

Научная статья
УДК 629.7.023.42
URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=183587>
EDN: <https://www.elibrary.ru/UABXRH>



Расчет проектных характеристик роботизированной платформы для изготовления и ремонта элементов конструкции космических аппаратов в условиях орбитального полета

Ильяс Нургалиевич Ашимов

Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королева (РКК «Энергия»),
Королев, Московская обл., Российская Федерация
ilyas.ashimov@rsc.ru

Аннотация. Предлагается использование роботизированной платформы с интегрированной проволочной электродуговой аддитивной технологией для оперативного изготовления и ремонта изделий. Описываются задачи, которые необходимо решить для разработки такой платформы: расчет кинематических и динамических характеристик многозвенного манипулятора, численное моделирование установки для оценки прочностных характеристик, разработка состава и средств для аддитивного производства и ремонта изделий. Результаты математического и численного моделирования подтверждают эффективность предложенного подхода и его применимость для решения поставленной задачи.

Ключевые слова: роботизированная платформа, электродуговая аддитивная технология, 3Д-печать в космосе, космический манипулятор, ремонт конструкций на космической станции

Для цитирования: Ашимов И.Н. Расчет проектных характеристик роботизированной платформы для изготовления и ремонта элементов конструкции космических аппаратов в условиях орбитального полета // Вестник Московского авиационного института. 2024. Т. 31. № 4. С. 86–100. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=183587>

Original article

Design Characteristics Computing of a Robotic Platform for the Spacecraft Structures Elements Manufacturing and Refurbishment under the Orbital Flight Conditions

Ilyas N. Ashimov

S.P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia (RSC Energia),
Korolev, Moscow region, Russian Federation
ilyas.ashimov@rsc.ru

Abstract

Development and manufacturing of the new equipment meeting the operation conditions in the outer space is urgent for ensuring the possibility of products operative manufacturing or repairing. A robotic platform with integrated wire electric arc additive technology is one of the options for such installation.

Several tasks have been defined for the design characteristics computing of the platform:

1. Developing mathematical models for the kinematic and dynamic characteristics computing of a multi-link manipulator with account for the outer space impact.
2. Performing numerical modeling of the installation to assess the strength characteristics while launching into orbit and operation as a part of the orbital station.
3. Developing the structure and means for products additive manufacturing and repairing at the orbital station.

With account for the initial data on the maximum overall dimensions of the elements, as well as operating conditions, requirements for the strength and reliability of the structure, etc., the authors performed an analysis of several types of the equipment. Based on the results of the analysis, the most preferable option is a robotic complex (RC), since it satisfies the overall dimensions and weight requirements, possesses wider capabilities in the products manufacturing and repairing, as well as there is certain experience in operating multi-link manipulators on orbital stations.

On the assumption of the specified requirements, a 3D-model of the installation (as a part of the RTC) was developed in the "PTC Creo 7.0" CAD system, based on typical design solutions for industrial arc welding robots (Kuka, Fanuc, Hanwha). The robot is a manipulator with six degrees of freedom with the rotational type of joints, which relative position of is being determined by an angular variable.

To determine both geometric and inertial parameters of the links, mathematical modeling of the manipulator was performed in the MathCAD 15.0 software with its kinematic and dynamic schemes concretization. Simulation results include the graphs of actuating device linear and angular velocities dependence, as well as the graphs of the dependencies of generalized forces and moments.

To assess the strength properties of the developed manipulator structure, numerical modeling with the finite element method in the ANSYS software package was performed. The objective of the numerical modeling consisted in determining the level of stresses and displacements of the structure under static, dynamic and thermal loads in the most dangerous loading cases, namely when launching the product into orbit and during operation as a part of the orbital station. It was found by the results of static, dynamic and thermostatic analysis that the resulting stresses did not lead to irreversible deformation of the structure. However, when operating the product in the process of additive surfacing, forced movements might lead to a significant deviation from the specified trajectory of the actuating element.

As the result of mathematical and numerical modeling, a 3D-model of the printing platform, consisting of an arc additive surfacing robot, a robotic manipulator, a work table, assembly units, power supply and thermal control systems, was developed.

Keywords: robotic platform, electric arc additive technology, 3D-printing in space, space manipulator, structures refurbishment on the space station

For citation: Ashimov I.N. Design Characteristics Computing of a Robotic Platform for the Spacecraft Structures Elements Manufacturing and Refurbishment under the Orbital Flight Conditions. *Aerospace MAI Journal*, 2025, vol. 32, no. 1, pp. 86-100. (In Russ.). URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=183587>

Введение

Современные космические исследования становятся все более сложными и многогранными, и одним из ключевых факторов, способствующих прогрессу в этой области, является применение аддитивных технологий. Проволочные технологии аддитивной печати представляют собой одно из самых перспективных направлений, открывающих новые возможности для создания сложных компонентов и систем непосредственно на борту космической станции [1, 2]. Эта перспективная технология позволяет не только оптимизировать производственные процессы, но и значительно сократить расход материала для производства необходимых деталей, что критично в условиях ограниченного пространства и ресурсов [3–6].

С целью обеспечения возможности применения технологии послойной наплавки для изготовления

и ремонта элементов конструкции на орбитальной космической станции требуется определение типа и состава оборудования с решением следующих задач:

1. Разработать математические модели для расчета кинематических и динамических характеристик многозвенного манипулятора с учетом влияния космического пространства.

2. Выполнить численное моделирование установки для оценки прочностных характеристик при выведении на орбиту и эксплуатации в составе орбитальной станции.

3. Разработать состав и средства для аддитивного производства и ремонта изделий на орбитальной станции.

Результаты моделирования являются заделом для разработки и внедрения проволочной аддитив-

ной технологии наплавки во внеземных условиях эксплуатации.

Исходные данные

Для реализации возможности изготовления и ремонта элементов конструкции в условиях космического пространства необходимо проведение цикла космических экспериментов с целью исследования технологии печати и анализа технологических режимов, обеспечивающих требуемые свойства материала конструкции. Однако для расчета проектных характеристик платформы достаточно исходных данных, включающих в себя следующую информацию:

- максимальные габаритные размеры элементов конструкции ($1500 \times 1500 \times 1500$ мм, точность не менее 0,1 мм) [1];
 - условия эксплуатации (перепад температур: $\pm 150^\circ\text{C}$; плотность атмосферы: $2,79 \cdot 10^{-13}$ кг/м³; ионизирующее воздействие; невесомость; класс IP защиты: 54);
 - требования к прочности и надежности конструкции при выведении и эксплуатации на борту космической станции (высокие динамические и статические нагрузки, срок службы не менее 10000 часов);
 - ограничения на габаритно-массовые характеристики платформы (масса не более 500 кг, габаритные размеры не более $2000 \times 800 \times 800$ мм);
 - трудоемкость при сборке и установке платформы печати на внешней поверхности космической станции (минимальное количество элементов для закрепления и подключения, обеспечение безопасности экипажа).
- С учетом сформированных требований, выполнен анализ нескольких типов конструкций,

включающих робототехнический комплекс (РТК), консольную и порталную установки [7]. По результатам анализа функциональных особенностей каждого упомянутого типа оборудования установлено, что наиболее предпочтительным вариантом является РТК, так как он удовлетворяет габаритно-массовым требованиям, обладает более широкими возможностями при изготовлении и ремонте изделий; кроме того, имеется опыт эксплуатации многозвенных манипуляторов на космических станциях [8–11].

Исходя из заданных требований разработана 3Д-модель робота (входящего в РТК) в САПР «РТС Сгео 7.0» (рис. 1), на основе типовых конструктивных решений промышленных роботов дуговой сварки (Kuka, Fanuc, Hanwha) [12]. Робот представляет собой манипулятор с шестью степенями свободы с вращательным типом сочленений, относительное положение которых определяется угловой переменной.

На рис. 2 представлен габаритный чертеж манипулятора с основными размерами. Силовые элементы конструкции (звенья 1–5) выполнены из материала АМгб, детали механизмов и приводов – из конструкционных сталей марок 30ХГСА, 40ХН, 60С2 и т. д.

Габаритно-массовая сводка по узлам манипулятора представлена в таблице. Масса каждого узла состоит из массы входящих в нее сборочных единиц: силовых конструктивных элементов, двигателей, механизмов и крепежа. Значения массы определены расчетным путем (в САПР «РТС Сгео 7.0») на основе аналогичных элементов, применяемых в конструкции промышленных манипуляторов.

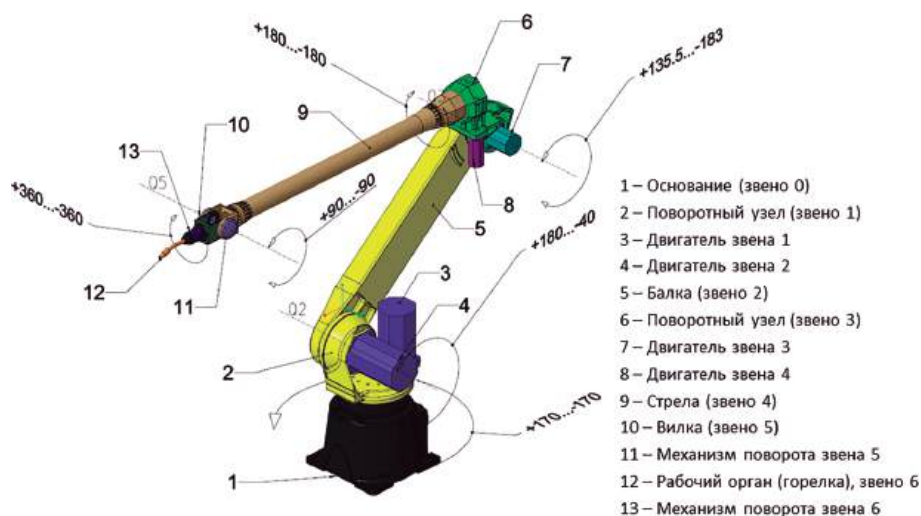


Рис. 1. Конструктивная схема многозвенного манипулятора

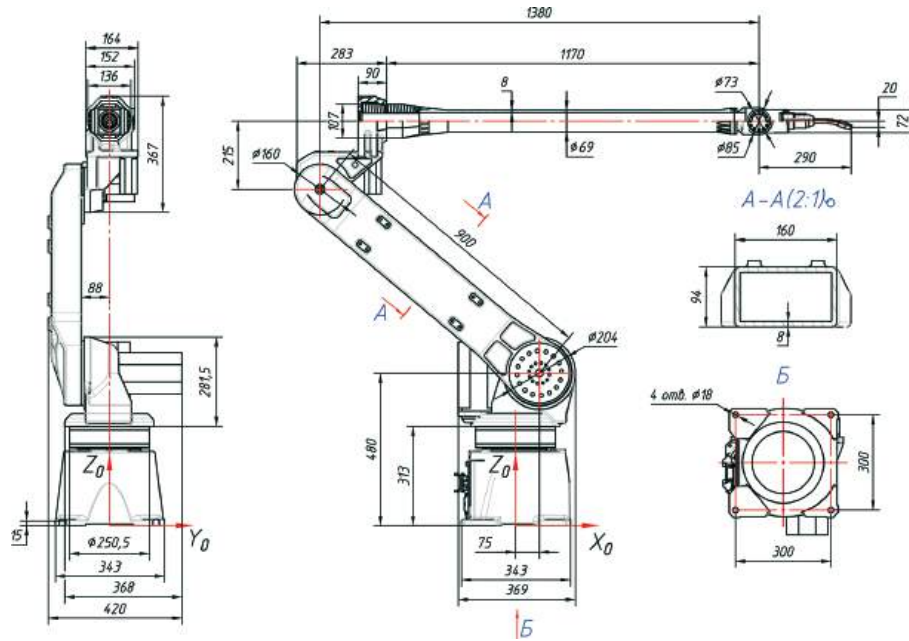


Рис. 2. Габаритный чертеж манипулятора

Габаритно-массовая сводка по узлам манипулятора

Наименование узла	Габаритные размеры, мм	Масса, кг
Основание (звено 0)	343 × 343 × 313	45,10
Поворотный узел (звено 1)	368 × 369 × 281,5	78,80
Балка (звено 2)	1082 × 204 × 94	23,04
Поворотный узел (звено 3)	283 × 367 × 164	16,46
Стрела (звено 4)	1212,5 × 107 × 107	7,84
Вилка (звено 5)	183 × 77 × 72	0,60
Рабочий орган (звено 6)	217 × 46 × 50	1,00
Итого:		172,84

Математическое моделирование многосвязного манипулятора

Для определения геометрических и инерционных параметров звеньев выполнено математическое моделирование манипулятора в ПО MathCAD 15.0. Разработанный алгоритм реализует кинематическую и динамическую схемы манипулятора.

Моделирование кинематической схемы представляет собой решение прямой и обратной задачи кинематики с применением матрицы преобразования Денавита–Хартенберга, а также

трансцендентных и дифференциальных уравнений [13, 14].

Для проектируемого робота-манипулятора с вращательным типом звеньев и шестью степенями свободы матрица преобразования выглядит следующим образом:

$$T_6^0(t) = \prod_i^6 T_i^{i-1}(t), \tag{1}$$

где T_i^{i-1} определяется согласно (2).

Кинематическая схема манипулятора представлена на рис. 3.

$$T_i^{i-1}(t) = \begin{bmatrix} \cos \theta_i(t) & -\cos \theta_i(t) \sin \theta_i(t) & \sin \alpha_i \sin \theta_i(t) & \alpha_i \cos \theta_i(t) \\ \sin \theta_i(t) & \cos \theta_i(t) \cos \theta_i(t) & -\cos \theta_i(t) \sin \alpha_i & \alpha_i \sin \theta_i(t) \\ 0 & \sin \alpha_i & \cos \alpha_i(t) & d_i \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}. \tag{2}$$

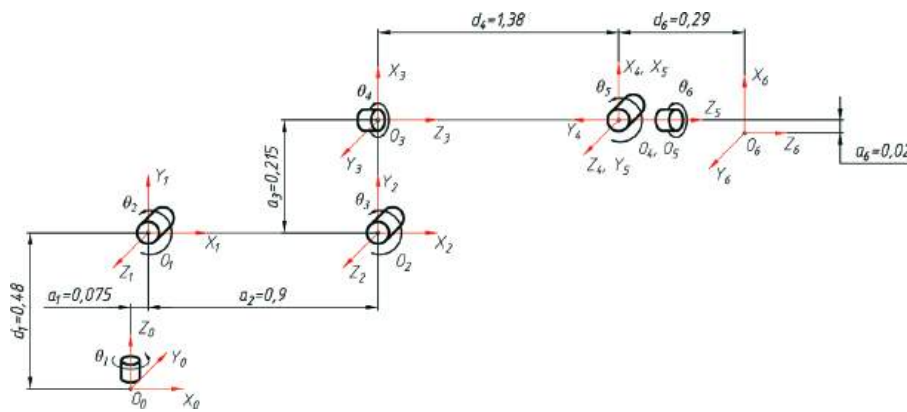


Рис. 3. Кинематическая схема манипулятора

Результатом решения прямой задачи кинематики является матрица преобразования (1), содержащего линейные (p_6^0) и угловые (R_6^0) значения положения рабочего органа относительно базовой системы координат (СК).

Решение обратной задачи кинематики (ОЗК) заключается в расчете значений обобщенных координат θ_i по заданным значениям положения рабочего органа относительно базовой СК. Для проектируемого манипулятора с шестью степенями свободы применяется геометрический метод решения ОЗК с использованием тригонометрических функций и индексов конфигурации кинематической цепи плеча $k_s(t)$, локтя $k_e(t)$ и запястья $k_w(t)$, учитывающих пространственное положение звеньев и прохождения ими внутренних сингулярных точек [15].

Алгоритм математического моделирования представлен на рис. 4.

В результате математического моделирования исследованы кинематические характеристики разработанного манипулятора согласно заданному закону движения. Результатом моделирования являются графики зависимостей линейной и угловой скорости рабочего органа относительно базовой СК (рис. 5).

Основой динамического анализа является решение прямой и обратной задачи динамики для определения значений обобщенных сил, согласно заданному закону движения, при действии внешних сил.

Динамический анализ манипулятора осуществлен с применением метода Ньютона–Эйлера, основанного на принципе баланса сил и моментов. Уравнение баланса сил при поступательном движении звена определяется выражением [16]

$$\overline{f_i(t)} - \overline{f_{i+1}(t)} + m_i \overline{g(t)} = m_i \overline{a_{c_i}(t)}, \quad (3)$$

где $\overline{f_i(t)}$ – вектор силы реакции опоры $i - 1$ -го звена, действующего на i -е звено, Н;

$\overline{f_{i+1}(t)}$ – вектор силы реакции опоры $i + 1$ -е звено, действующего на $i + 1$ -е звено, Н;

m_i – масса i -го звена, кг;

$\overline{g(t)}$ – вектор ускорения свободного падения, м/с²;

$\overline{a_{c_i}(t)}$ – вектор линейного ускорения центра масс (ЦМ) i -го звена, м/с².

Уравнение баланса моментов для вращательного движения звеньев имеет вид [16]

$$\begin{aligned} \overline{\tau_i(t)} - \overline{\tau_{i+1}(t)} + \overline{f_i(t)} \times \overline{r_{i-1,c_i}} - \overline{f_{i+1}(t)} \times \overline{r_{i,c_i}} = \\ = I_i \overline{\dot{\omega}_i(t)} + \overline{\omega_i(t)} \times [I_i \overline{\omega_i(t)}], \end{aligned} \quad (4)$$

где $\overline{\tau_i(t)}$ – вектор момента $i - 1$ -го звена, действующего на i -е звено, Н · м;

$\overline{\tau_{i+1}(t)}$ – вектор момента i -го звена, действующего на $i + 1$ -е звено, Н · м;

$\overline{f_i(t)} \times \overline{r_{i-1,c_i}}$ – момент силы реакции опоры в O_{i-1} , Н · м;

$\overline{f_{i+1}(t)} \times \overline{r_{i,c_i}}$ – момент силы реакции опоры в O_i , Н · м;

$\overline{r_{i-1,c_i}}$ – радиус-вектор из O_{i-1} в ЦМ i -го звена, м;

$\overline{r_{i,c_i}}$ – радиус-вектор из O_i в ЦМ и в СК i -го звена, м;

$\overline{\dot{\omega}_i(t)}$ – угловое ускорение ЦМ i -го звена, рад/с².

При движении вдоль орбиты ускорение свободного падения компенсируется скоростью движения космической станции. Однако могут возникать ускорения вследствие орбитальных маневров станции: набор/снижение высоты орбиты, разворот вокруг оси орбитального комплекса, стыковка/расстыковка космических кораблей, инерция от перемещений массивных объектов на станции и т. д. В таком случае дополнительные ускорения учитываются подстановкой значений в выражение (3) относительно базовой СК манипулятора:

$$\overline{g(t)} = (R_6^0(t))^T \begin{bmatrix} a_x^{\text{доп}} \\ a_y^{\text{доп}} \\ a_z^{\text{доп}} \end{bmatrix}, \quad (5)$$

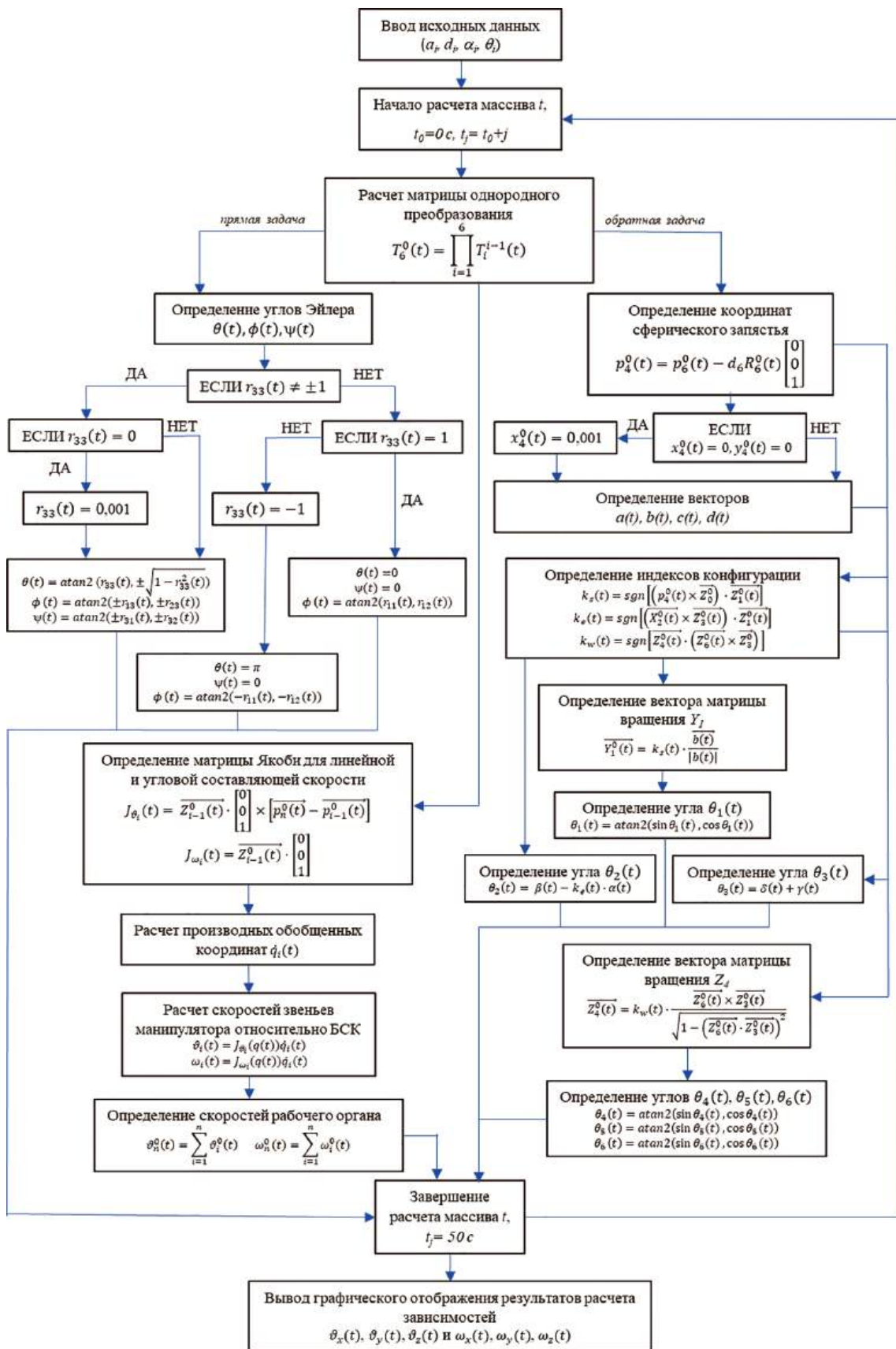


Рис. 4. Алгоритм математического моделирования кинематики манипулятора

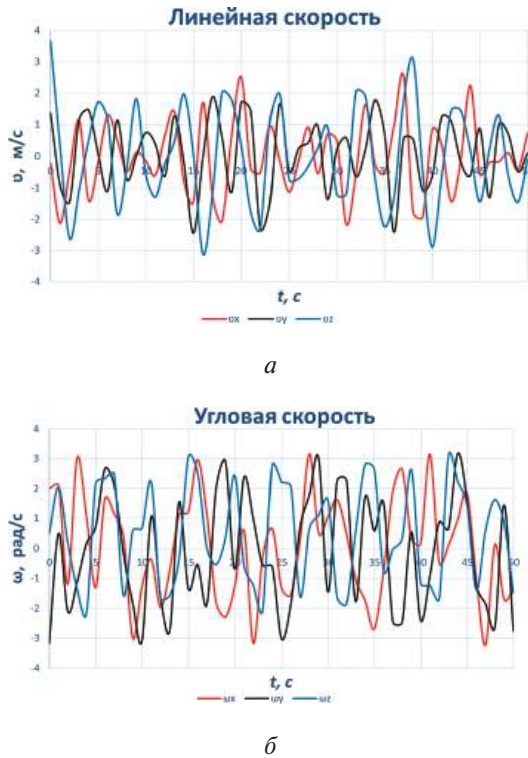


Рис. 5. Линейная и угловая скорости рабочего органа относительно базовой системы координат:
 а – линейная скорость, м/с;
 б – угловая скорость, рад/с

где $a_x^{доп}, a_y^{доп}, a_z^{доп}$ – дополнительные ускорения, м/с².

Полная кинетическая энергия манипулятора относительно базовой СК определяется выражением [16]

$$K(t) = \sum_{i=1}^6 K_i(t) = \frac{1}{2} m_i \left| \overline{\mathfrak{g}_i^0(t)} \right|^2 + \frac{1}{2} \overline{\omega_i^0(t)^T} I_i^0 \overline{\omega_i^0(t)}, \quad (6)$$

где $I_i^0 = R_i^0(t) \cdot I_i \cdot R_i^0(t)^T$ – тензор инерции i -го звена относительно базовой СК.

Полная потенциальная энергия относительно базовой СК [16]:

$$P(t) = \sum_{i=1}^6 P_i(t) = m_i \overline{g_0^0}^T T_i^0(t) \overline{r_i^0}, \quad (7)$$

где $r_i^0 = \begin{bmatrix} r_x^0 & r_y^0 & r_z^0 & 1 \end{bmatrix}^T$ – радиус-вектор, проведенный к центру масс i -го звена от O_0 в базовой СК;
 $\overline{g_0^0}^T = \begin{bmatrix} 0 & 0 & -g_0 & 0 \end{bmatrix}$ – вектор ускорения свободного падения вида 4×1 .

При действии дополнительных ускорений в процессе орбитального полета вектор $\overline{g_0^0}^T$ имеет вид

$$\overline{g_0^0}^T = \begin{bmatrix} a_x^{доп} & a_y^{доп} & a_z^{доп} & 0 \end{bmatrix}. \quad (8)$$

Алгоритм математического моделирования представлен на рис. 6.

Результатом математического моделирования динамики манипулятора являются графики зависимостей от времени обобщенных сил и моментов рабочего органа (рис. 7, а и б). Обобщенные силы и моменты включают в себя сумму внешних и инерциальных воздействий, а также реакции связей, возникающих в звеньях манипулятора. Для напланетной и орбитальной эксплуатации значения обобщенных сил и моментов различаются в зависимости от внешних сил. На рис. 7, а и б приведены значения при эксплуатации на земной поверхности.

На рис. 8 показаны графики зависимостей полной кинетической и потенциальной энергии манипулятора от времени, согласно заданному закону движения. Кинетическая энергия зависит только от скоростей и инерциальных характеристик изделия, тогда как потенциальная энергия зависит от внешних сил. На рис. 8, б отображена зависимость потенциальной энергии от времени на поверхности Земли и Луны.

Расчет прочностных характеристик платформы

Для оценки прочностных свойств разработанной конструкции манипулятора выполнено численное моделирование методом конечных элементов в программном пакете ANSYS [17]. Целью численного моделирования является определение уровня напряжений и перемещений конструкции при действии статической и динамической нагрузки на различных этапах полета и эксплуатации.

При определении уровней нагружения рассматриваются следующие расчетные случаи: транспортирование на технический комплекс (ТК) на космодроме (автомобильным и железнодорожным способом), полет в составе ракеты космического назначения (РКН), автономный полет после отделения от РКН, орбитальный полет в составе космической станции. Наиболее опасные случаи нагружения возникают, как правило, на этапе выведения изделия на орбиту и в период эксплуатации в составе орбитальной станции.

Алгоритм расчета прочностных характеристик конструкции манипулятора состоит из следующих этапов:

1. Определение схемы закрепления для каждого расчетного случая с определением граничных условий.
2. Расчет собственных колебаний конструкции в зависимости от схемы закрепления.
3. Определение уровня нагрузок, возникающих при различных сценариях эксплуатации конструкции.
4. Расчет статической и динамической прочности конструкции согласно заданным нагрузкам.

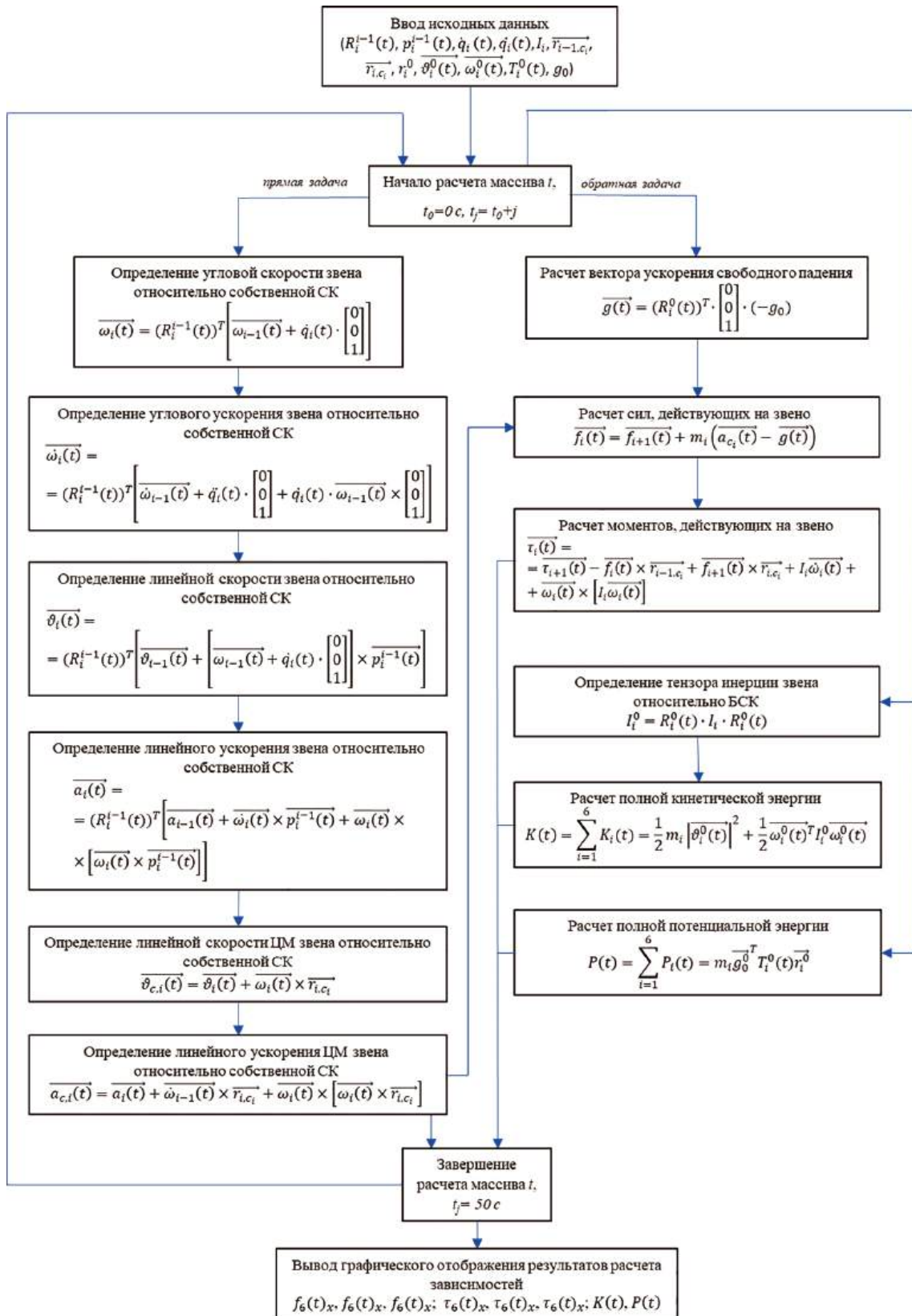


Рис. 6. Алгоритм математического моделирования динамики манипулятора

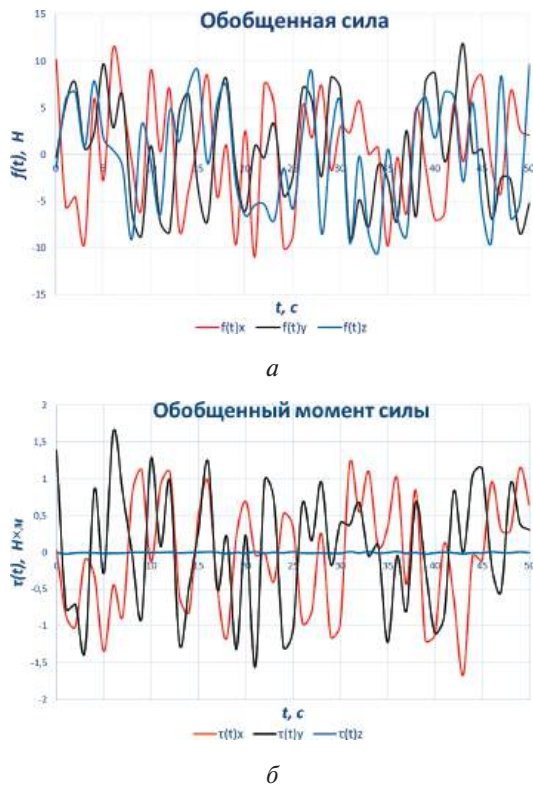


Рис. 7. Обобщенная сила и момент силы рабочего органа: а – обобщенная сила; б – обобщенный момент силы



Рис. 8. Полная кинетическая и потенциальная энергия манипулятора, Дж: а – кинетическая энергия; б – потенциальная энергия

Для расчета динамической прочности конструкции используется общее уравнение движения [18, 19]:

$$[M]\{\ddot{x}\} + [C]\{\dot{x}\} + [K]\{x\} = \{F(t)\}, \quad (9)$$

где $[M]$ – матрица масс, $[C]$ – матрица демпфирования, $[K]$ – матрица жесткости, $\{x\}$ – перемещение, $\{F\}$ – сила, t – время.

Исходя из опыта запуска орбитальных модулей, определены уровни нагрузок, обусловленные режимами механического нагружения (статические, вибрационные, акустические, ударные нагрузки). Суммарные нагрузки определены с учетом одновременного воздействия усилий от вибрации и квазистатических ускорений. В результате расчетов статической прочности конструкции установлено, что прочность и жесткость конструкции манипулятора удовлетворяет заданным условиям (рис. 9). Однако из-за большой массы манипулятора может потребоваться усиление мест закрепления на корпусе космического модуля, так как массово-инерционные характеристики оборудования значительно влияют на прочность конструкции космического изделия.

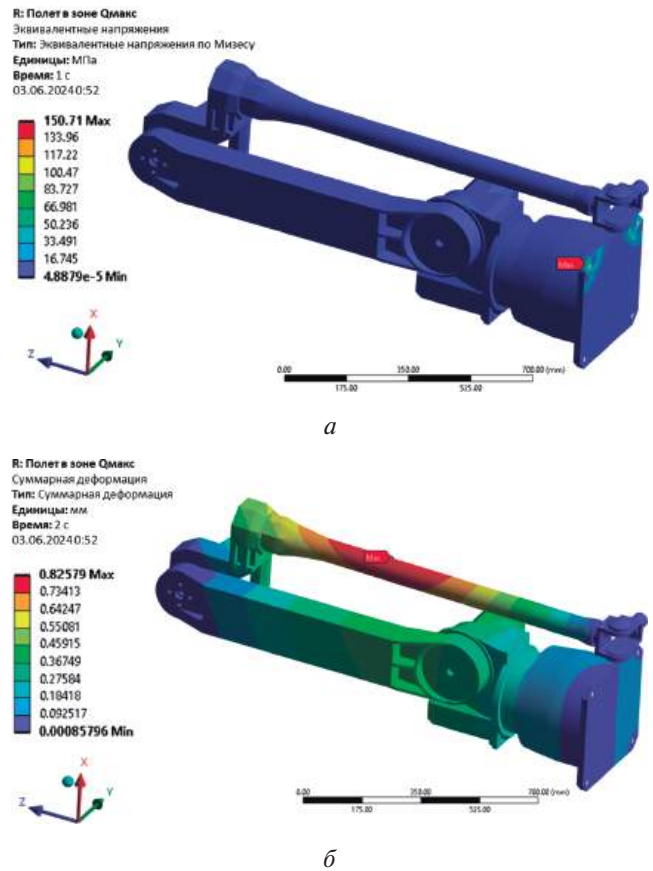


Рис. 9. Максимальные эквивалентные напряжения и перемещения: а – эквивалентные напряжения, МПа; б – перемещения, мм

Для определения прочности конструкции при орбитальной эксплуатации рассмотрено три расчетных случая: режим ожидания, режим работы в нижней точке (на поверхности стола) и в максимальной области досягаемости. По результатам статического анализа установлено, что возникающие напряжения не приводят к необратимой деформации конструкции (рис. 10), однако при эксплуатации изделия в процессе аддитивной наплавки вынужденные перемещения могут привести к значительному отклонению от заданной траектории движения рабочего органа (рис. 11).

В процессе орбитального полета на конструкцию космического модуля действуют различные динамические нагрузки, порождаемые такими факторами, как вибрации от стыковки кораблей/модулей на орбитальной станции, изменение орбиты станции посредством включения двигательных установок, инерциальное воздействие от перемещения массивных объектов (перемещение модулей/кораблей, разгрузка полезного груза и т. д.), нештатные ситуации. Для оценки динамической прочности конструкции манипулятора рассмотрены те же расчетные случаи, что и для статического расчета.

В результате расчета получены амплитудно-частотные характеристики (АЧХ) конструкции (рис. 12) для трех расчетных случаев при действии нагрузки «ускорение» последовательно в направлениях X, Y, Z .

По результатам гармонического анализа (рис. 12) исследованы отклики конструкции на резонансных частотах, максимальные значения которых не приводят к разрушению конструкции (при штатной эксплуатации орбитального модуля) (рис. 13). При достижении резонансных частот установки процесс послойной наплавки (сварочных работ) затруднителен, в связи со значительными перемещениями рабочего органа (рис. 14).

Для анализа термостатической прочности выполнено моделирование термического воздействия при эксплуатации оборудования на световом и теневом участке орбиты. По результатам предварительной оценки установлено, что деформации, вызванные излучением из внешней среды, являются незначительными и не влияют на целостность конструкции манипулятора (рис. 15, *a* и *b*; 16, *a* и *b*). Однако для поддержания работоспособности исполнительных механизмов и электроники необходимо оснащение робота системой обеспечения теплового режима (СОТР) и экранно-вакуумной теплоизоляции (ЭВТИ).

Разработка состава и средств аддитивного производства и ремонта

В результате математического и численного моделирования разработана 3D-модель платформы печати, состав которой приведен на рис. 17. Максимальные

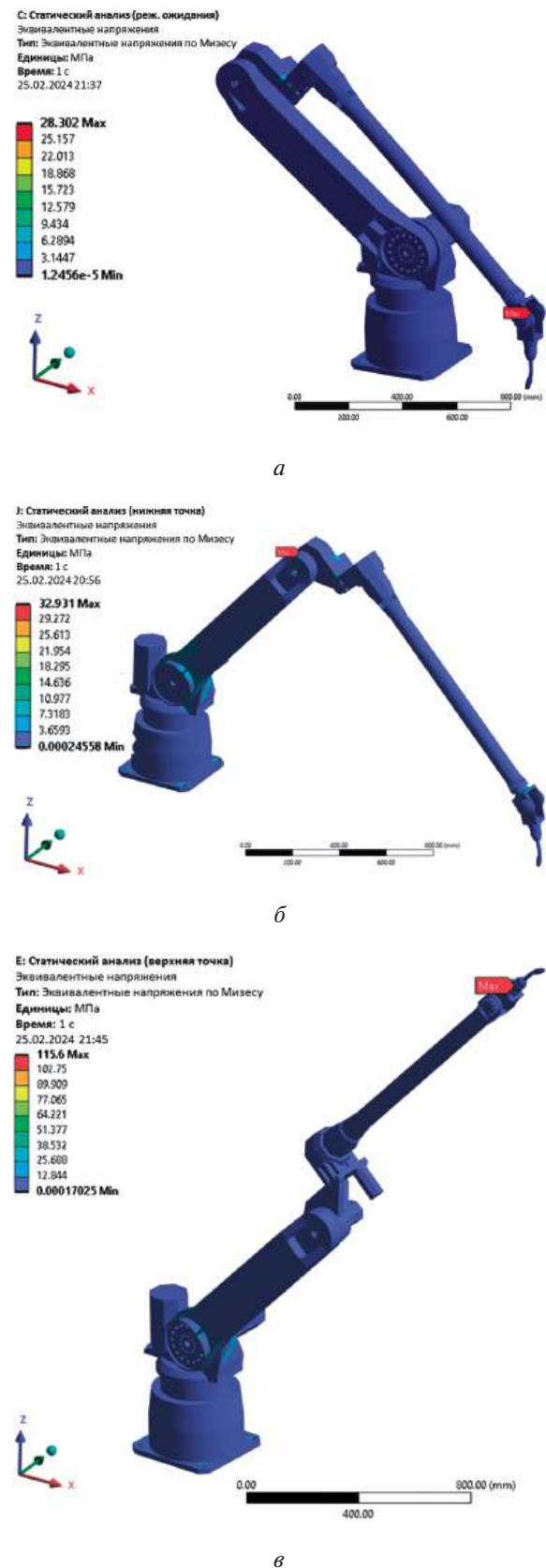


Рис. 10. Максимальные эквивалентные напряжения, МПа: *a* – режим ожидания; *б* – нижняя точка; *в* – верхняя точка

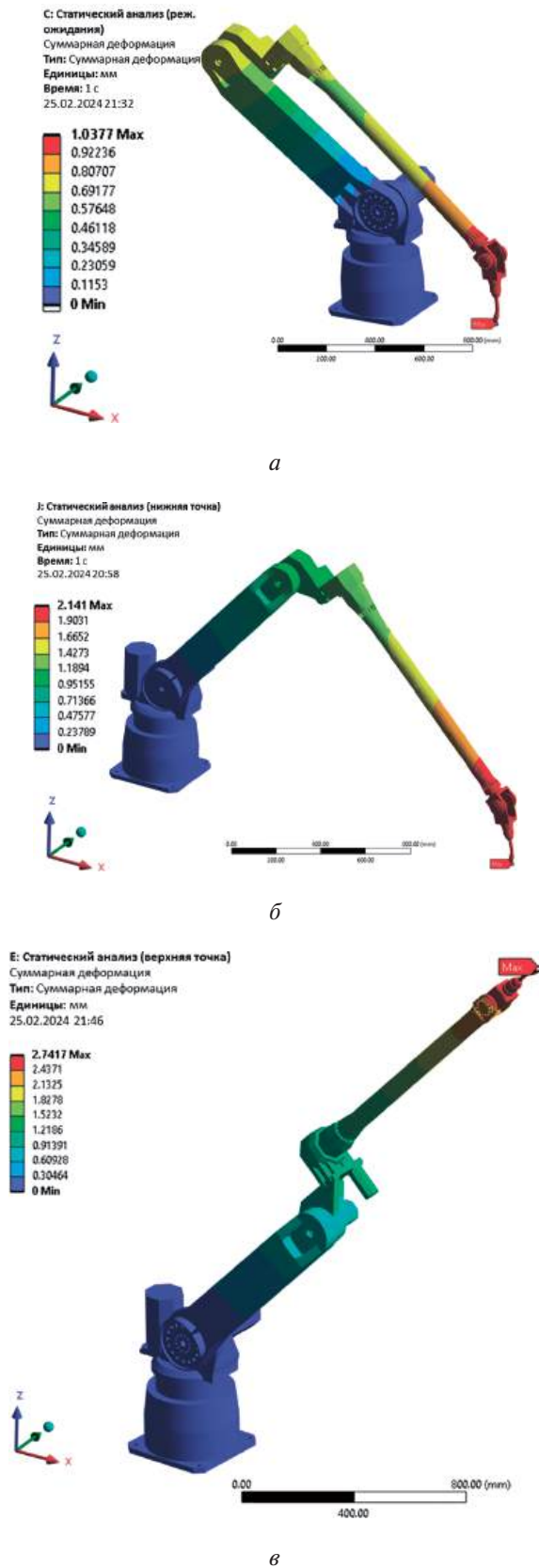


Рис. 11. Максимальные перемещения, мм:
 а – режим ожидания; б – нижняя точка;
 в – верхняя точка

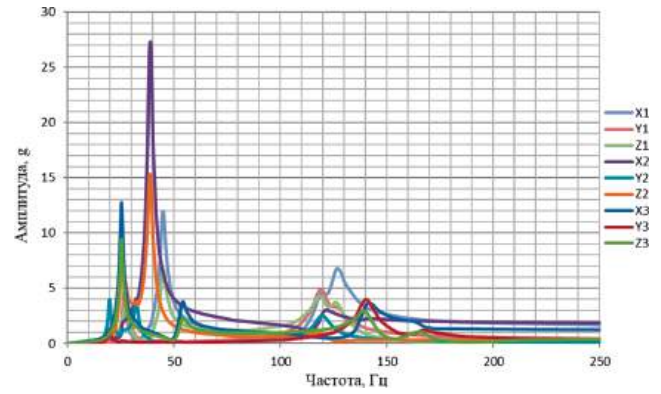


Рис. 12. График зависимости амплитуды виброускорения от частоты в направлениях X, Y, Z: X1, Y1, Z1; X2, Y2, Z2; X3, Y3, Z3 – для расчетных случаев «режим ожидания», «нижняя точка», «верхняя точка» при действии ускорения в направлениях X, Y, Z

габаритные размеры изделий, доступные для изготовления: 1500 × 1500 × 1500 мм. Максимальная область досягаемости: 2645 мм. Платформа позволит выполнять работы по изготовлению изделий для временной (постоянной) замены деталей, а также ремонтно-восстановительные и сборочно-сварочные работы.

В дальнейшем область применения разработанной платформы может быть достаточно обширной:

1) существенное упрощение процесса освоения лунного и окололунного пространства благодаря строительству космической инфраструктуры (силовые элементы конструкции космических баз, каркасы, емкости и пр.);

2) повышение надежности и ресурса космических изделий (орбитальных модулей, спутников связи и ДЗЗ, пилотируемых кораблей и др.) в процессе орбитального полета благодаря возможности ремонта и замены вышедших из строя деталей конструкции;

3) развитие орбитального изготовления ферменных конструкций для буксиров, солнечных батарей, антенн и т. д. благодаря возможности проведения сборочно-сварочных работ в процессе полета;

4) применение платформы печати для обслуживания конструкции при полетах в дальнее космическое пространство.

Выводы

1. Разработан алгоритм расчета кинематических и динамических характеристик многозвенного манипулятора с учетом орбитальной и напланетной эксплуатации.

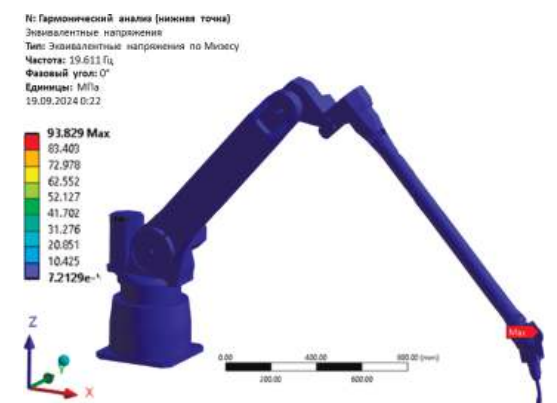
2. Оценены прочностные и жесткостные характеристики конструкции установки для печати на этапах выведения и эксплуатации на орбитальной станции.



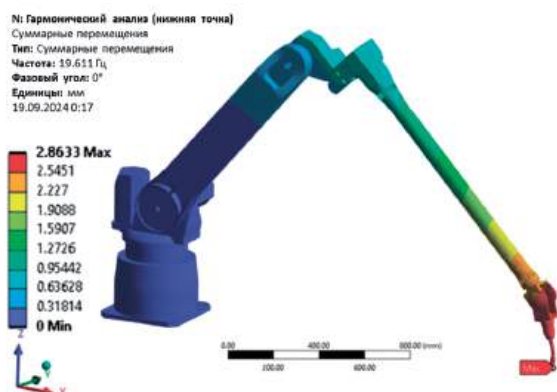
a



a



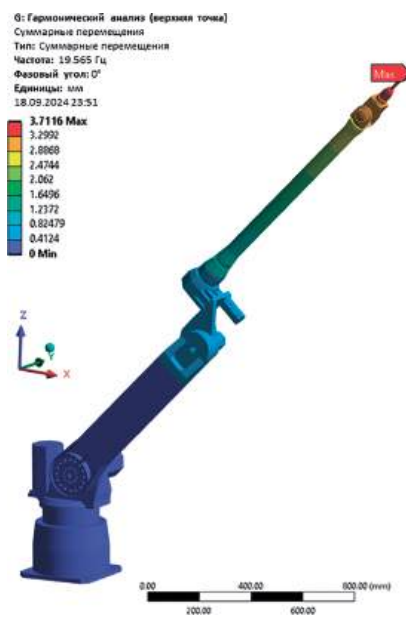
б



б



в



в

Рис. 13. Максимальные напряжения при резонансной частоте, МПа: *a* – режим ожидания; *б* – нижняя точка; *в* – верхняя точка

Рис. 14. Максимальные перемещения резонансной частоте, мм: *a* – режим ожидания; *б* – нижняя точка; *в* – верхняя точка

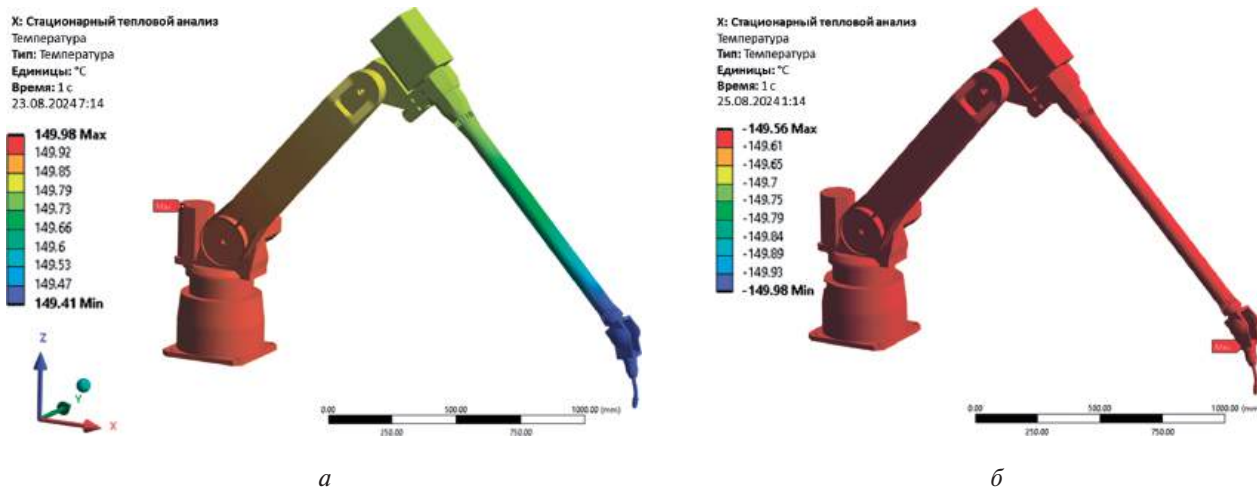


Рис. 15. Распределение температуры на конструкции манипулятора, °C: *a* – световой участок орбиты; *б* – теневой участок орбиты

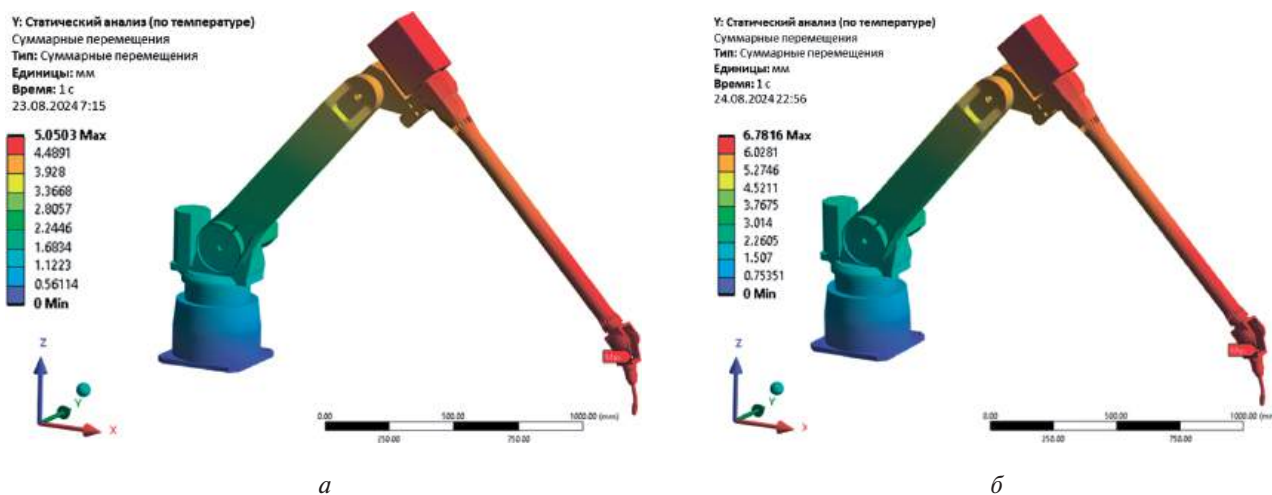


Рис. 16. Максимальные перемещения при термическом воздействии, мм: *a* – световой участок орбиты; *б* – теневой участок орбиты

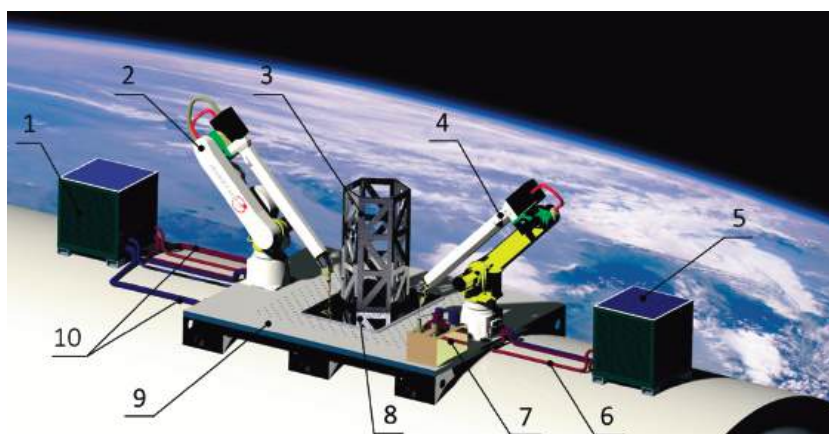


Рис. 16. Состав платформы для аддитивного производства и ремонта на борту орбитальной станции:
 1 – монтажный блок (блок электропитания, управления, СОТР); 2 – робот дуговой аддитивной наплавки;
 3 – объект печати; 4 – робот-манипулятор; 5 – панель солнечной батареи; 6 – кабель электропитания;
 7 – сменные насадки для робота-манипулятора (инструменты захвата, механической обработки, сканирования); 8 – подложка (основание) объекта печати; 9 – рабочий стол; 10 – трубопроводы ОТР

3. Оценено влияние внешних факторов космического пространства на работоспособность изделия в процессе аддитивной наплавки.

4. Разработан состав платформы для аддитивно-го производства и ремонта на борту орбитальной станции.

Представленные результаты позволяют оценить работоспособность конструкции в первом приближении. Для более детальной разработки требуется учитывать влияние множества факторов, касающихся статических, динамических стационарных и нестационарных нагрузок, а также термическое влияние элементов платформы и рабочего органа на процесс эксплуатации изделия.

В сравнении с промышленными роботами-манипуляторами дуговой сварки разработанная платформа имеет ряд существенных изменений, связанных с эксплуатацией на орбитальной станции:

1) конструкция звеньев усилена для возможности восприятия высоких статических, динамических, температурных нагрузок, обусловленных влиянием внешних воздействий при выведении на орбиту и дальнейшей эксплуатации платформы;

2) предложенный состав платформы адаптирован для возможности эксплуатации при действии факторов космического пространства (высокий перепад температур, ионизирующее воздействие, вакуум, статические и динамические нагрузки).

На данный момент оборудование аддитивной послойной наплавки на космической станции представлено в виде научной аппаратуры, предназначенной для исследования процесса аддитивной печати в условиях невесомости [20]. Функциональных аналогов представленной платформы, эксплуатируемых в составе орбитальной станции, в настоящее время не существует.

В дальнейшем ожидается развитие исследований в рамках НИР/НИОКР с целью внедрения полученных результатов в опытную эксплуатацию на космической станции, а также последующий перенос технологии производства на поверхность Луны. Предполагается, что исследования в этом направлении позволят значительно облегчить процесс освоения лунного пространства.

Список источников

1. Ашимов И.Н., Папазов В.М. Анализ применения проволочных технологий 3D-печати в условиях космического пространства // Космическая техника и технологии. 2023. № 1(40). С. 19–28. EDN: PVNTR
2. Ашимов И.Н., Течкина Д.С., Папазов В.М. Исследование элемента конструкции пилотируемого космического комплекса, изготовленного методом проволочной электродуговой технологии аддитивного формирования

// Вестник Московского авиационного института. 2022. Т. 29. № 4. С. 67–84. DOI: 10.34759/vst-2022-4-67-84 EDN: XYEBCB

3. Климов В.Г. Сравнение методов восстановления геометрии пера лопаток турбины из жаропрочных сплавов // Вестник Московского авиационного института. 2016. Т. 23. № 1. С. 86–97. EDN: VPEKLD
4. Kisarev A.V., Kobernik N.V. Study on formation of aluminum alloy thin wall produced with WAAM method under various thermal conditions // 3rd International Biannual Conference “Electron Beam Welding and Related Technologies” (12–15 November 2019; Moscow, Russian Federation). DOI: 10.1088/1757-899X/759/1/012014
5. Veiga F., Suarez A., Aldalur E., Bhujangrao T. Effect of the metal transfer mode on the symmetry of bead geometry in WAAM aluminum // Symmetry. 2021. Vol. 13. No. 7: 1245. DOI: 10.3390/sym13071245
6. Чумаков Д.М. Перспективы использования аддитивных технологий при создании авиационной и ракетно-космической техники // Труды МАИ. 2014. № 78. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=53682>
7. Трубаевский Д.С. Переход к проволочным аддитивным технологиям – тренд или необходимость? // 3D TODAY. 2019. URL: <https://3dtoday.ru/blogs/ddmlab/perekhod-k-provolochnym-tekhnologiyam-trend-ili-neobkhodimost>
8. Japanese Experiment Module Remote Manipulator System // Japanese Experiment Module (KIBO). 2008. URL: <http://iss.jaxa.jp/en/kibo/about/kibo/rms/>
9. Remote Manipulator System (Canadarm2) // NASA. 2018. URL: https://web.archive.org/web/20210108161916/https://www.nasa.gov/mission_pages/station/structure/elements/remote-manipulator-system-canadarm2/
10. Papadopoulos E., Aghili F., Ma O., Lampariello R. Robotic Manipulation and Capture in Space: A Survey // Frontiers in Robotics and AI. 2021. Vol. 8: 686723. DOI: 10.3389/frobt.2021.686723 EDN: USHGR
11. Special Purpose Dexterous Manipulator // NASA. 2019. URL: https://blogs.nasa.gov/spacestation/15427202591_0a4a3167aa_z/
12. ARC Mate 100iD – Робот дуговой сварки // FANUC. URL: <https://www.fanuc.eu/ru/ru/роботы/страница-филтрат-роботов/дуговая-сварка/arcmate-100id>
13. Борисов О.И., Громов В.С., Пыркин А.А. Методы управления робототехническими приложениями: Учеб. пособие. – СПб.: Университет ИТМО, 2016. – 108 с.
14. Чернухин Ю.В. Введение в робототехнику: Учеб. пособие. – Таганрог: ТРТИ, 1990. – 46 с.
15. Лесков А.Г., Бажинова К.В., Селиверстова Е.В. Кинематика и динамика исполнительных механизмов манипуляционных роботов: Учеб. пособие. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2017. – 102 с.
16. Колубин С.А. Динамика робототехнических систем: Учеб. пособие. – СПб.: Университет ИТМО, 2017. – 117 с.
17. Огородникова О.М. Компьютерный инженерный анализ в среде ANSYS Workbench. – Екатеринбург: Техно-

центр компьютерного инжиниринга УрФУ, 2018. — 350 с. URL: <https://cae.urfu.ru>

18. Structural Analysis Guide. ANSYS Release 12.1, SAS IP, Inc, 2009. URL: <https://studylib.net/doc/8399675/structuralanalysis-guide?ysclid=lp3sy2513506209222>
19. Безмозгий И.М., Софинский А.Н., Чернягин А.Г. Моделирование в задачах вибропрочности конструкций ра-

кетно-космической техники // Космическая техника и технологии. 2014. № 3(6). С. 71–80. EDN: TEMDRT

20. First metal 3D printing on Space Station // ESA.2024. URL: https://www.esa.int/ESA_Multimedia/Images/2024/06/First_metal_3D_printing_on_Space_Station

References

1. Ashimov IN, Papazov VM. Analysis of application of 3d printing wire technologies in space environment. *Space Engineering and Technology*. 2023;40(1):19–28. (In Russ.). EDN: PVNTR
2. Ashimov IN, Techkina DS, Papazov VM. The study of structural element of manned space complex manufactured by the wire electric arc technology of additive forming. *Aerospace MAI Journal*. 2022; 29(4):67–84. (In Russ.). DOI: 10.34759/vst-2022-4-67-84 EDN: XYEBCB
3. Klimov VG. Comparison of turbine blade wing of heat-resisting alloy geometry restoring techniques. *Aerospace MAI Journal*. 2016;23(1):86–97. (In Russ.). EDN: VPEKLD
4. Kisarev AV, Kobernik NV. Study on formation of aluminum alloy thin wall produced with WAAM method under various thermal conditions. *3rd International Biannual Conference “Electron Beam Welding and Related Technologies” (November 12–15, 2019; Moscow, Russian Federation)*. DOI: 10.1088/1757-899X/759/1/012014
5. Veiga F, Suarez A, Aldalur E. et al. Effect of the metal transfer mode on the symmetry of bead geometry in WAAM aluminum. *Symmetry*. 2021;13(7):1245. DOI: 10.3390/sym13071245
6. Chumakov DM. Additive manufacturing opportunity for aviation and aerospace technology development. *Trudy MAI*. 2014(78). (In Russ.). URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=53682>
7. Trubashevskii DS. Is the transition to wire additive technologies a trend or a necessity? *3DTODAY*. 2019. (In Russ.). URL: <https://3dtoday.ru/blogs/ddmlab/perekhod-k-provolochnym-tekhnologiyam-trend-ili-neobkhodimost>
8. *Japanese Experiment Module Remote Manipulator System*. Japanese Experiment Module (KIBO). 2008. URL: <http://iss.jaxa.jp/en/kibo/about/kibo/rms>
9. *Remote Manipulator System (Canadarm2)*. NASA. 2018. URL: https://web.archive.org/web/20210108161916/https://www.nasa.gov/mission_pages/station/structure/elements/remote-manipulator-system-canadarm2/
10. Papadopoulos E, Aghili F, Ma O. et al. Robotic Manipulation and Capture in Space: A Survey. *Frontiers in Robotics and AI*. 2021;8:686723. DOI: 10.3389/frobt.2021.686723 EDN: USHGR
11. *Special Purpose Dextrous Manipulator*. NASA. 2019. URL: https://blogs.nasa.gov/spacestation/15427202591_0a4a3167aa_z/
12. *ARC Mate 100iD*. FANUC. URL: <https://www.fanuc.eu/ru/ru/роботы/страница-фильтра-роботов/дуговая-сварка/arcmate-100id>
13. Borisov OI, Gromov VS, Pyrkin AA. *Metody upravleniya robototekhnicheskimi prilozheniyami* (Methods of control of robotic applications). St. Petersburg: Universitet ITMO; 2016. 108 p. (In Russ.).
14. Chernukhin YuV. *Vvedenie v robototekhniku* (Introduction to robotics). Taganrog: TRTI; 1990. 46 p. (In Russ.).
15. Leskov AG, Bazhinova KV, Seliverstova EV. *Kinematika i dinamika ispolnitel'nykh mekhanizmov manipulyatsionnykh robotov* (Kinematics and Dynamics of Actuators of Manipulation Robots). Moscow: BMGTU; 2017. 102 p. (In Russ.).
16. Kolyubin SA. *Dinamika robototekhnicheskikh sistem* (Dynamics of robotic systems). St. Petersburg: Universitet ITMO; 2017. 117 p. (In Russ.).
17. Ogorodnikova OM. *Komp'yuternyi inzhenernyi analiz v srede ANSYS Workbench* (Computer engineering analysis in the ANSYS Workbench environment). Ekaterinburg: Tekhnotsentr komp'yuternogo inzhiniringa UrFU; 2018. 350 p. (In Russ.). URL: <https://cae.urfu.ru>
18. Structural Analysis Guide. ANSYS Release 12.1, SAS IP, Inc, 2009. URL: <https://studylib.net/doc/8399675/structuralanalysis-guide?ysclid=lp3sy2513506209222>
19. Bezmozgiy IM, Sofinsky AN, Chernyagin AG. The simulation in problems of vibration strength of rocket and space hardware. *Space engineering and technology*. 2014;6(3):71–80. (In Russ.). EDN: TEMDRT
20. *First metal 3D printing on Space Station*. ESA. 2024. URL: https://www.esa.int/ESA_Multimedia/Images/2024/06/First_metal_3D_printing_on_Space_Station

Статья поступила в редакцию 26.11.2024; одобрена после рецензирования 09.12.2024; принята к публикации 12.12.2024. The article was submitted on 26.11.2024; approved after reviewing on 09.12.2024; accepted for publication on 12.12.2024.