитальных и планетных космических систем из унифицированных трансформируемых космических модулей обладает техническими и экономическими преимуществами: устойчивость и жесткость конструкции лунного комплекса в транспортно-посадочной конфигурации, удобство десантирования космонавтов и грузов на поверхность Луны, возможность более выгодной компоновки двигательной установки мягкой посадки с конструкцией лунного комплекса, а также более целесообразное размещение центра масс всей посадочной конструкции.

Разработка новой конфигурации спускаемого аппарата — один из важных аспектов проектирования будущей лунной миссии. Анализ существующих проектов показывает, что современные компоновки автоматических и беспилотных посадочных ступеней имеют ряд

недостатков. Конструкция спускаемого модуля должна быть измененной до начала процесса посадки. Линейная последовательность из нескольких модулей, соединенных наклонными шарнирами, поворачивается в замкнутое кольцо. В результате этого преобразования расстояние между опорами модуля увеличивается. Получается более гармоничный тензор инерции. Таким образом, подобная трансформация повышает устойчивость модуля во время посадки. Это также сокращает расстояние, на которое необходимо опустить полезную нагрузку с космического аппарата на поверхность Луны.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Цыганков О.С. Луна как объект геополитики и колонизации. *Общероссийский научно-технический журнал «Полет»*, 2015, № 10, с. 52–60.
- [2] Джемилева А. Метод ТРИЗ: особенности и принципы технологии. *Timeweb*. URL: <https://timeweb.com/ru/community/articles/metod-triz-chto-eto-takoe-i-kak-rabotaet> (дата обращения: 18.11.2024).
- [3] Альтшуллер Г.С. *Найти идею. Введение в ТРИЗ — теорию решения изобретательских задач*. Москва, Изд-во Альпина паблишер, 2023, 389 с.
- [4] Зеленцов В.В., Туманов А.В., Щеглов Г.А. *Основы компоновки бортового оборудования космических аппаратов*. 3-е изд. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2018, 576 с.
- [5] Патент № 2679165 С1 Российская Федерация, МПК E04B 1/343. *Сборка унифицированных модулей и способ создания из них готовой конструкции* / И.Е. Никулин; патентообладатель А.Б. Степашкин. № 2017138068; заявка от 01.11.2017; опубл. 06.02.2019, бюл. № 4. 12 с.
- [6] Патент № 2773962 С1 Российская Федерация, МПК E04H 1/00, B64G 1/22. *Сборка унифицированных мобильных космических модулей и способ создания из них конструкции, позволяющей осуществить её посадку на поверхность Луны, с последующим разделением на отдельные модули для автономного передвижения по поверхности Луны* / И.Е. Никулин; А.Б. Степашкин, патентообладатель И.Е. Никулин; А.Б. Степашкин. № 2021116515; заявка от 08.06.2021; опубл. 14.06.2022, бюл. № 17, 16 с.
- [7] Патент № 2779426 С1 Российская Федерация, МПК E04H 1/00. *Унифицированная лунная посадочная платформа (УЛПП) с инерционными лифтовыми платформами одновременного опускания для доставки грузов на лунную поверхность* / И.Е. Никулин; А.Б. Степашкин, патентообладатель И.Е. Никулин; А.Б. Степашкин. № 2021116514; заявка от 08.06.2021; опубл. 06.09.2022, бюл. № 25. 14 с.
- [8] Васильев В.В., Разин А.Ф. Перспективы применения сетчатых композитных конструкций в гражданской авиации. *Общероссийский научно-технический журнал «Полет»*, 2016, № 11–12, с. 3–12.
- [9] Акимов В.Н., Архангельский Н.И., Елисеев И.О., Коротеев А.С., Кувшинова Е.Ю. Использование буксира с ядерной электроракетной двигательной установкой для реализации перспективной лунной программы на базе ракет-носителей «Ангара». *Общероссийский научно-технический журнал «Полет»*, 2015, № 7, с. 3–9.
- [10] В России создали композиционный материал прочнее стали. *ZAVODFOTO.RU* URL: <https://zen.yandex.ru/media/zavodfoto/v-rossii-sozdali-kompozicionnyi-material-prochnee-stali-602aa66b8e2e53374969c6d6> (дата обращения: 18.11.2024).

Статья поступила в редакцию 07.04.2025

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Степашкин А.Б., Никулин И.Е. Трансформируемые сборки унифицированных космических модулей транспортно-грузовой системы «Метаморфоза», проектируемой для освоения Луны. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2025, вып. 9. EDN QXOQXK

Степашкин Андрей Борисович — специалист по учебно-методической работе 1-й категории, Центр довузовской подготовки МГТУ им. Н.Э. Баумана. e-mail: seamos@yandex.ru

Никулин Игорь Евгеньевич — студент 1-го курса кафедры «Высокоточные летательные аппараты» МГТУ им. Н.Э. Баумана. e-mail: igornikulin2014@yandex.ru

Transformable assemblies of a unified space module for the Metamorphosis transport and cargo system designed for Moon exploration

© A.B. Stepashkin, I.E. Nikulin

Bauman Moscow State Technical University,
Moscow, 105005, Russian Federation

The paper presents designs of the Metamorphosis transport and cargo system components, and methods of delivering such unified space modules as ‘Kvadrat’ and ‘Termit’, as well as ‘Klever’ lunar landing platform, to the low Earth reference orbit with their subsequent docking and transportation along the Earth–Moon route and soft landing in a specified area on the Moon. It considers a possibility to integrate the transformable modular concept of constructing a lunar base using the ‘Kvadrat’, ‘Termit’, and ‘Klever’ unified space modules into the existing and prospective rocket systems designed to deliver payloads to the Earth and the Moon orbits with subsequent landing on the Moon surface. The paper analyzes capabilities of the domestic launch vehicles, upper stages, and interorbital reusable tugs from the point of view of their systems layout. The study is based on the transformation principle, which is determined by features of the module structures forms. Preliminary mass and size characteristics of the module structures and their assemblies are determined. The paper presents a principle of constructing and methods of assembling the lunar space objects. It assesses comparatively the Metamorphosis transport and cargo system against the modern implemented and prospective space systems for operation on the lunar surface. The structures rigidity and stability in flight and during landing on the surface are taken into account. The control system operation is assessed during the landing stage descent from the lunar reference orbit and during the device horizontal velocity parrying relative to the surface at the landing moment. Possible technologies for manufacture of the ‘Kvadrat’, ‘Termit’, and ‘Klever’ unified space modules are considered. Demonstrators were manufactured in the project development process. They illustrate delivery of the unified space modules from Earth to a low reference orbit, transformation in assembling these modules in the artificial Earth satellite orbit, and delivery of the unified space modules from the artificial Earth satellite orbit to the artificial Moon satellite orbit and its surface. The paper presents a scale model of the lunar base.

Keywords: unified space module, transformation, lunar base, demonstrator, the Moon

REFERENCES

- [1] Tsygankov O.S. Luna kak obyekt geopolitiki i kolonizatsii [The Moon as an object of geopolitics and colonization]. *Obshcherossiyskiy nauchno-tekhniicheskiy zhurnal “POLET” — All-Russian Scientific-Technical Journal “Polyot” (“Flight”)*, 2015, no. 10, pp. 52–60.
- [2] Dzemileva A. Metod TRIZ: osobennosti i printsipy tekhnologii [The TRIZ method: features and principles of the technology]. *Timeweb*. Available at: <https://timeweb.com/ru/community/articles/metod-triz-chto-eto-takoe-i-kak-rabotaet> (accessed November 18, 2024).
- [3] Altshuller G.S. *Nayti ideyu. Vvedenie v TRIZ – teoriyu resheniya izobretatelskikh zadach* [Find an idea. Introduction to TRIZ – the Theory of Inventive Problems Solving]. Moscow, Alpina Publisher Publ., 2023, 389 p.

- [4] Zelentsov V.V., Tumanov A.V., Shcheglov G.A. *Osnovy komponovki bortovogo oborudovaniya kosmicheskikh apparatov* [Fundamentals of the on-board spacecraft equipment layout]. 3rd edition. Moscow, BMSTU Publ., 2018, 576 p.
- [5] Nikulin I.E., Stepashkin A.B. *Sborka unifikirovannykh moduley i sposob sozdaniya iz nikh gotovoy konstruksii* [Assembly of unified modules and method for creating a finished structure from them]. Patent No. 2679165 C1, Russian Federation, IPC E04B 1/343. Patent holder Stepashkin A.B. No. 2017138068; application dated November 01, 2017; published February 06, 2019. Bulletin No. 4. 12 p.
- [6] Nikulin I.E., Stepashkin A.B. *Sborka unifikirovannykh mobilnykh kosmicheskikh moduley i sposob sozdaniya iz nikh konstruksii, pozvolyayushchey osushchestvit' yeye posadku na poverkhnost' Luny s posleduyushchem razdeleniem na otdelnye moduli dlya avtonomnogo prodvizheniya po poverkhnosti Luny* [Assembly of the unified mobile space modules and a method for creating a structure based on them that allows for landing on the Moon surface followed by dividing into separate modules for autonomous motion on the Moon surface]. Patent No. 2773962 C1 Russian Federation, IPC E04H 1/00, B64G 1/22. Patent holder Nikulin I.E., Stepashkin A.B. No. 2021116515; application dated June 08, 2021; published June 14, 2022. Bulletin No. 17. 16 p.
- [7] Nikulin I.E., Stepashkin A.B. *Unifikirovannaya lunnaya posadochnaya platforma (ULPP) s inertsiionnymi liftovymi platformami odnovremennogo opuskaniya dlya dostavki gruzov na lunnuyu poverkhnost'* [A unified lunar landing Platform (ULLP) equipped with the inertial elevator platforms for simultaneous descent to deliver cargo to the lunar surface]. Patent No. 2779426 C1, Russian Federation, IPC E04H 1/00. Patent holder Nikulin I.E., Stepashkin A.B. No. 2021116514; application dated June 08, 2021; published September 06, 2022. Bulletin No. 25. 14 p.
- [8] Vasiliev V.V., Razin A.F. Perspektivy primeneniya setchatykh kompozitnykh konstruksiy v grazhdanskoj aviatsii [The outlook for the application of composite lattice structures to commercial aircraft frames]. *Obshcherossiyskiy nauchno-tehnicheskij zhurnal "POLET" — All-Russian Scientific-Technical Journal "Polyot" ("Flight")*, 2016, no. 11–12, pp. 3–12.
- [9] Akimov V.N., Arkhangelsky N.I., Eliseev I.O., Koroteev A.S., Kuvshinova E.Yu. Ispolzovanie buksira s yadernoy elektroraketnoy dvigatelnoy ustanovkoy dlya realizatsii perspektivnoy lunnoy programmy na baze raket "Angara" [Using a tugboat with a nuclear electric rocket propulsion system to implement a promising lunar program based on the Angara launch vehicles]. *Obshcherossiyskiy nauchno-tehnicheskij zhurnal "POLET" — All-Russian Scientific-Technical Journal "Polyot" ("Flight")*, 2015, no. 7, pp. 3–9.
- [10] V Rossii sozdali kompozitsionnyi material prochnee stali [A composite material stronger than steel was created in Russia]. *ZAVODFOTO.RU*. Available at: <https://zen.yandex.ru/media/zavodfoto/v-rossii-sozdali-kompozitsionnyi-material-prochnee-stali-602aa66b8e2e53374969c6d6> (accessed November 18, 2024).

Stepashkin A.B., Educational and Methodological Specialist of the 1st Category, Pre-University Training Center, Bauman Moscow State Technical University.
e-mail: seamos@yandex.ru

Nikulin I.E., 1st year student, Department of High-Precision Aircraft, Bauman Moscow State Technical University. e-mail: igornikulin2014@yandex.ru