

На правах рукописи



Стогний Михаил Владимирович

**Разработка облика и методики определения проектных параметров
космического аппарата-эвакуатора
группы верхних ступеней ракет-носителей**

Специальность 2.5.13.

«Проектирование, конструкция, производство, испытания и эксплуатация
летательных аппаратов»

Автореферат диссертации на соискание учёной степени
кандидата технических наук

Москва – 2025

Работа выполнена в федеральном государственном автономном образовательном учреждении высшего образования «Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет)»

Научный руководитель **Щеглов Георгий Александрович**
доктор технических наук, профессор

Официальные оппоненты: **Сысоев Валентин Константинович**,
доктор технических наук, профессор, начальник отдела научно-исследовательских работ и перспективных исследований, акционерное общество «Научно-производственное объединение им. С. А. Лавочкина», МО, г. Химки

Геча Владимир Яковлевич,
доктор технических наук, профессор, заместитель генерального директора по научной работе, акционерное общество «Научно-производственная корпорация «Космические системы мониторинга, информационно-управляющие и электромеханические комплексы» имени А.Г. Иосифьяна» (АО «Корпорация «ВНИИЭМ»), г. Москва

Ведущая организация Акционерное общество «Центральный научно-исследовательский институт машиностроения» (АО «ЦНИИмаш»), МО, г. Королев

Защита диссертации состоится 13 ноября 2025 г. в 14:00 часов на заседании диссертационного совета 24.2.327.09, федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» (МАИ), по адресу: 125993, г. Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское ш., д. 4.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке и на сайте МАИ по ссылке: https://mai.ru/events/defence/?ELEMENT_ID=184737.

Автореферат разослан «__» 2025 г.

Отзывы на автореферат, заверенный печатью утверждения, просим направлять по адресу: 125993, г. Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское ш., д. 4. Ученый совет МАИ.

Учёный секретарь
диссертационного совета
24.2.327.09 к.т.н., доцент

Стрелец Дмитрий Юрьевич

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы исследования. Техногенное засорение космического пространства – проблема, берущая своё начало со стартом космической эры в 1957 г. Существует две разновидности космического мусора (КМ): объекты космического мусора (ОКМ) и фрагменты КМ. ОКМ включают в себя последние ступени ракет-носителей (РН), разгонные блоки (РБ) и нефункционирующие космические аппараты (КА). Вторая разновидность состоит из частей, образовавшихся в процессе разделения объектов в космосе, фрагментов спутников. В диссертации рассматриваются объекты, поскольку они являются основным источником фрагментов. Столкновение спутника «Iridium-33» с нефункционирующим КА «Космос-2251» явилось причиной образования порядка 2300 каталогизированных фрагментов. Лавинообразный процесс фрагментации, рассмотренный Кесслером, является опасным сценарием дальнейшего развития одного из таких столкновений, способным привести к полной невозможности использовать околоземное космическое пространство. Исследования показывают, что для низких орбит рационально использовать двухступенчатые космические аппараты-эвакуаторы (КАЭ). Многими авторами отмечено, что актуальной является задача очистки от ОКМ именно низких околоземных орбит (НОО), как наиболее засорённых.

Степень разработанности темы исследования. Схемы облетов и варианты уводов группы ОКМ рассмотрены в работах Д.А. Гришко, А.А. Баранова, Th. Martin, N. van der Pas, J. Yang, H.-X. Shen, L. Medioni, G. Viavattene, N. Berend, M. Cerf. Методы очистки космического пространства от ОКМ представлены в работах В.С. Асланова, В.И. Трушлякова, В.Ю. Клюшникова, G. Aglietti, B. Taylor, A. Medina, L. Cercos, R. Benvenuto. Отдельные этапы миссии по очистке низких околоземных орбит от ОКМ подробно рассмотрены в работах вышеперечисленных авторов, однако отсутствует комплексное изложение процесса создания такой системы для группы однотипных объектов.

Цель и задачи работы

Цель – разработка облика и методики определения проектных параметров космического аппарата-эвакуатора группы верхних ступеней ракет-носителей с низких околоземных орбит для применения на ранней стадии проектирования.

Для достижения поставленной цели сформулированы следующие **задачи**:

1. разработка конструктивно компоновочной схемы космического аппарата-эвакуатора;
2. создание методики определения основных проектных параметров космического аппарата-эвакуатора для применения на ранней стадии проектирования;
3. анализ динамических нагрузок, возникающих после захвата верхних ступеней ракет-носителей манипулятором за сопло маршевого двигателя;
4. применение разработанной методики для проектирования космических аппаратов-эвакуаторов, уводящих группы верхних ступеней ракет-носителей «Зенит-2» и «Космос-3М».

Объектом исследования является КА для активной эвакуации с НОО группы верхних ступеней РН.

Предметом исследования являются облик и методика определения проектных параметров КА.

Научная новизна

1. Разработана принципиально новая, защищённая патентом (RU2695155), двухступенчатая конструктивно компоновочная схема КАЭ, позволяющая уводить группу верхних ступеней РН на орбиты захоронения.

2. Разработана новая методика определения на ранней стадии проектирования проектных параметров КАЭ, предназначенного для увода группы верхних ступеней РН.

3. Получены новые результаты анализа условий нагружения податливого космического манипулятора после захвата крупной вращающейся верхней ступени РН, и найдены новые параметры системы амортизации манипулятора.

4. Определены новые проектные параметры КАЭ, предназначенных для увода групп верхних ступеней РН «Зенит-2» и «Космос-3М».

Теоретическая значимость работы заключается в развитии методики проектирования нового класса КА – эвакуаторов ОКМ. Разработанная методика позволяет проводить анализ влияния выбранных проектных параметров аппарата на эффективность эвакуации группы ОКМ. Отдельные положения данной работы отмечены медалью РАН для молодых учёных (конкурс 2022 года).

Практическая значимость работы заключается в том, что разработанная методика позволяет на ранних этапах проектирования определить основные проектные параметры КАЭ. Применение методики позволяет более обоснованно планировать НИОКР, направленные на разработку подобных КА, а также существенно снизить время и стоимость проектирования. Работа выполнена при поддержке РНФ (проект № 23-29-00419, 2023-2024), а также в рамках Федеральной целевой программы «Исследования и разработка по приоритетным направлениям развития научно-технологического комплекса России на 2014 – 2020 годы» (Соглашение № 14.574.21.0146, 2017-2019). Разработанная методика внедрена на АНО «Космическая экономика и политика» и в учебный процесс МГТУ им. Н.Э. Баумана. Развитие данной работы предполагается в НИР «Прорыв» ЦНИИмаш: работа запланирована для включения в состав федерального проекта по развитию космических средств научного и социально-экономического назначения на период с 2030 по 2036 год.

Методология и методы исследования

В диссертации использованы аналитические методы составления уравнения существования КА, методы численного моделирования задач динамики многих тел в программном комплексе «MSC Adams», метод конечных элементов, методы теории чувствительности для определения области допустимых значений проектных параметров КА.

Положения, выносимые на защиту

1. Новая конструктивно-компоновочная схема КАЭ, предназначенного для увода группы верхних ступеней РН на орбиты захоронения.

2. Методика определения проектных параметров КАЭ на ранней стадии проектирования.

3. Результаты анализа динамических нагрузок, возникающих после захвата верхней ступени РН манипулятором за сопло маршевого двигателя.

4. Результаты исследования параметров КАЭ, предназначенных для увода групп верхних ступеней РН «Зенит-2» и «Космос-3М».

Степень достоверности результатов

Достоверность результатов обеспечивается использованием проверенных методов массового анализа КА. Достоверность инерционных моделей обусловлена применением САПР «SolidWorks». Достоверность результатов численного моделирования подтверждается совпадением с результатами, полученными аналитическими методами, применением программного обеспечения («MSC Adams», «MSC Patran»/ «Nastran»), а также сравнением полученных результатов с результатами исследований других авторов.

Апробация результатов

Основные положения и результаты диссертационной работы доложены и обсуждены на российских и международных научных **конференциях**: «International Astronautical Congress» (2023, 2022, 2021, 2020, 2019); «XIII Всероссийский съезд по фундаментальным проблемам теоретической и прикладной механики» (2023); «Академические чтения по космонавтике» (2022, 2021, 2020, 2019), «Околоземная астрономия – 2022» (2022); «Космический мусор: фундаментальные и практические аспекты угрозы» (2019); «Будущее машиностроения России» (2018).

Основные научные результаты диссертации изложены в 20 **опубликованных** работах, из которых, 3 – научные статьи, представленные в журналах, проиндексированных в международных базах данных SCOPUS и Web of Science, 2 – научные статьи, изданные в журналах Перечня ВАК РФ.

Личный вклад автора. Все исследования, изложенные в диссертационной работе, проведены лично соискателем в процессе научной деятельности. Из совместных публикаций

в диссертацию включен лишь тот материал, который непосредственно принадлежит соискателю, заимствованный материал обозначен в работе ссылками.

Структура и объем работы

Диссертационная работа состоит из введения, трёх глав, заключения, списка литературы, содержащего 70 наименований. Общий объем диссертации – 139 страниц, включая 26 таблиц и 58 рисунков.

ОСНОВНОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

В первой главе обоснована актуальность проблемы засорения околоземного космического пространства КМ. Найден наиболее опасный с точки зрения возможности образования большого числа фрагментов КМ вид – крупногабаритные ОКМ. Проанализировано распределение КМ в зависимости от высоты орбиты: наиболее засорёнными являются НОО. Определено пять компактных групп, содержащих однотипные крупногабаритные ОКМ, характеризующихся близкими орбитальными параметрами. Каждый из этих объектов имеет сопло маршевого ракетного двигателя (СМРД).

Показано, что с точки зрения массового анализа КАЭ эффективнее:

- обслуживать группу из нескольких десятков однотипных ОКМ в течение одной миссии;
- использовать двухступенчатую конструктивно компоновочную схему КАЭ, где первая ступень осуществляет перелёт между ОКМ, а последующие ступени осуществляют непосредственный увод захваченного ОКМ на орбиту захоронения (для группы на НОО).

Рассмотрена классификация методов очистки НОО от ОКМ. Малая величина тормозного импульса, а также низкая точность прогноза времени увода объекта позволяет использовать бесконтактные методы только для увода малых ОКМ или фрагментов КМ. С другой стороны, применение контактных методов позволяет с высокой точностью определить параметры ОКМ после осуществления процедуры захвата и стабилизации связки КАЭ-ОКМ, что даёт возможность с достаточной

точностью предсказать потребный запас характеристической скорости, необходимый для перевода захваченного объекта на орбиту захоронения.

Проанализированы устройства захвата ОКМ с гибкой (сети, мембранны, гарпуны, специализированные автономные аппараты захвата на тросовой связи с КАЭ) и жёсткой (стыковочные агрегаты, манипуляторы с одной и несколькими руками, манипуляторы щупальца) связями. Наиболее простым и технически реализуемым методом является захват ОКМ, имеющего СМРД, посредством стыковочного агрегата, размещенного на конце единственного манипулятора КАЭ.

Разработана конструктивно-компоновочная схема двухступенчатого КАЭ (Рисунок 1), предназначенного для увода группы низкоорбитальных ОКМ, содержащих в своём составе СМРД. КАЭ представляет собой комплекс из базового космического аппарата (БКА) и комплекта тормозных двигательных модулей (ТДМ) (Рисунок 2).

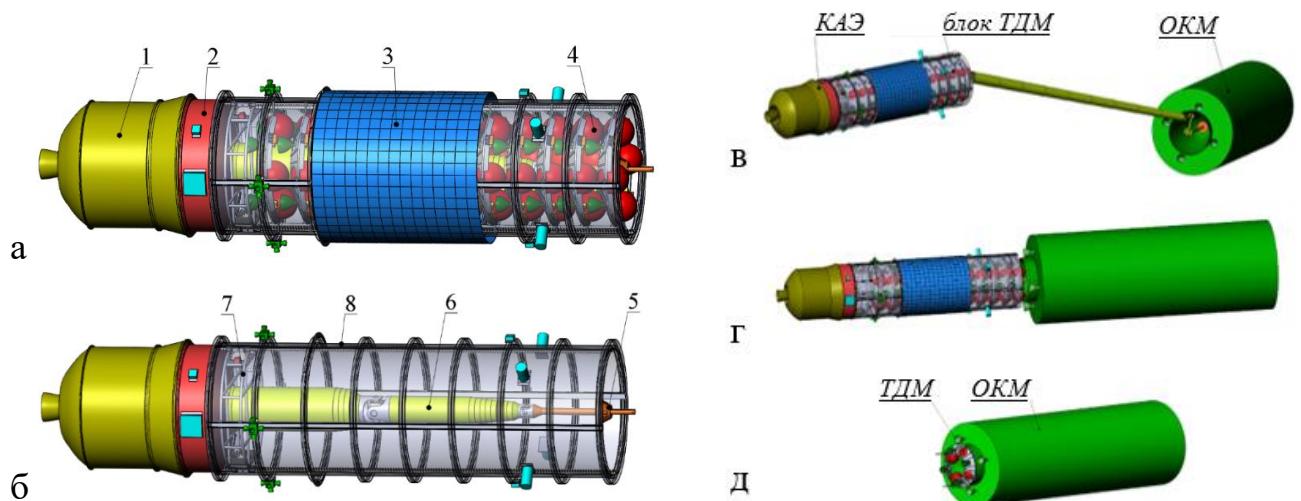


Рисунок 1 – Компоновочная схема космического комплекса: а – в транспортном положении; б – в транспортном положении без ТДМ и панели солнечной батареи (СБ); в – в процессе захвата ОКМ; г – в процессе размещения ТДМ; д – в процессе перевода ОКМ на орбиту захоронения; 1 – двигательный отсек; 2 – приборно-агрегатный отсек; 3 – панель СБ; 4 – связка ТДМ; 5 – механизм захвата; 6 – телескопическая часть манипулятора; 7 – каретка; 8 – корпус отсека полезной нагрузки с направляющим каретки (условно показан прозрачным)

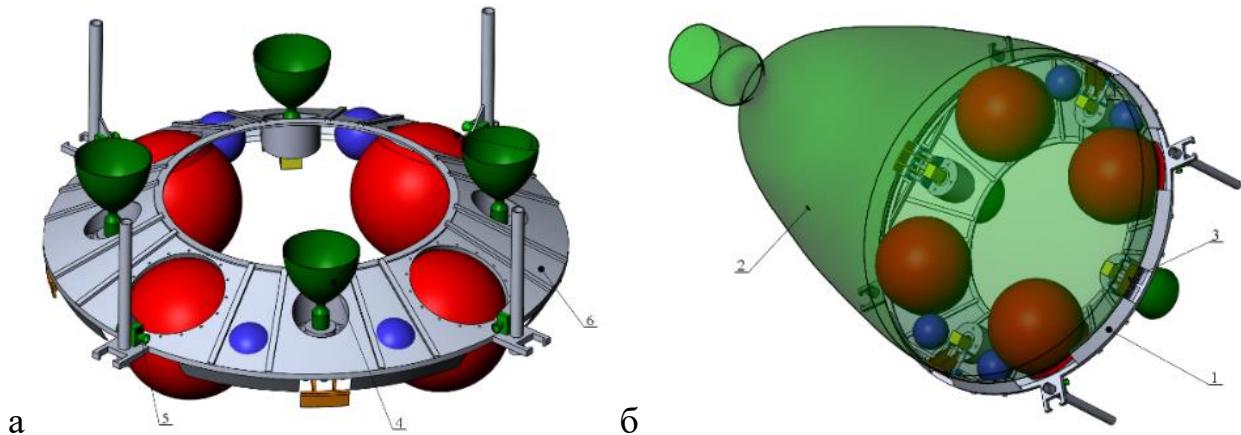


Рисунок 2 – Компоновочная схема ТДМ: а – в транспортном положении; б – в рабочем положении в СМРД ОКМ: 1 – ТДМ; 2 – СМРД ОКМ; 3 – агрегат крепления к СМРД ОКМ; 4 – маршевый ракетный двигатель ТДМ; 5 – двигатель системы ориентации и стабилизации ТДМ; 6 – корпус ТДМ

Предложенная схема КАЭ позволяет существенно снизить сухую массу аппарата в сравнении с прототипами: БКА снабжен только одним многозвенным манипулятором. Соосное расположение звеньев и устройства захвата сопла ОКМ вдоль продольной оси КАЭ позволяет упростить схемустыковки, увеличить диапазон допустимых угловых скоростей объектов и ограничить уровень нагрузок при их захвате. Упрощение алгоритмов системы управления при переориентации связки КАЭ-ОКМ достигается за счет наличия общей оси симметрии, совпадающей с осью сопла объекта и линией вектора тяги ТДМ. Заданное положение центра масс КАЭ на всех этапах полета поддерживается путем перемещения оставшихся ТДМ вдоль продольной оси БКА.

Вторая глава посвящена методике определения проектных параметров КАЭ (Рисунок 3). Методика состоит из 10 этапов и двух логических блоков.

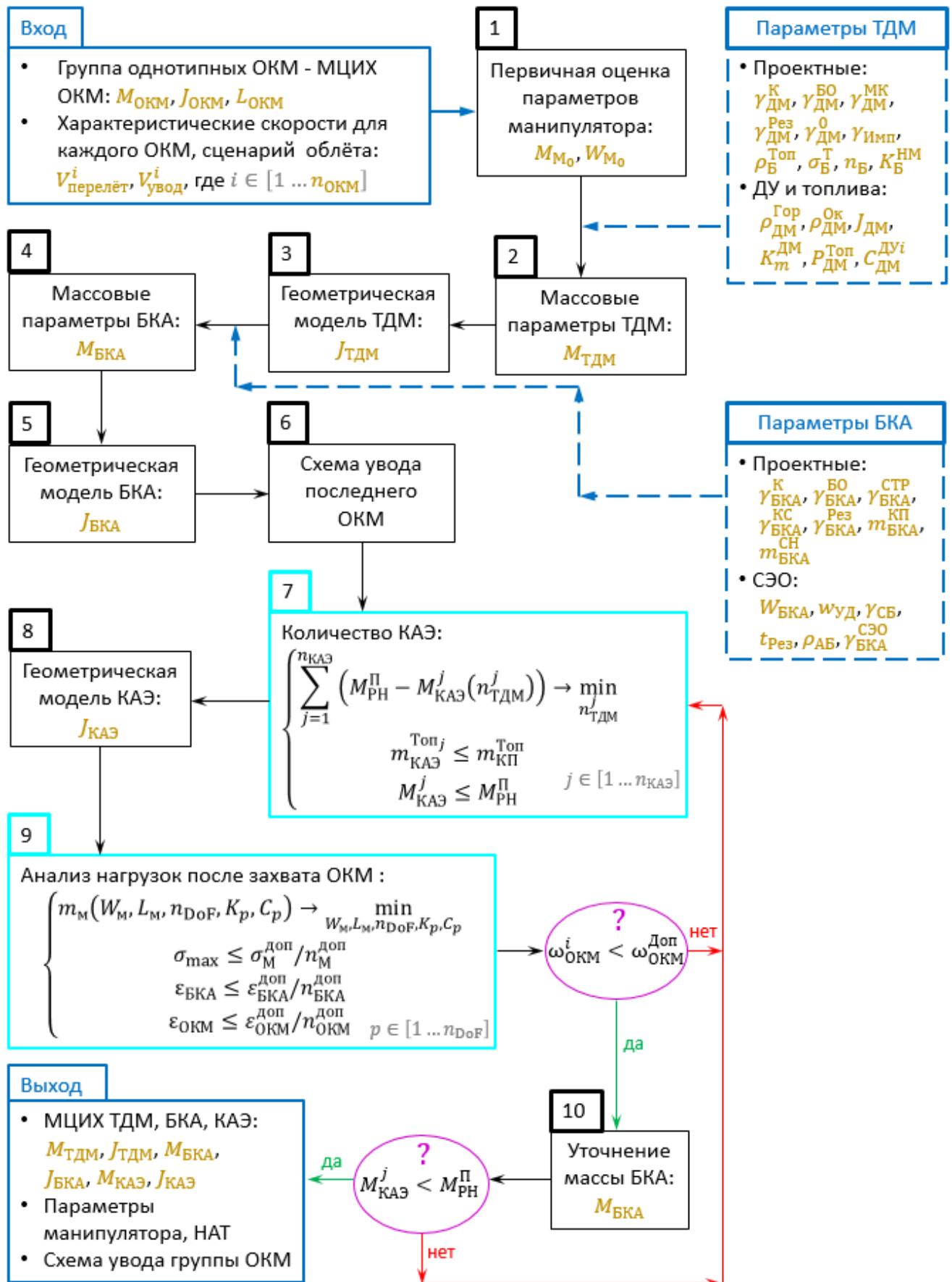


Рисунок 3 – Методика определения проектных параметров КАЭ

Этапы методики делятся на виды: *анализ прототипов* (этап № 1), где при наличии требований к нескольким параметрам объекта подбирается прототип, служащий первичной оценкой параметров объекта, *массовый анализ* (этапы № 2, 4, 6, 10), где по входным параметрам объекта на основании массовых уравнений определяется масса объекта, *геометрическое моделирование* (этапы № 3, 5, 8), где осуществляется построение геометрической модели объекта с целью определения его тензора инерции, *оптимационная задача* (этап № 7), где минимизируется целевая функция с двумя ограничениями, *задача поиска рациональных решений* (этап № 9). Методика позволяет по вектору входных параметров, содержащему массово-центровочные и -инерционные характеристики (МЦИХ) ОКМ, баллистические параметры группы объектов, а также проектные параметры РБ, получить МЦИХ ТДМ, БКА и КАЭ в целом, параметры манипулятора и надувного аэродинамического тормоза (НАТ), а также схему увода обслуживаемой группы.

Методика позволяет по вектору входных параметров:

$$\{x^{in}\} = \{m_{OKM}, J_{OKM}, L_{OKM}, \{P_{OKM}\}_{i=1}^{n_{OKM}}\},$$

где $\{P_{OKM}\}_{i=1}^{n_{OKM}}$ – вектор параметров группы ОКМ: $\{P_{OKM}\} = \{r_{OKM}^i, \omega_{OKM}^i, \Delta V_{DH}^i, \Delta V_{DM}^i\}$, m_{OKM} – масса ОКМ, J_{OKM} – тензор инерции ОКМ, L_{OKM} – максимальный габаритный размер ОКМ, r_{OKM}^i – радиус начальной орбиты i -го ОКМ, ω_{OKM}^i – угловая скорость i -го ОКМ относительно центра масс, ΔV_{DH}^i – запас характеристической скорости, необходимый для обслуживания i -го ОКМ (включает в себя затраты на перелёт между $(i-1)$ -ым и i -ым ОКМ, затраты на ближнее наведение, стыковку и гашение остаточной угловой скорости после захвата i -го ОКМ), ΔV_{DM}^i – запас характеристической скорости, необходимый для перевода i -го ОКМ на орбиту захоронения, n_{OKM} – количество ОКМ в уводимой группе, $i \in [1, \dots, n_{OKM}]$, построить вектор выходных параметров:

$$\{x^{out}\} = \{m_{DM}^{Зап}, m_{БКА}^{Сух}, M_{КАЭ}^i, J_{DM}^{Зап}, J_{БКА}^{Сух}, J_{КАЭ}^i, m_M, L_M, \omega_{OKM}^{Доп}\},$$

где $m_{\text{ДМ}}^{\text{Зап}}$ – масса заправленного ТДМ, $m_{\text{БКА}}^{\text{Сух}}$ – масса сухого БКА, $M_{\text{КАЭ}}^i$ – полная масса i -го КАЭ, $J_{\text{ДМ}}^{\text{Зап}}, J_{\text{БКА}}^{\text{Сух}}, J_{\text{КАЭ}}^i$ – тензоры инерции заправленного ТДМ, сухого БКА и i -го КАЭ соответственно, $m_{\text{М}}$ – масса манипулятора, $L_{\text{М}}$ – длина манипулятора, $\omega_{\text{ОКМ}}^{\text{Доп}}$ – допустимая угловая скорость ОКМ, при которой ещё возможно штатно осуществить захват объекта.

Построена массовая модель ТДМ:

$$m_{\text{ДМ}}^{\text{Сух}} = \frac{m_{\text{ДМ}}^{\text{ДУ}} + m_{\text{ДМ}}^{\text{Б}} + m_{\text{ДМ}}^{\text{Топл*}} \cdot (\gamma_{\text{ДМ}}^{\text{БО}} + \gamma_{\text{ДМ}}^{\text{К}} + \gamma_{\text{ДМ}}^{\text{МК}} + \gamma_{\text{ДМ}}^{\text{Рез}})}{1 - \gamma_{\text{ДМ}}^{\text{БО}} - \gamma_{\text{ДМ}}^{\text{К}} - \gamma_{\text{ДМ}}^{\text{МК}} - \gamma_{\text{ДМ}}^{\text{Рез}}},$$

где $m_{\text{ДМ}}^{\text{Сух}}$ – сухая масса ТДМ, $m_{\text{ДМ}}^{\text{ДУ}}$ – масса двигательной установки, $m_{\text{ДМ}}^{\text{Б}}$ – масса баков и системы подачи топлива, $m_{\text{ДМ}}^{\text{Топл*}}$ – верхняя оценка потребной массы топлива ТДМ, $\gamma_{\text{ДМ}}^{\text{БО}}$ – весовой коэффициент бортового оборудования, $\gamma_{\text{ДМ}}^{\text{К}}$ – весовой коэффициент конструкции корпуса, $\gamma_{\text{ДМ}}^{\text{МК}}$ – весовой коэффициент механизмов крепления, $\gamma_{\text{ДМ}}^{\text{Рез}}$ – весовой коэффициент резерва масс ТДМ.

Разработана массовая модель БКА:

$$\begin{aligned} m_{\text{БКА}}^{\text{Сух}} &= \\ &= \frac{m_{\text{БКА}}^{\text{КП}} + \gamma_{\text{БКА}}^{\text{К}} \cdot (n_{\text{ТДМ}} \cdot (m_{\text{ДМ}}^{\text{Сух}} + m_{\text{ДМ}}^{\text{Топл}}) + m_{\text{БКА}}^{\text{СН}} + m_{\text{М}}) + m_{\text{БКА}}^{\text{СН}} + m_{\text{М}}}{1 - \gamma_{\text{БКА}}^{\text{К}} \cdot \gamma_{\text{БКА}}^{\text{БО}} - \gamma_{\text{БКА}}^{\text{БО}} - \gamma_{\text{БКА}}^{\text{СТР}} - \gamma_{\text{БКА}}^{\text{СЭО}} \cdot \gamma_{\text{БКА}}^{\text{КС}} - \gamma_{\text{БКА}}^{\text{Рез}}} + \\ &+ \frac{\gamma_{\text{БКА}}^{\text{СЭО}} \cdot \left(\pi \cdot \frac{W}{w_{\text{уд}}} \cdot \gamma_{\text{СБ}} + \frac{W \cdot t_{\text{Рез}}}{\rho_{\text{АБ}}} \right)}{1 - \gamma_{\text{БКА}}^{\text{К}} \cdot \gamma_{\text{БКА}}^{\text{БО}} - \gamma_{\text{БКА}}^{\text{БО}} - \gamma_{\text{БКА}}^{\text{СТР}} - \gamma_{\text{БКА}}^{\text{СЭО}} \cdot \gamma_{\text{БКА}}^{\text{КС}} - \gamma_{\text{БКА}}^{\text{Рез}}}, \end{aligned}$$

где $m_{\text{БКА}}^{\text{КП}}$ – масса космической платформы (КП), $\gamma_{\text{БКА}}^{\text{К}}$ – весовой коэффициент конструкции корпуса, $n_{\text{ТДМ}}$ – количество ТДМ на борту БКА, $m_{\text{ДМ}}^{\text{Топл}}$ – масса топлива ТДМ, $m_{\text{БКА}}^{\text{СН}}$ – масса системы слежения и наведения на захватываемый ОКМ, $m_{\text{М}}$ – масса манипулятора, $\gamma_{\text{БКА}}^{\text{СЭО}}$ – коэффициент неучтённых факторов системы энергообеспечения (СЭО), W – потребная мощность КАЭ, $w_{\text{уд}}$ – удельная

мощность фотопреобразователей в конце срока службы, $\gamma_{\text{СБ}}$ – удельная масса фотопреобразователей, $t_{\text{Рез}}$ – потребный временной резерв работы на полной мощности КАЭ, $\rho_{\text{АБ}}$ – удельная энергия аккумуляторной батареи, $\gamma_{\text{БКА}}^K$ – весовой коэффициент конструкции корпуса, $\gamma_{\text{БКА}}^{\text{БО}}$ – весовой коэффициент бортового оборудования, $\gamma_{\text{БКА}}^{\text{СТР}}$ – весовой коэффициент системы терморегулирования (СТР), $\gamma_{\text{БКА}}^{\text{КС}}$ – весовой коэффициент бортовой кабельной сети, $\gamma_{\text{БКА}}^{\text{Рез}}$ – весовой коэффициент резерва масс БКА.

Рассмотрена задача по определению оптимального количества КАЭ для облуживания группы ОКМ, где целевая функция (1) и ограничения (2), (3):

$$\sum_{j=1}^{n_{\text{КАЭ}}} \left(M_{\text{РН}}^{\Pi} - M_{\text{КАЭ}}^j(n_{\text{TДМ}}^j) \right) \rightarrow \min_{n_{\text{TДМ}}^j}, \quad (1)$$

$$m_{\text{КАЭ}}^{\text{Топ}_j} \leq m_{\text{КП}}^{\text{Топ}}, \quad (2)$$

$$M_{\text{КАЭ}}^j \leq M_{\text{РН}}^{\Pi}, \quad (3)$$

где $n_{\text{TДМ}}^j$ – количество ТДМ на борту j -го КАЭ, $M_{\text{КАЭ}}^j (m_{\text{КАЭ}}^{\text{Топ}_j})$ – полная масса (масса топлива) j -го КАЭ, $m_{\text{КП}}^{\text{Топ}}$ – максимальная масса топлива КП, $M_{\text{РН}}^{\Pi}$ – масса полезной нагрузки, выводимой РН в окрестность расположения рассматриваемой группы ОКМ, $j \in [1, \dots, n_{\text{OKM}}]$.

Проведён анализ динамических нагрузок, возникающих в процессе захвата крупногабаритного ОКМ типа второй ступени РН «Зенит-2» с сухой массой 9 т. Решена задача динамики многих тел без учёта податливости звеньев манипулятора, система уравнений движения которой:

$$\begin{cases} M \cdot \ddot{q} + \phi_q^T \cdot \lambda - A^T \cdot F(q, \dot{q}) = 0, \\ \phi(q, t) = 0, \end{cases}$$

где M – матрица масс системы, q – вектор обобщённых координат, ϕ – система ограничений, описывающих связи, ϕ_q – градиент ограничений, F – вектор внешних сил, A^T – матрица проецирования внешних сил на направление q , λ – вектор

неизвестных функций (множителей Лагранжа), и с учётом податливости звеньев манипулятора, уравнения движений которой в матричном виде:

$$M \cdot \ddot{\xi} + \dot{M} \cdot \dot{\xi} - \frac{1}{2} \cdot \left[\frac{\partial M}{\partial \xi} \cdot \dot{\xi} \right]^T \cdot \dot{\xi} + K \cdot \xi + D \cdot \dot{\xi} + \left[\frac{\partial \Psi}{\partial \xi} \right]^T \cdot \lambda = Q,$$

где M – матрица масс гибкого тела, ξ – обобщённые координаты гибкого тела, K – матрица обобщённых жёсткостей, D – матрица модального демпфирования, Ψ – алгебраические уравнения ограничений, λ – множители Лагранжа для ограничений, Q – обобщённые внешние силы.

В процессе моделирования исследован переходный режим, протекающий после захвата ОКМ за СМРД манипулятором КАЭ (Рисунок 4). Использован численный метод Вилленга (решатель «WSTIFF SI2» пакета «MSC Adams») с изначальным шагом интегрирования 0.0025 с для численного интегрирования дифференциальных уравнений движения. Проанализированы величины максимальных сил и моментов сил реакций, возникающих в кинематических парах.

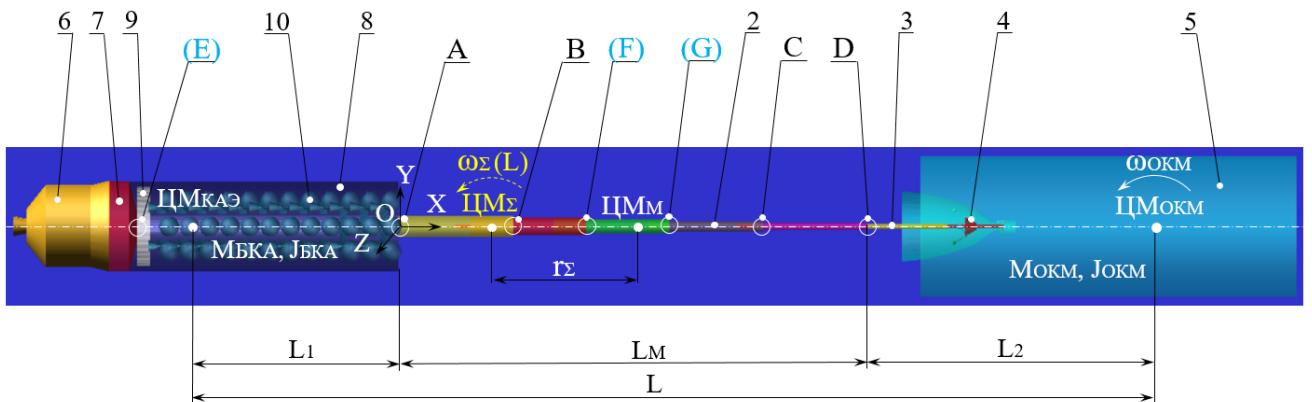


Рисунок 4 – Расчётная модель: 2 – телескопические звенья манипулятора, 3 – штанга захвата, 4 – механизм захвата, 5 – ОКМ, 6 – двигательный отсек, 7 – приборно-агрегатный отсек, 8 – отсек полезной нагрузки, 9 – каретка, 10 – ТДМ

Зависимости максимальных по модулю реакций и моментов сил реакций, возникающих в кинематических парах манипулятора А-Г для трёх вариантов материалов представлены на Рисунках 5а и 5б соответственно. В моделях с

гибкими звеньями происходит значительное увеличение (от 10% до 100%) сил и моментов реакции по сравнению с полностью жесткой моделью. Наибольшее увеличение достигается в кинематической паре Е. Отличие наблюдается и в переходном процессе, возникающем после захвата ОКМ, между моделью с гибкими и абсолютно жёсткими звеньями (Рисунок 6).

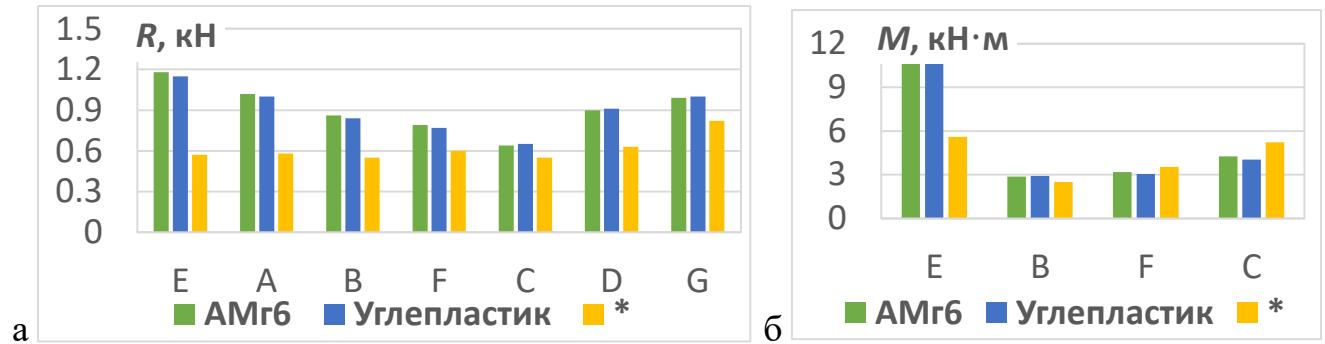


Рисунок 5 – Зависимости максимальных по модулю реакций в кинематических парах для трёх вариантов материалов звеньев манипулятора: а – силы реакций, б – моменты сил реакций (* – абсолютно жёсткие звенья; материал – «АМг6»)

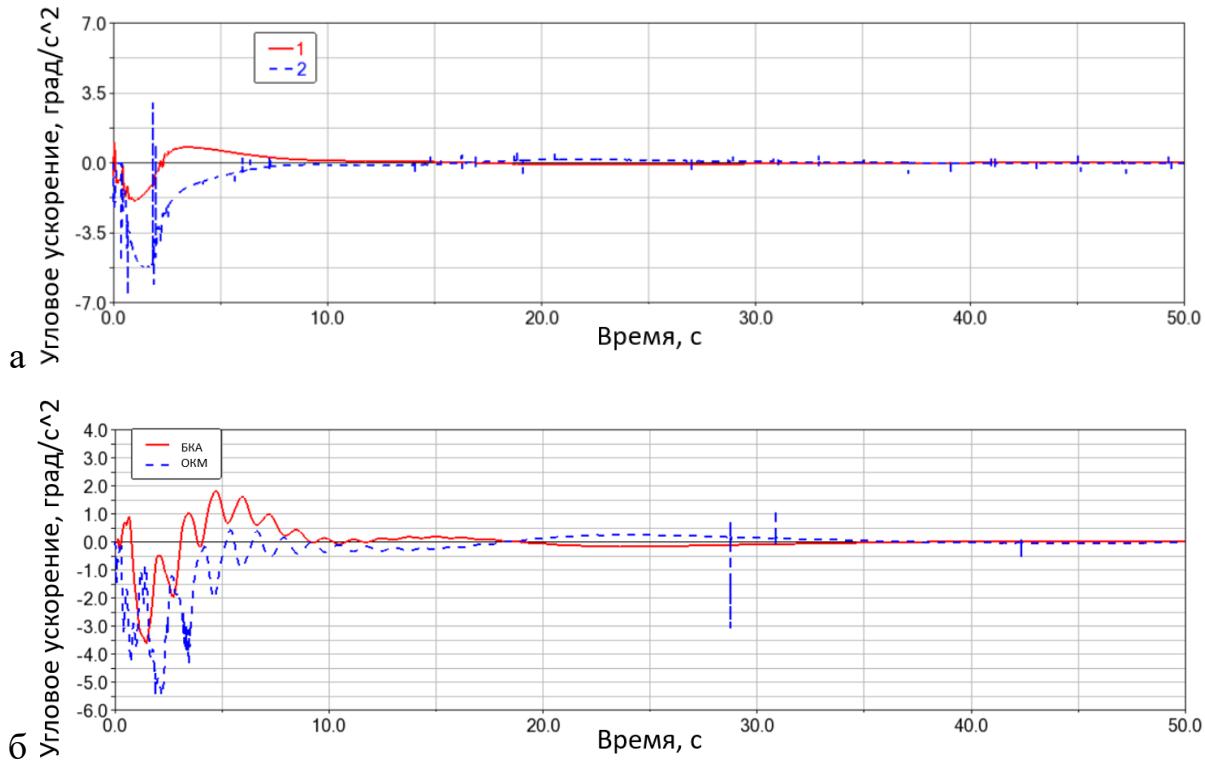


Рисунок 6 – Зависимости от времени угловых ускорений относительно центра масс БКА и ОКМ для двух вариантов материалов звеньев манипулятора: а – «АМг6» (абсолютно жёсткие звенья), б – композит (гибкие звенья)

Определена рациональная схема системы амортизации манипулятора с точки зрения минимизации массы, простоты конструкции и удобства захвата ОКМ.

Найден запас на максимальную угловую скорость ОКМ, при которой возможно штатно осуществить захват (Рисунок 7): при $\omega_{OKM} \leq 20$ град/с захват ОКМ возможно осуществить, хотя и с увеличенными реакциями в кинематических парах манипулятора. При $\omega_{OKM} \approx 25$ град/с наблюдается соударение не предназначенных для контакта звеньев механизма захвата, с СМРД ОКМ, а при $\omega_{OKM} \approx 30$ град/с ход амортизаторов e превышает допустимые значения.

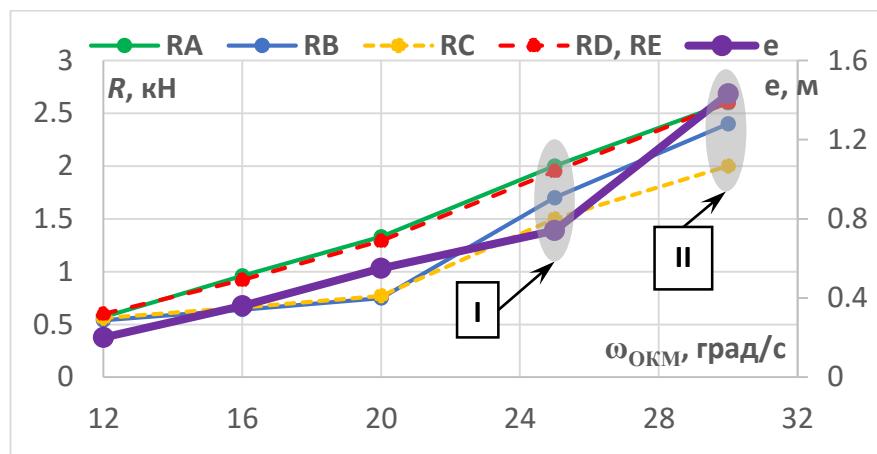


Рисунок 7 – Зависимости максимальных по модулю сил реакций в кинематических парах А-Е, а также максимальные хода (e) в кинематических парах В и С от начальной угловой скорости ОКМ $\omega_{ОКМ}$: I – соударение штанги с СМРД ОКМ, II – выход из строя системы амортизации манипулятора

Определены параметры НАТ, который может быть использован как для снижения массы топлива, так и для сокращения времени существования орбиты захоронения ОКМ (Рисунок 8).

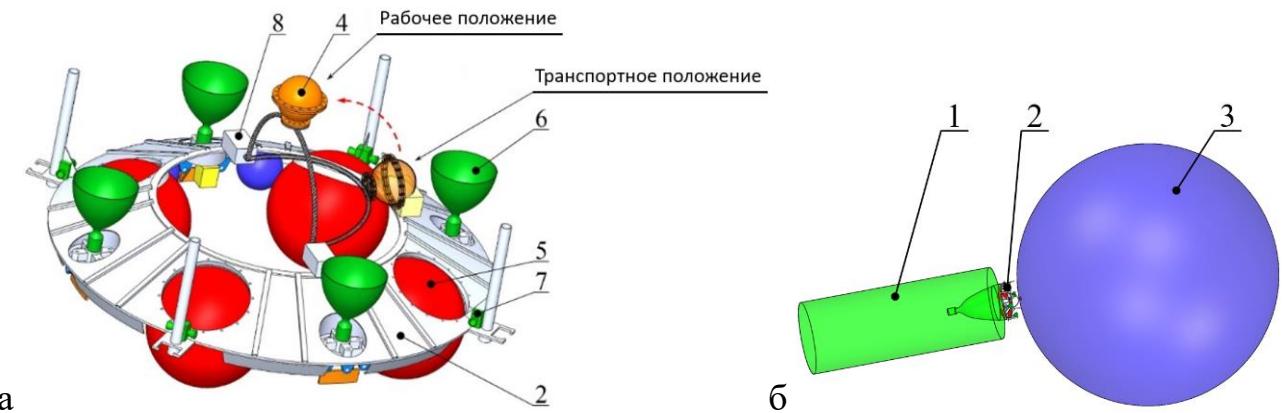


Рисунок 8 – Конструкция и порядок работы НАТ: а – переключение НАТ из транспортного в рабочее положение; б – контейнер открыт, оболочка надута; 1 – ОКМ; 2 – корпус ТДМ; 3 – баллон; 4 – контейнер баллона; 8 – система раскрытия НАТ

Применение НАТ с диаметром оболочки 13.75 м позволило, соблюдая нормативное время деградации орбиты захоронения в 25 лет, снизить массу топлива ТДМ, предназначенного для увода ОКМ типа верхней ступени РН

«Зенит-2» на 30%. При этом масса НАТ составила 28 кг. В результате полная масса заправленного ТДМ вместе с НАТ снизилась на 20 %. Также можно добиться существенного снижения времени деградации орбиты захоронения (без уменьшения массы топлива): НАТ с диаметром оболочки 12.5 м уменьшил время существования орбиты захоронения до 5 лет с изначальных 25 лет.

В третьей главе рассмотрено применение разработанной методики к двум типовым ОКМ: «тяжёлого» ОКМ типа верхняя ступень РН «Зенит-2» с сухой массой 9 т и «лёгкого» ОКМ типа верхняя ступень РН «Космос-3М» сухой массой примерно 1.5 т. Для обслуживания первой группы ОКМ, состоящей из 23 верхних ступеней РН типа «Зенит-2» потребуется запуск либо двух РН «Союз-5» (Таблица 1), либо одного РН «Ангара-А5» и двух РН «Союз-2Б» (Таблица 2). Для удаления второй группы ОКМ, состоящей из 11 верхних ступеней РН типа «Космос-3М» потребуется запуск либо двух РН «Союз-2Б» (Таблица 3), либо одного перспективного РН среднего класса («Союз-5» или «Ангара-А3»): стартовая масса полностью снаряжённого КАЭ составит 8.14 т (резерв массы для РН «Союз-5» – 5.01 т, для РН «Ангара-А3» – 4.11 т), масса топлива – 3.28 т.

Таблица 1 – Параметры «тяжёлых» КАЭ при сведении группы **двумя** аппаратами

	КАЭ № 1	КАЭ № 2
Схема облёта	первые 12 ОКМ	последние 11 ОКМ
n_{TDM}	11	10
$m_{\text{ДМ}}^{\text{Запр}}, \text{т}$		0.482
$n_{\text{TDM}} \cdot m_{\text{ДМ}}^{\text{Запр}}, \text{т}$	5.30	4.82
$m_{\text{КАЭ}}^{\text{Топл}}, \text{т}$	2.72	3.94
$m_{\text{БКА}}^{\text{Сух}}, \text{т}$	4.05	4.05
$m_{\text{КАЭ}}^{\text{Запр}}, \text{т}$	12.08	12.81
Резерв массы (+)/ перегруз (-) для РН*, т	«Ангара-А5»	+8.29
	«Союз-5»	+0.84
	«Ангара-А3»	-0.02
		+7.56
		+0.11
		-0.75

Примечание – *Резерв массы (+): масса полезной нагрузки, выводимой РН в окрестность первого ОКМ группы, больше $m_{КАЭ}^{Запр}$; перегруз (–): масса полезной нагрузки, выводимой РН в окрестность первого ОКМ группы меньше $m_{КАЭ}^{Запр}$.

Таблица 2 – Смешанные конфигурации РН для выведения «тяжёлых» КАЭ

Конфигурация РН	$m_{БКА}^{Сух}$, т	$n_{ТДМ}$	$m_{КАЭ}^{Запр}$, т	Резерв массы(+)/ перегруз(–) для соответствующего РН, т
1 РН «Ангара-А5» + 1 РН «Союз-2Б»	4.58	18	19.99	+0.38 («Ангара-А5»)
		3	7.55	–0.72 («Союз-2Б»)
1 РН «Ангара-А5» + 2 РН «Союз-2Б»	4.58	18	19.99	+0.38 («Ангара-А5»)
		2	6.59	+0.24 («Союз-2Б»)
		0	5.17	+1.66 («Союз-2Б»)

Таблица 3 – Параметры «лёгких» КАЭ при сведении группы **двумя** аппаратами

	КАЭ № 1	КАЭ № 2
Схема облёта	первые 5 ОКМ	последние 6 ОКМ
$n_{ТДМ}$	4	5
$m_{ДМ}^{Запр}$, т		0.08
$n_{ТДМ} \cdot m_{ДМ}^{Запр}$, т	0.32	0.41
$m_{КАЭ}^{Топл}$, т	1.21	1.38
$m_{БКА}^{Сух}$, т	4.05	4.05
$m_{КАЭ}^{Запр}$, т	5.58	5.84
Резерв массы для РН «Союз-2Б», т	1.31	1.05

Проведён анализ компоновочных схем данных аппаратов. Итоговые параметры КАЭ, предназначенных для обслуживания первой и второй групп ОКМ представлены в Таблице 4.

Таблица 4 – Параметры КАЭ для обслуживания первой и второй групп ОКМ

Группа ОКМ, №	Тип ОКМ	Количество ОКМ в группе, шт.	Количество сводимых за раз ОКМ, шт.	Масса заправленного КАЭ, т	Масса заправленного ТДМ, т
1	Зенит-2	23	12	13.0	0.5
2	Космос-3М	11	11	9.0	0.1

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Разработаны облик и методика определения проектных параметров космического аппарата-эвакуатора группы верхних ступеней ракет-носителей.

Основные новые научные результаты, полученные в диссертационной работе, состоят в следующем:

1. Синтезирована принципиально новая конструктивно-компоновочная схема космического аппарата-эвакуатора, позволяющая очистить низкие околоземные орбиты (высотой до 1100 км) от группы из нескольких десятков однотипных верхних ступеней ракет-носителей (массой от 1 до 9 т). Двухступенчатая модульная компоновочная схема космического аппарата-эвакуатора позволяет уменьшить массу аппарата, управлять его инерционно-массовыми характеристиками и в целом повысить техническую эффективность миссии по активному уводу верхних ступеней ракет-носителей.

2. Разработана методика определения проектных параметров космического аппарата-эвакуатора, позволяющая на ранней стадии проектирования по вектору входных параметров, состоящему из параметров верхних ступеней ракет-носителей, получить вектор выходных параметров, состоящий из массово-центровочных и -инерционных характеристик космического аппарата-эвакуатора, параметров системы амортизации манипулятора, параметров надувного аэродинамического тормоза и схемы увода группы. Методика является замкнутой, итерационной и комплексной и состоит из четырёх модулей и позволяет выбирать количество средств выведения.

3. Получены новые результаты анализа условий нагружения податливого космического манипулятора после захвата крупной вращающейся верхней ступени ракет-носителя, показывающие возможность захвата ступени массой до 9 т, вращающейся с угловой скоростью до 25 град/с. Найдены параметры системы амортизации манипулятора.

4. С применением разработанной методики получены проектные параметры космических аппаратов-эвакуаторов, предназначенных для увода групп верхних ступеней ракет-носителей «Зенит-2» и «Космос-3М». Показано, что для увода 34 верхних ступеней ракет-носителей потребуется 3–4 космических аппарата-эвакуатора, что повышает экономическую эффективность миссий по активной очистке низких околоземных орбит.

Рекомендации и перспективы дальнейшей разработки темы.

Следующим этапом является анализ процессов управления захватом объекта с помощью манипулятора, что должно позволить снизить нагрузки при захвате объекта, а также повысить точность определения проектных параметров манипулятора.

ОСНОВНЫЕ НАУЧНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ ДИССЕРТАЦИИ ИЗЛОЖЕНЫ В РАБОТАХ, ОПУБЛИКОВАННЫХ СОИСКАТЕЛЕМ УЧЁНОЙ СТЕПЕНИ

Научные статьи в ведущих научных журналах и изданиях, включенных в международные системы цитирования:

1. Shcheglov G.A., et al. Application of additional inflatable aerodynamic device to ensure the required degradation of the disposal orbit of large-size space debris // Advances in Space Research. – 2023. – Vol. 72. – № 6. – PP. 1994-2006.
2. Baranov A.A. et al. Feasibility analysis of LEO and GEO large space debris de/re orbiting taking into account launch mass of spacecraft-collector and its configuration layout // Advances in Space Research. – 2021. – Vol. 67. – № 1. – PP. 371-383.
3. Mayorova V.I., Shcheglov G.A., Stognii M.V. Analysis of the space debris objects nozzle capture dynamic processed by a telescopic robotic arm // Acta Astronautica. – 2021. – Vol. 187. – PP. 259-270.

Научные статьи в ведущих рецензируемых научных журналах и изданиях, входящих в Перечень Высшей аттестационной комиссии Российской Федерации:

4. Стогний М.В., Щеглов Г.А. Методика определения массовых и инерционных характеристик космического аппарата-эвакуатора крупных объектов низкоорбитального космического мусора // Космонавтика и ракетостроение. – 2025. – № 1. – С. 193-207.

5. Стогний М.В., Щеглов Г.А. Выбор параметров системы амортизации манипулятора для спутника-утилизатора объектов космического мусора // Инженерный журнал: наука и инновации. – 2020. – № 9 (105). – <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2020-9-2013>

Патент на изобретение:

6. Щеглов Г.А., Стогний М.В. Космический комплекс для утилизации группы объектов крупногабаритного космического мусора // Патент России № 2018145193. 2018. Бюл. № 21.

Статьи в материалах международных научных конференций – в изданиях, включенных в международные системы цитирования:

7. Shcheglov G.A., Zelentsov V.V., Ermoshin M.A., Stognii M.V. Feasibility study of loads reduction in process of large space debris object capturing with robotic arm // Proceedings of the 74th International Astronautical Congress, 2-6 October 2023. – Baku. – 2023. – IAC-23,A6,IP,32,x77819.

8. Mayorova V.I., et al. Hybrid braking system for large space debris objects to accelerate degradation of 25-years disposal orbit // Proceedings of the 73rd International Astronautical Congress, 18-25 September 2022. – Paris. – 2022. – IAC-22,A6,6,5,x70218.

9. Mayorova V.I., Shcheglov G.A., Stognii M.V. Simulation of the dynamics of large space debris object gripping by one flexible telescopic robotic arm // Proceedings of the 72nd International Astronautical Congress, 25-29 October 2021. – Dubai. – 2021. – IAC-21,A6,6,1,x64132.

10. Mayorova V.I., Shcheglov G.A., Stognii M.V. Analysis of the space debris objects nozzle capture dynamic processed by a telescopic robotic arm // Proceedings of the 71st International Astronautical Congress, 12-14 October 2020. – Online. – 2020. – IAC-20,A6,6,2,x57775.

11. Shcheglov G.A., Mayorova V.I., Stognii M.V., Kamenev N.D., Borzenkov M.A. Configuration schemes of active spacecrafts for reorbiting large size space debris // Proceedings of the 70th International Astronautical Congress, 21-25 October 2019. – Washington. – 2019. – IAC-19-A6.6.1.

Материалы международных и всероссийских научных конференций:

12. Стогний М.В., Иванов С.Г. Гибридная система торможения для крупных объектов космического мусора для ускорения деградации 25-летней орбиты захоронения // Тезисы XIII Всероссийского съезда по фундаментальным проблемам теоретической и прикладной механики, 21-25 августа 2023. – Санкт-Петербург. – 2023.

13. Баранов А.А., Гришко Д.А., Щеглов Г.А., Стогний М.В. Космический аппарат для увода крупного космического мусора: орбитальная механика и компоновочные схемы // Тезисы всероссийской конференции с международным участием «Околоземная астрономия – 2022», 18-21 апреля 2022. – Москва. – 2022. – С. 140-142.

14. Стогний М.В., Щеглов Г.А. Влияние податливости манипулятора спутника-utiлизатора на параметры переходного процесса во время захвата крупногабаритного космического мусора // Актуальные проблемы космонавтики: Труды XLVI академических чтений по космонавтике, посвященных памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых – пионеров освоения космического пространства, 25-28 января 2022. – Москва. – 2022. – Т. 4. – С. 489-491.

15. Щеглов Г.А., Стогний М.В. Анализ динамики захвата крупногабаритного объекта космического мусора пассивным манипулятором спутника-utiлизатора // Актуальные проблемы космонавтики: Труды XLV академических чтений по космонавтике, посвященных памяти академика С.П. Королёва и других

выдающихся отечественных ученых – пионеров освоения космического пространства, 30 марта - 02 апреля 2021. – Москва. – 2021. – Т. 4. – С. 352-353.

16. Щеглов Г.А. и др. Анализ компоновок космических аппаратов для утилизации групп объектов космического мусора // Актуальные проблемы космонавтики: Труды XLIV академических чтений по космонавтике, посвященных памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых – пионеров освоения космического пространства, 28-31 января 2020. – Москва. – 2020. – Т. 2. – С. 568-570.

17. Баранов А.А. и др. Анализ стартовой массы космических аппаратов, уводящих крупные объекты с низких орбит и из окрестности ГСО // Актуальные проблемы космонавтики: Труды XLIV академических чтений по космонавтике, посвященных памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых – пионеров освоения космического пространства, 28-31 января 2020. – Москва. – 2020. – Т. 1. – С. 701-703.

18. Щеглов Г.А., Борзенков М.А., Каменев Н.Д., Стогний М.В. Варианты компоновочных схем космических аппаратов для увода крупных объектов космического мусора // Всероссийская конференция с международным участием «Космический мусор: фундаментальные и практические аспекты угрозы», 17-19 апреля 2019. – Москва. – 2019. – С. 68.

19. Стогний М.В. Космический аппарат, предназначенный для утилизации верхних ступеней ракет с низких околоземных орбит // Актуальные проблемы космонавтики: Труды XLIII академических чтений по космонавтике, посвященных памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых – пионеров освоения космического пространства, 29 января - 01 февраля 2019. – Москва. – 2019. – Т. 2. – С. 44-45.

20. Стогний М.В. Космический аппарат для очистки космического пространства от крупногабаритного космического мусора // Одиннадцатая Всероссийская конференция молодых ученых и специалистов (с международным участием) «Будущее машиностроения России», 24-27 сентября 2018. – Москва. – 2018. – С. 544-546.