

Анализ концепции долговременной орбитальной станции для обслуживания межорбитального грузопотока

© И.А. Соболев¹, В.В. Леонов², Т.В. Волкова³, П.М. Бечаснов²

¹Аэрокосмическая лаборатория МГУ им. М.В. Ломоносова, Москва, 119192, Россия

²МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Россия

³Московский архитектурный институт (государственная академия), Москва, 107031, Россия

Представлен анализ концепции долговременной орбитальной станции, работающей на низкой приэкваториальной орбите и обслуживающей межорбитальные транспортные операции, с точки зрения самостоятельной экономической эффективности. Предложено использование межорбитального буксира, обслуживаемого с орбитальной станции, для получения дохода на рынке выведения геостационарных аппаратов. Приэкваториальная орбита обладает рядом преимуществ, в частности по радиационной обстановке, позволяющих при проектировании орбитальных станций применить научно-технические решения, не использовавшиеся ранее. Предложен облик перспективной одномодульной орбитальной станции со средствами создания искусственной гравитации и возможностью увеличения обитаемого объема за счет разветвления надувных отверждаемых конструкций. Показано влияние искусственной гравитации на комфортность условий и производительность труда экипажа, предложен возможный вариант жилого и рабочего пространств станции при ее наличии. Показана возможность снижения издержек и повышения доходов по сравнению с реализованными проектами орбитальных станций.

Ключевые слова: орбитальная станция, искусственная гравитация, космический аппарат, межорбитальный буксир, геостационарная орбита, экономический эффект

В связи с предстоящим завершением эксплуатации Международной космической станции (МКС) звучат заявления о ее исключительно политической ценности и революционном влиянии факта работы человека в космическом пространстве. Однако на ближайшую перспективу представляет интерес поиск направлений деятельности орбитальной станции (ОС), позволяющих получить самостоятельный экономический эффект и достичь хотя бы частичной ее окупаемости.

Целью исследования, представленного в данной статье, являлось определение возможности достижения проектируемой ОС такого экономического эффекта, который сделал бы рентабельным ее задействование или как минимум значимо снизил потребные расходы при попутном использовании станции для решения некоммерческих задач.

Уникальность ОС заключается в доступности длительной невесомости в сверхвысоком вакууме и возможности физического взаимодействия с ра-

ботающими космическими аппаратами (КА) без сведения их с орбиты. Однако высочайшая стоимость создания и снабжения ОС, сопряженная со сниженной производительностью труда экипажа, препятствует развитию орбитального туризма и производства, приводящих к росту пассажиро- и грузопотоков.

Наиболее выгодным является перенаправление через ОС существующего орбитального грузопотока. Орбитальная сборка, квалификационные испытания с возможностью доработки и довыведения КА многоразовым буксиром, обслуживаемым с ОС, могут существенно снизить стоимость развертывания космических комплексов. Возможность возврата на ОС КА, оказавшихся на нерасчетных орбитах, вышедших из строя, а также нуждающихся в дозаправке или модернизации, позволит высвободить дополнительные ресурсы на поддержание ОС и буксира за счет уменьшения расходов на производство и выведение новых КА [1].

В настоящее время большая часть грузов, как по массе, так и по стоимости, выводится на геостационарную орбиту (ГСО) [2]. В связи с этим при оптимизации ОС под обслуживание межорбитального грузопотока эффективно оптимизировать ее в первую очередь под геостационарный грузопоток. Такая оптимизация требует определенных технических решений, применяемых как в самой станции, так и в обслуживаемых ею средствах выведения.

К средствам выведения предъявляются следующие требования [3]:

- 1) максимальной экономичности по затратам рабочего тела;
- 2) минимального времени выведения КА на рабочую орбиту;
- 3) максимального срока эксплуатации в космическом пространстве;
- 4) ремонтпригодности;
- 5) минимальной стоимости разработки, производства, выведения на орбиту и эксплуатации.

Эти требования по сути своей противоречивы, и выбор должен осуществляться, исходя из итоговой экономической эффективности. В ходе работы анализировалась возможность использования тросовой системы довыведения, электрореактивного и химического буксиров [4]. Проведенный анализ показал, что существующему техническому уровню и состоянию рынка выведения геостационарных КА в наибольшей степени соответствует химический буксир, по основным техническим решениям, возможно, подобный проекту РКК «Энергия» «Рывок» [5], за исключением того, что после аэродинамического торможения он возвращается к ОС, а не на Землю. Перспективой развития может являться электрореактивный буксир, способный транспортировать КА к станции с последующим возвращением на рабочую орбиту [6].

Для обеспечения экономической эффективности обслуживания КА с задействованием ОС необходимо снизить стоимость ее создания и особенно поддержания. Так, расходы на МКС составляют несколько миллиардов долларов в год [7], а возможный экономический эффект от довыведения и обслуживания КА, как ожидается, не превысит полумиллиарда долларов в год, и только при монополизации рынка [2]. Эта сумма соответствует стоимости поддержания российского сегмента МКС [8] и показывает, что без существенного сокращения расходов добиться самостоятельного экономического эффекта проекта будет невозможно.

Рассмотрим возможные способы снижения расходов на создание и обслуживание ОС. Во всех проанализированных вариантах многоразового буксира масса рабочего тела сопоставима с массой полезной нагрузки и вносит основной вклад в грузопоток к станции, превышая ее собственный. Снизить его, уменьшив характеристическую скорость выведения на ГСО, позволит использование приэкваториальной рабочей орбиты ОС [9]. Эта орбита также имеет ряд достоинств, облегчающих условия работы ОС.

Приэкваториальная орбита (вплоть до наклона опорной орбиты космодрома Куру — около $5,5^\circ$) не проходит через Бразильскую магнитную аномалию и вследствие этого обеспечивает размещенной на ней ОС уровень радиационной дозовой нагрузки, на несколько порядков меньший существующего на МКС, и определенную защиту от солнечных вспышек (согласно расчетам в программном пакете OMERE, годовая доза за защитой 1 г/см^2 на высоте 500 км не превышает 0,1 рад). Большее расстояние до радиационных поясов дает возможность повысить орбиту ОС до 500...600 км и сократить расходы топлива на поддержание орбиты. Следует отметить, что большая линейная скорость вращения Земли при пуске на приэкваториальные наклоны повысит массу полезной нагрузки ракет, стартующих к ОС.

Подобное уникальное расположение ОС позволяет применять следующие технические решения:

1) построение ОС на базе модулей из надувных отверждаемых конструкций [10]. Низкая экспозиционная доза радиационного облучения позволяет ограничиться надувными оболочками в качестве массовой защиты, а практически отсутствующее атмосферное сопротивление не приведет к значимым потерям характеристической скорости. Применение таких конструкций позволит получить значительный герметичный объем отсеков, превышающий объемы под головными обтекателями ракет-носителей, и удешевит разворачивание ОС в расчете на единицу рабочего объема;

2) использование для поддержания орбиты и маневров ОС вместо химических ракетных двигателей на высококипящих компонентах двигателей меньшей мощности вплоть до термоэлектрических и газореактивных. Малые потери характеристической скорости ОС (вплоть до 0,1 м/с в год на высоте 600 км) позволяют использовать подобные двигатели в проекте. Они существенно проще и дешевле в производстве при отработке и могут быть доведены до потребной для пилотируемых программ надежности при относительно небольших расходах в приемлемые сроки [11];

3) использование солнечных батарей промышленного типа без адаптации к космическому пространству, возможно, совместно с надувными концентраторами солнечного излучения. На рабочей орбите ОС радиационная деградация батарей будет практически отсутствовать, поскольку накапливаемые дозы невелики, как и концентрация атомарного кислорода. В силу отсутствия существенного сопротивления атмосферы концентратор солнечного излучения (и иное оборудование ОС) может иметь произвольные форму и площадь сечения. При этом он может защищать батареи и от ультрафиолетового излучения, поглощая его [12]. Таким образом, удельная стоимость системы энергоснабжения ОС может быть снижена;

4) использование на конечном этапе доставки грузов на ОС промежуточных многоразовых грузовых кораблей. Такие корабли будут подбирать

стандартизованные грузовые контейнеры, выводимые любой ракетой-носителем, и доставлять их к ОС, устраняя потребность в использовании одноразовых грузовых кораблей [13].

Контейнер будет выводиться ракетой-носителем на эллиптическую орбиту с апогеем, соответствующим высоте орбиты ОС, и самостоятельно выдавать апогейный импульс, выводящий его на орбиту ОС с рассогласованием по фазе. Ввиду малого и априори известного значения такого импульса он может выдаваться твердотопливным двигателем после пассивной стабилизации контейнера. Использование грузового корабля, стыкующегося с контейнером и перемещающего его к ОС, позволит исключить из состава контейнера систему стыковки [14].

Следует отметить, что низкое наклонение и большая высота орбиты ОС приведут к высокой скорости прецессии (до 20 град/сут) орбиты контейнера при отсутствии аэродинамического расхождения орбит. Поэтому затраты характеристической скорости грузовым кораблем будут существенно ниже, чем на орбите МКС, в том числе благодаря возможности фазирования. Это, в свою очередь, позволит упростить и удешевить корабль. После доставки в окрестность ОС контейнер сможет долгое время осуществлять автономный полет, что даст ОС возможность использования грузов из тяжелого контейнера по потребности.

Таким образом, удельная массовая стоимость снабжения ОС может быть снижена и практически доведена до стоимости выведения на опорную орбиту ракетой тяжелого класса;

5) использование типовых промышленных электрорадиоизделий. Низкие радиационные дозовые нагрузки и малое деброевское сечение проникающих через магнитное поле Земли тяжелых заряженных частиц позволяют рассчитывать на работоспособность электрорадиоизделий класса Industrial при условии обеспечения защиты от скачков тока вследствие тиристорного эффекта и резервирования для доведения надежности до потребных значений [12]. Это позволит существенно снизить стоимость электронных систем ОС;

6) улучшенный цикл системы жизнеобеспечения на базе пиролиза и реакций Сабатье и Боша с получением на выходе восстановленных O_2 и H_2O , а также газообразных и порошковых конечных продуктов. Повышенная энерговооруженность ОС позволит вместо замыкания цикла с применением химических реагентов использовать электроэнергию для разложения мусора и продуктов жизнедеятельности [11]. Это упростит и удешевит аппаратуру системы жизнеобеспечения;

7) применение многоразовых спускаемых аппаратов. Обеспечение многоразовости спускаемого аппарата позволит существенно сократить расходы на снабжение ОС. Существует большой отечественный и зарубежный опыт в решении этой задачи. Следует отметить, что поля посадки кораблей, работающих с приэкваториальной ОС, могут быть целиком размещены в Мировом океане, что облегчает обеспечение их многоразовости и проведение спасательных операций [15];

8) обеспечение многоразовости последних ступеней ракет-носителей. К ОС посредством буксира могут доставляться последние ступени ракет, выведшие груз на их орбиту и оставшиеся пристыкованными к грузовому

контейнеру. Отделив их ценные малогабаритные части (авионику, турбонасосный агрегат, форсуночную головку двигателя и пр.), стоимость которых, по оценкам компании Arianspace (Франция), составляет до 80 % стоимости ступени [16], экипаж ОС сможет вернуть их на Землю в спускаемом аппарате. В сочетании с достигнутой многократностью первых ступеней это приведет к значительному уменьшению стоимости выведения грузов;

9) создание искусственной гравитации. Искусственная сила тяжести на борту ОС позволит решить многие медико-биологические проблемы, повысить работоспособность экипажа ОС и сократить затраты времени пилотов на медицинские и бытовые процедуры, а также использовать типовое наземное оборудование в системах ОС и в научном и производственном оборудовании [17]. Это существенно снизит расходы на создание станции и дополнительного оборудования, а также стоимость рабочего человеко-часа на орбите.

Предположительно, реализация перечисленных выше преимуществ приэкваториальной орбиты после отработки соответствующих технологий позволит обеспечить рентабельность проекта и возврат инвестиций даже при неполном охвате рынка. К сожалению, существующий уровень экономических моделей в ракетно-космической отрасли не дает возможности с уверенностью оценить стоимость и сроки создания новой техники, поэтому рассчитать период окупаемости проекта не представляется возможным.

Для оценки реализуемости и эффективности предложенных технологий было проведено оценочное проектирование ОС и проанализированы ее различные варианты как с искусственной гравитацией, так и без нее. В зависимости от объема доступного начального финансирования и необходимых сроков окупаемости рациональные конфигурации ОС будут существенно различаться.

Так, наименьшими начальными затратами будет характеризоваться вариант ОС, представляющий собой фактически реплику базового модуля МКС. Однако при длительной эксплуатации сопутствующие затраты не позволят обеспечить окупаемость, возможны только частичное присутствие проекта на рынке выведения на ГСО и возврат за счет прибыли лишь небольшой доли государственных расходов на пилотируемую космонавтику.

Реализация варианта ОС с применением всех описанных способов снижения издержек позволит надеяться на фактическую монополизацию рынка и полную окупаемость расходов в течение нескольких лет даже в условиях статических объемов рынка при сниженной цене. Вариант, предусматривающий в том числе создание на борту ОС искусственной гравитации, был проработан более детально.

Следует отметить, что наращивать функциональность ОС в данных условиях целесообразно, увеличивая число автономных модулей станции-«облака», а не модулей в составе одной ОС. В качестве наиболее перспективного варианта прорабатывался автономный жилой модуль со средством обеспечения искусственной гравитации в виде блока-противовеса, снабженного двигательной установкой и связанного тросовой системой с жилым модулем и со стыковочным узлом, расположенным в центре тяжести ОС. Экипаж подобной ОС составит три человека, а грузопоток не превысит грузопотока ОС типа «Мир» или «Салют». При необходимости блок-противовес может быть заменен вторым жилым модулем (рис. 1).

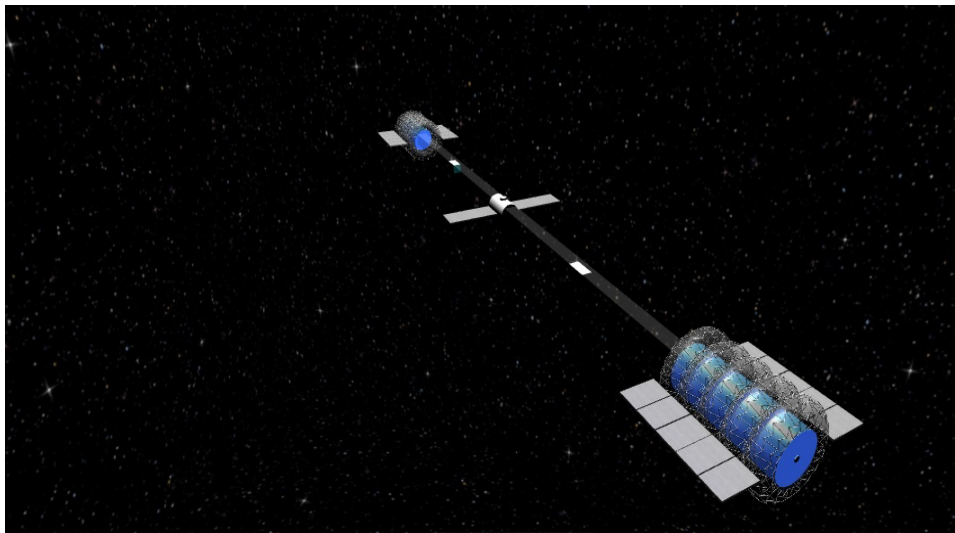


Рис. 1. Внешний вид симметричного варианта ОС*

Анализ конструкций ОС и пилотируемых КА показывает, что в состав ОС должны входить следующие основные системы [18]:

бортовой комплекс управления, включающий центральную вычислительную машину, системы управления движением и бортовым комплексом, командно-измерительную, радиотелеметрическую и навигационную системы;

система обеспечения жизнедеятельности, включающая систему обеспечения газового состава, средства обеспечения водой, питанием и хранения пищи, средства медицинского обеспечения и гигиены и комплекс средств поддержки экипажа;

системы энергоснабжения, включающие панели солнечных батарей, систему ориентации, аккумуляторные батареи и аппаратуру регулирования и контроля;

система обеспечения теплового режима;

система стыковки;

система пожарообнаружения и пожаротушения;

телевизионная система.

Помимо основных систем, в состав конструкции жилого модуля и бортового оборудования должны входить радиационная защита, микрометеоритная защита, сервер-маршрутизатор, компьютеры с необходимыми периферийными устройствами, бортовые средства коммуникации, спальные места с необходимым оборудованием, аварийно-спасательное оборудование, научная и экспериментальная аппаратура и прочее сервисное оборудование по требованию заказчика.

Массовый анализ конструкции и бортовых систем представляет собой весьма объемный и комплексный процесс, предусматривающий как проведение оценочных расчетов, так и изучение прототипов, и не может быть детально описан в рамках статьи. Потому ниже приведена только итоговая

* Изображение подготовлено Т.В. Волковой с помощью программы 3D-визуализации.

массовая сводка (значения указаны в килограммах), полученная в результате анализа прототипов на уровне технологий создания существующих модулей МКС:

Каркас с надувными блоками	1560
Микрометеоритная защита.....	2120
Система обеспечения теплового режима	2440
Радиатор.....	287
Привод	102
Экранно-вакуумная теплоизоляция.....	238
Тепловые трубы и змеевики.....	151
Агрегаты	1377
Теплоноситель.....	285
Система электроснабжения	277
Панели солнечных батарей	152
Система ориентации	30
Аккумуляторные батареи.....	65
Аппаратура регулирования и контроля	30
Система жизнеобеспечения.....	2884
Бортовой комплекс управления	308
Система управления движением	50
Система управления бортовым комплексом	50
Командно-измерительная система.....	30
Радиотелеметрическая система.....	50
Система наведения при стыковке пассивная	78
Навигационная система	20
Центральная вычислительная машина	30
Стыковочные узлы	574
Радиотехническая система стыковки	78
Прочее.....	72
<i>Итого</i> (жилой модуль).....	10 313
Блок-противовес.....	500
Тросовая система.....	1200
Подвижный стыковочный узел.....	300
Транспортный блок (лифт).....	200
<i>Итого</i> (ОС).....	<12 520

При создании конструкции ОС ключевое значение будет иметь возможность увеличения рабочего и жилого объемов модуля с сохранением его допустимой для выведения существующим носителем в одном пуске массы посредством разворачивания крупногабаритной надувной конструкции на его каркасе. Такая технология будет логическим продолжением эксперимента по разворачиванию в апреле 2016 г. в составе МКС надувного жилого модуля ВЕАМ, герметичный объем которого после выведения на орбиту может увеличиваться [19]. Это позволит создать одномодульную ОС с достаточным рабочим объемом по однопусковой схеме.

Из уже отработанных способов трансформации крупногабаритной космической конструкции (механического [20], ротационного [21] и пневматического [22]) для создания крупногабаритного модуля ОС наилучшим образом подходит пневматический, поскольку такой модуль изначально имеет замкнутые полости, в которых поддерживается постоянное внутреннее давление. К тому же этот способ позволяет получить конструкцию, обладающую минимальной массой (благодаря использованию композиционных и

пленочных материалов) и минимальным занимаемым объемом в упакованном состоянии. Наддув упакованной конструкции впервые был выполнен в 1960 г. на спутнике «Эхо-1» [22]. Позже было реализовано еще несколько экспериментальных программ по наддуву космических конструкций. За последние 10 лет на основе наработок, сделанных НАСА в 1990-х годах в рамках проекта TransHab [10], компанией Bigelow Aerospace (США) было запущено в космос три надувных модуля.

Относительно малая жесткость конструктивных элементов надувной конструкции и необходимость поддержания в ней постоянного внутреннего давления значительно снижают ее надежность. Поэтому после наддува конструкции ее форму предлагается зафиксировать с помощью отверждаемых материалов.

Из всего разнообразия отверждаемых материалов [22] наиболее перспективны для создания модуля ОС материалы, отверждаемые при нагреве, и материалы с отверждающейся пропиткой [23].

Первая группа представляет собой полимерные композиционные материалы, имеющие матрицу (связующее) и армирующие элементы (наполнитель). Спрофилированная на Земле конструкция упаковывается и в состоянии препрега выводится в космос, где распаковывается и надувается с последующим отверждением под действием нагрева (в течение менее чем часа) от внутреннего источника теплоты.

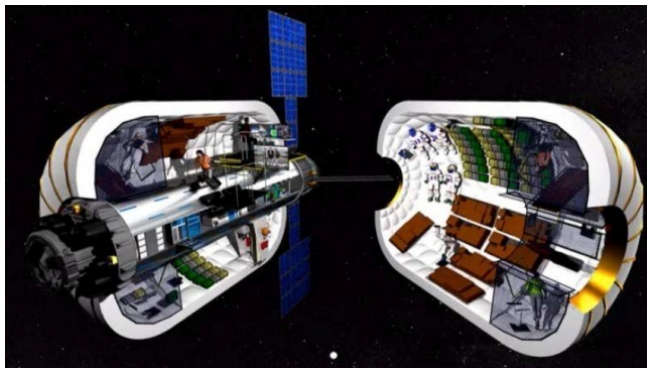
Материалы второй группы пропитываются специальным веществом, которое при испарении одного из его компонентов обеспечивает затверждение. Отверждение происходит не в процессе химической реакции, а в результате удаления низкомолекулярного летучего растворителя или временного пластификатора из состава редкосетчатой полимерной матрицы полимерного композиционного материала [22]. Пластификатор испаряется в космосе под действием вакуума, т. е. без дополнительных энергозатрат. В качестве основы используются разнообразные технические ткани под конструкции различных форм, а в качестве матрицы (пропитки) — гели термопластичных полимеров (например, системы на основе водных растворов поливинилового спирта).

Для создания силового набора, заполняющего полости после их наддува, наиболее эффективно применение материалов, вспенивающихся при попадании в вакуум или при нагреве [22].

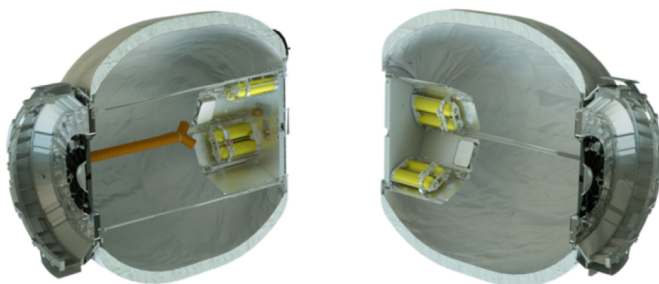
В проекте TransHab для крепления самых массивных узлов и агрегатов предусматривались жесткая центральная (осевая) ферма, а также верхнее и нижнее днища, на которые устанавливались стыковочные узлы [10]. Конструкция раздувалась только в радиальном направлении.

Модуль ВЕАМ не имеет жесткой центральной (осевой) конструкции, раздувается и в продольном, и в радиальном направлениях [18]. Оборудование, отвечающее за наддув, и стыковочный узел крепятся на жесткие переднее и заднее днища (рис. 2).

В конструкции рассматриваемой в проекте станции для повышения безопасности экипажа предусматриваются два отсека: основной цилиндрический диаметром около 4 м и вспомогательный торообразный, крепящийся на центральном и имеющий внешний диаметр 9 м. Оба отсека имеют герметичное исполнение.



а



б

Рис. 2. Одна из концепций компоновки модуля TransHab (а) и компоновка экспериментального жилого модуля BEAM (б) [24]

Для наибольшей надежности мягкую оболочку необходимо выполнять многослойной, имеющей дополнительные слои герметизации. Кроме этих слоев предусматриваются слои экранно-вакуумной теплоизоляции (ЭВТИ), обеспечивающие пассивную тепловую защиту модуля, и слои, защищающие от микрометеоритов и малоразмерного космического мусора. Для обеспечения наибольшего объема эффективнее не использовать встраиваемую защиту [10], а установить навесную защиту в процессе эксплуатации модуля.

В качестве внутреннего барьерного (защитного) слоя можно применять номекс, этот материал устойчив к огню и изнашиванию. Затем следуют несколько чередующихся слоев каптона, обеспечивающего герметичность, и кевлара, обеспечивающего прочность конструкции. Внешний слой — ЭВТИ — защищает кевлар от ультрафиолетового излучения, под действием которого этот материал сильно деградирует, и обеспечивает пассивную теплозащиту. При применении отверждающихся пропиток можно использовать слои каптона, армированные кевларом [25], которые одновременно обеспечивают и герметичность, и прочность. Для отвода пластификатора необходимо предусмотреть дренажные каналы, что можно обеспечить, в частности, многорядным плетением арамидных волокон или добавлением гофрированного слоя [10].

Существенным отличием предлагаемого проекта от модулей BEAM и TransHub является использование центробежных сил для создания искусственной гравитации. Известно, что невесомость обуславливает необходимость периода адаптации к ней до начала работы космонавта, а также оказывает долгосрочное негативное влияние на человеческий организм, в том числе вызывая атрофию мышц, нарушения обмена веществ и снижение когнитивных способностей [16].

Указанные факторы существенно снижают эффективность работы экипажа на борту ОС, требуют установки на станции дополнительного оборудования и содержания существенной обслуживающей инфраструктуры на Земле (в том числе специализированных центров по проектированию систем, предназначенных для работы в невесомости, по подготовке экипажа к невесомости и реабилитации после ее воздействия). Уже давно научно обоснована возможность создания искусственной гравитации с помощью вращения ОС. В отличие от ранних проектов в настоящее время искусственная гравитация может создаваться автономными малыми КА, используемыми в качестве блоков-противовесов, имеющих собственную двигательную установку и вращающихся вокруг ОС [11].

Центробежная искусственная гравитация отличается от земной воздействием кориолисовых ускорений, наличием градиента гравитации и зависимостью ее от относительной скорости движения во вращающейся системе координат станции. Влияние этих эффектов накладывает ограничение снизу на габаритные размеры ОС.

В предлагаемой концепции ОС жилой модуль предполагается ориентировать вертикально относительно линии действия искусственной силы тяжести. Такая компоновка поможет уменьшить перемещение центра тяжести ОС в поперечном направлении и увеличить массу ОС вследствие инерциальных нагрузок.

В архитектурно-планировочном решении жилых и рабочих пространств ОС необходимо учитывать закономерности построения внутреннего пространства, исходя из эргономики деятельности экипажа не только в режиме искусственной гравитации, но и частично в режиме микрогравитации. Учет антропоморфной метрики должен производиться, исходя из конкретно осуществляемой в этих режимах деятельности экипажа [26].

Одномодульная ОС будет выводиться одним пуском как герметичный жесткий цилиндрический блок $D_4 \times 11$ м с пятипролетными воздухоопорными отверждаемыми оболочками, приобретающими форму тора $D_{\max} = 9$ м после автоматического наддува (рис. 3). Он производится после выведения на рабочую орбиту. Тогда же от блока ОС отделяется КА-противовес, вытягивающийся на тросах центральный стыковочный узел и во вращательном движении закручивающий ОС и создающий искусственную гравитацию.

При приеме пилотируемых экспедиций ОС должна будет останавливать вращение для стыковки корабля к жилому модулю, обеспечивающей аварийную эвакуацию. Раскручивание, торможение и коррекция орбиты ОС могут осуществляться электродуговыми ракетными двигателями на воде, установленными на жилом модуле и противовесе, процесс займет около суток.

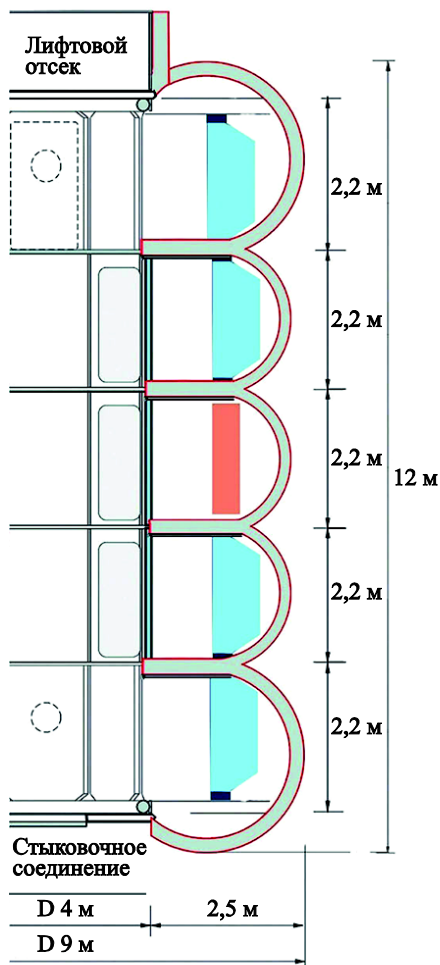


Рис. 3. Внешняя компоновка жилого модуля*

Грузовые корабли стыкуются с центральным стыковочным узлом, выставленным на тросах в центре тяжести ОС. При этом корабль должен выравнивать скорость вращения со скоростью вращения ОС. Для обеспечения транспортных операций от стыковочного узла к жилому модулю и обратно на ОС предусмотрено механическое транспортное средство, перемещающееся по тросовой системе.

Созданная ОС, помимо своего основного предназначения, может использоваться для решения некоторых других задач, в их число могут входить:

космический туризм. Компанией Bigelow Aerospace обоснована перспективность рынка орбитального туризма и привлечены значительные средства [27]. Предлагаемая ОС обеспечит меньшую стоимость человеко-

* Изображение подготовлено Т.В. Волковой.

дня пребывания на орбите за счет удешевления самой ОС и транспортных операций, а также большую безопасность в силу меньшей радиационной нагрузки и благодаря океанскому размещению полей приземления;

межорбитальные транспортные операции:

а) выведение КА на орбиты, отличные от геостационарной. Менее дорогостоящее выведение на орбиту ОС и транспортировка с использованием буксира могут обеспечить рентабельность доставки грузов на другие околоземные орбиты через ОС вместо использования одноразовой ракеты-носителя. Возможна непосредственная доставка груза буксиром на целевую орбиту либо на высокую орбиту с последующими коррекцией наклона и аэродинамическим или электромагнитным торможением;

б) работа с автономными модулями. Наличие межорбитального буксира позволяет расширять функциональность применением автономных свободно летающих модулей, транспортируемых к месту работы и возвращаемых оттуда буксиром [28]. На автономных модулях может быть размещена научная аппаратура, орбитальное производство и т. п. При наличии высокоскоростной линии связи экипаж ОС сможет управлять автономным модулем в режиме реального времени. При этом близость ОС позволит обеспечить оперативное посещение автономного модуля в ситуациях, требующих физического присутствия человека;

в) обеспечение экспедиций к Луне и в дальний космос по заказам космических агентств. Имеющийся на станции межорбитальный буксир может быть использован для доставки автоматических КА и прочих грузов к Луне или в другую точку околоземного космического пространства. Обеспечение пилотируемых экспедиций потребует использования жилого модуля длительного пребывания, транспортируемого электрореактивным буксиром, или пилотируемого блока, используемого совместно с буксиром на жидкостных ракетных двигателях. Следует отметить, что жидкостной буксир потенциально способен обеспечить выведение на отлетные траектории, в частности через окрестности точек Лагранжа системы Земля — Луна [29]. В этом случае его запаса топлива достаточно для самостоятельного возвращения (400 м/с на маневры плюс аэро- или магнитное торможение у Земли) [30].

Создание подобной ОС может быть выполнено РФ самостоятельно при наличии финансирования. При международной кооперации, как показывает опыт эксплуатации МКС, потребуются распределение вносимого вклада и согласование действий. Это может серьезно увеличить накладные расходы и сроки создания долговременной ОС.

Предполагаемый состав разработчиков в случае создания российской национальной программы приведен ниже:

головная организация — по решению Госзаказчика;

комплексный анализ проекта — ЦНИИмаш;

научно-исследовательская программа — Институт космических исследований РАН;

эксперименты с искусственной тяжестью — Институт медико-биологических проблем РАН;

разработка корпуса ОС — РКК «Энергия» им. С.П. Королёва + Всероссийский НИИ авиационных материалов (ВИАМ);

головной разработчик системы управления — Научно-производственный центр автоматики и приборостроения им. акад. Н.А. Пилюгина или Московское опытно-конструкторское бюро «Марс»;

головной разработчик системы энергоснабжения — Корпорация «Все-союзный НИИ электромеханики»;

головной разработчик системы обеспечения тепловых режимов — РКК «Энергия»;

головной разработчик системы жизнеобеспечения — РКК «Энергия»;

головной разработчик орбитального буксира — РКК «Энергия»;

головной разработчик жидкостного межорбитального буксира — НПО им. С.А. Лавочкина;

головной разработчик электрореактивного межорбитального буксира — АО «Информационные спутниковые системы» им. акад. М.Ф. Решетнева.

Следует отметить, что необходимость снижения затрат на создание ОС может сделать рациональной модель работы, когда для решения частных задач привлекаются предприятия авиационной или оборонной промышленности, а опыт решения космических задач передается им головной организацией. Практика реализации подобных программ за рубежом показывает существенное снижение стоимости и сокращение сроков работ [31].

Снабжение российской национальной ОС может производиться с космодрома «Морской старт» ракетой-носителем «Сункар», грузоподъемность которой позволяет вывести ОС в предлагаемой конфигурации [32]. Для выведения пилотируемых кораблей, однако, необходимы серьезные доработки как модификации способа запуска, так и самой ракеты.

Существует два основных варианта международной кооперации: 1) привлечение стран БРИКС и задействование бразильского космодрома Алкантара; 2) сложившаяся кооперация по МКС и использование космодрома Куру, где уже развернуты пусковые площадки ракеты-носителя «Союз-СТБ», дорабатываемой до сертификации под пилотируемые пуски и ракеты-носители серии «Ариан». Также возможно создание наплавной площадки по типу «Сан-Марко» в прибрежных водах экваториальных государств (Науру, Кирибати и пр.). В любом случае решение о создании подобной станции, несмотря на ее преимущественно экономическую направленность, будет в основном политическим [33].

Подводя итог изложенному, можно сделать следующий вывод. Проект описанной ОС обладает возможностью повышения самостоятельной экономической эффективности и поэтому значительно отличается от реализованных ранее проектов ОС. Способами достижения этого стали обоснованные научно-технические, архитектурно-компоновочные решения, в совокупности дающие значимое снижение необходимых расходов.

Таким образом, поставленная цель исследования достигнута и показана возможность получения такого экономического эффекта проекта ОС, который делает его рентабельным и значительно снижает необходимые расходы при попутном использовании станции для решения некоммерческих задач.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Sullivan B.R., Akin D.L. Satellite Servicing Opportunities in Geosynchronous. *AIAA Space 2012 Conference and Exposition, September 11–13, 2012 Pasadena CA, USA*. AIAA-2012-5261.
- [2] Галькевич И.А. *Разработка инструментария определения технико-экономических параметров космических телекоммуникационных проектов*. Дис. ... канд. экон. наук. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2015.
- [3] Сердюк В.К., Толяренко Н.В., Хлебникова Н.Н. *Транспортные средства обеспечения космических программ*. Мишин В.П., ред. Москва, ВИНТИ, 1990, 274 с.
- [4] Cosmo M.L., Lorenzini E.C. *Tethers in Space. Handbook*. Smithsonian Astrophysical Observatory. Prepared for NASA. Marshall Space Flight Center Publ., 1997, 241 p.
- [5] РКК «Энергия»: предлагает лететь на Луну «Рывком» с МКС. *TASS*. URL: <http://tass.ru/kosmos/3313272> (дата обращения 21.12.2016).
- [6] Зайцева А.Ю., Маслей В.Н., Галабурда Д.А., Белоусов К.Г., Москалев С.И., Зайцев С.С., Шовкопляс Ю.А. Электрореактивный буксир для межорбитальной транспортировки космических аппаратов. *Космическая наука и технология*, 2015, т. 21, № 5, с. 24–27.
- [7] How much does it cost? *ESA*. URL: http://www.esa.int/Our_Activities/Human_Spaceflight/International_Space_Station/How_much_does_it_cost (дата обращения 08.12.2016).
- [8] Чеберко И. Роскосмос сократит затраты на обслуживание МКС. *Известия*, 11 января 2016. URL: <http://izvestia.ru/news/600977> (дата обращения 08.12.2016).
- [9] *Геопереходная орбита*. URL: <http://rusrocket.narod.ru/gto.html> (дата обращения 01.12.2016).
- [10] Kennedy K.J. *Inflatable habitats technology development*. NASA Johnson Space Center, 2000. URL: http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20050182969_2005179269.pdf (дата обращения 12.12.2016).
- [11] Messerschmid E., Reinhold B. *Space Stations. Systems and Utilization*. Berlin, Springer Publ., 1999, 566 p.
- [12] Панасюк М.И. *Модель космоса*. Москва, НИИЯФ, МГУ, 2007, 873 с.
- [13] Шамсутдинов С. Отряду космонавтов РКК «Энергия» — 40 лет. *Новости космонавтики*, 2006, № 7 (282). URL: <http://novosti-kosmonavtiki.ru/mag/2006/1031/23901/>
- [14] Leach N. *Space Architecture: The New Frontier for Design Research*. John Wiley & Sons Inc. Publ., 2014, 137 p.
- [15] Norris G. SpaceX Unveils ‘Step Change’ Dragon ‘V2’. *AviationWeek.com*. URL: <http://aviationweek.com/space/spacex-unveils-step-change-dragon-v2> (дата обращения 09.12.2016).
- [16] Copping R. Airbus' Adeline Project Aims to Build Reusable Rockets and Space Tugs. *Space.com* URL: <http://www.space.com/29620-airbus-adeline-reusable-rocket-space-tug.html> (дата обращения 10.12.2015).
- [17] Adams R.B., Alexander R., Chapman J., Fincher S., Hopkins R., Philips A., Polsgrove T., Litchford R., Patton B., Statham G., White S., Thio Y.C.F. *Conceptual Design of In-Space Vehicles for Human Exploration of the Outer Planets*. Marshall Space Flight Center, 2003. Nov. 03. NASA TP-2003-212691.
- [18] Пугаченко С.Е. *Проектирование орбитальных станций*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2009, 92 с.

- [19] BEAM Facts, Figures, FAQs. *NASA*. URL: <https://www.nasa.gov/feature/beam-facts-figures-faqs> (дата обращения 11.12.2015).
- [20] Keeper G., Soylemez E. Deployable space structures. Conference Paper July 2009 with 61 Reads. *IEEE Xplore Conference: Recent Advances in Space Technologies*, 2009, pp. 131–138. DOI: 10.1109/RAST.2009.5158183
- [21] Райкунов Г.Г., Комков В.А., Мельников В.М., Харлов Б.Н. *Центрбежные бескаркасные крупногабаритные космические конструкции*. Москва, Физматлит, 2009, 448 с.
- [22] Scarborough S.E., Cadogan D.P. Applications of Inflatable Rigidizable Structures. *SAMPE Symposium, Long Beach California*, 2006, vol. 51, pp. 1–15.
- [23] Резник С.В., Полежаев Ю.В. *Материалы и покрытия в экстремальных условиях. Взгляд в будущее*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2002.
- [24] BEAM: The Experimental Platform. *Bigelow aerospace*. URL: <http://bigelowaerospace.com/beam/> (дата обращения 12.12.2016).
- [25] Lai C.Y., You Z., Pellegrino S. *Shape and Stress Analysis of Symmetric Collapsible Rib-Tensioned Surface Reflectors*. URL: http://www.its.caltech.edu/~sslab/PUBLICATIONS/Shape%20and%20stress%20analysis%20of%20symmetric%20CRTS%20reflectors_1997.pdf (дата обращения 14.12.2016).
- [26] Туманов А.В., Зеленцов В.В., Щеглов Г.А. *Основы компоновки бортового оборудования космических аппаратов*. 2-е изд., перераб. и доп. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2017, 576 с.
- [27] Smith S.C. Adjusting for Inflation. *Space KSC*. URL: <http://spaceksc.blogspot.ru/2013/01/adjusting-for-inflation.html> (дата обращения 08.01.2013).
- [28] Феоктистов К.П. *Космическая техника. Перспективы развития*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1997.
- [29] Hollister D. Reusable Earth Departure Stage. *Hop's blog*. URL: <http://hopsblog-hop.blogspot.ru/2014/05/reusable-earth-departure-stage.html> (дата обращения 08.11.2016).
- [30] Gilster P. An Asteroid Deflection Investigation — Centauri Dreams. *Hop's blog*. URL: <http://hopsblog-hop.blogspot.ru/2015/05/eml2.html> (дата обращения 05.12.2016).
- [31] Dubois L.H. *DARPA's Approach to Innovation: an Alternative Model for Funding Cutting-Edge Research and Development*. URL: http://gcep.stanford.edu/pdfs/lh-ivzYPrfEnjOxV0q59g/5_11_dubois_breakthrough.pdf (дата обращения 07.12.2013).
- [32] Чеберко И. «Роскосмос» сделает новую ракету для «Морского старта». *Известия*. 30 сентября 2016. URL: <http://izvestia.ru/news/635290> (дата обращения 30.12.2016).
- [33] S7 предлагает создать орбитальный космодром на базе российского сегмента МКС. *TASS*. URL: <http://tass.ru/kosmos/3685306> (дата обращения 08.10.2013).

Статья поступила в редакцию 14.03.2017

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Соболев И.А., Леонов В.В., Волкова Т.В., Бечаснов П.М. Анализ концепции долговременной орбитальной станции для обслуживания межорбитального грузопотока. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2017, вып. 4.

<http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2017-4-1609>

Статья подготовлена по материалам доклада, представленного на XLI Академических чтениях по космонавтике, посвященных памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана, 24–27 января 2017 г.

Соболев Иван Анатольевич родился в 1972 г. Окончил МГТУ им. Н.Э. Баумана в 1994 г. Канд. техн. наук (2000 г.). Работает на предприятиях ракетно-космического комплекса России с 2001 г. Автор более 20 научных трудов в области проектирования космических аппаратов. e-mail: is@aerospacelab.ru

Леонов Виктор Витальевич родился в 1985 г. Окончил МГТУ им. Н.Э. Баумана в 2008 г. Канд. техн. наук, доцент кафедры «Космические аппараты и ракеты-носители» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор более 20 работ в области радиационного теплообмена и проектирования крупногабаритных конструкций космического назначения. e-mail: lv-05@mail.ru

Волкова Татьяна Вячеславовна родилась в Москве в 1989 г. Окончила МГТУ им. Н.Э. Баумана в 2012 г. (кафедра «Космические аппараты и ракеты-носители») и магистратуру второго года обучения в Ecole Polytechnique (Париж) в 2013 г. (факультет «Инновационные технологии и предпринимательство»). С 2015 г. проходит обучение в магистратуре Московского архитектурного института. Тема дипломной работы: «Орбитальные станции нового поколения». e-mail: tvolkova@hotmail.com

Бечаснов Павел Михайлович родился в 1982 г. Окончил МГТУ им. Н.Э. Баумана в 2006 г. (кафедра «Ракетные и импульсные системы»). Канд. техн. наук (2009 г.). e-mail: bechasnov@mail.ru

Analysis of the concept of a long-term orbital station for the of interorbital cargo traffic serving

© I.A. Sobolev¹, V.V. Leonov², T.V. Volkova³, P.M. Bechasnov²

¹Aerospace Laboratory of Lomonosov Moscow State University, Moscow, 119192, Russia

²Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russia

³Moscow Architectural Institute (State Academy), Moscow, 107031, Russia

The article presents an analysis of the concept of a long-term orbital station operating on a low near-equatorial orbit and serving interorbital transport operations in terms of independent economic efficiency. To generate revenue in the geostationary vehicle launch market the use of an orbital transfer vehicle operated from the space station is proposed. The near-equatorial orbit has a number of advantages in particular the radiation environment, allowing for the application of scientific and technical solutions not previously used in the design of orbital stations. The concept of a promising single-module orbital station with the means for creating artificial gravity and the possibility of increasing the habitable volume by deployment of inflatable rigidizable structures is proposed. The effect of artificial gravity on the comfort and productivity of crew is shown; a possible option of living and working spaces of the station is suggested, if available. The possibility of reducing expenses and increasing revenues in comparison with the implemented projects of orbital stations is shown.

Keywords: orbital station, artificial gravity, spacecraft, orbital transfer vehicle, economic effect, geostationary orbit

REFERENCES

- [1] Sullivan B.R., Akin D.L. Satellite Servicing Opportunities in Geosynchronous. *AIAA Space 2012 Conference and Exposition, September 11–13, 2012 Pasadena CA, USA*. AIAA-2012-5261.
- [2] Galkevich I.A. *Razrabotka instrumentariya opredeleniya tekhniko-ekonomicheskikh parametrov kosmicheskikh telekommunikatsionnykh proektov*. Diss. kand. econ. nauk [Development of a tool for determining the technical and economic parameters of space telecommunications projects. Cand. econ. sc. diss.]. Moscow, BMSTU Publ., 2015.
- [3] Serduk V.K., Tolyarenko N.V., Khlebnikova N.N. *Transportnye sredstva obespecheniya kosmicheskikh program* [Vehicles for space programs]. Mishin V.P., ed. Moscow, VINITI Publ., 1990, 274 p.
- [4] Cosmo M.L., Lorenzini E.C. *Tethers in Space. Handbook*. Smithsonian Astrophysical Observatory. Prepared for NASA. Marshall Space Flight Center Publ., 1997, 241 p.
- [5] RKK “Energiya” predlagaet letet na Lunu “Ryvkom” s MKS [Rocket and Space Corporation Energiya proposes to fly to the Moon from the ISS by “Jerk”]. *TASS*. Available at: <http://tass.ru/kosmos/3313272> (accessed December 21, 2016).
- [6] Zaytseva A.Yu., Masley V.N., Galaburda D.A., Belousov K.G., Moskalev S.I., Zaytsev S.S., Shovkoplyas Yu.A. *Kosmicheskaya nauka i tekhnologiya — Space Science and Technology*, 2015, vol. 21, no. 5, pp. 24–27.
- [7] How much does it cost? *ESA*. Available at: http://www.esa.int/Our_Activities/Human_Spaceflight/International_Space_Station/How_much_does_it_cost (accessed December 08, 2016).

- [8] Cheberko I. Roskosmos sokratit zatraty na obsluzhivanie MKS [Roskosmos will reduce the ISS maintenance expenditures]. *Izvestia. January 11, 2016*. Available at: <http://izvestia.ru/news/600977> (accessed December 08, 2016).
- [9] *Geoperekhodnaya orbita* [Geostationary transfer orbit]. Available at: <http://rusrocket.narod.ru/gto.html> (accessed December 01, 2016).
- [10] Kennedy K.J. Inflatable habitats technology development. *NASA Johnson Space Center*, 2000. Available at: http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20050182969_2005179269.pdf (accessed December 12, 2016).
- [11] Messerschmid E., Reinhold B. *Space Stations. Systems and Utilization*. Springer Publ., Berlin, 1999, 566 p.
- [12] Panasuk M.I. *Model kosmosa* [Space model]. Moscow, Research Institute of Nuclear Physics, MGU Publ., 2007, 873 p.
- [13] Shamsutdinov S. Otryadu kosmonavtov RKK “Energia” 40 let [The Cosmonauts' squad of the S.P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia is 40 years old]. *Novosti kosmonavtiki — Space Exploration News*, 2006, no. 7 (282). Available at: <http://novosti-kosmonavtiki.ru/mag/2006/1031/23901/>
- [14] Leach N. *Space Architecture: The New Frontier for Design Research*. John Wiley & Sons Inc. Publ., 2014, 137 p.
- [15] Norris G. SpaceX Unveils ‘Step Change’ Dragon ‘V2’. *AviationWeek.com May 30, 2014*. Available at: <http://aviationweek.com/space/spacex-unveils-step-change-dragon-v2> (accessed December 09, 2016).
- [16] Coppinger R. Airbus' Adeline Project Aims to Build Reusable Rockets and Space Tugs. *Space.com* Available at: <http://www.space.com/29620-airbus-adeline-reusable-rocket-space-tug.html> (accessed December 10, 2015).
- [17] Adams R.B., Alexander R., Chapman J., Fincher S., Hopkins R., Philips A., Polsgrove T., Litchford R., Patton B., Statham G., White S., Thio Y.C.F. *Conceptual Design of In-Space Vehicles for Human Exploration of the Outer Planets*. Marshall Space Flight Center, 2003. Nov. 03. NASA TP-2003-212691.
- [18] Pugachenko S.E. *Proektirovanie orbitalnykh stantsiy* [Design of orbital stations]. Moscow, BMSTU Publ., 2009, 92 p.
- [19] BEAM Facts, Figures, FAQs. *NASA*. Available at: <https://www.nasa.gov/feature/beam-facts-figures-faqs> (accessed December 11, 2015).
- [20] Keeper G., Soylemez E. Deployable space structures. Conference Paper July 2009 with 61 Reads. *IEEE Xplore Conference: Recent Advances in Space Technologies*, 2009, pp. 131–138. DOI: 10.1109/RAST.2009.5158183
- [21] Raykunov G.G., Komkov V.A., Melnikov V.M., Kharlov B.N. *Tsentrobezhnye beskarkasnye krupnogabaritnye kosmicheskie konstruksii* [Centrifugal frameless large-sized space structures]. Moscow, Fizmatlit Publ., 2009, 448 p.
- [22] Scarborough S.E., Cadogan D.P. Applications of Inflatable Rigidizable Structures. *SAMPE Symposium, Long Beach California*, 2006, vol. 51, pp. 1–15.
- [23] Reznik S.V., Polezhaev Yu.V. *Materialy i pokrytiya v ekstremalnykh usloviyakh. Vzglyad v budushchee* [Materials and coatings under extreme conditions. A look into the future]. Moscow, BMSTU Publ., 2002.
- [24] BEAM: The Experimental Platform. *Bigelow aerospace* Available at: <http://bigelowaerospace.com/beam/> (accessed December 12, 2016).
- [25] Lai C.Y., You Z., Pellegrino S. *Shape and Stress Analysis of Symmetric Collapsible Rib-Tensioned Surface Reflectors*. Available at: http://www.its.caltech.edu/~sslabs/PUBLICATIONS/Shape%20and%20stress%20analysis%20of%20symmetric%20CRTS%20reflectors_1997.pdf (accessed December 14, 2016).

- [26] Tumanov A.V., Zelentsov V.V., Shcheglov G.A. *Osnovy komponovki bortovogo oborudovaniya kosmicheskikh apparatov* [The fundamentals of the spaceborne equipment layout]. 2nd revised & enlarged ed. Moscow, BMSTU Publ., 2017. 576 p.
- [27] Smith S.C. Adjusting for Inflation. *Space KSC*. Available at: <http://spaceksc.blogspot.ru/2013/01/adjusting-for-inflation.html> (accessed December 08, 2013).
- [28] Feoktistov K.P. *Kosmicheskaya tekhnika. Perspektivy razvitiya* [Space technology. Development prospects]. Moscow, BMSTU Publ., 1997.
- [29] Hollister D. Reusable Earth Departure Stage. *Hop's blog*. Available at: <http://hopsblog-hop.blogspot.ru/2014/05/reusable-earth-departure-stage.html> (accessed November 08, 2016).
- [30] Gilster P. An Asteroid Deflection Investigation — Centauri Dreams. *Hop's blog*. Available at: <http://hopsblog-hop.blogspot.ru/2015/05/eml2.html> (accessed December 05, 2016).
- [31] Dubois L.H. *DARPA's Approach to Innovation: an Alternative Model for Funding Cutting-Edge Research and Development*. Available at: http://gcep.stanford.edu/pdfs/lh-ivzYPrefEnjOxV0q59g/5_11_dubois_breakthrough.pdf (accessed December 07, 2013).
- [32] Cheberko I. Roskosmos sdelat novuyu raketu dlya "Morskogo starta" [Roskosmos will make a new rocket for the "Sea Launch"]. *Izvestia. September 30, 2016*. Available at: <http://izvestia.ru/news/635290> (accessed December 30, 2016).
- [33] S7 predlagaet sozdat orbitalnyy kosmodrom na baze rossiyskogo segmenta MKS [S7 proposes to create an orbital space-launch complex based on the Russian segment of the ISS]. *TASS*. Available at: <http://tass.ru/kosmos/3685306> (accessed October 8, 2013).

Sobolev I.A. (b. 1972) graduated from Bauman Moscow State Technical University in 1994. Cand. Sc. (Eng.). Author of over 20 research publications in the field of spacecraft design. e-mail: is@aerospacelab.ru

Leonov V.V. (b. 1985) graduated from Bauman Moscow State Technical University in 2008. Cand. Sc. (Eng.), Associate Professor, Department of Spacecraft and Carrier Rockets, Bauman Moscow State Technical University. Author of over 20 research publications in the field of radiative heat transfer and design of large-sized space structures. e-mail: lv-05@mail.ru

Volkova T.V. (b. 1989) graduated from Bauman Moscow State Technical University in 2012 and the second year of the Post graduate course in Ecole Polytechnique, Paris, in 2013. Post graduate student since 2015, Moscow Architectural Institute, Faculty of Innovative technologies and entrepreneurship. Diploma work: "Orbital stations of new generation". e-mail: tvolkova@hotmail.com

Bechasnov P.M. (b. 1982) graduated from Department of Rocket and Pulse Systems, Bauman Moscow State Technical University in 2006. Cand. Sc. (Eng.), Bauman Moscow State Technical University. e-mail: bechasnov@mail.ru