

Э. А. ЛАПХАНОВ, А. С. ПАЛИЙ

*Институт технической механики НАН Украины и ГКА Украины, Украина***СОВРЕМЕННЫЕ ЗАДАЧИ СОЗДАНИЯ И УВОДА С ОРБИТЫ ГРУППИРОВОК КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ КЛАССА НАНО И ПИКО**

Целью статьи является анализ современных задач, связанных с созданием и уводом с орбиты орбитальной группировки космических аппаратов класса нано и пико, а также рассмотрение возможности применения устройств с постоянными магнитами для увода данных группировок. В ходе исследования было определено, что наиболее целесообразно применять малые стандартизированные космические аппараты и использовать их при создании распределённых спутниковых систем. Это могут быть как формации, так и группировки спутников, разнесённые на большое расстояние. Проведён анализ современных возможностей выведения космических аппаратов класса нано и пико на орбиту. Исходя из свойств сверхмалых космических аппаратов было определено, что космические аппараты класса нано и пико, в силу их очень малых размеров, предлагается выводить в качестве попутной полезной нагрузки при выведении на орбиту больших дорогостоящих космических аппаратов, с целью экономии топлива. Для облегчения процесса интеграции космических аппаратов типа кубсат с ракетой-носителем были разработаны специальные многоместные диспенсеры. Показаны проблемы управления конфигурацией группировки космических аппаратов класса нано и пико. Проведён анализ технологий увода с орбиты космических аппаратов класса нано и пико. Проведён обзор основных двигательных систем космических аппаратов класса нано и пико. Предложен новый способ создания и увода с орбиты космических аппаратов класса нано и пико с использованием конструктивной схемы адаптера в виде сферы с расположенными по радиусам пусковыми контейнерами. Предложена технология развёртывания и свёртывания орбитальной группировки космических аппаратов класса нано и пико с использованием тросовых соединений и лебёдочных устройств. Проведён анализ возможности применения устройств с постоянными магнитами для космических аппаратов класса нано и пико и определены минимальные пороговые характеристики эффективной работы данных устройств. Рассмотрен альтернативный метод увода с орбиты космических аппаратов класса нано и пико с помощью устройств с постоянными магнитами при использовании системы свёртывания.

Ключевые слова: группировка космических аппаратов, космические аппараты класса нано и пико, специальные многоместные диспенсеры, технологии увода с орбиты космических аппаратов класса нано и пико, постоянный магнит.

Введение

Одним из важных аспектов развития современной космической техники является миниатюризация всех ее компонентов и систем. Уменьшение размеров космических аппаратов (КА), а, следовательно, и их массы, обеспечивает снижение затрат на каждый пуск и открывает новые возможности в космонавтике. Толчком к созданию сверхмалых КА послужило стремительное развитие и миниатюризация передовых электронно-вычислительных, оптических, фото и компьютерных технологий. Так, в 1999 году профессор Стэнфордского университета Роберт Твиггс (Robert Twiggs) предложил концепцию построения КА класса пико стандарта кубсат (рис. 1) и устройств P-POD для их интеграции с ракетой-носителем [1]. Кубсаты получили своё название, в основном, из-за модуля кубической формы размерами 10×10×10 см, на гранях которого разме-

щены направляющие для выведения его из контейнера. Материал корпуса – алюминиевый сплав 7075 или 6061-T6.



Рис. 1. Космический аппарат «кубсат»

Помимо кубсатов разрабатывались сверхмалые КА других форм (сферических, эллипсоидальных и т. д.), такие как спутник «Можаец» и др.

Разработка и воплощение первых сверхмалых КА дали начало созданию систем типа Formation

Flying, основанных на одновременном выводе группы сверхмалых КА на орбиту с помощью одного носителя. В этом случае резко снизилась стоимость космической миссии и время на ее подготовку из-за использования сразу группы спутников и одного носителя.

Классификация сверхмалых изделий ракетно-космической техники (РКТ), использующихся в орбитальных группировках (ОГ) (таблица 1), взята из статьи [2].

Таблица 1
Классификация сверхмалых изделий РКТ

Название	Масса	Цена	Срок активного существования
Микро	100 кг	€ 10 миллионов	1,5 года
Нано	1 – 10 кг	€ 1 миллион	1 год
Пико	100 г	>€ 100 тысяч	до 1 года

Основными преимуществами группового полёта или формации КА над одиночным спутником стали возможности одновременного измерения характеристик среды в различных точках панорамного (трёхмерного или объёмного) зондирования объектов на Земле, а также более детального исследования дальнего космоса. К другим, не менее важным, преимуществам можно отнести:

- гибкость в применении и мультизадачность с возможностью реконфигурации;
- возможность разнесения полезной нагрузки на разные элементы формации;
- большая надёжность по сравнению с одиночным спутником за счет достаточного числа дублирующих элементов;
- возможность одновременного выведения на орбиту.

Одним из первых дал описание способов развёртывания ОГ сверхмалых КА американский ученый Роберт Велзер в своём изобретении [3]. Р. Велзер описывает два способа развёртывания: пассивный и активный. Пассивное развёртывание происходит путем освобождения объекта для отделения от космического аппарата и резервного КА от объекта. Активное развёртывание состоит в принудительном выталкивании объекта из КА с помощью толкателей (пружинных механизмов, магнитных эжекторов и т. д.).

В наше время, в основном, используется активный способ развёртывания, поскольку он обеспечивает большую устойчивость при развёртываниях,

более прост в технической реализации и достаточно надёжен. Способность задавать необходимые начальные кинематические параметры каждому отделяемому сверхмалому КА при активном развёртывании дала возможность построения ОГ разных конфигураций, таких как «строй», «рой» и «облако». Конфигурация «строй» создаётся путём последовательного отделения от ступени ракеты-носителя (РН) сверхмалых КА в одном направлении, через определённые промежутки времени и разведении их на одной или на нескольких орбитах с сохранением определённой конфигурации, например, такой, как формация Space Technology 5. Особую же популярность обрели формации «рой» и «облако», которые характеризуются разведением сверхмалых КА на разных орбитах как по дистанции, так и по фронту.

Постановка задачи

Для обеспечения полного жизненного цикла орбитальной группировки как изделия необходимо обеспечить:

- возможность установки КА класса нано и пико на адаптер разгонной ступени ракеты-носителя;
- возможность выведения на орбиту группировки КА класса нано и пико;
- утилизацию – увод ОГ с орбиты по окончании срока активного существования.

Целью данной статьи является анализ проблемы создания и увода с орбиты ОГ КА класса нано и пико, а также анализ возможности использования устройств с постоянными магнитами для решения данной проблемы.

Анализ проблемы создания и увода с орбиты орбитальной группировки КА класса нано и пико

Существует несколько способов выведения КА класса нано и пико на орбиту, основными из них являются: попутное выведение, использование адаптеров-диспенсеров.

Запуск в качестве попутной нагрузки (т. е. в результате посадки к основному КА) может быть реализован в том случае, когда основной полезный груз (ПГ) не использует полностью возможности ракеты-носителя. В отсеке полезной нагрузки носителя на последней ступени или разгонном блоке предусматривается специальное пространство для размещения попутной нагрузки. Размеры выделяемого объёма и условия размещения дополнительного ПГ указываются в проспектах на предоставление пусковых услуг. Поскольку запуск оплачен основным заказчиком, цена запуска попутной нагрузки может быть более приемлемой для владельца малых космических аппаратов (МКА).

Однако в этом варианте основной проблемой является подчинение «попутной» нагрузки требованиям по запуску основного КА (по дате пуска, характеристикам орбиты, месту запуска, схеме выведения, страхованию, высокой стоимостью и т. д.). При этом МКА должны запускаться в «спящем» режиме, т. е. их включение происходит только после отделения основного КА и последующего отделения МКА от носителя. Понятно, что ни о какой оперативности запуска в этих случаях можно не говорить. Поэтому возможности выведения на орбиту с приемлемыми параметрами владельцы малых КА могут ожидать многие месяцы и даже годы.

С целью смягчения ограничений для владельцев МКА в космической промышленности были инициированы работы по нескольким направлениям, среди которых:

1) создание специальных многоместных адаптеров-диспенсеров;

2) предоставление устойчивых стандартных условий для попутного выведения МКА на эксплуатируемых РН, что позволило бы перейти к надёжному планированию запусков.

Изначально для облегчения процесса интеграции кубсатов с РН были разработаны специальные многоместные диспенсеры. Они представляют собой контейнеры для «пакетирования» МКА. Первыми были разработаны:

– P-POD (Poly-Picosatellite Orbital Deployer, рис. 2, а [4]), вмещает три КА типа кубсат, установленные один на другой (3U);

– T-POD (Tokyo Pico-satellite Orbital Deployer).

Впервые многоместный диспенсер модели P-POD Mk I для выведения шести КА типа кубсат был использован в 2003 г. при пуске РН «Рокот». Затем последовали пуски РН «Днепр» в 2006 и 2007 гг., в ходе которых в космос были выведены 14 и 7 КА типа кубсат с использованием пяти и трёх диспенсеров P-POD Mk II соответственно. В последующие годы КА типа кубсат выводились также на РН Minotaur I, Falcon-1, M-V, PLSV, Delta II и, наконец, в 2012 г. – РН Vega и Atlas V. Таким образом, была доказана требуемая на практике универсальность применения диспенсеров типа P-POD.

По заказу директората обеспечения полётов национального разведывательного управления США курсанты Морской школы послевузовского образования ВМФ США разработали «контейнер для контейнеров» – диспенсер NPSCul (см. рис. 2, б и рис. 3 [5]), вмещающий до восьми диспенсеров P-POD, каждый из которых может принять до трёх КА типа кубсат в конфигурации 1U или 24 отдельных МКА.

Первое использование этого устройства произошло 13 сентября 2012 г. на РН Atlas V (см. рис. 3 [5]), когда диспенсер NPSCul был установлен на

нижней днище разгонного блока Centaur и успешно «вытолкнул» 11 КА типа кубсат, в свою очередь установленных в контейнеры P-POD.

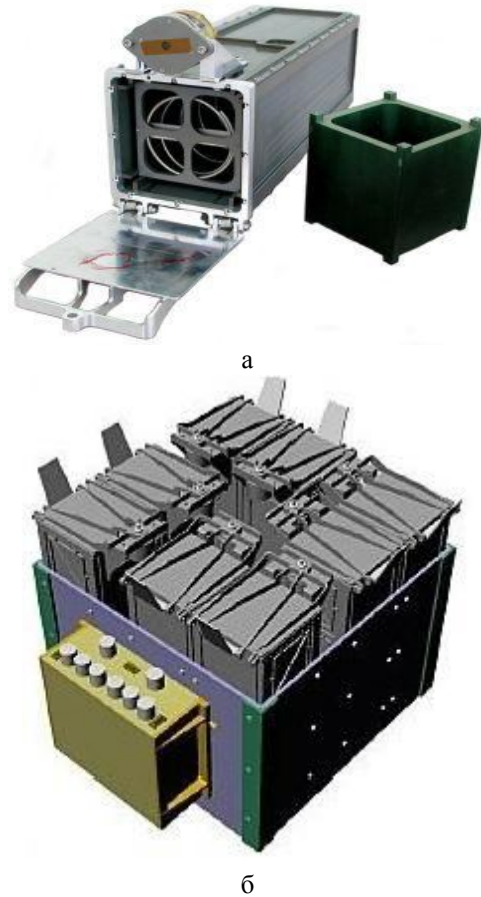


Рис. 2 Многомерные диспенсеры: а – Контейнеры P-POD, б – Адаптер NPSCul

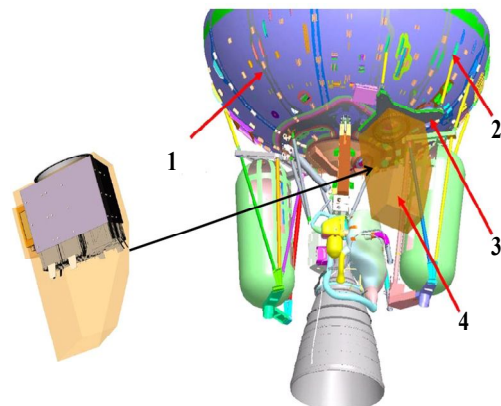


Рис. 3 Крепление диспенсера NPSCul под верхней ступенью ракеты-носителя: 1 – кормовая перегородка РН «Центавр», 2 – монтажные кронштейны, 3 – кормовая несущая перегородка, 4 – попутная нагрузка

Запуск 7 из этих 11 КА типа кубсат был профинансирован директоратом MSD NRO и 4-х – НАСА по программе Launch Services Program (LSP) [6].

Японское космическое агентство JAXA разработало собственный диспенсер J-POD (JAXA-Picosatellite Orbital Deployer) для запуска МКА с использованием японских РН. Диспенсер вмещает до четырёх КА типа кубсат. После получения сигнала на отделение МКА дверцы диспенсера открываются по команде и выталкивают по очереди МКА.

Первое использование J-POD произошло 20 мая 2010 г. при запуске КА венерианской станции Planet-C «Akatsuki» на РН Н-ПА. Были выведены МКА Waseda-Sat2 (~1,2 kg), KSat (~1,5 kg).

Агентство JAXA разработало не только диспенсер J-POD, но и специальное устройство Small Satellite Orbital Deployer (J-SSOD), которое предназначено для надежного, безопасного и дешёвого запуска КА типа кубсат с борта Международной космической станции (МКС) при помощи манипулятора (Remote Manipulator System). Манипулятор установлен на японском лабораторном модуле JEM (Japanese Experiment Module [7]) и позволяет извлекать пакетированные КА из шлюзового отсека и размещать их в космическом пространстве. Одновременно может быть запущено от трёх (один контейнер) до шести (два контейнера) КА класса кубсат. Из контейнера J-SSOD КА выталкиваются последовательно при помощи пружины, закреплённой на торцевой панели.

В ходе 33-й экспедиции на МКС 4 октября 2012 г. с использованием устройства J-SSOD были запущены пять экспериментальных КА типа кубсат. По мнению разработчиков устройства, данный способ обладает целым рядом преимуществ перед традиционными способами выведения КА класса нано и микро: прежде всего, предлагаемая частота запусков и низкая стоимость пуска. При этом применение «пакетирования» КА позволяет в значительной степени упростить размещение и привязку к средствам выведения.

Используя МКС как базу для хранения и запуска КА типа кубсат, можно значительно повысить регулярность формирования и пополнения формаций или группировок спутников на низких околоземных орбитах, оперативно заменяя вышедший из строя аппарат. МКС открывает также дополнительные возможности для испытаний полете нового оборудования. Таким образом, использование МКС для запуска и испытаний КА типа кубсат может одновременно понизить стоимость отработки новых КА или их формаций, повысить оперативность восполнения ОГ в случае потери части КА и дополнительно обогатить программу научных экспериментов на борту МКС.

Компания ISIS (Innovative Solutions In Space, Delft, Netherlands), основанная в 2006 г., разработала европейские варианты адаптеров/диспенсеров для

МКА [8]. Серия устройств называется ISIPOD и предназначена для установки от одного до трёх нано КА (конфигурации, соответственно, 1U, 2U или 3U) на РН различных типов. Одновременно с диспенсером ISIS предлагает комплексную услугу по организации запуска группы МКА.

Серию многоместных адаптеров для размещения и выведения МКА класса кубсат также разработала известная шведская компания RUAG Space AB. Контейнеры для различных наборов КА типа кубсат устанавливаются на стандартных адаптерах собственного производства компании. Эти адаптеры используются практически на всех типах РН, осуществляющих коммерческие пуски.

Рассмотренные варианты «пакетирования» МКА значительно облегчают, но не решают до конца проблему доставки КА на орбиту. Дальнейшая интеграция диспенсеров с РН производится либо непосредственно с основными адаптерами КА типа P-POD, либо также с использованием многоместных адаптеров, предназначенных для установки «классических» МКА. Поскольку применение адаптеров для попутных ПГ для КА класса пико, нано и микро мало отличается и используются те же самые приёмы и технические средства, то ниже рассматривается весь спектр многоместных адаптеров, доступных на рынке в настоящее время.

Традиционные многоместные адаптеры для установки МКА массой десятки и сотни килограмм используются уже многие годы и не являются новым способом выведения попутного груза. Правда, вплоть до последних лет их применение носило единичный вспомогательный характер и не являлось основным бизнесом для отдельного провайдера пусковых услуг.

Пионерами в разработке адаптеров для малых КА в конце XX века стала компания Arianespace S.A., создавшая для РН Ariane 4 многоместный адаптер ASAP. В итоге 22 января 1990 г. РН Ariane 4 вывела в космическое пространство четыре микро-спутника США и два микро-спутника Великобритании при помощи многоместного адаптера ASAP. В апреле 1998 г. компании Arianespace, Antrix Corporation Ltd. и Департамент космоса Правительства Индии подписали соглашение о маркетинге услуг по запуску попутных полезных грузов (ПН) массой до 100 кг на европейской РН Ariane 5 и индийской РН PSLV. Для обеих РН предполагалось использовать совместимые адаптеры на базе конструкции ASAP.

В мае 2000 г. Arianespace выпустила руководство пользователя для адаптера попутной нагрузки на РН Ariane 5. В нем описаны адаптеры ASAP 5 (Ariane 5 Structure for Auxiliary Payload – адаптер РН «Ариан 5» для попутных грузов), которые были

разработаны и используются до настоящего времени совместно с РН Ariane 5. Адаптер ASAP 5 обеспечивает размещение и выведение попутных МКА на низкую околоземную орбиту (НОО), солнечно-синхронную орбиту (ССО) и на геостационарную переходную орбиту (ГПО).

С целью создания условий для выведения микро (массой до 120 кг) и мини ПН (массой от 120 до 300 кг) Agianespace разработала три конфигурации адаптера:

- адаптер для восьми микро ПН максимальной массой до 120 кг каждый;
- адаптер для четырёх мини ПН максимальной массой до 300 кг каждый;
- адаптер для выведения смешанных типов ПГ: до двух мини ПН и шести микро ПН.

Следуя подписанному соглашению о маркетинге российской РН «Союз», компания Agianespace в апреле 2009 г. заказала Astrium разработку и поставку адаптера для выведения шести КА с использованием РБ «Фрегат». Такой адаптер, получивший обозначение ASAP-S, был своевременно поставлен. Конструкция адаптера, созданная на основе ASAP-S, имеет посадочные места для размещения четырёх микроспутников с внешней стороны адаптера и свободный объем для пятого ПГ в центре адаптера. Кроме того, сверху адаптера может быть установлен основной КА массой до 3500 кг. Внешние места адаптера рассчитаны на МКА массой до 200 кг, а внутреннее место может вместить КА массой до 400 кг.

Аналогичная конструкция многоместного адаптера создана и для РН ЛК Vega и получила обозначение ASAP-V.

Основными производителями и поставщиками адаптеров для компании Agianespace являются RUAG Space AB (Швейцария) и Astrium CASA Espacio (Испания) [9].

В середине 90-х годов XX века военно-воздушных сил (ВВС) США решили, что для создаваемых одноразовых РН нового поколения Evolved Expendable Launch Vehicle (EELV) должны быть обеспечены возможности попутного выведения МКА. Подразделения ВВС США, причастные к программе EELV, на ранних этапах осознали, что РН будут обладать избыточной грузоподъемностью при выведении большинства КА по заказам министерства обороны США и НАСА. В 1998 г. было принято решение о начале разработки специализированного адаптера ESPA (Evolved Expendable Launch Vehicle Secondary Payload Adapter).

Компания Moog CSA Engineering получила контракт на проектирование и квалификацию адаптера ESPA [10] в рамках проекта SBIR из программы Space Test Program (SMC/Det 12). Адаптер дол-

жен обеспечить интеграцию разрабатываемых РН с попутными полезными нагрузками при одновременном снижении вибрационного воздействия на основной КА. Адаптер ESPA выполнен в виде цилиндрического отсека (см. рис. 4), на котором предусматривается установка в радиальном направлении до шести МКА массой до 180 кг каждый. Конструкция адаптера рассчитана на осевые нагрузки от установленного сверху основного КА массой до 6800 кг. Диаметр цилиндрического отсека адаптера составляет 155 см, высота до 61 см; попутно выводимые МКА стыкуются с адаптером при помощи 24 креплений через стандартное установочное кольцо диаметром 380 мм. Под каждый МКА выделено свободное пространство размером 610×710×970 мм.



Рис. 4. Адаптер ESPA

Кроме основного варианта адаптера ESPA для использования совместно с РН по программе EELV, компания Moog CSA Engineering разработала также уменьшенные варианты ESPA для использования на РН ЛК Minotaur IV Falcon 1e, Taurus и Delta-2. Эти варианты адаптера, получившие наименование «Small Launch ESPA» (SL ESPA), созданы по заказу Центра НАСА им. Эймса в рамках программы Small Business Innovative Research и специально приспособлены для установки КА класса кубсат и мини-КА массой до 100 кг.

Адаптер SL ESPA прошел летную квалификацию на РН Minotaur IV, когда 20 декабря 2010 г. в космос были одновременно выведены десять МКА, в том числе шесть КА типа кубсат.

Первое практическое использование ESPA состоялось в 2007 г. при выведении КА STP-1 на РН Atlas V, после чего до конца 2012 г. он летал ещё несколько раз. 13 февраля 2008 г. министр ВВС издал директиву об организации попутного выведения КА в рамках программы EELV так часто, как это возможно.

Следуя этой директиве, компания Moog CSA Engineering начала разработку ряда вариантов ESPA для конкретных сценариев использования и так же, как и Spaceflight Inc., создаёт на базе адаптера межорбитального буксира с однокомпонентной двигательной установкой.

Работы по созданию межорбитального буксира (МОБ) OMS на базе адаптера ведутся компанией Moog CSA Engineering при совместном финансиро-

вании ВВС США и Управления по оперативному реагированию в космосе. МОБ может найти самое широкое применение как средство довыведения и разведения МКА, межорбитальной транспортировки, а также в качестве отсека служебных систем, маневрирующих МКА. Весьма интересно выполнена компоновка МОБ [11] без изменения интерфейсов с РН, что позволяет использовать тот же процесс интеграции модуля полезной нагрузки, что и при стандартном адаптере.

Таким образом, начинаясь как разработка достаточно простого устройства для интеграции попутных полезных грузов, работы по совершенствованию адаптера ESPA привели к созданию серии многофункциональных устройств широкого применения. С использованием ESPA создаются также межорбитальные буксиры нескольких модификаций, при помощи которых заказчики получили возможность выводить и обслуживать КА в широком диапазоне околоземных орбит – от низких опорных орбит до геостационарной орбиты.

Компания SpaceX также продолжает рассматривать и реализовывать проекты попутного выведения различных МКА как стандартную часть пусковой услуги. В частности, SpaceX сначала подписала меморандум, а позже заключила и пусковой контракт с компанией Spaceflight Inc. на использование имеющихся запасов грузоподъемности РН Falcon 9, по крайней мере при запусках по заказам НАСА и министерства обороны США. Перед выходом на пусковое соглашение с Spaceflight Inc. компания SpaceX провела собственное исследование с целью оценки рынка КА для попутного выведения и уточнения цены спроса. В результате специалисты компании определились с ценой предложения: выведение КА типа кубсат с использованием контейнера P-POD будет стоить на НОО от 200 до 325 млн. долл. и от 350 до 575 млн. тыс. долл. США. Запуск КА массой до 180 кг, установленного на адаптере типа ESPA, обойдётся в 4–5 млн. долл. на НОО и 7–9 млн. долл. на ГПО [12].

Управление сверхмалыми КА осуществляется несколькими методами: 1) независимым управлением каждым КА; 2) многоуровневым управлением. Первый метод построен на управлении каждым КА в отдельности с помощью встроенных в него систем ориентации и стабилизации, различных двигателей малой тяги и бортовой командной радиолинии. Вторым методом характеризуется наличием специальных КА «лидеров», которые определяют центральную орбиту группы и ведомых сверхмалых КА, поддерживающих заданное положение относительно ведущего «лидера» с целью формирования пространственной конфигурации. В качестве систем связи между всеми объектами ОГ используют световые

сигналы (лазерные лучи и приёмные поверхности, как в [13]), беспроводные радиосети Wi-Fi и т. д. В последнее время широко предлагается использование тросовых элементов между сверхмалыми КА с целью фиксации определённой конфигурации ОГ, а также обеспечения большей стабилизации и меньших расходов бортовой энергии. Тросовые соединения обеспечивают устойчивое радиальное положение системы.

Орбитальные группировки сверхмалых КА нашли широкое применение в различных сферах космической деятельности, таких как построение навигационных систем GPS и GLONASS, построение спутниковых систем противоракетной обороны, развитие и усовершенствование метеорологических систем и т. д.

На графике, приведённом на рис. 5, можно отметить существенный рост количества запусков КА класса нано за период с 2000 г. по 2015 г. [14].

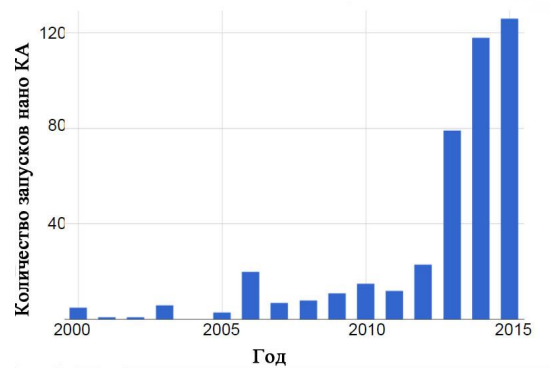


Рис. 5. Динамика роста запуска КА класса нано с 2000 по 2015 гг

Прогнозируется увеличение количества запускаемых КА класса нано до 500 единиц/год к 2020 году [15].

В связи с массовым использованием ОГ сверхмалых КА, появилась не менее актуальная задача их увода с орбит после окончания термина активного существования с целью не засорения околоземного пространства. Межагентским комитетом по космическому мусору разработаны руководящие принципы по предотвращению образования космического мусора [16], где рекомендуется ограничить срок орбитального существования запускаемых космически аппаратов периодом 25 лет.

Для этой цели разрабатываются активные и пассивные системы увода КА класса нано и пико с орбиты.

Принцип действия активной системы заключается в самостоятельном уводе каждого сверхмалого КА с помощью интегрированной микродвигательной установки малой тяги.

Компания Vacco разработала серию микроракетных двигателей (МРД) на экологически чистом топливе [17].

МРД ADN Delta-V MiPS (рис. 6) является полностью интегрированной подсистемой в платформу кубсат и имеет размеры 0,5 U – 1 U. Тяга двигателя 400 мН, масса 0,909 кг.



Рис. 6. МРД ADN Delta-V MiPS

Газореактивный МРД JPL MarCO (рис. 7) разработан для первого в мире межпланетного сверхмалого космического аппарата (СМКА) для интегрирования в платформу КА типа кубсат размером 6 U. Суммарная тяга составляет 0,2 Н, масса системы 3,49 кг



Рис. 7. МРД JPL MarCO

МРД Palomar MiPS с тягой 35 мН также является полностью интегрированным в платформу кубсат.

МРД VACCO ARFL имеет различные варианты интегрирования в платформу КА типа кубсат (рис. 8). Объем системы изменяется в пределах 0,14 U – 1 U. Тяга 5,4 мН, масса варианта для 0,25 U объёма – 0,434 кг, для 0,5 U объёма – 0,568 кг, для 1U объёма – 0,835 кг.

Пассивные системы разрабатываются для увода с орбиты КА с помощью аэродинамических систем, таких как электродинамические космические

тросовые системы и аэродинамические системы увода.



Рис. 8. МРД VACCO ARFL

МРД NASA C-POD (рис. 9) также является интегрированной системой в платформу кубсат. Объем, занимаемый на борту КА, равен 0,8 U. Тяга 25 мН.



Рис. 9. МРД NASA C-POD

Компания Tehter Unlimited разработала электродинамическую космическую тросовую систему (ЭДКТС) Terminator Tape [18] для увода с орбиты КА класса нано и пико. Система Terminator Tape (рис. 10) может быть интегрирована как внутри конструкции кубсата, так и снаружи, согласно спецификации на конструкцию.

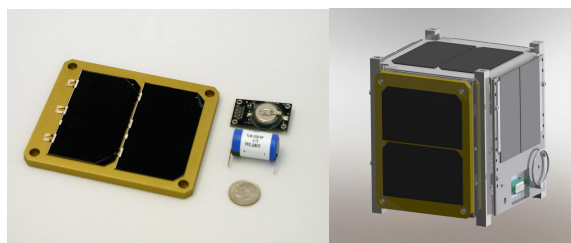


Рис. 10. Система Terminator Tape

С длиной токопроводящей ленты 30 м масса системы составляет 0,08 кг. На рис. 11 [19] приведена зависимость времени увода от высоты орбиты для КА типа кубсат размером 1U без ЭДКТС, кубсат размером 1U с ЭДКТС, кубсат размером 3U с ЭДКТС.

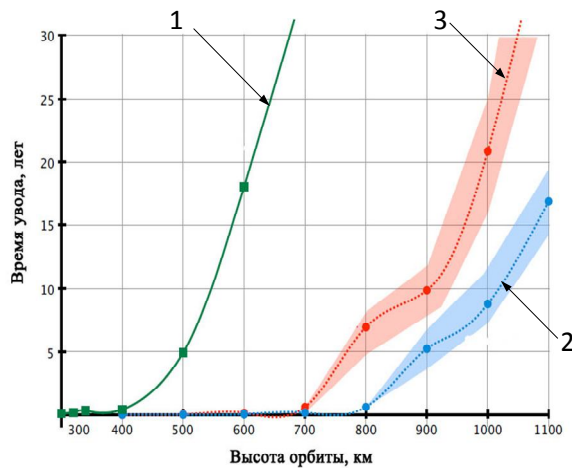


Рис. 11. График времени увода «кубсатов» 1U, 3U с ЭДКТС: 1 – время увода КА типа «кубсат» типа 1U без ЭДКТС, 2 – время увода КА типа «кубсат» типа 1U с ЭДКТС, 3 – время увода КА типа «кубсат» типа 3U с ЭДКТС

В [20] предложена аэродинамическая система увода (АСУ) для увода КА класса нано с орбиты. Конструктивно АСУ для увода с орбиты КА типа кубсат размером 3U выполнена в форме тонкоплёночного полотна прямоугольной формы, развёртывание предполагается проводить с помощью пружинного механизма, к которому прикреплена обложка (рис. 12).



Рис. 12. Аэродинамическая система увода для «кубсатов»

По окончании эксперимента надувной элемент разворачивается, при этом увеличивается площадь поперечного сечения на 60 %. В результате уменьшается баллистический коэффициент и время увода сокращается до 25 лет.

Увод с орбиты КА класса нано и пико с помощью устройств на постоянных магнитах

Согласно приведенному выше анализу технологий увода КА класса нано и пико, одной из альтернативных, развивающихся систем является использование ЭДКТС. В основу принципа действия таких систем положено генерирование собственного

электромагнитного поля КА, которое при взаимодействии с МПЗ и ионосферной плазмой создает силу торможения и уводит КА с орбиты. Подобный метод описан в исследованиях ученых Иккоя Фунанаки и Хироши Ямакавы из Японского аэрокосмического исследовательского агентства и Университета Киото в рамках концепции магнитного паруса [21, 22]. Однако использование электромагнитных двигательных и деорбитальных систем имеет ряд недостатков. В первую очередь в концепции, описанной в [21], для питания электромагнитного контура необходим мощный источник энергии, который в настоящее время довольно трудно реализуем в космосе. При использовании ЭДКТС возникают проблемы с развёртыванием электродинамического троса и поддержанием его в постоянном натяжении для обеспечения необходимой стабильной конфигурации системы. Для КА класса нано и пико выполнить стабилизацию ЭДКТС на практике довольно трудно.

Учитывая вышеперечисленные недостатки электромагнитных систем, авторами статьи предлагается использование устройств на постоянных магнитах для КА с использованием экранируемых капсул (рис. 13) [23, 24].

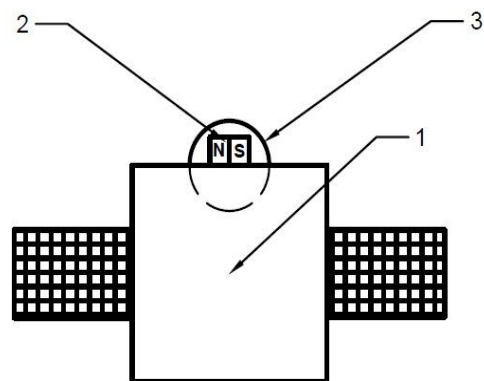


Рис. 13. Конструктивная схема устройства с постоянным магнитом: 1 – КА, 2 – постоянный магнит, 3 – экранирующая капсула

Принцип увода с орбиты заключается в том, что по окончании срока активной эксплуатации экранируемые капсулы отстреливаются и постоянный магнит начинает создавать собственное магнитное поле КА «мини-магнитосферу». Заряженные частицы набегающего потока ионосферной плазмы взаимодействуют с магнитным полем КА (сила Лоренца) и передают импульс КА, таким образом генерируя силу торможения $F_{\text{Торм}}$. (рис. 14).

За основу, для расчёта силы торможения, была принята модель [21, 24] в которой $F_{\text{Торм}}$ рассчитывается по следующей формуле:

$$F_{\text{торм.}} = C_d \frac{\rho \cdot v^2}{2} \pi \cdot L^2, \quad (1)$$

где C_d – коэффициент сопротивления [безразмерная величина];

ρ – плотность потока заряженных частиц [$\frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$];

v – скорость динамического потока заряженных частиц (равная орбитальной скорости КА) [$\frac{\text{м}}{\text{с}}$];

L – радиус «мини-магнитосферы» КА [м].

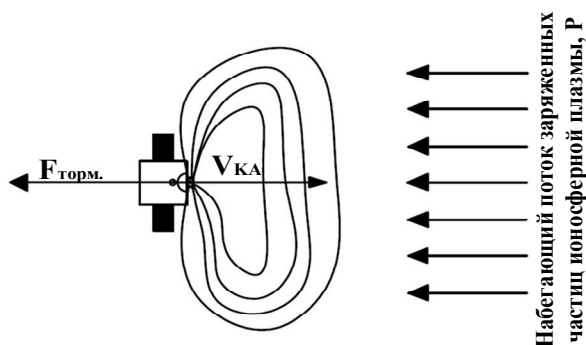


Рис. 14. Принцип генерации силы торможения, при движении КА с постоянным магнитом в ионосферной плазме

В свою очередь, L зависит от параметров источника магнитного поля следующим образом:

$$L = \sqrt[6]{\frac{\mu_0 \cdot P_m^2}{8 \cdot \pi^2 \cdot \rho \cdot v^2}}, \quad (2)$$

где P_m – магнитный дипольный момент постоянного магнита [$\text{А} \cdot \text{м}^2$].

Однако, использование модели [21] также требует некоторых уточнений. Как известно, поле магнитного диполя, коим является постоянный магнит носит отнюдь не сферический характер, а более похоже на эллипсоид. Также возник вопрос: будет ли поток заряженных частиц передавать импульс столь малому магнитному полю? В связи с этим были проведены дополнительные исследования и промоделировано движение заряженных частиц в магнитном поле КА.

Согласно градиентной модели дипольного магнитного поля [25], значения проекций вектора магнитной индукции в связанной системе координат (ССК), с учётом того, что главная ось магнитного диполя располагается вдоль оси z ССК, запишутся следующим образом:

$$\begin{aligned} B_x &= -\frac{\mu_0}{4\pi} P_m \cdot \frac{3 \cdot x \cdot z}{\left(\sqrt{x^2 + y^2 + z^2}\right)^5}, \\ B_y &= -\frac{\mu_0}{4\pi} P_m \cdot \frac{3 \cdot y \cdot z}{\left(\sqrt{x^2 + y^2 + z^2}\right)^5}, \\ B_z &= -\frac{\mu_0}{4\pi} P_m \cdot \frac{3 \cdot (x^2 + y^2)}{\left(\sqrt{x^2 + y^2 + z^2}\right)^5}, \end{aligned} \quad (3)$$

где B_x, B_y, B_z – проекции вектора магнитной индукции магнитного диполя на оси ССК [Тл];

μ_0 – магнитная постоянная [$\frac{\text{Гн}}{\text{м}}$].

Использование модели (3) позволило получить магнитное поле прямоугольного диполя с размерами $10 \times 10 \times 5$ мм марки AlNiCo-5, выбранного для системы увода с орбиты КА типа «кубсат», с учётом того, что масса системы увода составляет 3-5% массы самого КА. Значения проекций вектора магнитной индукции магнитного поля КА до магнитопаузы составили $11 \times 11 \times 14$ см, т.е. получили эллипсоид с полуосями равными 11,11,14 см (рис. 15).

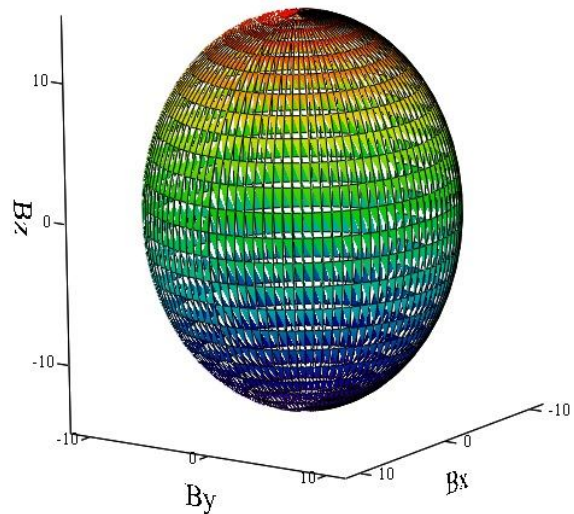


Рис. 15. Модель «мини-магнитосферы», которая генерируется постоянным магнитом AlNiCo-5, размеров $10 \times 10 \times 5$ мм

Для моделирования движения заряженной частицы в магнитном поле диполя используется уравнение с учётом воздействия силы Лоренца со стороны поля:

$$m_i \frac{d^2 \vec{R}}{dt^2} = q [\vec{v}, \vec{B}], \quad (4)$$

где $m_i = 1,67 \cdot 10^{-27}$ [кг] – масса заряженной частицы (масса иона ионосферной плазмы);

\vec{R} – радиус вектор движения частицы в ССК [м];

q – заряд частицы [Кл];

\vec{v} – вектор скорости заряженной частицы в

ССК [$\frac{M}{c}$];

\vec{B} – вектор магнитной индукции магнитного поля КА [Тл].

Тогда, согласно свойствам векторного произведения, уравнение (4) запишется следующим образом:

$$m_i \frac{d^2 \vec{R}}{dt^2} = q \begin{bmatrix} \vec{i} & \vec{j} & \vec{k} \\ v_x & v_y & v_z \\ B_x & B_y & B_z \end{bmatrix}. \quad (5)$$

С учётом нахождения детерминанта определителя векторного произведения в (5), запишем систему дифференциальных уравнений движения частицы в виде проекций по осям ССК:

$$\begin{aligned} m_i \frac{d^2 R_x}{dt^2} &= q(B_z v_y - B_y v_z), \\ m_i \frac{d^2 R_y}{dt^2} &= q(B_x v_z - B_z v_x), \\ m_i \frac{d^2 R_z}{dt^2} &= q(B_y v_x - B_x v_y). \end{aligned} \quad (6)$$

Промоделировав движения заряженных частиц в магнитном поле постоянного магнита марки AlNiCo-5 с размерами $10 \times 10 \times 5$ мм в пакете прикладных программ SciLAB было установлено, что силы данного поля (см. рис. 15) недостаточно для изменения траектории полёта заряженных частиц со скоростями $7500 \frac{M}{c}$ (скорость движения КА на высотах 600 – 650 км). Высоты орбиты 600 – 650 км приняты как максимальные для эффективного применения космических аппаратов класса нано и пико.

Следовательно, поле магнита размером $10 \times 10 \times 5$ мм не создаёт ударную волну для набегающего потока заряженных частиц, и передача тормозящего импульса не происходит. Из полученного расчёта, эффективное применение устройств с постоянными магнитами начинается при использовании магнитов больших размеров, объёмом от $1 \times 10^{-4} \text{ м}^3$, которые имеют более сильные поля и в состоянии изменять траектории полёта заряженных частиц и принимать импульс (рис. 16).

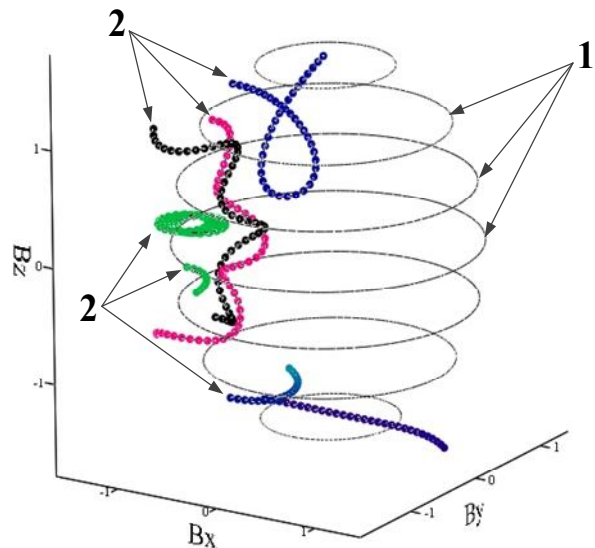


Рис. 16. Модель траекторий заряженных частиц, которые влетают в магнитное поле постоянных магнитов AlNiCo-5 объёмом больше $1 \times 10^{-4} \text{ м}^3$ и передают импульс: 1 – границы «мини-магнитосферы», 2 – траектории заряженных частиц, которые попадают в «мини-магнитосферу»

Таким образом исходя, из проведенного анализа, использование способа увода отдельного КА класса нано и пико, основанного на модели [21, 24] является не эффективным. Однако, в случае использования адаптеров и платформ для выведения, а также тросовых связей между КА класса нано и пико в орбитальных группировках данный способ увода КА с орбиты может быть реализован.

Так, авторами статьи была предложена конструктивная схема, адаптера (платформы) для попутного вывода КА класса нано и пико в виде сферы [26]. Главные продольные оси 2 пусковых контейнеров 3 адаптера предложено расположить по радиусам сферического корпуса, с учётом того, чтобы геометрический центр 1 совпадал с центром масс адаптера (рис. 17).

Такая конструкция обеспечивает устойчивое положение системы во время выполнения развертываний ОГ на орбите, за счёт демпфирования возмущающих вращательных моментов, что возникают, в момент отстыковки КА от платформы. Также предложено использования тросовых и лебедочных систем, для быстрого свёртывания ОГ по окончании срока активной эксплуатации и дальнейшего увода с орбиты (рис. 18).

Конструкция адаптера (рис. 17) и способ разведения на орбите (рис. 18) могут использоваться для проектирования распределённых систем спутниковой связи, в военной и прочей сферах, где требуется обеспечение высокой радиальной устойчивости ОГ.

В таком случае, данная группировка может быть уведена с орбиты, после выполнения свёртывания с помощью устройства с постоянным магнитом, поскольку объем используемого магнита будет превышать 10^{-4} м^3 .

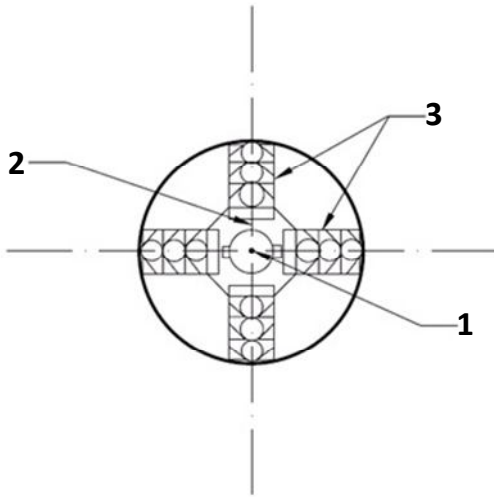


Рис. 17. Конструктивная схема адаптера: 1 – центр масс адаптера, 2 – продольные оси пусковых контейнеров, 3 – пусковые контейнеры

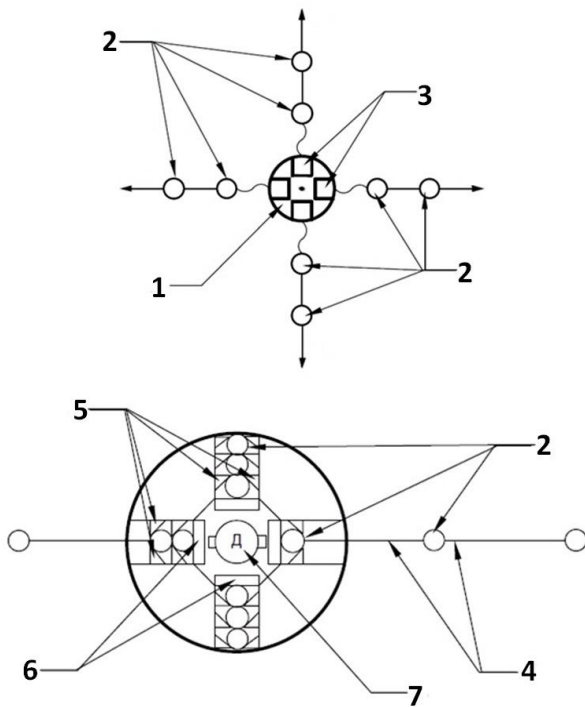


Рис. 18. Схема свёртывания и развёртывания орбитальной группировки с использованием тросовых соединений и сферического адаптера: 1 – адаптер, 2 – КА класса нано и пико, 3 – пусковые контейнеры, 4 – тросовые соединения, 5 – фиксаторы, 6 – ниши для свёртывания тросов лебедочных систем, 7 – электродвигатель, который управляет лебедочными системами

Так, для оценочного расчёта времени увода группировки зададимся массогабаритными характеристиками адаптера с расположенными на нем КА класса нано и пико после выполнения операции свёртывания. Наиболее близким из существующих адаптеров по принципу действия к предлагаемой платформе является многомерный диспенсер для «кубсатов» SPSCul, масса которого с внутри расположенными десятью 3U «кубсатами» составляет 105 кг. В нашем случае, с учётом системы свёртывания масса адаптера будет принята порядка 150 кг с учётом 18 кубсатов на платформе, и площадью Миделевого сечения сферы $3,14 \text{ м}^2$ (радиус сферы корпуса адаптера $R=1 \text{ м}$). Таким образом, масса системы увода с учётом экранируемого контейнера составит 7,5 кг. В свою очередь масса экрана равна массе постоянного магнита для обеспечения полного экранирования магнитного поля. Так масса постоянного магнита устройства составит 3,75 кг. Исходя из расчётов параметров постоянных магнитов для магнитных приводов КА [23] и использовании магнитного материала AlNiCo-5 с остаточной магнитной индукцией $B_r=1,4 \text{ Тл}$, объем магнита составляет $5,2 \times 10^{-4} \text{ м}^3$, что удовлетворяет условию эффективного применения магнитных устройств для увода КА с орбиты.

Для расчёта времени увода адаптера с высоты 650 км воспользуемся системой дифференциальных уравнений в оскулирующих элементах орбиты [27]:

$$\left. \begin{aligned} \frac{da}{d\vartheta} &= \frac{2pr_{KA}^2}{\mu(1-e^2)^2} \left(S \cdot e \sin \vartheta + T \cdot \frac{p}{r_{KA}} \right), \\ \frac{de}{d\vartheta} &= \frac{r_{KA}^2}{\mu} \left\{ S \cdot \sin \vartheta + T \cdot \cos \vartheta \left(1 + \frac{r_{KA}}{p} \right) + T \cdot e \cdot \frac{r_{KA}}{p} \right\}, \\ \frac{di}{d\vartheta} &= \frac{r_{KA}^3}{\mu p} \cos(\vartheta + \omega) \cdot W, \\ \frac{d\Omega}{d\vartheta} &= \frac{r_{KA}^3 \sin(\vartheta + \omega)}{\mu p \sin i} W, \\ \frac{d\omega}{d\vartheta} &= \frac{r_{KA}^2}{\mu e} \left\{ -\cos \vartheta S + \left(1 + \frac{r_{KA}}{p} \right) \sin \vartheta T \right\} - \\ &\quad - \cos i \frac{r_{KA}^3 \sin(\vartheta + \omega)}{\mu p \sin i} W, \\ \frac{dt}{d\vartheta} &= \frac{r_{KA}^2}{\sqrt{\mu p}} \left\{ 1 + \frac{r_{KA}^2}{\mu e} \left[\cos \vartheta S - \left(1 + \frac{r_{KA}}{p} \right) \sin \vartheta T \right] \right\}, \end{aligned} \right\} (7)$$

где $\mu = 3,986 \times 10^{14}$ – гравитационная постоянная $\left[\frac{\text{м}^3}{\text{с}^2} \right]$,

a – большая полуось орбиты, [м];

$r_{КА}$ – радиус-вектор КА, [м];
 p – фокальный параметр орбиты, [м];
 e – эксцентриситет орбиты, [безразмерная величина];
 i – наклонение орбиты, [рад];
 Ω – аргумент перигея, [рад];
 ω – долгота восходящего узла, [рад];
 ϑ – истинная аномалия, [рад];
 t – время движения КА по орбите, [с];
 T, S, W – проекции возмущающего ускорения на оси орбитальной системы координат (ОСК), [$\frac{M}{c}$].

В свою очередь, при расчёте увода возмущающие ускорения включают в себя:

$$\begin{aligned}
 S &= S_{\Gamma} + S_A, \\
 T &= T_{\Gamma} + T_A + T_{МАГН}, \\
 W &= W_{\Gamma} + W_A,
 \end{aligned}
 \tag{8}$$

где $T_{\Gamma}, S_{\Gamma}, W_{\Gamma}$ – проекции гравитационного возмущения, [$\frac{M}{c^2}$];

T_A, S_A, W_A – проекции аэродинамического возмущения, [$\frac{M}{c^2}$];

Проекция ускорения возмущения $T_{МАГН}$, вызванного воздействием магнитной силы торможения (1), берётся только по одной проекции T на оси ОСК (рис. 19), поскольку направлено в противоположную сторону вектора орбитальной скорости КА, как и создающая его сила торможения (см. рис. 14).

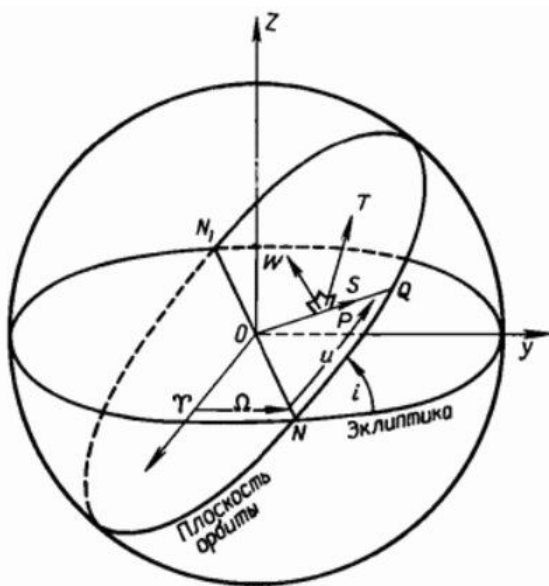


Рис. 19. Геоцентрическая и орбитальная системы координат (ОСК) в оскулирующих элементах

Так, авторами статьи предлагается рассчитать время увода с околокруговой орбиты, высотой 650 км с $e = 0,005$ и наклонением $i = 98,18^\circ$. В свою очередь, высота орбиты H связана с большой полуосью a следующим выражением:

$$a = \frac{H + R_{Зем}}{1 - e}, \tag{9}$$

где $R_{Зем} = 6371$ км – радиус Земли.

Так, в пакете прикладных программ SciLab было произведено моделирование движения адаптера по орбите и рассчитано его время увода в плотные слои атмосферы, до высоты 180 км (рис. 20).

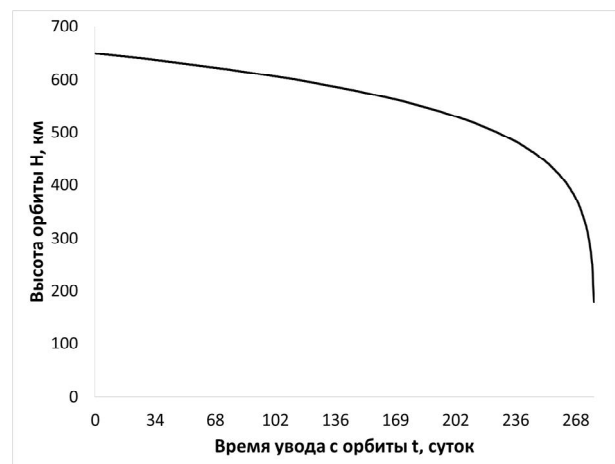


Рис. 20. Время увода адаптера с 18 «кубсатами» 1U с орбиты высотой 650 км

Время увода с орбиты адаптера с 18 «кубсатами» 1U, общей массой 157,5 кг, составило 277,6 суток. Исходя из расчёта, можно сделать выводы, что применение устройств с постоянными магнитами является довольно эффективным, однако применимо только для малых, средних и больших КА, и не подходит для сверхмалых КА классов микро, нано и пико.

Выводы

Определено что наиболее перспективными являются малые стандартизированные космические аппараты, так как наиболее целесообразны в использовании при создании распределённых спутниковых систем. Это могут быть как формации, так и группировки спутников, разнесённые на большое расстояние. Концепция управления «лидер-ведомые» является наиболее предпочтительной для управления орбитальными группировками космическими аппаратами класса нано и пико. Данные космические аппараты предлагается выводить в качестве попутной полезной нагрузки при выведении на

орбиту больших дорогостоящих космических аппаратов. Для облегчения процесса интеграции КА типа кубсат с ракетой-носителем были разработаны специальные многоместные диспенсеры. Они представляют собой контейнеры для «паketирования» сверхмалых космических аппаратов. Для выведения группировки сверхмалых космических аппаратов разрабатываются многоместные адаптеры-диспенсеры. Для увода с орбиты, с целью предотвращения засорения околоземного пространства, предлагаются специализированные активные и пассивные стандартизированные системы увода, адаптированные к платформе КА типа кубсат. Разработаны микродвигательные системы, которые могут быть использованы для увода с орбиты космических аппаратов класса нано. В качестве пассивных систем, не требующих ориентации уводимого космического аппарата в пространстве, предлагается использовать электродинамические космические тросовые системы и аэродинамические системы увода.

Был проведен анализ возможности применения устройств с постоянными магнитами для увода КА класса нано и пико. Исходя из полученных расчётов и моделирования, применение устройств с постоянными магнитами для увода сверхмалых КА является не эффективным. Однако, при использовании распределённых спутников систем, в которых используются тросовые связи и многомерные адаптеры-диспенсеры в качестве платформ, группировки КА класса нано и пико могут быть уведены с орбиты, после выполнения предварительного свёртывания ОГ, с помощью устройств с постоянными магнитами, которые крепятся на самом адаптере или платформе.

Литература

1. *CubeSat program: CubeSat design specifications [Text] / chief Jordi Puig-Suari. – San Luis Obispo, California : California Polytechnic State University, 2014. – 42 p.*
2. *Концептуальные подходы к созданию перспективных космических систем [Электронный ресурс] / Алексей А. Романов, Александр А. Романов, Ю. М. Урличич, А. Е. Буравин // Труды семинара «Перспективные компьютерные системы: устройства, методы и концепции», Таруса, 2–4 марта 2011. – С. 92–104. – Режим доступа: <http://www.iki.rssi.ru/books/2011schur.pdf>. – 12.05.2018.*
3. *Пат. 3907225 США, МПК F 42 В 15/00. Spacecraft for deploying objects into selected flight paths [Text] / Welther R. S.; заявник i патентоволодар Институт технічної механіки TRW; inc. 425397; заявл. 17.12.1973; опубл. 23.09.1975.*
4. *NPS CubeSat Launcher (NPSCuL) Program Update [Electronic resource] / A. DeJesus, C. Hicks, M. Crook, A. Harris, J. Newman // 2009 Cubesat developers workshop. – Access mode: [*calpoly.edu/~bklofas/Presentations/Developers Workshop2009/1_Tito-NPSCuL.pdf*. – 12.05.2018.](http://mstl.atl.</i>

</div>
<div data-bbox=)*

5. *Coach class to orbit NPS CubeSat Launcher (NPSCuL) [Electronic resource] / C. Hicks, A. DeJesus, A. Harris, M. Crook, F. Rossberg, J. Newman, D. Sacode, R. Panholzer // 2009 Small satellite conference. – Access mode: <https://calhoun.nps.edu/bitstream/handle/10945/37306/SSC09-X-9.pdf?sequence=2>. – 12.05.2018.*

6. *Garvey Spacecraft Corporation Announces Award of NASA LSP Contract to Provide High Altitude Launch Service for Demonstration NanoSatellites [Electronic resource] / Long Beach, CA. Garvey Spacecraft Corporation PR, 2011. – Access mode: http://www.garvspace.com/2011/PR_2011_01/GSC%20press%20release%202011-01%20-%20NASA%20LSP%20contract%20award.pdf. – 12.05.2018.*

7. *Innovative launch opportunity for Micro/Nano-satellite by using one and only function on Kibo/ISS [Electronic resource] / H. Akagi, T. Sato, K. Matsumoto, D. Ozawa, S. Ogawa // 31st Annual AIAA/USU Small satellite conference, 5–10 August 2017, Logan, UT, United States. – Access mode: <http://digitalcommons.usu.edu/cgi/viewcontent.cgi?article=3623&context=smallsat>. – 12.05.2018.*

8. *Analysis Of Earth-To-Orbit Nano-Satellite Launch Markets And The Nano-Launcher Service [Electronic resource] / D. De Pasquale, C. Charania, H. Kanayama, S. Matsuda // Proceedings of AIAA SPACE 2010 Conference & Exposition, 30 August 2010 – 2 September 2010, Anaheim, California. – Access mode: <http://www.enr.kz/repository/2010/AIAA-2010-8602.pdf>. – 12.05.2018.*

9. *Пат. 8789797 США, МПК В 64 G 1/10. Payload adapters including antenna assemblies, satellite assemblies and related systems and methods [Text] / Dilip K. Darooka; № 13/403106; Заявл. 23.02.12; опубл. 29.07.2014.*

10. *ESPA as Base Vehicle for Servicing Missions [Electronic resource] / J. R. Maly, J. T. Shepard // Proceedings of International Workshop on On-Orbit Satellite Servicing, 26 March 2010, Adelphi, Maryland, 2010. – Access mode: http://ssco.gsfc.nasa.gov/workshop_2010/day3/Joe_Maly/CSA_ESPA_GSFC-OOS_26Mar2010revA.pdf. – 12.05.2018.*

11. *US Army Space and Missile Defense Command Operational Nanosatellites Effect (SMDC-ONE) [Electronic resource] / Ducommun Miltec Incorporated, 2012. – Access mode: <http://www.ducommun.com/pdf/SMDC-ONEMediaDeck.pdf>. – 12.05.2018.*

12. *Heyman, J. FOCUS: CubeSats – A Costing + Pricing Challenge [Text] / J. Heyman. – SatMagazine, Oct. 2009. – P. 42–49.*

13. *Пат. 2488527 РФ, МПК В 64 G 1/10. Орбитальная космическая система [Текст] / Корнилов В. А., Тугаенко В. Ю.; № 2011154014/11; Заявл. 28.11.11; опубл. 27.03.2013, Бюл. № 21.*

14. *Swartwout, M. A. CubeSats and Mission Success: A Look at the Numbers [Text] / M. A. Swartwout // Presentation of the report at the 2016 CubeSat Devel-*

opers Workshop. – San Luis Obispo, April 2016. – 19 p.

15. Buchen, E. SpaceWorks' 2014 Nano/Microsatellite Market Assessment [Electronic resource] / E. Buchen // Proceedings of 28th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites, August 4 – 7 2014, Logan, Utah. – Access mode: <http://digitalcommons.usu.edu/cgi/viewcontent.cgi?article=3018&context=smallsat>. – 12.05.2018.

16. IADC Space debris mitigation guidelines [Electronic resource] / IADC-02-01. Revision 1. September 2007. – IADC Action Item number 22.4. – 10 p. – Access mode: http://www.iadc-online.org/index.cgi?item=docs_pub. – 12.05.2018.

17. VACCO ChEMS. Micro Propulsion Systems [Electronic resource]. – Access mode: http://mstl.atl.calpoly.edu/~bklofas/Presentations/DevelopersWorkshop2015/Day_Micro_Propulsion.pdf. – 12.05.2018.

18. Пат. 9016635 США, МПК7 В64G 1/62. Terminator tape satellite deorbit module [Text] / Hoyt R., Barnes I., Voronka N., Slostad J. T. ; № 13/318330 ; заявл. 30.04.10 ; опубл. 28.04.15.

19. The Terminator Tape: A Cost-Effective De-Orbit Module for End-of-Life Disposal of LEO Satellites [Electronic resource] / R. P. Hoyt, I. M. Barnes, N. R. Voronka, J. T. Slostad // Proceedings of AIAA SPACE 2009 Conference & Exposition, 14 September 2009 – 17 September 2009, Pasadena, California. – Access mode: <http://www.tethers.com/papers/TermTapeSpace2009.pdf>. – 12.05.2018.

20. Stackpole, E. De-Orbit Mechanism for a Small Satellites [Electronic resource] / E. Stackpole // Presentation for Small spacecraft division of NASA Ames research center, Moffet Field, CA. – Access mode: http://mstl.atl.calpoly.edu/~bklofas/Presentations/DevelopersWorkshop2009/1_New_Tech_1/2_Stackpole-Deorbit.pdf. – 12.05.2018.

21. Funaki, Ikkoh. Solar Wind Sails, Exploring the Solar Wind [Text] / Ikkoh Funaki, Hiroshi Yamakawa // Second International Conference on Innovative Computing Technology (InTech 2012), September 18-20 2012. – P. 65.

22. Yasumasa, Ashida. Study on propulsive characteristics of magnetic sail and magneto plasma sail by plasma particle simulations [Electronic resource] : PhD dissertation / Ashida Yasumasa. – Kyoto, 2014. – P. 7-15. – Access mode: https://repository.kulib.kyotou.ac.jp/dspace/bitstream/2433/196686/1/rishsh%2001000_028.pdf. – 12.05.2018.

23. Лапханов, Е. О. Аналіз можливості застосування двигунної установки з постійними магнітами для космічних апаратів на навколосезній орбіті [Текст] / Е. О. Лапханов, О. С. Палій // Системні технології. – 2018. – № 4 (117). – С. 24-35.

24. Заявка на патент України на винахід № а201801742, МПК В 64 G 1/62. Спосіб очищення навколосезнього простору від об'єктів космічного сміття шляхом відведення їх з орбіти за допомогою власного магнітного поля [Текст] / Шувалов В. О.,

Палій О. С., Лапханов Е. О. ; № а201801742 ; заявл. 21.02.2018.

25. Баев, В. К. Аналитическое описание динамики заряженных частиц в поле магнитного сферического диполя [Текст] / В. К. Баев, Б. Ю. Богданович, А. В. Несерович // Журнал технической физики – Москва, 2015, Т 85, №7 – С. 119-124.

26. Заявка на патент України на винахід № а201801744, МПК В 64 G 1/62, В64G 1/10. Спосіб створення орбітальних угруповань нано- та пікокосмічних апаратів та апарат для його здійснення [Текст] / Алпатов А. П., Палій О. С., Лапханов Е. О. ; № а201801744 ; заявл. 21.02.2018.

27. Алпатов, А. П. Розробка конструктивної схеми та вибір проектних параметрів аеродинамічної системи відведення з орбіти розгінних ступенів ракет-носіїв [Текст] / А. П. Алпатов, О. С. Палій, О. Д. Скорік // Наука та інновації. – 2017. – Т. 13, № 4. – С. 33 – 45.

References

1. Puig-Suari, Jordi. CubeSat program: CubeSat design specifications. California Polytechnic State University, San Luis Obispo, California, 2014. 42 p.

2. Romanov, Aleksej A., Romanov, Aleksandr A., Urly'ch'y'ch, Yu. M., Buravy'n, A. E. Konceptual'nye podhody k sozdaniju perspektivnyh kosmicheskikh sistem [Conceptual approaches to the development of prospective space systems]. Trudy seminar «Perspektivnye komp'yuternye sistemy: ustrojstva, metody i koncepcii», Tarusa, 2 – 4 marta 2011, pp. 92 – 104. Available at: <http://www.iki.rssi.ru/books/2011schur.pdf> (accessed 12.05.2018).

3. Welther, R. S. Spacecraft for deploying objects into selected flight paths. Patent USA, no. 3907225, 1975.

4. DeJesus, A., Hicks, C., Crook, M., Harris, A., Newman, J. NPS CubeSat Launcher (NPSCuL) Program Update. 2009 Cubesat developers workshop. Available at: http://mstl.atl.calpoly.edu/~bklofas/Presentations/DevelopersWorkshop2009/1_Tito-NPSCuL.pdf (accessed 12.05.2018).

5. Hicks, C., DeJesus, A., Harris, A., Crook, M., Rossberg, F., Newman, J., Sacode, D., Panholzer, R. Coach class to orbit NPS CubeSat Launcher (NPSCuL). 2009 Small satellite conference. Available at: <https://calhoun.nps.edu/bitstream/handle/10945/37306/SSC09-X-9.pdf?sequence=2> (accessed 12.05.2018).

6. Garvey Spacecraft Corporation Announces Award of NASA LSP Contract to Provide High Altitude Launch Service for Demonstration NanoSatellites. Long Beach, CA. Garvey Spacecraft Corporation PR, 2011. Available at: http://www.garvspace.com/2011/PR_2011_01/GSC%20press%20release%202011-01%20-%20NASA%20LSP%20contract%20award.pdf (accessed 12.05.2018).

7. Akagi, H., Sato, T., Matsumoto, K., Ozawa, D., Ogawa, S. Innovative launch opportunity for Micro/Nano-satellite by using one and only function on Kibo/ISS. 31st Annual AIAA/USU Small satellite con-

- ference, 5 – 10 August 2017, Logan, UT, United States. Available at: <http://digitalcommons.usu.edu/cgi/viewcontent.cgi?article=3623&context=smallsat> (accessed 12.05.2018).
8. De Pasquale, D., Charania, C., Kanayama, H., Matsuda, S. Analysis Of Earth-To-Orbit Nano-Satellite Launch Markets And The Nano-Launcher Service. *Proceedings of AIAA SPACE 2010 Conference & Exposition, 30 August 2010 – 02 September 2010*, Anaheim, California. Available at: <http://www.enr.com/republishing/2010/AIAA-2010-8602.pdf> (accessed 12.05.2018).
- 9 Darooka, Dilip K. *Payload adapters including antenna assemblies, satellite assemblies and related systems and methods*. Patent USA, no. 8789797, 2014.
10. Maly, J. R., Shepard, J. T. ESPA as Base Vehicle for Servicing Missions. *Proceedings of International Workshop on On-Orbit Satellite Servicing, 26 March 2010*, Adelphi, Maryland, 2010. Available at: http://ssco.gsfc.nasa.gov/workshop_2010/day3/Joe_Maly/CSA_ESPA_GSFC-OOS_26Mar2010revA.pdf (accessed 12.05.2018).
11. *US Army Space and Missile Defense Command Operational Nanosatellites Effect (SMDC-ONE)*. Ducommun Miltec Incorporated, 2012. Available at: http://www.ducommun.com/pdf/SMDC-ONE_MediaDeck.pdf (accessed 12.05.2018).
12. Heyman, J. *FOCUS: CubeSats – A Costing + Pricing Challenge*. *SatMagazine*, Oct. 2009, pp. 42 – 49.
13. Kornilov, V. A., Tugaenko, V. Yu. *Orbital space-craft system*. Patent RF, no. 2488527, 2013.
14. Swartwout, M. A. CubeSats and Mission Success: A Look at the Numbers. *Presentation of the report at the 2016 CubeSat Developers Workshop*, San Luis Obispo, April 2016. 19 p.
15. Buchen, E. SpaceWorks' 2014 Nano / Microsatellite Market Assessment. *Proceedings of 28th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites, August 4-7 2014*, Logan, Utah. Available at: <http://digitalcommons.usu.edu/cgi/viewcontent.cgi?article=3018&context=smallsat> (accessed 12.05.2018).
16. IADC Space debris mitigation guidelines. *IADC-02-01. Revision 1. September 2007, IADC Action Item number 22.4*. 10 p. Available at: http://www.iadc-online.org/index.cgi?item=docs_pub (accessed 12.05.2018).
17. *VACCO ChEMS. Micro Propulsion Systems*. Available at: http://mstl.atl.calpoly.edu/~bklofas/Presentations/DevelopersWorkshop2015/Day_Micro_Propulsion.pdf (accessed 12.05.2018).
18. Hoyt, R., Barnes, I., Voronka, N., Slostad, J. T. *Terminator tape satellite deorbit module*. Patent USA, no. 9016635, 2015.
19. Hoyt, R. P., Barnes, I. M., Voronka, N. R., Slostad, J. T. The Terminator Tape: A Cost-Effective De-Orbit Module for End-of-Life Disposal of LEO Satellites. *Proceedings of AIAA SPACE 2009 Conference & Exposition, 14 September 2009 – 17 September 2009*, Pasadena, California. Available at: <http://www.tethers.com/papers/TermTapeSpace2009.pdf> (accessed 12.05.2018).
20. Stackpole, E. De-Orbit Mechanism for a Small Satellites. *Presentation for Small spacecraft division of NASA Ames research center*, Moffet Field, CA. Available at: http://mstl.atl.calpoly.edu/~bklofas/Presentations/DevelopersWorkshop2009/1_New_Tech_1/2_Stackpole-Deorbit.pdf (accessed 12.05.2018).
21. Funaki, I. Yamakawa, Hiroshi. Solar Wind Sails, Exploring the Solar Wind. *Second International Conference on Innovative Computing Technology (InTech 2012), September 18-20 2012*, pp. 65.
22. Yasumasa, Ashida. *Study on propulsive characteristics of magnetic sail and magneto plasma sail by plasma particle simulations*. PhD dissertation. Kyoto, 2014, pp. 7 – 15. Available at: URL:https://repository.kulib.kyotou.ac.jp/dspace/bitstream/2433/196686/1/rishsh%2001000_028.pdf (accessed 12.05.2018).
23. Lapkhanov, E. O., Palij, O. S. Analiz mozhy'nosti zastosuvannya dvy'gunnoyi ustanovky' z postijny'my' magnitamy' dlya kosmichny'x aparativ na navkolozemnij orbiti [The analysis of the possibility of using an propulsion installation with permanent magnets for space vehicles in the near-Earth orbit]. *Sy'stemni tehnologiyi – System technologies*, 2018, no. 4(117), pp. 24-35.
24. Shuvalov, V. O., Palij, O. S., Lapkhanov, E. O. *Sposib ochy'shennya navkolozemnogo prostoru vid ob'yektiv kosmichnogo smittya shlyaxom vidvedennya yix z orbity' za dopomogoyu vlasnogo magnitnogo polya*. [The method of clearing the near-Earth space from objects of space debris by removing them from orbit with the aid of its own magnetic field.]. *Zayavka na patent Ukrainy' na vy'naxid*, no. a201801742, 2018.
25. Baev, V. K., Bogdanov'ch, B. Yu., Nesterov'ch, A. V. Anal'y'ty'cheskoe opy'sany'e dy'namy'ky' zaryazhenny'x chasty'cz v pole magny'tnogo sfery'cheskogo dy'polya [Analytical description of the dynamics of charged particles in the magnetic spherical dipole field]. *Zhurnal Tekhnicheskoi Fiziki – Technical Physics*, Moscow, 2015, vol. 85, no. 7, pp. 119-124.
26. Alpatov, A. P., Palij, O. S., Lapkhanov, E. O. *Sposib stvorenniya orbital'ny'x ugrupuvan' nano- ta piko-kosmichny'x aparativ ta aparat dlya jogo zdijsnennya* [A method for the formation of orbital groups of nano- and pseudo-spacecraft and apparatus for its implementation.]. *Zayavka na patent Ukrainy' na vy'naxid*, no. a201801744, 2018.
27. Alpatov, A. P., Palij, O. S., Skorik, O. D. Rozrobka konstrukty'vnoyi sxemy' ta vy'bir proektny'x parametriv aerody'namicnoyi sy'stemy' vidvedennya z orbity' rozginny'x stupeniv raket-nosiyiv [The development of the design scheme and the choice of design parameters of the aerodynamic drainage system from the orbits of accelerating degrees of carrier rockets]. *Nauka ta innovaciyi – Science and innovation*, 2017, vol. 13, no. 4, pp. 33 – 45.

СУЧАСНІ ЗАВДАННЯ СТВОРЕННЯ І ВІДВЕДЕННЯ З ОРБИТИ УГРУПОВАНЬ КОСМІЧНИХ АПАРАТІВ КЛАСУ НАНО І ПІКО

Е. О. Лапханов, О. С. Палій

Метою статті є аналіз сучасних завдань, пов'язаних зі створенням і відведенням з орбіти орбітального угруповання космічних апаратів класу нано і піко, а також розгляд можливості застосування пристроїв з постійними магнітами для відведення даних угруповань. В ході дослідження було визначено, що найбільш доцільно застосовувати малі стандартизовані космічні апарати і використовувати їх при створенні розподілених супутникових систем. Це можуть бути як формації, так і угруповання супутників, рознесені на велику відстань. Проведено аналіз сучасних можливостей виведення космічних апаратів класу нано і піко на орбіту. Виходячи з властивостей надмалих космічних апаратів було визначено, що космічні апарати класу нано і піко, в силу їх дуже малих розмірів, пропонується виводити в якості попутної корисного навантаження при виведенні на орбіту великих дорогих космічних апаратів, з метою економії палива. Для полегшення процесу інтеграції космічних апаратів типу кубсат з ракетою-носієм були розроблені спеціальні багатомісні диспенсери. Показані проблеми управління конфігурацією угруповання космічних апаратів класу нано і піко. Проведено аналіз технологій відведення з орбіти космічних апаратів класу нано і піко. Проведено огляд основних двигунних систем космічних апаратів класу нано і піко. Запропоновано новий спосіб створення і відведення з орбіти космічних апаратів класу нано і піко з використанням конструктивної схеми адаптера у вигляді сфери з розташованими по радіусах пусковими контейнерами. Запропоновано технологію розгортання і згортання орбітального угруповання космічних апаратів класу нано і піко з використанням тросових з'єднань і лебідкових пристроїв. Проведено аналіз можливості застосування пристроїв з постійними магнітами для космічних апаратів класу нано і піко і визначені мінімальні порогові характеристики ефективної роботи даних пристроїв. Розглянуто альтернативний метод відведення з орбіти космічних апаратів класу нано і піко за допомогою пристроїв з постійними магнітами при використанні системи згортання.

Ключові слова: угруповання космічних апаратів, космічні апарати класу нано і піко, спеціальні багатомісні диспенсери, технології відведення з орбіти космічних апаратів класу нано і піко, постійний магніт.

THE CURRENT TASKS CONCERNING WITH CREATION AND DEORBITING OF THE FORMATION FLYING GROUPS FROM NANO- AND PICO- SATELLITES

E. A. Lapkhanov, A. S. Paliy

The purpose of the present paper is the analysis of current tasks concerning with creation and deorbiting of the formation flying groups consist of nano- and picosatellites and the consideration of the possibility of using permanent magnet devices for the deorbiting of these groups. During research was determined that it is most expedient to use small standardized spacecraft and use them during the development of distributed satellite systems. It can be both formations, and groups of satellites spaced a long distance. The analysis of the current possibilities for the removal of nano- and pico- spacecraft into orbit is carried out. According to the characteristics and properties of super-small spacecraft because of their super-small size and saving of the rocket fuel, it was determined that these spacecrafts proposed to be launch as a passing payload when large, expensive spacecraft is launched into orbit. To facilitate the integration of spacecrafts such as CubeSats with a carrier rocket, special multi-purpose dispensers were developed. The problems of controlling the configuration of the nano- and pico- satellites formations are shown. The analysis of deorbiting technologies of spacecrafts of the nano- and pico- satellites is carried out. The overview of modern well-known propulsion technologies of nano- and pico- satellites is carried out. The new method of creation and deorbiting of the formation flying groups from nano- and pico- satellites with using new constructive scheme "spherical dispensers" was proposed. The main axes of P-PODs are located along the radiuses of "spherical dispenser". The technology of deploying and "clotting" of the formation flying groups from nano- and pico- satellites with using tether connection and hoist devices was proposed. The analysis of the possibility of implementation of devices with permanent magnets for nano- and pico- satellites is carried out. The low boundaries of effective work of the magnetic devices were determined. An alternative method for deorbiting nano- and pico- spacecrafts with the help of devices with permanent magnets using "clotting" technology is proposed.

Keywords: formation flying, nano- and pico- satellites, special multi-place dispensers, deorbiting technology of spacecrafts of the nano- and pico- satellites, permanent magnet.

Лапханов Эрик Александрович – аспирант отдела системного анализа и проблем управления Института технической механики НАН Украины и НКА Украины, Днепр, Украина, e-mail: Ernando@i.ua.

Палий Александр Сергеевич – мл. науч. сотр. отдела системного анализа и проблем управления Института технической механики НАН Украины и НКА Украины, Днепр, Украина, e-mail: jerr_5@ukr.net.

Erik A. Lapkhanov – PhD student of 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, Dnipro, Ukraine, e-mail: Ernando@i.ua.

Alexander S. Paliy – junior scientist of 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, Dnipro, Ukraine, e-mail: jerr_5@ukr.net.