

УДК 531.39

А.П. АЛПАТОВ¹, В.П. ГОРБУЛИН²¹Институт технической механики НАН Украины и ГКА Украины
ул. Лешко-Попеля, 15, Днепропетровск, 49005, Украина² Президиум Национальной академии наук Украины
ул. Владимирская, 54, Киев, 01030, Украина

КОСМИЧЕСКИЕ ПЛАТФОРМЫ ДЛЯ ОРБИТАЛЬНЫХ ПРОМЫШЛЕННЫХ КОМПЛЕКСОВ: ПРОБЛЕМЫ И ПЕРСПЕКТИВЫ

Рассмотрены тенденции развития космической техники для создания технологического потенциала в околоземном и окололунном пространстве. Выполнена оценка проблем и перспектив, связанных с разработкой крупногабаритных технологических платформ космического базирования. Проанализированы вопросы определения структуры технологических платформ космического базирования, служебных систем, соединительных и коммуникационных систем. Представленный в статье комплекс задач относится к проблеме формирования прогрессивной парадигмы развития космического сегмента промышленных технологий с учетом современных глобальных процессов эволюции земной цивилизации.

Ключевые слова: космическая платформа, орбитальный промышленный комплекс, проектирование, управление, устойчивость, материалы, конструкция, технологический модуль.

Основой развития современного общества, по крайней мере, в обозримом промежутке времени, являются технологические прорывы, которые формируют структуру промышленности будущего. Стремительный рост населения Земли и экстенсивная разработка земных ресурсов в ближайшие десятилетия с большой степенью вероятности могут привести к возникновению самых различных кризисов: продовольственного, энергетического, экологического, ресурсного (кислород, вода, древесина, почвы, ископаемые), генетического, межэтнического и др. Перечисленные факторы определяют новую парадигму развития человечества и, соответственно, новые стратегические направления развития мировой и национальной науки. В соответствии с современными представлениями, наиболее

острыми проблемами, встающими перед человечеством, являются энергетические и ресурсные. Они влекут за собой необходимость радикальных подходов к расширению жизненного пространства и предполагают исключение из числа используемых источников энергии невозобновляемых ресурсов планеты. Одним из очевидных направлений модификации жизненного пространства человечества является широкомасштабное освоение ближнего космоса и его ресурсов.

Учитывая трудности выведения на орбиту конструкций больших габаритов и масс, на первом этапе промышленного освоения ближнего космоса в космическом пространстве могут быть размещены промышленные установки с уникальными технологическими процессами и относительно небольшими объемами материального производства, для которых необходимы условия глубокого ва-

куума и невесомости. Например, это могут быть установки для получения сверхчистых материалов, уникальных биологических комплексов, медицинских препаратов, специальных химических соединений и т.д.

СТРУКТУРА КОСМИЧЕСКОЙ ПЛАТФОРМЫ ДЛЯ ПРОМЫШЛЕННЫХ КОМПЛЕКСОВ

Технологии освоения околоземного пространства и реализация крупномасштабных космических проектов предполагают создание служебных платформ для околопланетных промышленных сооружений. На уровне современных представлений промышленные и энергетические модули, соединительные и коммуникационные системы таких сооружений включают различные функциональные элементы, которые технически реализуются в соответствии с решаемыми функциональными задачами [1]. К числу таких функциональных элементов относятся:

- комплексы датчиков различного назначения;
- преобразователи космических источников энергии;
- отражатели излучений;
- приемо-передающие устройства и типовые элементы их конструкций;
- комплексы энергетических установок для решения задач перемещения и ориентации космических сооружений;
- типовые транспортные модули материального обеспечения;
- манипуляционные системы для сервисного обслуживания конструкций и приборных модулей, а также для решения транспортных задач в ограниченном пространстве промышленных зон;
- системы механических связей в виде многошарнирных и других типов соединений: нити, тросы, ленты, шланги, кабели, тоннели из тонких материалов, обитаемые и транспортные стационарные тоннели, связывающие отдельные сооружения.

Набор и сочетание этих функциональных элементов зависит от типа технологического процесса, то есть от технических характеристик промышленной установки и ее назначе-

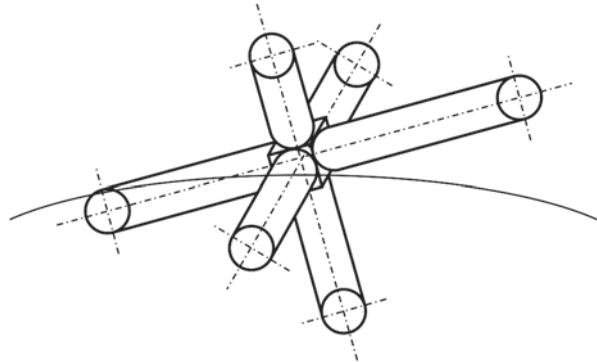


Рис. 1. Вариант структуры модульной космической платформы

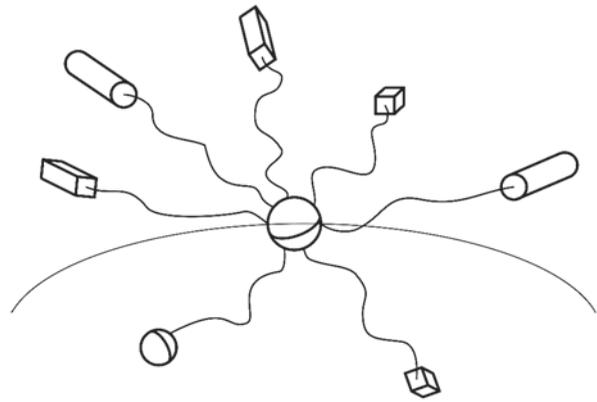


Рис. 2. Платформы с тросовыми соединениями

ния. При этом структура системы обусловлена набором служебных и промышленных модулей и типом их взаимодействия (рис. 1).

В зависимости от взаимного расположения в пространстве технологических и служебных модулей могут быть использованы различные типы конфигураций космических промышленных комплексов (КПК) [2]. КПК сложной конфигурации с тросовыми связями представлен на рис. 2.

Такие платформы могут состоять из различных сочетаний элементарных структур, которых существует три основных вида:

- *1-структуры (линейные структуры)*, состоящие из последовательно расположенных тел, соединенных механической связью, при этом первый и последний элементы не связаны между собой;

- *О-структуры (замкнутые структуры)*, представляющие собой замкнутый посредством механических связей контур, соединяющий n элементов ($n \geq 3$);

- *z-структуры (системы звездообразной формы)* с исходящими от основного тела несколькими (не менее трех) l -структурами.

Используя различные сочетания таких элементарных структур, можно построить КПК любой, практически сколь угодно сложной конфигурации, движущейся по определенной орбите и реализующей заданные режимы движения всего комплекса относительно центра масс, а также заданное относительное движение элементов комплекса внутри конфигурации.

Для описания таких движений рассмотрим КПК, состоящий из n модулей M_i ($i = 1, 2, \dots, n$) — элементов орбитального комплекса, соединенных попарно упругими невесомыми нитями L_{ij} ($i, j = 1, 2, \dots, n$) конечной длины (рис. 2). Нити, упакованные в полостях элементов, связаны с демпфирующим устройством и пропущены сквозь отверстия в корпусах элементов. Схема связей между элементами КПК описывается матрицей инцидентности $\alpha = [\alpha_{ij}]$. Элемент α_{ij} равен единице, если связь между телами B_i и B_j предусмотрена, и нулю — в противном случае. Диагональные элементы α_{ij} тождественно равны нулю.

Расстояния между телами могут меняться от нуля до длин соответствующих связей. Связь с модулями осуществляется в точках контакта P_{ij} , P_{ji} . В процессе движения на каждый модуль действуют сила притяжения G_i , сила управляющих двигателей \bar{u}_i , а также силы упругости Φ_{ij} и силы вязкого трения $\bar{\Psi}_{ij}$, приложенные к модулю M_i со стороны остальных модулей через связи L_{ij} .

Движение модулей, составляющих КПК, опишем в отклонениях от его невозмущенного движения. В качестве невозмущенного примем движение, которое совершала бы система, находящаяся в исходном состоянии, при отсутствии начальных возмущений и внешних сил, кроме сил притяжения. Угловая скорость КПК при невозмущенном движении равна нулю, а центр масс движется по круговой орбите.

Чтобы записать уравнения движения, квазискорость модуля M_i представим в форме $\bar{\omega}^T = [\omega_{1i}, \omega_{2i}, \omega_{3i}]$. Ориентация каждого тела в абсолютной системе отсчета описывается параметрами Родрига – Гамильтона, составляющими группу обобщенных координат, объединенных в матрицу:

$$\Lambda_i^T = [\Lambda_{0i}, \Lambda_{1i}, \Lambda_{2i}, \Lambda_{3i}]; \bar{\Lambda}_i^T \Lambda_i = 1.$$

Кинематические уравнения при этом имеют вид:

$$\dot{\bar{\Lambda}}_i = \bar{B}_i \bar{\Lambda}_i + k(1 - \bar{\Lambda}_i^T \bar{\Lambda}_i) \bar{\Lambda}_i, \quad i = \overline{1, n}, \quad (1)$$

где B_i — матрица, зависящая от квазискоростей:

$$B_i = \begin{bmatrix} 0 & -1/2\omega_{1i} & -1/2\omega_{2i} & -1/2\omega_{3i} \\ 1/2\omega_{1i} & 0 & -1/2\omega_{3i} & -1/2\omega_{2i} \\ 1/2\omega_{2i} & -1/2\omega_{3i} & 0 & -1/2\omega_{1i} \\ 1/2\omega_{3i} & -1/2\omega_{2i} & -1/2\omega_{1i} & 0 \end{bmatrix}.$$

Второе слагаемое в (1) при $k > 0$ обеспечивает корректировку нормы матрицы $\bar{\Lambda}_i$. Уравнения поступательного движения имеют вид:

$$m_i \ddot{\bar{S}}_i = \bar{G}_i + \bar{\Phi}_i + \bar{\Psi}_i + \bar{U}_i, \quad i = \overline{1, n}, \quad (2)$$

где \bar{G}_i — приращение силы притяжения, соответствующее отклонению тела B_i от невозмущенной орбиты; $\bar{\Phi}_i$ — суммарная сила упругости, действующая на модуль M_i со стороны всех присоединенных к нему связей; $\bar{\Psi}_i$ — суммарная сила трения, действующая на модуль M_i ; \bar{U}_i — управление.

Уравнения вращательного движения записываются в виде:

$$\Theta_i \dot{\bar{\omega}}_i + \bar{\omega}_i \Theta_i \bar{\omega}_i = \bar{\mu}_i + \bar{v}_i + \bar{u}_i, \quad i = \overline{1, n}, \quad (3)$$

$$\dot{\bar{\omega}}_{ki} = \sum_{m=1}^3 (\hat{\Theta}_{kmi} (\mu_{mi} + v_{mi} - \sum_{r,s=1}^3 \delta_{krq} \omega_{ri} (\sum_{l=1}^3 \Theta_{sli} \omega_{li}))),$$

где Θ_i — матрица тензора инерции тела B_i ; $\bar{\omega}_i$ — квадратная антисимметричная матрица, составленная из элементов матрицы-столбца; $\bar{\omega}_i$; $\bar{\mu}_i$; \bar{v}_i ; \bar{u}_i — моменты сил упругости, вязкого трения и управляющих двигателей относительно осей связанной системы координат.

$$\bar{\mu}_i = \sum_{j=1}^n \bar{\rho}_{ij} \bar{\Phi}_j; \quad \bar{\Phi}_i = A_i^T \bar{\Phi}_i.$$

$$\bar{\nu}_i = \sum_{j=1}^n \bar{\rho}_{ij} \bar{\Psi}_j; \quad \bar{\Psi}_i = A_i^T \bar{\Psi}_i.$$

Здесь $\bar{\rho}_{ij}$ — квадратная антисимметричная матрица, составленная из компонент матрицы-столбца.

Чтобы предусмотреть возможность описания как традиционного, так и подвижного способов управления движением в соответствии с моделью (1)–(3), запишем согласно [2]:

$$\bar{u} = \delta \bar{u}^*,$$

где $\bar{u}, \bar{u}^*, \delta$ — блочные матрицы, имеющие вид:

$$\bar{u} = \begin{bmatrix} u_1 \\ \cdot \\ \cdot \\ \cdot \\ \bar{u}_n \end{bmatrix}; \quad \bar{u}^* = \begin{bmatrix} \bar{u}_1^* \\ \cdot \\ \cdot \\ \cdot \\ \bar{u}_n^* \end{bmatrix}; \quad \delta = \begin{bmatrix} \delta_1 & 0 & \dots & 0 \\ 0 & \delta_2 & \dots & 0 \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ 0 & 0 & \dots & \delta_n \end{bmatrix}.$$

Здесь \bar{u}^* — субматрица, описывающая управление модулем M_i ; δ_i — субматрица, принимающая значение 0 или E . При одновременном управлении все субматрицы δ_i являются единичными:

$$\delta_i = E, \quad 1, n.$$

При подвижном управлении в каждый момент времени существует лишь одна единичная субматрица с некоторым индексом $i = m$, остальные субматрицы — нулевые. Значение индекса m изменяется во времени, а порядок его изменения задается законом переключения.

Данная модель является частью комплексной модели КПК, необходимой для выбора и оптимизации основных проектных параметров технической платформы комплекса [3].

КОНСТРУКТИВНЫЕ ЭЛЕМЕНТЫ И МАТЕРИАЛЫ ПЛАТФОРМЫ

Конструкция КПК определяется в первую очередь производственными и технологическими задачами. В космической технике на-

ряду с широко используемыми сплавами алюминия, различными титановыми и другими специальными сплавами находят применение также разнообразные конструкционные материалы [4]. Хорошо зарекомендовали себя на практике терморегулирующие лакокрасочные покрытия, теплозащитные материалы с использованием эпоксидного связующего, многослойные ткани с трехмерным переплетением кордовых нитей, терморегулирующие эмали, например эмаль КО-819 с термостойкостью 600 °С и коэффициентом излучения (степенью черноты) не менее 0,9. В космической технике применяют также полимерные композиционные материалы (ПКМ), которые по сочетанию конструктивных параметров и весовой эффективности в несколько раз превосходят алюминиевые и титановые сплавы. Кроме того, ПКМ имеют высокую радиационную стойкость, обеспечивающую сохранение их свойств в течение всего периода эксплуатации при воздействии солнечного излучения и космического фона. Разработаны надежные герметизирующие материалы, в частности кремнийорганические герметики, работоспособные в диапазоне температур от 60 до 300 °С. Конструкционные углепластики были использованы при создании искусственных спутников Земли различного назначения серий «Космос», «Молния», «Экран», на орбитальных космических станциях «Салют», «Алмаз», международной космической станции, межпланетных станциях «Венера». Они служат материалом для изготовления каркасов солнечных батарей, зеркал остронаправленных антенн космической связи, фидерных устройств, каркасов фотоаппаратуры и телескопов, штанг манипуляторов, разнообразных платформ для установки приборов и специальной аппаратуры, конструктивных элементов днища спускаемых аппаратов. Все эти материалы предоставляют надежную технологическую базу для разработки КПК.

До недавнего времени при создании космических аппаратов преимущественно использовались сплавы легких металлов.

Однако в условиях эксплуатации больших конструкций возникают температурные изменения их размеров и формы. Поэтому на нынешнем этапе большое внимание уделяется разработке и созданию сотовых конструкций, которые значительно легче металлических и не имеют подобных недостатков. Они применяются при изготовлении головных обтекателей, цилиндрических обечаек полезной нагрузки, защитных экранов. Панели с сотовым наполнителем имеют относительно высокие прочностные характеристики при небольшой удельной массе (около 1 кг/м^3), отличаются стабильностью размеров и формы. Кроме того, они обладают демпфирующими свойствами, что важно с точки зрения снижения динамических нагрузок на аппаратуру. Применение конструкций космических платформ с сотовым наполнителем позволяет на 15–60% снизить массу платформы по сравнению с традиционным исполнением. Современные сотовые панели содержат встроенные жидкостные тракты и тепловые трубы, с помощью которых на борту платформы обеспечивается необходимый температурный режим. По оценкам, за 2012 год объем сотового наполнителя, использованного в конструкциях космической техники, вырос более чем на 300 м^3 . Всего с 1975 по 2012 г. этот объем составляет $2100,88 \text{ м}^3$. Таким образом, использование сотовых конструкций является перспективным направлением в создании как базовых космических платформ, так и полезной нагрузки [5].

Особый интерес представляют новые разработкиматериаловедов.Интерметаллиды — химические соединения двух и более металлов — по своей структуре занимают промежуточное положение между металлами и керамикой. Их кристаллическая структура специфична, что обеспечивает высокую жаропрочность, низкую плотность и высокую износостойкость. Уникальные физико-механические свойства интерметаллидов обуславливают их перспективность для использования в космической технике. Весьма многообещающими являются ком-

позиционные материалы с керамической матрицей, армированной волокнами. Для создания космических конструкций интересны также так называемые «интеллектуальные» материалы, способные адаптироваться к изменению внешней среды, меняя свои механические, электрические и прочие характеристики.

Многие ученые считают, что будущее крупных сооружений в космическом пространстве в значительной мере связано также с использованием надувных и пленочных конструкций. Они могут быть более экономичными по массовым характеристикам, их можно упаковать в меньших объемах при выведении на орбиту, что приводит к сокращению транспортных расходов. Кроме того, снижение общей сложности системы и упрощение сборки на орбите повышает надежность эксплуатации. Преимущества надувных конструкций становятся более очевидными с усложнением формы и комбинации космических структур. Пленочные конструкции используются для больших космических антенн, радиометров, радаров, концентраторов, телескопов, солнцезащитных экранов, солнечных парусов, солнечных батарей, конструкций космической платформы [6].

Толщина надувной оболочки может достигать десятков сантиметров, содержать десятки слоев, включая термостойкие или кевларовые для защиты от ударов микрометеоритов. Кроме того, для придания жесткости конструкции может использоваться пенообразный наполнитель. Примером применения такой технологии может служить 8-метровый космический телескоп NGST (NASA Goddard Space Flight Center), для пассивного охлаждения которого используется надувной солнцезащитный козырек, размером $32 \times 14 \text{ м}$, с несколькими слоями тепловой мембраны.

Для повышения надежности КПК в конструкции троса предлагается использовать ленты, тканевые трубки, а также нить специального плетения Hoytether™ [7]. Расчеты показывают, что такая нить может оставаться в рабочем состоянии в течение несколь-

ких десятилетий даже на низких околоземных орбитах [8].

Фрагменты космического мусора также могут послужить сырьем для соответствующих технологических процессов непосредственно в условиях космического пространства. Разгонные блоки ракет-носителей можно использовать в качестве двигателей промышленных систем для корректировки орбит и совершения необходимых маневров. Облик новых поколений ракетных двигателей может формироваться с учетом этих новых задач.

ПРОБЛЕМЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ

Проблемы проектирования больших космических конструкций связаны с разнообразием составляющих их узлов и элементов, которые могут в значительной степени отличаться друг от друга по характеристикам материалов, жесткости конструкций отдельных модулей и соединительных элементов, способам соединения промышленных агрегатов и обслуживающих транспортных систем. Все эти качества обуславливают разработку специальных методов проектирования конструкций [1, 3], а также требуют новых подходов к управлению положением космических объектов в заданной системе координат. Основная особенность разработки систем управления КПК связана с необходимостью проектирования пространственно распределенных и многоуровневых эргатических управляющих комплексов. При этом актуальной и достаточно сложной является проблема математического моделирования движения КПК, а также влияния производственных процессов на динамику сооружения [3].

Несмотря на накопленный человечеством опыт проектирования больших космических конструкций различного назначения, задачи оптимизации проектных параметров таких объектов продолжают оставаться актуальными. На начальном этапе проектирования возникает комплексная задача выбора облика (синтеза структуры), оптимизации основных проектных параметров и про-

грамм управления КПК, которая относится к классу задач теории оптимального управления с ограничениями в виде равенств, неравенств и дифференциальных связей с непрерывно и дискретно изменяющимися оптимизируемыми параметрами сооружения. Подобные задачи решаются, например, при проектировании ракет-носителей [9].

Методология решения подобного рода задач предполагает разделение всех оптимизируемых параметров на две группы: структурные параметры (изменяющиеся дискретно), которые определяют облик КПК, и основные проектные параметры (изменяющиеся непрерывно), которые определяют технические характеристики КПК [1]. Применительно к комплексной задаче оптимизации нужно разработать математическую модель КПК, построенную на физических и статистических соотношениях и позволяющую в зависимости от исходных данных, значений структурных и основных проектных параметров определять необходимые габаритно-массовые характеристики.

Баллистические и энергетические характеристики КПК на первом этапе могут определяться для центрального гравитационного поля сферической Земли с учетом ее вращения и кривизны поверхности. Основой для построения методики и разработки алгоритма решения комплексной задачи является декомпозиция ее на две частные задачи: выбор структурных параметров, определяющих рациональный облик, конструктивно-компоновочных схем и оптимизация основных проектных параметров и программ управления полетом для выбранного облика КПК. Решение комплексной задачи оптимизации основано на взаимоувязанном решении первой и второй частных задач.

Управление движением систем, имеющих низкую жесткость и многокилометровую протяженность, представляет собой не только техническую, но и теоретическую проблему. Колебания конструкций комплекса могут вызвать напряжения, приводящие к разрыву связей (тросов). Захват груза вращающейся тросовой системой (несинхронный

космический лифт) является весьма сложной задачей. Известные в настоящее время устройства, предназначенные для захвата груза, пока технически несовершенны.

ОСНОВНЫЕ МОДУЛИ

Рассмотрим основные модули космических сооружений и особенности их функционирования в зависимости от решаемой задачи, а также проблемы и перспективы их создания и использования.

Солнечные электростанции космического базирования. Проблема поиска новых энергетических ресурсов имеет стратегическое значение. Очевидно, что практически неограниченные источники энергии следует искать либо внутри Земли, либо в океанах, покрывающих ее поверхность, либо за пределами нашей планеты. Несмотря на возросший в последние годы интерес к использованию энергии солнечного излучения, низкая плотность его энергии (порядка 1 кВт/м²), достаточно сложные технологии и низкие значения КПД преобразования солнечной энергии в электрическую для наземных солнечных электростанций (следует также учесть суточные циклы освещения и потери в атмосфере) не внушают большого оптимизма при решении проблемы ее массового использования в качестве альтернативы существующим технологиям производства энергии. Только крупномасштабные проекты солнечных электростанций космического базирования (СЭКБ) могут обеспечить ощутимый вклад в национальную и мировую энергосистемы. Под космической гелиоэнергетикой понимают совокупность методов и технических средств сбора, преобразования и использования потребителем энергии солнечной радиации оптического диапазона в космическом пространстве.

Концепция получения электроэнергии из солнечного излучения в космосе и ее передача беспроводным путем на Землю впервые была предложена доктором Питером Глейзером в 1976 г. В 1995 г. НАСА начала программу «Свежий взгляд» (Fresh Look), в рамках которой были разработаны проекты

СЭКБ «Солнечная башня» и «Солнечный диск». Несмотря на всю их революционность, практическая реализация оставалась проблематичной из-за большой массы выводимого на орбиту груза. Однако, исследования в области космической энергетики в США продолжились, и не только под эгидой НАСА, но и других организаций, например Министерства обороны. Были предложены новые проекты, такие как «Abacus» и СЭКБ с интегрированным солнечным концентратором.

Работы по созданию СЭКБ ведутся в Европейском Союзе, Китае, России (проекты НПО им. Лавочкина и ЦНИИМаш), Японии и других государствах. С 2009 г. 16 японских компаний сосредоточили свои усилия на создании первой коммерческой станции. Ориентировочные сроки ввода ее в эксплуатацию — 2030–2040 гг., а объемы инвестиций по некоторым оценкам составят 21 млрд долл. США. В 2012 г. на 62-м Международном астронавтическом конгрессе фирма Mitsubishi Heavy Industries презентовала концептуальный проект новой СЭКБ мощностью 430 МВт, особенностью которого является значительное снижение массы системы, а соответственно, и стоимости выведения СЭКБ. Авторы проекта рассчитают к 2030 г. достичь значения показателя, характеризующего отношение орбитальной массы системы к выходной электрической мощности, на уровне 1 г/Вт, что в 250 раз меньше имеющихся ныне величин. Все это позволило снизить оценочную стоимость получения электроэнергии до 20 иен/кВт, что сравнимо со стоимостью электричества, вырабатываемого на гидроэлектростанциях (15 иен/кВт). Такие технико-экономические показатели позволяют с оптимизмом смотреть на перспективы получения электроэнергии из космоса.

Другим возможным применением СЭКБ является обеспечение электропитанием космических промышленных систем. Система дистанционного энергоснабжения является эффективной альтернативой бортовым энергоустановкам, так как позволит улучшить

габаритно-массовые характеристики космических аппаратов, уменьшить их размеры, снизить частоту коррекций орбиты аппаратов и др.

В конце 90-х годов в научных организациях НАН Украины были проведены работы, направленные на определение задач научных исследований по развитию космической гелиоэнергетики в Украине. Обозначены научные и технологические проблемы создания таких промышленных энергосистем.

Анализ многочисленных публикаций, посвященных разработке СЭКБ, позволяет сделать вывод, что создание таких станций возможно. Однако существует четыре группы проблем, связанных с большими размерами (сотни километров) и большими массами (тысячи тонн) орбитальных СЭКБ:

- создание специальных конструкций;
- выведение на орбиту модулей и элементов конструкций больших масс и размеров;
- сборка на орбите промышленных орбитальных энергокомплексов;
- управление их движением, ориентацией и формой.

Рассмотрим СЭКБ, расположенную на геостационарной орбите [10]. Станция состоит из ферменных конструкций; комбинированной панели, выполняющей функции преобразователя солнечного излучения в электрический СВЧ-сигнал, и передающей антенны; двух солнечных отражателей; модуля реактивных двигателей. Наведение передающей антенны на Землю осуществляется ориентацией станции в орбитальной системе координат. Солнечные отражатели крепятся к фермам с помощью шарнирных соединений. Направление отраженных лучей Солнца на фотопреобразователи при движении станции по орбите достигается соответствующей ориентацией отражателей относительно комбинированной панели. Для математического описания движения станции ее удобно представить в виде системы связанных тел [10].

Система состоит из набора твердых и упругих тел T_c, T_p, T_{i1} ($i = 1, 2, 3$), моделирующих фермы, отражатели, антенны и двигате-

ли. Уравнения движения СЭКБ относительно центра масс могут быть представлены, например, в следующем виде:

$$\Theta \dot{\bar{\omega}} + \dot{\Theta} \bar{\omega} + \bar{\omega} \times \Theta \bar{\omega} + \dot{\bar{K}} + \bar{\omega} \times \bar{K} = \bar{M}, \quad (4)$$

где $\bar{\omega}$ — вектор абсолютной угловой скорости СКЭБ; Θ — тензор инерции станции в полюсе O ; $\dot{\Theta}$ — тензор, компоненты которого равны производным по времени от соответствующих компонент Θ ; \bar{K} — главный момент относительных количеств движения относительно полюса O ; $\dot{\bar{K}}$ — вектор, проекции которого на оси, связанные с несущим телом, равны производным по времени от проекций на них вектора \bar{K} ; \bar{M} — главный момент относительно полюса O всех активных сил.

Тензор инерции станции может быть записан в следующем виде:

$$\begin{aligned} \Theta = & -M \left[(\bar{r}_{cm} \bar{r}_{cm}) E - \bar{r}_{cm} \bar{r}_{cm}^T \right] + \\ & + \int_{m_c} \left[(\bar{r}_c \bar{r}_c) E - \bar{r}_c \bar{r}_c^T \right] dm_c + \\ & + \sum_{i=1}^3 \left[\left[(\bar{l}_i \bar{l}_i) E - (\bar{l}_i) (\bar{l}_i)^T \right] m_i + \right. \\ & + \left[(\bar{l}_i + C_i \bar{l}_{i1}) (\bar{l}_i + C_i \bar{l}_{i1}) E - \right. \\ & - \left. (\bar{l}_i + C_i \bar{l}_{i1}) (\bar{l}_i + C_i \bar{l}_{i1})^T \right] m_{i1} + \\ & + \int_{m_i} \left[(\bar{r}_i \bar{r}_i) E - (C_i \bar{r}_i) (C_i \bar{r}_i)^T + \right. \\ & + \left. (2 \bar{l}_i (C_i \bar{r}_i)) E - \bar{l}_i (C_i \bar{r}_i)^T - (C_i \bar{r}_i) \bar{l}_i^T \right] dm_i + \\ & + \int_{m_{i1}} \left[(\bar{r}_{i1} \bar{r}_{i1}) E - (C_i C_{i1} \bar{r}_{i1}) (C_i C_{i1} \bar{r}_{i1})^T + \right. \\ & + 2 (\bar{l}_i + C_i \bar{l}_{i1}) (C_i C_{i1} \bar{r}_{i1}) E - \\ & - (\bar{l}_i + C_i \bar{l}_{i1}) (C_i C_{i1} \bar{r}_{i1})^T - \\ & \left. - (C_i C_{i1} \bar{r}_{i1}) (\bar{l}_i + C_i \bar{l}_{i1})^T \right] dm_{i1} \Big], \quad (5) \end{aligned}$$

где \bar{r}_{cm} — вектор, соединяющий начала систем координат $O_c x_c y_c z_c$ и $O x y z$; \bar{l}_i — векторы, соединяющие начала систем координат $O_i x_i y_i z_i$ и $O_{i1} x_{i1} y_{i1} z_{i1}$; \bar{l}_{i1} — вектор, соединяющий начала систем координат $O_c x_c y_c z_c$ и

$O_i x_i y_i z_i$; dm_c, dm_p, dm_{il} — массы элементов тел T_c, T_i, T_{il} соответственно; r_c, r_i, r_{il} — радиусы-векторы, задающие положение точек тел системы относительно начал систем координат $O_c x_c y_c z_c, O_i x_i y_i z_i, O_{il} x_{il} y_{il} z_{il}$ соответственно; m_c, m_i, m_{il} — массы тел T_c, T_i, T_{il} соответственно; E — единичная матрица.

Кинематические соотношения, связывающие производные углов ориентации с проекциями угловой скорости станции на оси орбитальной системы координат (ОСК), записываются таким образом [10]:

$$\begin{vmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\psi} \\ \dot{\vartheta} \end{vmatrix} = \frac{1}{\cos \vartheta} \begin{vmatrix} \cos \psi & 0 & \sin \psi \\ \cos \psi \sin \vartheta & \cos \vartheta & \sin \psi \sin \vartheta \\ -\sin \psi \cos \vartheta & 0 & \cos \psi \cos \vartheta \end{vmatrix} \bar{\omega}_{co},$$

где $\bar{\omega}_{co}$ — вектор угловой скорости СЭБ относительно ОСК, который определяется выражением:

$$\bar{\omega}_{co} = \bar{\omega} - T_{co} \bar{\omega}_{oi}, \quad (6)$$

где T_{co} — матрица перехода от ОСК к связанной системе координат; $\bar{\omega}_{oi}$ — вектор угловой скорости ОСК относительно инерциальной системы координат.

На угловое движение станции (соотношения (4)–(6)), находящейся на геостационарной орбите, преобладающее влияние оказывают гравитационное поле Земли, солнечное давление, а также электромагнитное излучение от передающей антенны. Эти возмущающие воздействия вычисляются в соответствии с известными методиками. Управляющие воздействия формируются следующим образом:

$$M_u^x = -\theta_{11}(k_p \phi + k_d \dot{\phi}), M_u^y = -\theta_{22}(k_p \psi + k_d \dot{\psi}),$$

$$M_u^z = -\theta_{33}(k_p \vartheta + k_d \dot{\vartheta}), k_p = \Omega_r^2, k_d = 2\Omega_r,$$

где $\theta_{11}, \theta_{22}, \theta_{33}$ — диагональные элементы тензора инерции станции Θ ; Ω_r — верхняя граница полосы пропускания регулятора.

Использованный подход дает возможность распространить полученные результаты на электростанции различных конфигураций. Такие модели позволяют исследовать различные режимы управляемого и неуправляемого движения таких станций и на

этой основе выбрать проектные параметры, обеспечивающие режимы эксплуатации платформы, оптимальные по заданным критериям, например по эффективности.

Транспортные задачи создания КПК.

Перемещение на орбиту модулей станции и монтажно-сборочных элементов является одной из критических технологий, которые сдерживают развитие орбитальных промышленных производств. Это связано с высокой стоимостью выведения грузов на орбиту, а также с недостаточной надежностью ракетной техники [9, 11]. Поэтому, наряду со сложившимся технологическим циклом транспортировки грузов на орбиту с помощью ракет-носителей, большой интерес представляют также новые подходы к транспортным космическим операциям. К таковым, в частности, относятся технологии, основанные на использовании протяженных космических тросовых систем (КТС). Развитие теории КТС сегодня находится на стадии завершения фундаментальных исследований и перехода к решению практических задач, одной из которых является транспортная проблема.

Для спуска грузов с орбиты без применения ракетных двигателей необходимы отработанные технологии развертывания тросовых соединений [12], а также обеспечение малых колебаний системы относительно местной вертикали [13]. Кроме того, для перемещения грузов на различные орбиты нужно отработать системы управления длиной связи [14]. Проводящие тросы, взаимодействующие с магнитным полем и ионосферой Земли, за счет использования части кинетической энергии орбитального движения системы, позволяют вырабатывать электроэнергию и использовать ее для поддержания и корректировки высоты орбиты без затрат рабочего тела [15]. Расчеты показывают, что электродинамическая тросовая космическая система (ЭДКТС) массой около 2% от массы космического аппарата дает возможность в течение нескольких месяцев осуществить спуск аппарата с орбиты [16].

Большинство проектов по созданию ЭДКТС базируются на использовании радиальных систем. Однако для этой цели можно применять и вращающиеся системы. Так, вращающаяся в магнитном поле КТС, подобная диполю Герца, может генерировать переменный ток в отдельном проводнике [17]. Таким образом, можно реализовать ЭДКТС в вакууме без создания замкнутого контура тока в ионосфере и необходимой для этого аппаратуры, а также на более высоких орбитах.

Натурные экспериментальные исследования по разработке систем увода предполагается проводить на малых ЭДКТС, концевыми телами которых являются миниатюрные спутники. Соответствующие проекты носят названия NanoTerminator™ (концевые тела — пикоспутники стандарта CubeSat [18]) и Micro-EDOARD [19].

Хорошие перспективы имеют КТС с использованием эффекта резонансных колебаний тросовой системы за счет соответствующего изменения длины троса с требуемой частотой и амплитудой («эффект качели») [14]. На этой основе может быть создан так называемый несинхронный космический лифт, который позволит перемещать грузы с одной точки космического пространства в другую и обеспечивать необходимую скорость движений этого груза.

Наиболее грандиозным проектом, еще недавно казавшимся фантастическим, является синхронный космический лифт. В его основе лежит трос, протянутый из некоторой точки в плоскости экватора до орбитальной станции таким образом, чтобы его центр масс находился на геостационарной орбите. Такой трос служит для перемещения грузов на заданную орбиту. Создание космического лифта оценивается в 7–12 млрд долл. США. НАСА уже финансирует соответствующие разработки американского Института научных исследований, включая создание подъемника, способного самостоятельно двигаться по тросу. Космический лифт будет экономически оправдан в том случае, если можно будет производить в промышленных

масштабах и за разумную цену трос, по плотности сравнимый с графитом, прочностью около 65–120 ГПа. Для сравнения: прочность стали составляет от 1 до 5 ГПа, кевлара — 2,6–4,1 ГПа, кварцевого волокна — 20 ГПа и выше. Теоретическая прочность алмазных волокон может быть немногим выше, а вот прочность углеродных нанотрубок должна превышать 120 ГПа [20]. В настоящее время работы по созданию материалов из углеродных нанотрубок еще не вышли за пределы лабораторий. Тем не менее, прогнозируется, что их промышленное производство будет налажено в течение ближайших 10–15 лет [21]. Такой прогноз придает проекту по разработке космического лифта реалистические очертания.

Космические антенны и антенные рефлекторы. Это еще один функционально необходимый вид модулей космических платформ. Основной их особенностью является необходимость поддержания формы приемопередающих и отражающих поверхностей больших размеров. Из устройств космического применения, принцип действия которых основан на наличии большой отражающей поверхности, в первую очередь следует назвать крупногабаритные космические рефлекторы — спутниковые антенны и космические радиотелескопы, а также пленочные отражатели и концентраторы солнечного излучения. Потребность в улучшении технических характеристик таких устройств определяется развитием спутниковой связи, радиоастрономии, гелиоэнергетики, задачами изучения Луны и планет Солнечной системы, исследованием дальнего космоса.

При создании космических систем различного технического назначения перспективным конструктивным решением является вариант закрепления отражающей поверхности на сетчатом каркасе. При этом предъявляются достаточно жесткие требования в отношении точности реализации отражающей поверхности, что определяет актуальность задачи управления формой каркаса [23]. Таким образом, увеличение размеров космических рефлекторов требует

проведения дополнительных теоретических и практических исследований, основные трудности которых связаны с ограничениями на транспортные размеры груза, выводимого на орбиту. Поэтому для создания развешиваемых или наращиваемых конструкций необходима доработка существующих и поиск новых конструктивных решений.

В данном аспекте одним из наиболее перспективных решений является вантовый каркасно-опорный тип конструкций. В рефлексорах этого типа отражающая поверхность (сетка или пленка) закрепляется на сетчатом каркасе, заданная форма которого обеспечивается при помощи вантовой системы натяжения. Одним из преимуществ такого типа конструкции является возможность реализации как пассивных (в основном используемых в настоящее время), так и активных алгоритмов управления формой отражающей поверхности. Целесообразность разработки последних кажется достаточно аргументированной в свете существующих тенденций к увеличению размеров рефлексоров, сроков их эксплуатации, ужесточению требований к радиотехническим характеристикам систем.

Актуальность математического эксперимента применительно к конструкциям рассматриваемого класса очевидна. Большие геометрические размеры (по сравнению с традиционными космическими аппаратами), техническая сложность и высокая стоимость систем определяют исключительную важность имитационного моделирования различных режимов их функционирования на самых ранних стадиях разработки, так как проведение натурных наземных экспериментов сопряжено с известными трудностями.

Космические манипуляторы. Эти устройства служат для выполнения локальных транспортных операций, а также для решения различных технологических задач, обусловленных промышленным циклом. Основные особенности манипулятора как объекта управления:

- подвижность основания манипулятора в инерциальном пространстве;

- малая масса манипуляционного механизма по сравнению с массами орбитального комплекса (ОК) и полезного груза (ПГ);

- конечная жесткость звеньев и редукторов;

- малая мощность двигателей приводов степеней подвижности.

В силу таких допущений количество движения и момент количества движения системы ОК – манипулятор – ПГ неизменны [24]:

$$m_1 \bar{V}_1 + m_2 \bar{V}_2 = \bar{O},$$

$$m_1 \bar{r}_1 \times \bar{V}_1 + J_1 \bar{\omega}_1 + m_2 \bar{r}_2 \times \bar{V}_2 + J_2 \bar{\omega}_2 = \bar{C}, \quad (7)$$

где m_1, m_2 – массы ОК и ПГ соответственно; J_1, J_2 – тензоры инерции относительно центра масс ОК и ПГ соответственно; \bar{r}_1, \bar{r}_2 – радиусы-векторы центров масс ОК и ПГ соответственно относительно инерциального базиса с началом в центре масс системы ОК – манипулятор – ПГ; \bar{V}_1, \bar{V}_2 – линейные скорости центров масс ОК и ПГ соответственно относительно того же базиса; $\bar{\omega}_1, \bar{\omega}_2$ – угловые скорости ОК и ПГ соответственно относительно того же базиса; \bar{C} – постоянный вектор, определяемый начальным положением и начальными скоростями ОК и ПГ, \bar{O} – нулевой вектор соответствующей размерности.

В принятых обобщенных координатах уравнения динамики системы ОК – манипулятор – ПГ имеют вид:

$$A(X)\ddot{X} + B(X, \dot{X}, \bar{C}) = M, \quad (8)$$

где \dot{X}, \ddot{X} – векторы, элементы которых соответственно первые и вторые производные по времени от элементов вектора X ; $A(X)$ и $B(X, \dot{X}, \bar{C})$ – матрицы, элементы которых зависят от элементов соответствующих векторов; $M = [M_1, M_2, \dots, M_6]^T$ – вектор моментов, создаваемых приводами в соответствующих шарнирах. Отличительной особенностью системы (8) является учет подвижности основания манипулятора без увеличения порядка дифференциальных уравнений.

При движении рассматриваемой механической системы по некоторой заданной опорной траектории, определяемой известными законами изменения во времени обоб-

щенных координат $X(t) = [x_1(t), x_2(t), \dots, x_6(t)]^T$, элементы матрицы $A(X(t)) = A(t)$ также являются известными функциями времени. При этом законы изменения во времени управляющих моментов $M(t) = [M_1(t), M_2(t), \dots, M_6(t)]^T$ полагаются такими, которые обеспечивают заданное движение. Отмеченная малая мощность электромеханических приводов степеней подвижности является предпосылкой использования метода «замороженных» параметров, т.е. полагается, что элементы матрицы $A(t)$ изменяются медленно по сравнению с длительностью переходных процессов в приводах, и тогда система (8) может быть описана как стационарная на отдельных временных интервалах — в окрестности соответствующих точек опорной траектории. Система (8), линеаризованная в окрестности этих точек как положений равновесия, будет иметь вид:

$$A\Delta\ddot{X} = M, \quad (9)$$

где элементы матрицы A постоянны и определяются выбранной точкой опорной траектории, т.е. некоторой конфигурацией системы ОК — манипулятор — ПГ; $\Delta X = \Delta X(t) = [\Delta x_1(t), \Delta x_2(t), \dots, \Delta x_6(t)]^T$ — вектор отклонений обобщенных координат от значений, соответствующих рассматриваемой точке опорной траектории.

Уравнения (9), дополненные известными уравнениями приводов на базе электродвигателей постоянного тока [24], представляют собой описывающую объект управления систему линейных дифференциальных уравнений с постоянными коэффициентами, поэтому для синтеза исполнительных систем могут быть использованы хорошо разработанные методы линейной теории регулирования. Однако, приведение указанным способом системы уравнений (7) к виду (9) требует априорного задания опорной траектории, что в рассматриваемом случае связано с затруднениями ввиду потенциального многообразия режимов движения. Данная проблема решается, например, на основе методов оптимизации законов управления по заданному критерию. Это может быть по-

казатель точности позиционирования, потребляемая энергия или иные критерии, определяемые характером конкретной производственной задачи.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В статье рассмотрены некоторые результаты исследований и даны оценки перспектив в решении проблем, связанных с созданием крупногабаритных технологических платформ космического базирования. Все они различаются по глубине изучения отдельных базовых элементов и локальных научных задач, технологической проработке, предполагаемому сроку до момента их технической реализации, объему опыта отработки и эксплуатации отдельных элементов и модулей. Тем не менее, с достаточной степенью уверенности можно утверждать, что развитие космической техники в этом направлении неизбежно. В дальнейшем менее изученные проблемы будут исследоваться опережающими темпами, а скорость наращивания технологического потенциала для условий околоземного и окололунного пространства будет возрастать.

Авторы не претендуют на полный охват всех проблем, задач и известных на сегодня результатов данного научно-технического направления, однако надеются на плодотворную дискуссию в научных, инженерных и общественных кругах, которая, по их мнению, является необходимым элементом формирования прогрессивной парадигмы развития космического сегмента промышленных технологий с учетом современных глобальных процессов эволюции земной цивилизации.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Горбулин В.П., Мейтарчан В.Г. О методе расчета больших космических конструкций // Докл. АН Украины. — 1994. — № 4. — С. 51–56.
2. Аллатов А.П. Подвижное управление механическими системами. — К.: Наук. думка, 1998. — 246 с.
3. Горбулін В.П., Павловський М.А. Методика дослідження коливальних великих космічних конструкцій: метод. посіб. — К.: КПІ, 1992.

4. Демонис И.М., Петрова А.П. Материалы ВИАМ в космической технике. — М.: ВИАМ, 2011.
5. Хорольский П.П. Оценка объема используемого сотового заполнителя в конструкциях ракет-носителей мирового парка // Эффективность сотовых конструкций в изделиях авиационно-космической техники: матер. 5 науч.-техн. конф. — Днепропетровск: НИКЕ, 2013. — С. 249–253.
6. Jenkins H.M. Gossamer Spacecraft: Membrane and Inflatable Structures Technology for Space. — AIAA, 2001. — 586 p.
7. Волошенко О.Л., Храмов Д.А. Оценка возможностей столкновения космических тросовых систем с объектами космического мусора // Техн. механика. — 2008. — № 1. — С. 21–30.
8. Forward R.L., Hoyt R.P. Failsafe multistrand tether SEDS technology // Tether in Space: Proc. 4th Int. Conf. — Washington, 1995. — P. 1151–1159.
9. Горбулин В.П., Кушнарев О.П. Модели прогнозирования технико-экономических показателей РК и выбора оптимальной стратегии их отработки // Космическая наука и технология. — 2012. — № 5. — С. 66–74.
10. Хорошилов С.В. Управление ориентацией солнечной электростанции космического базирования с использованием наблюдателя для расширенного вектора состояния // Техн. механика. — 2011. — № 3. — С. 117–125.
11. Bolonkin A.A. Non-Rocket Space Launch and Flight. — Elsevier, 2006. — 488 p. — <http://www.scribd.com/doc/24056182>.
12. Белецкий В.В., Левин Е.М. Динамика космических тросовых систем. — М.: Наука, 1990. — 329 с.
13. Rupp Ch.C. Flight data from the first and second flights of the Small Expendable Deployer System (SEDS) // Tether in Space: Proc. 4th Int. Conf. — Washington, 1995. — P. 133–148.
14. Пироженко А.В. Управление движением связи двух тел в гравитационном поле изменением длины связи // Космические исследования. — 1992. — Т. 30, № 4. — С. 473–482.
15. Алтатов А.П., Гребенкин Ф.Н., Мищенко А.В. и др. Электродинамическая тросовая космическая система увода космических аппаратов с орбит: исследование на наноспутниках // Вісн. Дніпропетр. ун-ту. — 2006. — № 2/2. — С. 5–10.
16. Forward R.L., Hoyt R.P., Uphoff C.W. Terminator tether: a spacecraft deorbit device // J. Spacecraft and Rockets. — 2000. — V. 37, № 2. — P. 187–196.
17. Алтатов А.П., Пироженко А.В., Храмов Д.А. Резонанс тросовой системы гравитационной стабилизации спутника // Техн. механика. — 2005. — № 2. — С. 90–98.
18. Voronka N.R. Technology demonstrator of a standardized deorbit module designed for CubeSat and rocket applications // Small Satellites: Proc. 19th Annual AIAA/USU Conf. (August 2005, Logan, India).
19. Tortora P., Somenzi L., Iess L., Licata R. Small mission design for testing in-orbit an electrodynamic tether deorbiting system // J. Spacecraft and Rocket. — 2006. — V. 43, N 4. — P. 883–892.
20. <http://teacher.msu.ru/upload/school/proforientir/chem/carbon/carbon-present.pdf>.
21. Edwards B.C. Design and deployment of a space elevator // Acta Astronautica. — 2000. — V. 47, N 10. — P. 735–744.
22. http://en.wikipedia.org/wiki/Tether_propulsion.
23. Alpatov A.P., Gusyinin V.P., Byelonozhko P.P. et al. Shape control of large reflecting structures in space // IAC-11.C2.3.6.
24. Алтатов А.П., Белоножко П.А., Белоножко П.П. и др. Особенности синтеза системы управления космическим манипулятором // Актуальные проблемы авиационных и аэрокосмических систем. — 2010. — Т. 15, № 2. — С. 38–57.

А.П. Алтатов ¹, В.П. Горбулін ²

¹ Інститут технічної механіки
НАН України і ДКА України
вул. Лешко-Попеля, 15, Дніпропетровськ,
49005, Україна

² Президія Національної академії наук України
вул. Володимирська, 54, Київ, 01030, Україна

КОСМІЧНІ ПЛАТФОРМИ
ДЛЯ ОРБІТАЛЬНИХ
ПРОМИСЛОВИХ КОМПЛЕКСІВ:
ПРОБЛЕМИ І ПЕРСПЕКТИВИ

Розглянуто тенденції розвитку космічної техніки для створення технологічного потенціалу в навколземному й навколорісничному просторі. Оцінено проблеми і перспективи, пов'язані з розробленням великогабаритних технологічних платформ космічного базування. Проаналізовано питання визначення структури технологічних платформ космічного базування, службових систем, з'єднувальних і комунікаційних систем. Наведений у статті комплекс завдань відображає проблеми формування прогресивної парадигми розвитку космічного сегмента промислових технологій у контексті сучасних глобальних процесів еволюції земної цивілізації.

Ключові слова: космічна платформа, орбітальний промисловий комплекс, проектування, керування, стійкість, матеріали, конструкція, технологічний модуль.

*A.P. Alpatov*¹, *V.P. Gorbulin*²

¹Institute of Technical Mechanics
of the National Academy of Sciences of Ukraine
and the State Space Agency of Ukraine

15 Leshko-Popel St., Dnipropetrovsk, 49005, Ukraine

²Presidium of the National Academy of Sciences of Ukraine
54 Vladimirska St., Kyiv, 01030, Ukraine

ORBITAL SPACE PLATFORMS FOR INDUSTRIAL COMPLEX: PROBLEMS AND PROSPECTS

The problems of the development of space technology to build technological capacity in the near-Earth and near-Moon space are discussed. The evaluation of the

problems and prospects associated with the development of large space-based technological platforms is made. Among the issues discussed the determination of the structure of space-based technological platforms, control systems, connection and communication systems are considered. A set of tasks related to the problem of forming a progressive paradigm of the industrial technological space segment with current accounting of global processes of human civilization evolution is presented in the article.

Keywords: *space platform, orbital industrial complex, design, management, sustainability, materials, process module.*