

СИСТЕМНЫЙ АНАЛИЗ ПРОЕКТОВ КОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ, ДИНАМИКА И УПРАВЛЕНИЕ ОРБИТАЛЬНЫМИ КОМПЛЕКСАМИ

*Институт технической механики
Национальной академии наук Украины и Государственного космического агентства Украины,
ул. Лешко-Попеля, 15, 49005, Днепр, Украина; e-mail: aalpatov@ukr.net*

У статті наведено аналіз результатів наукових досліджень відділу системного аналізу та проблем управління Інституту технічної механіки Національної академії наук України і Державного космічного агентства. Науковими напрямками відділу при його створенні були визначені: дослідження вільних і керованих режимів функціонування трансформованих просторово-розвинутих механічних систем космічного і наземного базування в умовах широкого спектра впливів; системний аналіз проблем космічної галузі. В останні п'ять років дослідження проводилися за кількома напрямками: оптимізація проектних параметрів ракет-носіїв, динаміка космічних апаратів і комплексів, космічні тросові системи, великогабаритні трансформовані конструкції космічного базування, дослідження динаміки космічного маніпулятора, балістика систем орбітального сервісу, проблема космічного сміття, системний аналіз проблем космічної галузі, розвиток когнітивних технологій аналізу, завдання молекулярної газової динаміки.

З урахуванням особливостей сучасного етапу розвитку космічних технологій і напрямків відповідних наукових досліджень виявлено тенденції формування вигляду космічної техніки: мініатюризація елементної бази і на цій основі створення малорозмірних платформ космічних літальних апаратів; збільшення масштабів технічних завдань, що вирішуються, пов'язаних з промисловим освоєнням навколосемного космічного простору на базі великогабаритних космічних конструкцій.

Ці тенденції розвитку космічних технологій визначають нові і модифіковані наукові напрямки розвитку космічних наукових досліджень. У цьому контексті у відділі формуються напрямки подальших наукових досліджень: розробка нової концепції боротьби з космічним сміттям, що заснована на збереженні його як ресурсу промислового виробництва на орбітальних комплексах; розробка нових підходів до продовження термінів активного існування космічних літальних апаратів на основі технологій сервісного обслуговування з використанням моделей і методів оцінки ризиків та інформаційної безпеки; розробка основних принципів створення платформ для промислового виробництва в умовах навколосемного космічного простору, що несуть енергетичний, технологічний і службовий модулі; подальший розвиток принципів і технологій управління великими космічними конструкціями і угрупованнями космічних літальних апаратів.

В статті приведені результати аналізу наукових досліджень відділу системного аналізу та проблем управління Інституту технічної механіки Національної академії наук України і Державного космічного агентства України. Науковими напрямками відділу при його створенні були визначені: дослідження вільних і керованих режимів функціонування трансформованих просторово-розвинутих механічних систем космічного і наземного базування в умовах широкого спектра впливів; системний аналіз проблем космічної галузі. В останні п'ять років дослідження проводилися за кількома напрямками: оптимізація проектних параметрів ракет-носіїв, динаміка космічних апаратів і комплексів, космічні тросові системи, великогабаритні трансформовані конструкції космічного базування, дослідження динаміки космічного маніпулятора, балістика систем орбітального сервісу, проблема космічного сміття, системний аналіз проблем космічної галузі, розвиток когнітивних технологій аналізу, задачі молекулярної газової динаміки.

С урахуванням особливостей сучасного етапу розвитку космічних технологій і напрямків відповідних наукових досліджень виявлено тенденції формування вигляду космічної техніки: мініатюризація елементної бази і на цій основі створення малорозмірних платформ космічних літальних апаратів; збільшення масштабів технічних завдань, пов'язаних з промисловим освоєнням навколосемного космічного простору на базі великогабаритних космічних конструкцій.

Ці тенденції розвитку космічних технологій визначають нові і модифіковані наукові напрямки розвитку космічних наукових досліджень. В цьому контексті у відділі формуються напрямки подальших наукових досліджень: розробка нової концепції боротьби з космічним мусором, заснованою на збереженні його як ресурсу промислового виробництва на орбітальних комплексах; розробка нових підходів до продовження термінів активного існування космічних літальних апаратів на основі технологій сервісного обслуговування з використанням моделей і методів оцінки ризиків та інформаційної безпеки; розробка основних принципів створення платформ для промислового виробництва в умовах навколосемного космічного простору, що несуть енергетичний, технологічний і службовий модулі; подальший розвиток принципів і технологій управління великими космічними конструкціями і угрупованнями космічних літальних апаратів.

This paper analyzes the scientific results obtained at the Department of System Analysis and Control Problems of the Institute of Technical Mechanics of the National Academy of Sciences of Ukraine and the State Space Agency of Ukraine. When the department was established, its lines of investigation were defined as follows: the

© А. П. Алпатов, 2018

study of free and controlled modes of operation of spatially developed transformable ground and space mechanical systems under a broad gamut of input actions and system analysis of space industry problems. For the past five years, investigations have been conducted along several lines: launch vehicle design parameter optimization, spacecraft and space complex dynamics, tethered space systems, large-size transformable space structures, space manipulator dynamics, orbital service system ballistics, the space debris problem, system analysis of space industry problems – the development of cognitive analysis technologies, and molecular gas dynamics problems.

With account for the features of the state of the art in the development of space technologies and the corresponding lines of investigation, trends in the formation of the space technology physiognomy were revealed: (i) component miniaturization and the development of small-size spacecraft platforms based thereon and (ii) the widening of the scope of engineering problems involving the industrial development of near-Earth space using large-size space structures.

These trends in the development of space technologies determine new and modified scientific lines of space investigations. In this context, the following lines of further investigations are now being formed at the department: the development of a new space debris mitigation concept based on the use of space debris as a resource for industrial production at orbital complexes, the development of new approaches to extending the active life of spacecraft based on space servicing technologies with the use of models and methods of risk assessment and information security, the elaboration of basic principles for the development of platforms for industrial production in near-Earth space carrying a power, a production, and a service module, and further development of control principles and technologies for large space structures and spacecraft groupings.

Ключевые слова: системный анализ, когнитивные модели, динамика космических аппаратов, математические модели, структурно-параметрическая идентификация, космический мусор, тросовые системы, управляемые ракетные объекты, ракеты-носители, солнечные космические электростанции, орбитальное сервисное обслуживание, метод пробных частиц, вакуумная аэродинамическая установка.

Отдел системного анализа и проблем управления Института технической механики Национальной академии наук Украины и Государственного космического агентства Украины (ИТМ НАНУ и ГКАУ) был создан в 2000 году на базе отдела управляемых механических систем и отдела системного анализа. Научными направлениями отдела были определены:

- исследование свободных и управляемых режимов функционирования трансформируемых пространственно-развитых механических систем космического и наземного базирования в условиях широкого спектра воздействий;
- системный анализ проблем космической отрасли.

Основными заказчиками работ по указанным направлениям являются Национальная академия наук Украины (НАН Украины), Государственное космическое агентство Украины, Государственное предприятие "КБ "Южное" им. М. К. Янгеля. Базовые разработки отдела ориентированы на задачи ракетно-космической отрасли Украины и в своей основе содержат фундаментальные исследования, проводимые в соответствии с плановыми заданиями НАН Украины. Результаты фундаментальных исследований используются в процессе научно-методического сопровождения разработок ракетно-космической техники в соответствии с заданиями космических программ Украины. Методические разработки также применяются для оценки эффективности проектов национальных космических программ и подготовки различных аналитических материалов для государственных органов управления.

Обзор исследований и разработок отдела, выполненных за последние пять лет, представлен далее по нескольким направлениям.

Оптимизация проектных параметров ракет-носителей. Сформулированы основные научно-методические положения по проектированию управляемых ракетных объектов (УРО) различного назначения, предназначенных для доставки полезной нагрузки в заданную точку пространства с

требуемыми значениями кинематических параметров движения. Целью исследований являлась разработка методического обеспечения для оптимизации на начальном этапе проектирования основных характеристик УРО, включающая формализацию комплексной задачи оптимизации проектных параметров, параметров траектории и программ управления движением, разработку математических моделей и методов оптимизации.

В качестве управляемых ракетных объектов рассматривались ракеты-носители различных классов, в том числе сверхлёгкого класса, предназначенные для доставки космических аппаратов на требуемые орбиты [24, 71], а также одноступенчатые ракеты, обеспечивающие доставку требуемой массы полезного груза на заданную дальность, совершающие полёт по баллистической, аэробаллистической и комбинированной траекториям [72, 73, 77, 81].

На рассматриваемых управляемых ракетных объектах в качестве силовых установок могут быть использованы ракетные двигатели, работающие как на жидких компонентах ракетного топлива, так и на твердом топливе.

Комплексная задача оптимизации проектных параметров, параметров траектории и программ управления движением сформулирована как задача теории оптимального управления с ограничениями в виде равенств, неравенств и дифференциальных связей.

Предложен подход к формированию программ управления движением в виде полиномов, который позволил свести задачу теории оптимального управления к более простой задаче нелинейного математического программирования [24, 73]. Управляемый ракетный объект рассматривался как материальная точка переменной массы. Расчёты параметров траекторий осуществлялись с использованием системы уравнений движения в проекциях на оси земной системы координат. Формализация комплексной задачи заключалась в выборе критерия оптимизации [72, 73, 77, 81], в разработке математической модели, позволяющей в зависимости от исходных данных, значений оптимизируемых параметров, включающих основные проектные параметры УРО и параметры траектории и программ управления – определять значение целевого функционала, а также в разработке эффективных методов оптимизации, обеспечивающих как в автоматическом, так и в интерактивном режимах нахождение оптимальных значений параметров и программ управления [72, 73, 77, 81].

В качестве программ управления движением УРО рассматриваются программы изменения во времени угла тангажа и тяги маршевых двигателей на активном и угла тангажа на пассивных участках траектории.

Выходными данными, получаемыми в результате решения комплексной задачи, являются: величина целевого функционала; оптимальные значения оптимизируемых параметров; программы управления движением УРО; габаритно-массовые характеристики УРО в целом и основных его элементов и подсистем; прочностные, аэродинамические, баллистические, энергетические характеристики УРО.

Проведена апробация разработанного методического обеспечения на примерах решения проектных задач. С использованием компьютерных технологий разработаны программные приложения для представления в удобной для пользователя форме результатов исследований [72, 73, 77, 81].

Динамика космических аппаратов и комплексов. Современные подходы к исследованию динамики космических аппаратов (КА) связаны с

тенденциями развития и практического использования космической техники при решении задач дистанционного зондирования Земли, связи, навигации, научных исследований по изучению космического пространства. Особенности моделей динамики обусловлены спецификой решаемых космическими аппаратами задач. Продолжают оставаться актуальными задачи повышения точности ориентации, что влечет за собой необходимость учета новых факторов, оказывающих влияние на точность, а также задачи ориентации микро-спутников, требующие специальных подходов к построению систем ориентации в условиях жестких весовых ограничений. Также и задачи предотвращения засорения космического пространства требуют своих подходов к исследованию задач динамики [11].

Космические тросовые системы. Космические тросовые системы



Рис. 1 – Применение КТС в космическом пространстве

(КТС) являются перспективным направлением развития космической техники и технологий. Проекты использования КТС в настоящее время рассматриваются во многих странах. Эти проекты разнообразны по назначению и направлены на улучшение работы как микро-спутников и традиционных космических аппаратов, так и международной космической станции и космических кораблей для межпланетных перелетов. Реализация проектов КТС предполагает получение существенного экономического эффекта и новых научных знаний. На рис. 1 показан пример применения КТС в космическом пространстве.

В ИТМ НАНУ и ГКАУ проведены разносторонние теоретические исследования задач, связанных с функционированием электродинамических космических тросовых систем (ЭДКТС) на низких околоземных орбитах (НОО) [42, 43, 45, 47, 48, 58]. Предложена электрическая модель пассивной

ЭДКТС [48], описывающая ее взаимодействие с магнитосферой и ионосферой Земли на НОО, распределение потенциала и токов в системе. Рассмотрена ЭДКТС двух тел, соединенных токопроводящим тросом. В качестве троса рассматривается либо цилиндрическая нить, либо лента. Модель основывается на зондовой теории и равенстве электронного и ионного токов, собираемых системой в ионосферной плазме, и позволяет рассчитывать параметры ЭДКТС, обеспечивающие существование анодной и катодной частей системы для выбранной орбиты, а также прогнозировать напряжения и токи в частях системы. В отличие от ранее известной модели, предлагаемая модель позволяет более просто проводить расчеты и оценки эффектов взаимодействия системы с плазмой, а также учитывать ряд дополнительных факторов, которые могут вносить значительные поправки в работу системы.

Проведен анализ зависимости длины троса ЭДКТС необходимой для функционирования системы в анодно-катодном режиме, без дополнительных контакторов, от параметров троса, концевых тел и параметров орбиты [47]. Показано, что для каждого случая движения ЭДКТС существует определенная критическая длина троса, меньше которой в ЭДКТС не следует ожидать установившегося режима взаимодействия с плазмой, обеспечивающего практически измеримый ток. Для работы ЭДКТС в анодно-катодном режиме ее длина должна быть больше критической.

Проведен анализ аэродинамических воздействий на ЭДКТС [43], которые, в связи с большой парусностью троса, требуют внимательного их учета. Расчеты [43] показывают, что аэродинамическое влияние может приводить к существенному отклонению линии троса от местной вертикали, что необходимо учитывать при проектировании системы. Изменения плотности атмосферы вдоль орбиты вызывают возникновение вынужденных колебаний КТС относительно центра масс. Амплитуда этих колебаний в плоскости орбиты растет пропорционально амплитуде изменений плотности атмосферы при орбитальном движении ЭДКТС и, в силу низкой динамической жесткости системы, может достигать десятков градусов. Колебания ЭДКТС перпендикулярно плоскости орбиты также резонансно неустойчивы из-за действия аэродинамического момента: изменения плотности атмосферы вдоль орбиты имеют удвоенную орбитальную частоту. Вместе с тем расчеты показывают, что можно подобрать такие значения параметров системы, что ее колебания относительно местной вертикали при совместном влиянии аэродинамического момента и момента амперовых сил составят 15 – 20 градусов. При этом система уходит от линейного резонанса в область нелинейных колебаний и вместо роста амплитуды наблюдается режим долгопериодических колебаний [45].

Проанализированы способы развертывания системы, обеспечивающие устойчивое развертывание троса вдоль местной вертикали. Предложен способ медленного развертывания ленты, где первоначальное разведение концевых тел осуществляется медленным выдвиганием ленты с одновременным ее профилированием, а дальнейшее развертывание ленты осуществляется со скоростью, меньшей скорости расхождения свободных тел. Моделирование такого процесса развертывания показало его устойчивость и незначительные результирующие отклонения линии троса от местной вертикали [88].

Проведенные исследования дают основания полагать, что на основе ЭДКТС возможно создание высокоэффективной системы увода отработавших спутников с НОО. Вместе с тем, ряд особенностей динамики ЭДКТС требует проведения натурных экспериментов для проверки основных теоретических положений и повышения качества моделирования взаимодействия системы с внешней средой. Сформулированы основные идеи проекта натурального эксперимента с малой ЭДКТС и обоснована его актуальность.

Продолжены исследования динамики вращающейся тросовой системы двух тел [34]. Основное внимание уделено динамике концевых тел и ее влиянию на движение системы. Исследованы нелинейные колебания спутника в плоскости эллиптической орбиты с учетом переменности аэродинамического момента. Предложена методика исследования основных закономерностей нелинейных колебаний спутника на эллиптической орбите, которая основана на методе усреднения и отличается от ранее известных введением специальных функций, заданных в неявном виде. Проведены исследования движения

свободного твердого тела для определения механических причин закономерностей его движения и выработки простых образов движения, позволяющих строить рабочие гипотезы (предположения) об эффективных законах управления, для анализа полученных результатов и для проверки правильности расчетов [58].

Крупногабаритные трансформируемые конструкции космического базирования. Разработаны методологические основы адаптивно-робастного управления ориентацией солнечных космических электростанций – нового класса объектов управления, существенным образом отличающихся от космических аппаратов, использовавшихся ранее и эксплуатируемых в настоящее время на орбитах [20, 85]. Создание таких электростанций является одним из перспективных путей развития энергетики. Для решения задач управления такими объектами разработаны процедуры синтеза и проведены исследования субоптимальных компенсаторов возмущений в форме наблюдателя расширенного вектора состояния [88]. Предложена методика синтеза наблюдателя расширенного вектора состояния при рассмотрении замкнутого контура комбинированной системы управления [86]. Требования, обеспечивающие заданное качество и устойчивость замкнутого контура системы управления с учетом спектральных свойств возмущений и помех измерителей, сформулированы в частотной области. Разработана методология моделирования динамики и управления модулей космических электростанций [4 – 5, 37, 90], антенных комплексов сложной конфигурации (рис. 2).



Рис. 2 – Трансформируемая конструкция космического базирования

Исследование динамики космического манипулятора. Начало работ по космическим манипуляторам было положено в 80-е годы по соответствующему заданию на выполнение фундаментальных НИР. Дальнейшее развитие эти работы получили по контрактам с ЦНИИ робототехники и технической кибернетики (РТК), который проектировал космический манипулятор для системы "Буран" по заданию РКК "Энергия" им. С. П. Королева. Накопленный опыт работы по исследованию динамики космического манипулятора обобщен в [26] и использован при разработке методов и средств анализа проектных решений компоновки аппаратуры полезной нагрузки на выносных штангах космического аппарата. На примере модели, описывающей угловое движение космического аппарата с выносными штангами в плоскости его нижней грани, проиллюстрирована возможность использования сравнительно простых средств для исследования неустойчивости углово-

го положения аппаратуры [25, 27]. Адекватность модели подтверждена численным интегрированием известных приближенных аналитических уравнений движения космического аппарата для случая симметричного нагружения штанг. Предложенная модель предназначена для оценки влияния проектных решений на неустойчивость углового положения аппаратуры. Развитие модели на пространственный случай позволит проводить оперативный анализ углового положения аппаратуры полезной нагрузки в процессе эксплуатации космического аппарата. На рис. 3 представлен космический манипулятор для системы "Буран".

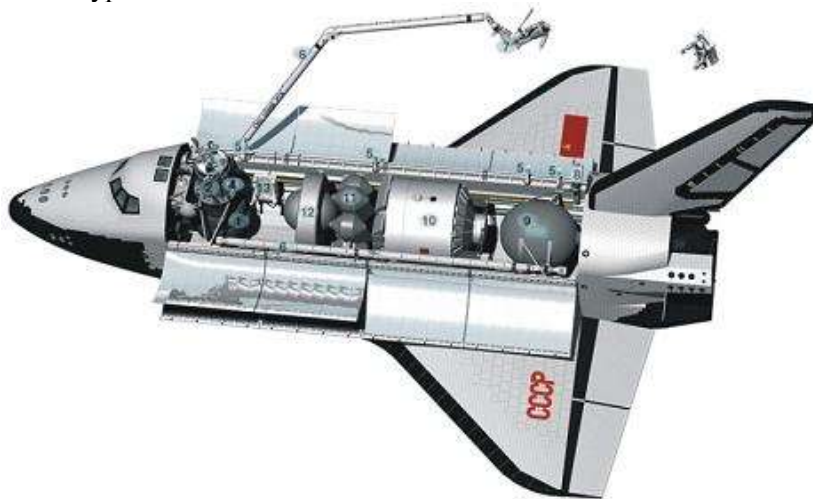


Рис. 3 – Космический манипулятор для системы "Буран"

В результате исследования динамики [28, 29, 33] бортовых манипуляторов выделен класс систем взаимного позиционирования космического аппарата и полезной нагрузки, к которому могут быть отнесены как существующие транспортные системы перемещения полезного груза относительно орбитального корабля при помощи антропоморфного манипулятора (механизма последовательной кинематики), так и перспективные системы высокоточного позиционирования полезной нагрузки с использованием манипуляционного механизма параллельной кинематики. Для данного класса систем разработаны модельные задачи [82], предназначенные для выбора и отработки алгоритмов управления.

Баллистика систем орбитального сервиса. В настоящее время наблюдается существенный рост стоимости космических аппаратов. В связи с этим возрастают требования к увеличению длительности сроков их активного существования, надежности функционирования и снижению эксплуатационных расходов. Многообещающим путём удовлетворения этих требований является внедрение технологии орбитального сервисного обслуживания (ОСО), которая позволяет решать технические и экономические проблемы за счет выполнения сервисных операций в космосе. Одной из важнейших задач, возникающих при планировании ОСО, является баллистический анализ заполненности околоземного космического пространства (ОКП) орбитами потенциальных потребителей услуг ОСО.

Результаты баллистического анализа [21, 23], проведенного с использованием данных актуальной динамической базы космических объектов, показали, что большинство орбит рассмотренных КА являются околокруговыми.

Наиболее заполнены космическими аппаратами связи и дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) область низких орбит на высотах ниже 3000 км и область геосинхронных орбит. В области низких орбит КА связи и ДЗЗ распределены неравномерно по высоте апогея и наклонению. Навигационные КА заполняют область круговых полусинхронных орбит в окрестности 20000 км с изменением наклонения в интервале от 50° до 60°. Результаты анализа могут найти применение при обосновании, планировании и осуществлении космической деятельности по организации освоения ОКП и его эффективной и безопасной эксплуатации.

При планировании ОСО существенным является выбор его схемы, который существенно зависит от типа и места базирования сервисного КА. При планировании ОСО с использованием многоразовых сервисных КА космического базирования возникает задача выбора рационального маршрута обхода группы обслуживаемых КА. В общем случае рассматриваемая задача относится к типу многокритериальных маршрутно-трассовых дискретно-непрерывных задач.

Предложена методика решения поставленной задачи, основанная на ее декомпозиции на дискретную и непрерывную части. Проведенная декомпозиция позволила свести исходную задачу к последовательному решению трассовой и маршрутной задач [23]. На первом этапе решается трассовая задача, которая сводится к оптимизации всех возможных индивидуальных перелетов между орбитами обслуживаемых КА, и строятся матрицы стоимостей индивидуальных перелетов. На втором этапе решается маршрутная задача выбора оптимальной последовательности перелетов. Многокритериальная задача коммивояжера представлена в виде смешанной задачи целочисленного линейного программирования и приведена к однокритериальной задаче методом аддитивной свертки. Для ее решения использован метод ветвей и границ.

Проблема космического мусора. По данным Европейского космического агентства общая масса космического мусора (КМ) составляет примерно 7000 т. Особенно сильно засорены низкие орбиты с высотами до 2000 км. В области низких околоземных орбит содержится 77 % от общего числа каталогизированных объектов. В связи с изложенным имеет смысл рассмотреть существующий КМ в качестве одного из видов ресурсов ближнего космоса. При таком аспекте оценки КМ возникает задача утилизации его фрагментов для последующего использования.

В качестве возможных орбит утилизации фрагментов КМ в [22] предложено рассматривать околокруговые орбиты. Высоты орбит должны обеспечивать допустимую среднегодовую вероятность столкновения утилизируемого фрагмента с КМ и приемлемую эволюцию орбиты за период ~100 лет. Проведенный анализ показал, что околокруговые орбиты в высотных слоях в диапазоне от 1100 км до 1300 км и выше 1800 км характеризуются допустимой среднегодовой вероятностью столкновений с КМ и приемлемо устойчивы на длительных временных интервалах (порядка столетий). В связи с этим они могут использоваться в качестве орбит утилизации фрагментов КМ.

В рамках выполнения проекта LEOSWEEP исследованы различные вопросы динамики системы двух тел: активный КА (так называемый "пастух") и объект космического мусора (мишень или цель, которую нужно увести с орбиты) [17]. Построены упрощенные модели воздействия ионного луча на

объект с простейшей поверхностью – сферу. Рассмотрены закономерности динамики и особенности управления рассматриваемой системы. На рис. 4 представлено художественное представление концепции увода космического мусора при помощи космического аппарата ("пастух") с ионным лучом.

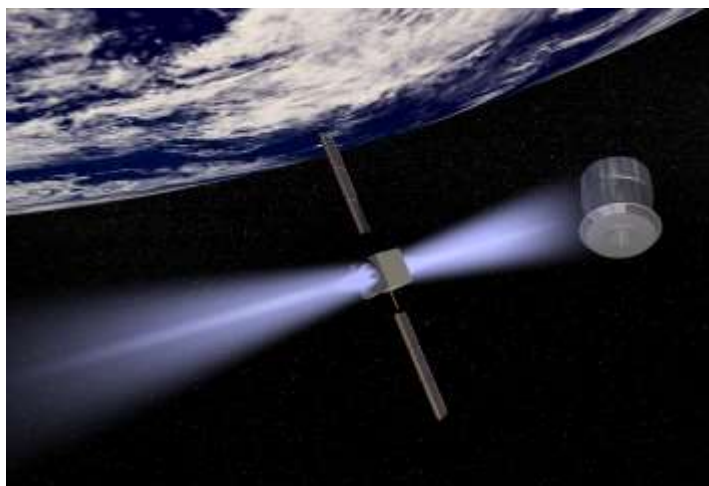


Рис. 4 – Космический аппарат ("пастух") с ионным лучом

Проведены исследования, необходимые для реализации концепции бесконтактного удаления космического мусора, получившей название "пастух с ионным лучом" [16, 20]. Разработаны упрощенные аналитические модели для вычисления воздействий, переданных ионным лучом. Предложен метод определения силы воздействия ионного луча на орбитальный объект по его центральной проекции [1, 2, 17, 63]. Для получения изображения центральной проекции объекта использована фотокамера. Выполнена численная валидация этого метода [83] и проведен анализ его точности [1]. Выполнен расчет сил и моментов, передаваемых ионным лучом верхним ступеням ракет-носителей. Решена задача нахождения оптимального с точки зрения передаваемого "ионным лучом" силового воздействия положения "пастуха" относительно мишени [18]. Синтезирована система управления для поддержания необходимого относительного положения "пастуха" [87]. При синтезе и анализе системы учтены воздействия ионного луча, широкий спектр орбитальных возмущений, неточности определения относительного положения и реализации управляющих воздействий, нестационарность и параметрическая неопределенность объекта управления, а также ограничения на управляющие воздействия [89]. Робастность системы и соответствие заданным требованиям подтверждены как с помощью формального критерия, так и путем компьютерного моделирования [84]. Показано, что рациональное снижение требований по точности управления позволяет существенно снизить расход рабочего тела на поддержание относительного положения при сохранении приемлемой скорости увода космического мусора. Исследована целесообразность использования управляющих воздействий для увеличения эксцентриситета орбиты.

В период 2012 – 2018 гг. в отделе проводились исследования, связанные с разработкой проектного облика аэродинамических систем увода (АСУ) с околоземных орбит отработавших объектов космической техники. Разработана методология выбора проектных параметров АСУ [1–3, 49–53]. Конкрет-

ные разработки выполнены для третьей ступени ракеты-носителя "Циклон-4" и КА "Січ-2-1".

Профессор Шувалов В.А. доказал существование сил, возникающих при взаимодействии постоянного магнита с потоком ионосферной плазмы, которые могут быть использованы для управления орбитальным движением КА, в том числе для увода с орбит фрагментов космического мусора. Им выполнена экспериментальная проверка этого эффекта и разработана соответствующая математическая модель [7, 8, 92, 93]. На этой основе в работах [35, 36] были проведены исследования для получения оценки длительности увода КА с орбит различной дислокации. Была разработана конструктивная схема магнитного устройства для увода с орбиты космических аппаратов, срок активного существования которых закончился. Также был разработан космический аппарат-мусорщик с магнитным гарпуном для увода объектов космического мусора, которые находятся на орбите. Было исследовано взаимодействие постоянных магнитов с потоком ионосферной плазмы, выбраны необходимые физические и термодинамические параметры магнитных материалов, а также рассчитана сила взаимодействия магнитного поля постоянных магнитов с потоком ионосферной плазмы. В настоящее время проводятся расчеты динамики орбитального движения космического аппарата с магнитными устройствами: время увода с орбиты, понижение высоты полета, высоты орбит увода КА с дальнейшим сжиганием в плотных слоях атмосферы.

Системный анализ проблем космической отрасли: развитие когнитивных технологий анализа, управления и проектирования сложной техники. Анализ технологических трендов в космической отрасли показывает, что в последнее время сформировались тенденции резкого повышения сложности задач управления, интенсивной интеллектуализации систем управления, формирования и развития глобальных инфотелекоммуникационных сетей и распределенных систем управления, диверсификации интеллектуальных систем, определяющей их гетерогенный характер, ускоренного развития теории и практики систем искусственного интеллекта, мультиагентных, робототехнических и киборг систем. Подобные тенденции обуславливают необходимость привлечения активного внимания исследователей к когнитивным моделям анализа, прогнозирования и управления сложными системами в контексте развития космических технологий: создание интеллектуальных приложений, способных к самостоятельному усвоению новых знаний, постоянно получаемых из различных источников, распознаванию образов, продолжительному обучению, к пониманию контекстуального значения многозначной информации для решения сложных проблем в условиях реального мира; анализ, синтез и оптимизация функционирования систем многоуровневого, интеллектуального и сетевого управления в условиях неопределенности. Такой подход предполагает создание принципиально новых технологий управления сложными, большими, сетевыми системами.

В отделе разрабатывается целый класс искусственных когнитивных систем, новая парадигма вычислительной архитектуры с многочисленными практическими приложениями в разных областях человеческой деятельности. Предложен способ построения перспективных распределенных (сетевых) систем контроля и диагностики космических аппаратов на основе реконфигурируемых и самонастраиваемых измерительно-управляющих систем. Предложен биоинспирированный подход к реализации оперативной робаст-

ной технологии телеконтроля изделий ракетно-космической техники (РКТ), основанной на разработке методологических основ, моделей и комплекса алгоритмов распределенного классифицирования и робастного оценивания результатов автоматизированного телеконтроля объектов управления.

Разрабатываются когнитивные технологии в компьютерных системах проектирования и анализе данных, в частности, технологии построения суррогатных моделей с использованием методов, основанных на синергии методов предметной области и когнитивных технологий.

Сформулированные и разработанные парадигма предельных обобщений (ППО) и реконфигурируемая диагностическая модель (РДМ) сложной технической систем обеспечивают универсальную формализацию взаимовлияния факторов, реализацию принципов информационной избыточности и разнообразия, когерентности и переформулировок задач различения, самонастройку, самооптимизацию, распределенность, робастность и активность памяти [59 – 62].

Концепция РДМ включает следующие задачи: мониторинг состояния КА, контроль и диагностику подсистем КА как задачу выявления информативных признаков сбоев и аномалий, прогнозирование состояния подсистем КА как задачу оценки текущих и накопленных показаний бортовых систем для принятия превентивных решений [59 – 62].

Разработана методология технико-экономического обоснования научно-технических проектов создания перспективных образцов ракетно-космической техники как сложных технических систем двойного назначения [13 – 15, 19, 38, 39]. Разработана и передана для практического использования в Государственное предприятие "КБ "Южное" им. М. К. Янгеля методика количественной оценки технического уровня космических аппаратов наблюдения Земли из космоса [40, 41]. Проведена оценка объема спроса национального рынка на информацию дистанционного зондирования Земли [30, 31].

Разработанная математическая модель для определения областей допустимых погрешностей параметров установки ракеты-носителя (РН) на стартовом столе была применена на практике в процессе анализа конструкторской документации на стартовый комплекс космического ракетного комплекса "Циклон-4". В результате программного моделирования старта РН и выведения полезного груза в околоземное космическое пространство с учетом увеличенных предельных погрешностей параметров установки ракеты на стартовом столе было установлено, что невыполнение требований технического задания на предельные погрешности установки не оказали влияния на ключевые параметры запуска РН "Циклон-4": надежность старта и точность выведения полезного груза в космическое пространство [80].

Для разработки статистических методов математического моделирования технических систем в условиях структурной неопределенности разработаны статистические методы структурно-параметрической идентификации, критерии структурной идентификации и методы статистической классификации для моделирования многомерных технических систем в классе систем авторегрессионных уравнений. Успешное решение задачи оптимизации основных проектных параметров и программ управления жидкостных ракет-носителей, предназначенных для решения различных целевых задач, позволили рекомендовать разработанные статистические методы структурно-параметрической идентификации для решения подобных задач при проектировании и оценивании эффективности проектов космической техники [61 – 67].

Задачи молекулярной газовой динамики. Развитие численных методов. Метод пробных частиц (МПЧ) является разновидностью метода Монте-Карло – решения основного кинетического уравнения и основан на специальном численном итерационном процессе для нелинейного уравнения Больцмана. Метод получил обоснование в рамках общей теории методов Монте-Карло. Развитие этого метода продолжили сотрудники ИТМ НАНУ и ГКАУ (Абрамовская М. Г., Басс В. П., Печерица Л. Л.), реализовав его в соответствующих расчетных алгоритмах для решения стационарных задач динамики разреженного газа. Обзор соответствующих публикаций по теме сделан в [32].

Статистическое моделирование течений газа с помощью МПЧ от свободномолекулярного и переходного режимов расширилось до режимов, близких к континуальным. При малых числах Кнудсена, больших размерах расчетной области и сложной геометрии обтекаемых преград наблюдается резкий рост ресурсных затрат. Расчетное время одной итерации может достигать нескольких часов при одновременном значительном увеличении требуемого объема оперативной памяти. Сочетание распараллеливания алгоритма с переходом от регулярных расчетных сеток (РС) к адаптивным с локальным измельчением открывает перспективу дальнейшего развития МПЧ. Для экономии ресурсов ПЭВМ при расчетах МПЧ предложена двухуровневая иерархическая сетка с регулярным разбиением на каждом уровне (ДИРС), поскольку при наличии ярко выраженной неоднородности полей параметров течения она обладает неоспоримыми преимуществами по сравнению с одноуровневой регулярной сеткой (ОРС) (2013 – 2016 гг.). Переход к ДИРС позволяет ощутимо сократить общее количество расчетных ячеек, что дает возможность существенно сократить и потребляемую оперативную память ПЭВМ, и расчетное время [54, 55, 78, 79].

Тематика прикладных работ лаборатории динамики разреженных газов связана с экспериментальными исследованиями процессов формирования собственной атмосферы (СА) в моделях негерметичных отсеков (НГО) космических аппаратов.

Системные исследования СА на вакуумной аэродинамической установке ВАУ-2М (ИТМ НАНУ и ГКАУ) берут свое начало от работ по экспериментальному моделированию газодинамических процессов в НГО, имитирующих негерметичные аппаратные блоки КА, которые осуществлялись под руководством доктора технических наук профессора Басса В. П. [9, 32]. Для их реализации была создана специализированная система по оценке давлений внутренней собственной атмосферы (ВСА), формируемой в моделях отсеков с регулируемой степенью негерметичности. На ее основе выполнены экспериментальные исследования (2012 – 2014 гг.) влияния газовыделения конструкционных материалов на параметры собственной атмосферы в моделях НГО [9].

В процессе выполнения работы реализованы образцы лабораторных регистраторов вакуума и детекторов свободномолекулярных потоков (СМП), выполнена серия экспериментов по оценке их чувствительности в потоке разреженного газа эффузионного источника. На основе подготовленных компонентов экспериментальной оснастки реализована лабораторная система для определения распределения интенсивностей СМП в окрестности моделей негерметичных отсеков. Проведены эксперименты по определению угловых

распределений интенсивности СМП в окрестности макета МКА CubeSat в нескольких его сечениях, для которых получены существенно отличающиеся картины распределения интенсивности СМП. Визуализация подобных распределений позволяет определить зоны с повышенной интенсивностью СМП (которые, при определенных условиях, могут оказывать негативное воздействие на рабочие поверхности и чувствительные элементы аппаратуры) в окрестности негерметичного корпуса макета МКА и оценить их связь с его конструктивно-компоновочной схемой.

Заключение. Особенности современного этапа развития космических технологий и направлений соответствующих научных исследований связаны с двумя тенденциями формирования облика космической техники:

- миниатюризация элементной базы и на этой основе создание малоразмерных платформ космических летательных аппаратов;
- увеличение масштабов решаемых технических задач, связанных с промышленным освоением околоземного космического пространства на базе крупногабаритных космических конструкций.

Эти тенденции развития космических технологий существенным образом влияют на формирование новой парадигмы развития космических технологий, которая определяет новые и модифицированные научные направления развития космических научных исследований. В этом контексте в отделе формируются научные направления:

- разработка новой концепции борьбы с космическим мусором, предложенной в отделе, основанной на сохранении КМ как ресурса промышленного производства на орбитальных комплексах;
- разработка новых подходов к продлению сроков активного существования космических летательных аппаратов на основе технологий сервисного обслуживания с использованием моделей и методов оценки рисков и информационной безопасности;
- разработка основных принципов создания платформ для промышленного производства в условиях околоземного космического пространства, несущих энергетический, технологический и служебный модули;
- дальнейшее развитие принципов и технологий управления большими космическими конструкциями и группировками космических летательных аппаратов.

В подготовке статьи принимали участие сотрудники отдела системного анализа и проблем управления: Аксютенко А. Н., Визер Т. Ф., Волошенюк О. Л., Гольдштейн Ю. М., Лапханов Э. А., Марченко В. Т., Маслова А. И., Палий А. С., Печерица Л. Л., Пироженко А. В., Прокопчук Ю. А., Сарычев А. П., Сенькин В. С., Фоков А. А., Хорольский П. П., Хорошилов С. В.

1. Alpatov A., Cichocki F., Fokov A., Khoroshylov S., Merino M., Zakrzhevskii A. Determination of the force transmitted by an ion thruster plasma plume to an orbital object. *Acta Astronautica*. 2016. №119. С. 241–251.
2. Alpatov A. P., Fokov A. A., Khoroshylov S. V., Savchuk A. P. Error Analysis of Method for Calculation of Non-Contact Impact on Space Debris from Ion Thruster. *Mechanics. Materials Science & Engineering*. 2016. № 5. С. 64–76.
3. Sarycheva L., Sarychev A. GMDH-Clustering GMDH-Methodology and Implementation in C. Editor Godfrey Onwubolu, London: Imperial College Press, 2015. С. 157–203.
4. Alpatov A. P., Gusynin V. P., Belonozhko P. P., Fokov A. A., Khoroshylov S. V. Shape control of large reflecting structures in space. *Proceeding of the 62nd International Astronautical Congress*. Cape Town, South Africa, 2011. (3 – 7 October 2011). Vol. 7. IAC – 11.C2.3.6. С. 5642–5648.
5. Alpatov A. P., Gusynin V. P., Belonozhko P. P., Fokov A. A., Khoroshylov S. V. Configuration modeling of cable-stayed space reflectors. *Proceeding of the 64th International Astronautical Congress*. Beijing. China. 2013. (23 – 27 September 2013). Vol. 8. IAC – 13.C2.3.4. С. 5794–5799.

6. Alpatov A., Khoroshylov S., Bombardelli C. Relative Control of an Ion Beam Shepherd Satellite Using the Impulse Compensation Thruster. *Acta Astronautica*. 2018. №151. С. 543–554.
7. Shuvalov V. A., Gorev N. B., Tokmak N. A., Pis'menny N. I., Kochubei G. S. Control of the drag on a spacecraft in the earth's ionosphere using the spacecraft's magnetic field. *Acta Astronautica*. 2018. Vol. 151. С. 717–725.
8. Shuvalov V. A., Tokman N. A., Pis'menny N. I., Kochubei G. S. Dynamic Interaction of a Magnetsized Body with a Rarefied Plasma Flow. *Journal of Applied Mechanics and Technical Physics*. 2016. r. 57. №1. С. 145–152.
9. Абрамовская М. Г., Аксютенко А. М., Басс В. П., Ефимов Ю. П. Лабораторные и натурные эксперименты по изучению газодинамических процессов в окрестности космических аппаратов и на их поверхности. Модель космоса. Т. 2. Воздействие космической среды на материалы и оборудование космических аппаратов. Под ред. проф. А. С. Новикова. М.: КДУ, 2007. 1144 с.
10. Алпатов А. П. Аэродинамические системы увода космических объектов. *Техническая механика*. 2015. № 4. С. 126–138.
11. Алпатов А. П. Динамика космических летательных аппаратов. Киев: Наук.думка, 2016. 488 с.
12. Алпатов А. П., Палій О. С., Скорік О. Д. Розробка конструктивної схеми та вибір проектних параметрів аеродинамічної системи відведення з орбіти розгінних ступенів ракет-носіїв. *Наука та інновації*. 2017. Т. 13. № 4. С. 33–45.
13. Алпатов А. П., Марченко В. Т., Хорольський П. П., Сазина Н. П. Методичні аспекти фінансово-економічного обґрунтування проектів космічної техніки. *Космічна наука і технологія*. 2014. Т. 20. № 6. С. 49–59.
14. Алпатов А. П., Марченко В. Т., Хорольський П. П., Сазина Н. П. Методология проведения технико-экономического обоснования проектов создания новых образцов космической техники. *Техническая механика*. 2015. № 3. С. 3–17.
15. Алпатов А. П., Марченко В. Т., Сазина Н. П., Хорольський П. П., Жукова Л. Г. Об одном методическом подходе к решению проблемы количественной оценки рисков проектов по созданию ракетно-космической техники. Часть 1. *Техническая механика*. 2018. № 1. С. 84–96.
16. Алпатов А. П., Бомбарделли К., Хорошилов С. В. Концепция активного удаления космического мусора. *Космическая наука и технология*. 2015. Т 21. № 6. С. 60–65.
17. Алпатов А. П., Закржевский А. Е., Мерино М., Фоков А. А., Чичокки Ф., Хорошилов С. В. Определение силы воздействия факела электрореактивного двигателя на орбитальный объект. *Космическая наука и технология*. 2016. Т 22. № 1. С. 52–63.
18. Алпатов А. П., Закржевский А. Е., Фоков А. А., Хорошилов С. В. Определение оптимального положения «пастуха с ионным лучом» относительно объекта космического мусора. *Техническая механика*. 2015. № 2. С. 37–48.
19. Алпатов А. П., Марченко В. Т., Прокопчук Ю. А., Сарычев А. П., Хорошилов С. В. Системный анализ и управление сложными системами в условиях неопределенности. Днепропетровск: Герда, 2015. 195 с.
20. Алпатов А. П., Маслова А. И., Хорошилов С. В. Бесконтактное удаление космического мусора ионным лучом. Динамика и управление. Lambert Academic Publishing, Saarbuckten, Deutchland. 2018. 337 с.
21. Алпатов А. П., Гольдштейн Ю. М. Баллистический анализ распределения орбит космических аппаратов различного функционального назначения. *Техническая механика*. 2017. № 2. С. 33–40.
22. Алпатов А. П. Космический мусор: аспекты и проблемы. *Техническая механика*. 2018. № 1. С. 30–47.
23. Алпатов А. П., Гольдштейн Ю. М. Методика выбора маршрута орбитальных сервисных операций. Материалы XVIII Украинской конференции по космическим исследованиям. Киев, 2018. С. 123.
24. Алпатов А. П., Сенькин В. С. Методическое обеспечение для выбора облика, оптимизации проектных параметров и программ управления полётом ракеты-носителя. *Техническая механика*. 2013. № 4. С. 146–161.
25. Алпатов А. П. Динаміка перспективних космічних апаратів. *Вісник НАН України*. 2013. № 7. С. 6–13.
26. Алпатов А. П., Белоножко П. А., Белоножко П. П., Григорьев С. В., Тарасов С. В., Фоков А. А. Моделирование динамики космических манипуляторов на подвижном основании. *Робототехника и техническая кибернетика*. 2013. № 1. С. 61–65.
27. Алпатов А. П., Белоножко П. П., Гребенкин Ф. Н., Тарасов С. В., Фоков А. А., Хорошилов С. В. Методические аспекты моделирования углового положения аппаратуры, установленной на выносных штангах космического аппарата. *Техническая механика*. 2013. № 2. С. 12–17.
28. Артеменко Ю. Н., Белоножко П. П., Карпенко А. П., Саяпин С. Н., Фоков А. А. Использование механизмов параллельной структуры для взаимного позиционирования полезной нагрузки и космического аппарата. *Робототехника и техническая кибернетика*. 2013. № 1. С. 65–71.
29. Артеменко Ю. Н., Белоножко П. П., Карпенко А. П., Фоков А. А. Исследование особенностей наведения массивной полезной нагрузки при помощи космического манипулятора с учетом подвижности основания в режиме отсутствия внешних сил. *Наука и образы. МГТУ им. Н. Э. Баумана. Электрон. журн.* 2014. № 12. С. 682–704.
30. Астапенко В. Н., Марченко В. Т., Сазина Н. П., Хорольський П. П. Оценка объема спроса национального рынка на информацию дистанционного зондирования Земли. *Техническая механика*. 2016. № 1. С. 60–73.
31. Астапенко В. Н., Марченко В. Т., Сазина Н. П., Хорольський П. П. Оценка объема спроса национального рынка на информацию дистанционного зондирования земли высокого разрешения по состоянию на конец 2015 года. *Техническая механика*. 2016. № 3. С. 68–76.

32. Басс В. П. Молекулярная газовая динамика и ее приложения в ракетно-космической технике. Киев: Наукова думка, 2008. 270 с.
33. Белоножко П. П., Карпенко А. П., Фоков А. А. Некоторые особенности динамики космической системы Подвижное основание – манипулятор – полезная нагрузка: Экстремальная робототехника: труды междунаучной научно-техн. конференции. Санкт-Петербург: Политехника-сервис, 2014. С. 172–181.
34. Волошенюк О. Л. Математическая модель динамики концевой системы в движении космической тросовой системы, стабилизированной вращением. Техническая механика. 2017. № 1. С. 57–64.
35. Лапханов Е. О., Палий О. С. Аналіз можливості застосування двигунної установки з постійними магнітами для космічних апаратів на навколоземній орбіті. Системные технологии. 2017. № 4. С. 24–35.
36. Лапханов Э. А., Палий А. С. Современные задачи связанные с созданием и уводом с орбиты группировок космических аппаратов класса нано и пико. Авиационно-космическая техника и технология. 2018. № 4 (148). С. 20–35.
37. Макаров А. Л., Хорошилов С. В. Управление ориентацией солнечной батареи и передающей антенны электростанции космического базирования. Космическая наука и технология. 2012. Т. 18. № 3. С. 3–9.
38. Мамчук В. М., Савоник О. М., Жукова Л. Г. Об одном подходе к определению параметров космической техники. Техническая механика. 2013. № 1. С. 96–102.
39. Марченко В. Т., Сюткина-Доронина С. В., Сазина Н. П. Об одном методе моделирования неопределенностей технико-экономических данных в задачах оценивания научно-технических проектов. Техническая механика. 2016. № 2. С. 137–146.
40. Марченко В. Т., Хорольский П. П., Жукова Л. Г., Сазина Н. П. Алгоритм оценки технического уровня космических аппаратов дистанционного зондирования Земли. Техническая механика. 2017. № 4. С. 41–48.
41. Марченко В. Т., Хорольский П. П., Сазина Н. П. О новом методе оценки технического уровня космических аппаратов дистанционного зондирования Земли. Техническая механика. 2017. № 2. С. 41–50.
42. Маслова А. И., Пироженко О. В. Изменение орбиты под действием малого постоянного торможения Космічна наука і технологія. 2016. Т. 22. № 6. С. 20–25.
43. Маслова А. И. Колебания малой космической тросовой системы под действием аэродинамического момента. Техническая механика. 2016. № 3. С. 57–67.
44. Маслова А. И. Построение упрощенной модели воздействия ионного пучка на сферическую цель. Досягнення науки в 2017 році: Збірник наукових публікацій міжнародної науково-практичної конференції "Велес". Київ: Центр наукових публікацій, 2017. С. 24–31.
45. Маслова А. И., Мищенко А. В., Пироженко А. В., Храмов Д. А. Исследования закономерностей динамики электродинамической космической тросовой системы для определения возможности создания высокоэффективного устройства пассивного увода космического мусора с низких околоземных орбит. Космічна наука і технологія. 2015. Т. 21. № 1. С. 20–24.
46. Маслова А. И. Упрощенная аналитическая модель силового воздействия пучка ионов на сферу. Техническая механика. 2018. № 1. С. 97–106.
47. Мищенко А. В. К определению длины троса экспериментальной электродинамической системы. Техническая механика. 2017. № 4. С. 55–63.
48. Мищенко А. В., Пироженко О. В. Малая экспериментальная электродинамическая космическая тросовая система. Электрическая модель. Космічна наука і технологія. 2018. № 3. С. 3–10.
49. Палий А. С. Разработка методики проектирования аэродинамических систем увода космических аппаратов с околоземных орбит. Восточно-европейский журнал передовых технологий. Информационно-управляющие системы. 2015. № 1. С. 11–15.
50. Палий А. С., Скорик А. Д. Анализ возможности использования аэродинамических систем для увода модульных крупногабаритных космических объектов с низких околоземных орбит. Техническая механика. 2014. № 2. С. 43–51.
51. Палий О. С., Алтатов А. П., Скорик О. Д. Спосіб усунення космічних об'єктів з навколоземних орбіт та система для його здійснення: пат. 109318 Украина: МПК В 64 Г 1/62, № 109318; а20131326; заявл. 14.11.13; опубл. 10.08.2015, Бюл. № 15. 11 с.
52. Палий О. С., Алтатов А. П., Пилипенко О. В., Скорик О. Д. Спосіб зменшення терміну балістичного існування космічних об'єктів на навколоземних орбітах і космічний апарат для його здійснення: пат. 113747 Украина: МПК В 64 Г 1/62; а201407652; заявл. 07.07.2014; опубл. 10.03.2017, Бюл. № 5. 11 с.
53. Палий О. С., Алтатов А. П., Скорик О. Д., Авдеев А. М., Баранов Є. Ю. Аеродинамічна система усунення космічних об'єктів з навколоземних орбіт: пат. 109194, МПК В 64 Г 1/62; а201312759; заявл. 01.11.13; опубл. 27.07.2015, Бюл. № 14. 12 с.
54. Печерица Л. Л., Палий А. С. Применение метода пробных частиц к аэродинамическому расчету КА. Техническая механика. 2017. № 3. С. 64–70.
55. Печерица Л. Л. Численные исследования параллелизации метода пробных частиц по статистически независимым испытаниям. Техническая механика. 2015. № 2. С. 100–109.
56. Печерица Л. Л., Смелая Т. Г. Численное моделирование осесимметричного обтекания протяженного составного тела методом пробных частиц с использованием иерархических сеток. Техническая механика. 2016. № 2. С. 64–70.
57. Пироженко А. В., Маслова А. И. К динамике твердого тела. Моменты центробежных ускорений. Техническая механика. 2013. № 3. С. 63–71.

58. Пироженко А. В., Маслова А. И., Мищенко А. В., Храмов Д. А., Волошенюк О. Л. Проект малой экспериментальной электродинамической космической тросовой системы. *Космічна наука і технологія*. 2018. № 2. С. 3–11.
59. Прокопчук Ю. А. Принцип предельных обобщений: методология, задачи, приложения. Монография. Дн-вск: ИТМ НАНУ и НКАУ, 2012. 384 с.
60. Прокопчук Ю. А. Интеллектуальные медицинские системы: формально-логический уровень. Днепропетровск: ИТМ НАНУ и НКАУ, 2007. 259 с.
61. Прокопчук Ю. А. набросок формальной теории творчества. Монография. Днепр: ГВУЗ "ПГАСА", 2017. 452 с.
62. Прокопчук Ю. А. Парадигма предельных обобщений: модели когнитивных архитектур и процессов. Saarbrücken, Deutschland: LAP LAMBERT Academic Publishing, 2014. 204 с.
63. Савчук А. П., Фоков А. А., Хорошилов С. В. Расчет бесконтактного воздействия на объект космического мусора по известному контуру объекта. *Техническая механика*. 2016. № 1. С. 26–37.
64. Сарычев А. П. Идентификация параметров систем авторегрессионных уравнений со случайными коэффициентами при известных ковариационных матрицах. *Международный научно-технический журнал: Проблемы управления и информатики*. 2013. № 5. С. 33–52.
65. Сарычев А. П. Линейная авторегрессия на основе метода группового учёта аргументов в условиях квазиповторных наблюдений. *Искусственный интеллект*. 2015. № 3–4 (69–70). С. 105–123.
66. Сарычев А. П. Линейная регрессия со случайными коэффициентами на основе метода группового учёта аргументов. *Международный научный журнал: Управляющие системы и машины*. 2015. № 3. С. 13–20.
67. Сарычев А. П. Моделирование в классе систем авторегрессионных уравнений со случайными коэффициентами в условиях структурной неопределенности. Системные технологии моделирования сложных процессов: монография под общей ред. проф. А. И. Михалёва. Днепр: НМетАУ-ИБК "Системные технологии", 2016. С. 463–499.
68. Сарычев А. П. Моделирование в классе систем авторегрессионных уравнений в условиях структурной неопределенности. *Международный научно-технический журнал: Проблемы управления и информатики*. 2015. № 4. С. 79–103.
69. Сарычев А. П. Моделирование в классе систем регрессионных уравнений на основе метода группового учета аргументов. *Международный научно-технический журнал: Проблемы управления и информатики*. 2013. № 2. С. 8–24.
70. Сарычев А. П., Сарычева Л. В. Решение задачи дискриминантного анализа на основе метода группового учета аргументов. *Международный научный журнал: Управляющие машины и системы*. 2013. № 2 (244). С. 18–27.
71. Сенькин В. С., Сарычев А. П. Выбор проектных параметров и программ управления на начальном этапе проектирования ракет-носителей. *Техническая механика*. 2014. № 3. С. 33–47.
72. Сенькин В. С., Сюткина-Доронина С. В. Исследование влияния вариаций параметров управляемого ракетного объекта на дальность полёта. *Техническая механика*. 2016. № 4. С. 35–49.
73. Сенькин В. С., Сюткина-Доронина С. В. Исследование чувствительности целевого функционала к вариациям проектных параметров управляемого ракетного объекта. *Авиационно-космическая техника и технология*. 2016. № 3 (130). С. 9–17.
74. Сенькин В. С. К вопросу о постановке задачи оптимизации проектных параметров ракетного двигателя на твёрдом топливе. *Техническая механика*. 2014. № 4. С. 39–52.
75. Сенькин В. С. К выбору параметров космического аппарата и апогейного ракетного двигателя на твёрдом топливе. *Техническая механика*. 2015. № 3. С. 18–29.
76. Сенькин В. С. К выбору параметров тормозного ракетного двигателя на твёрдом топливе для снятия космического аппарата с рабочей орбиты. *Техническая механика*. 2016. № 1. С. 38–50.
77. Сенькин В. С. К выбору программ управления движением ракетного объекта по баллистической траектории. *Техническая механика*. 2018. № 1. С. 48–59.
78. Смелая Т. Г. Выбор расчетной сетки при моделировании течений разреженного газа методом пробных частиц. *Техническая механика*. 2013. № 1. С. 45–60.
79. Смелая Т. Г. Неструктурированные сетки и их применение при численном моделировании методом пробных частиц. *Техническая механика*. 2015. № 4. С. 155–168.
80. Сюткина С. В. Математическая модель для определения области допустимых погрешностей параметров установки ракеты-носителя на стартовом столе. *Техническая механика*. 2013. № 2. С. 26–35.
81. Сюткина-Доронина С. В. К вопросу оптимизации проектных параметров и программ управления ракетного объекта с ракетным двигателем на твёрдом топливе. *Авиационно-космическая техника и технология*. 2017. № 2 (137). С. 44–59.
82. Тарасов С. В., Фоков А. А. Модельные задачи для класса систем взаимного позиционирования космического аппарата и полезной нагрузки. *Техническая механика*. 2017. № 2. С. 20 – 32.
83. Фоков А. А., Хорошилов С. В. Валидация упрощенного метода расчета силы воздействия факела электрореактивного двигателя на орбитальный объект. *Авиационно-космическая техника и технология*. 2016. № 2/129. С. 55–66.
84. Хорошилов С. В. Анализ робастности системы управления относительным движением "пастуха с ионным лучом". *Техническая механика*. 2018. № 1. С. 48–58.
85. Хорошилов С. В. Об алгоритмическом обеспечении управления ориентацией солнечных космических электростанций. Часть 2. Системные технологии. 2012. Выпуск 2(61). С. 12–24.

86. *Хорошилов С. В.* Синтез наблюдателя расширенного вектора состояния с учетом заданных в частотной области требований к замкнутому контуру системы управления. *Техническая механика*. 2016. № 1. С. 11–25.
87. *Хорошилов С. В.* Синтез робастного регулятора системы управления "пастуха с ионным лучом". *Техническая механика*. 2017. № 1. С. 26–39.
88. *Хорошилов С. В.* Синтез субоптимальных компенсаторов возмущений в форме наблюдателя расширенного вектора состояния. *Техническая механика*. 2014. № 2. С. 79–92.
89. *Хорошилов С. В.* Система керування відносним рухом космічного апарату для безконтактного видалення космічного сміття. *Наука та інновації*. 2018. (14(4)). С. 5–8.
90. *Хорошилов С. В.* Моделирование движения космической электростанции с двумя солнечными отражателями. *Техническая механика*. 2012. № 3. С. 85–97.
91. *Храмов Д. А.* Схемы и модели разворачивания космических тросовых систем. *Техническая механика*. 2014. № 4. С. 198–204.
92. *Шувалов В. А., Кучугурный Ю. П.* Экспериментальное обоснование концепции искусственной мини-магнитосферы как средства управления движением космических аппаратов в ионосфере Земли. *Космическая наука и технология*. 2018. Т. 24 № 2. С. 43–46.
93. *Шувалов В. О., Дегтяренко П. Г., Симанов В. Г., Хорольський П. Г., Лобода П. І.* Спосіб орбітального перельоту космічного об'єкта: пат. 125265 Україна, МПК В64G 1/00, В64G 1/10, В64G 1/24.и 2017 09603; заявл. 02.10.2017; опубл. 10.05.2018.

Получено 24.07.2018,
в окончательном варианте 28.10.2018