

ВСЕРОССИЙСКАЯ НАУЧНАЯ КОНФЕРЕНЦИЯ С МЕЖДУНАРОДНЫМ УЧАСТИЕМ

КОСМИЧЕСКИЙ МУСОР: фундаментальные и практические аспекты угрозы

МОСКВА
ИКИ РАН
17 – 19
АПРЕЛЯ
2 0 1 9

Т Е З И С Ы

Всероссийская конференция с международным участием

**«КОСМИЧЕСКИЙ МУСОР:
ФУНДАМЕНТАЛЬНЫЕ И ПРАКТИЧЕСКИЕ АСПЕКТЫ УГРОЗЫ»**

Т Е З И С Ы

**ИКИ РАН, Москва
17-19 апреля 2019 г.**

СЕКЦИЯ 1. СОВРЕМЕННЫЕ И ПЕРСПЕКТИВНЫЕ МЕТОДЫ И СРЕДСТВА НАБЛЮДЕНИЙ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА В ОКОЛОЗЕМНОМ КОСМИЧЕСКОМ ПРОСТРАНСТВЕ **8**

О ФУНДАМЕНТАЛЬНЫХ ИССЛЕДОВАНИЯХ ПО ПРОБЛЕМЕ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА Шустов Б.М.	9
ПРОБЛЕМЫ МОНИТОРИНГА ОКП И НАПРАВЛЕНИЯ РАЗВИТИЯ ТЕХНОЛОГИИ НАБЛЮДЕНИЙ Молотов И.Е.	10
МЕТОД ПЕРВИЧНОГО ОБНАРУЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ В ОКОЛОЗЕМНОМ КОСМИЧЕСКОМ ПРОСТРАНСТВЕ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ТЕХНОЛОГИИ «НАКОПЛЕНИЯ СО СДВИГОМ» Бондарь С.Ф., Иванов Е.А., Плахута А.С., Каткова Е.В.	11
ВЫСОКОСКОРОСТНОЕ МАЛОШУМЯЩЕЕ ФОТОПРИЕМНОЕ УСТРОЙСТВО ДЛЯ НАЗЕМНЫХ НАБЛЮДЕНИЙ ОБЪЕКТОВ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА Афанасьева И.В., Мурзин В.А., Ардиланов В.И., Иващенко Н.Г., Притыченко М.А., Борисенко А.Н.	12
РЕЗУЛЬТАТЫ НАБЛЮДЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА НА СРЕДНЕВЫСОТНЫХ ОРБИТАХ ТЕЛЕСКОПАМИ САЯНСКОЙ ОБСЕРВАТОРИИ ИСЗФ СО РАН Еселевич М.В., Коробцев И.В., Мишина М.Н., Горяшин В.Е., Цуккер Т.Г.	13
ФОТОМЕТРИЧЕСКИЕ НАБЛЮДЕНИЯ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НА ТЕЛЕСКОПЕ АЗТ-ЗЗИК Коробцев И.В., Мишина М.Н.	14
ОПТИЧЕСКИЕ НАБЛЮДЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА В КОУРОВСКОЙ АСТРОНОМИЧЕСКОЙ ОБСЕРВАТОРИИ УРАЛЬСКОГО ФЕДЕРАЛЬНОГО УНИВЕРСИТЕТА Кузнецов Э.Д., Вибе Ю.З., Гламазда Д.В., Кайзер Г.Т., Крушинский В.В., Попов А.А.	15
ФОТОМЕТРИЧЕСКИЕ НАБЛЮДЕНИЯ ИСЗ ОБСЕРВАТОРИИ ISON-КАСТЕЛЬГРАНДЕ Шмальц С.Е., Молотов И.Е., Воропаев В.А., Грациани Ф.	16
ХАРАКТЕРИСТИКИ МАЛОРАЗМЕРНЫХ ФРАГМЕНТОВ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА ПО ДАННЫМ ПОИСКОВЫХ НАБЛЮДЕНИЙ Левкина П.А., Бахтигараев Н.С., Чазов В.В.	17
РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЙ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА В ОБСЕРВАТОРИИ САНГЛОХ ПО НАБЛЮДЕНИЯМ НА ТЕЛЕСКОПЕ ЦЕЙСС-1000 Кохирова Г.И., Бахтигараев Н.С.	18
МОНИТОРИНГ ОКОЛОЗЕМНОГО КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА В КРЫМСКОЙ АСТРОФИЗИЧЕСКОЙ ОБСЕРВАТОРИИ Румянцев В.В., Бирюков В.В.	19
ВОЗМОЖНОСТЬ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ РАДИОЛОКАЦИОННЫХ СТАНЦИЙ ДАЛЬНЕГО ОБНАРУЖЕНИЯ КАК СРЕДСТВ НАБЛЮДЕНИЯ ЗА ВЫСОКООРБИТАЛЬНЫМИ КОСМИЧЕСКИМИ ОБЪЕКТАМИ Бабкин Ю.В.	20
РАДИОЛОКАЦИОННАЯ СТАНЦИЯ ДЛЯ ОБНАРУЖЕНИЯ И ПОСТРОЕНИЯ ТРАЕКТОРИЙ ОБЪЕКТОВ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА, ОПАСНОГО ДЛЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НА НИЗКИХ, СРЕДНИХ И ГЕОСТАЦИОНАРНЫХ ОРБИТАХ Доминюк Я.В., Левитан Б.А., Топчиев С.А., Шишлов А.В., Гачев И.Г., Денисов Г.Г., Самсонов С.В.	21
ВОЗМОЖНОСТИ МЕТОДА РСДБ В ЗАДАЧАХ РАДИОЛОКАЦИИ Дугин Н.А., Нечаева М.Б., Тихомиров Ю.В.	22

ВОЗМОЖНОСТИ ПО РЕГИСТРАЦИИ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА ОПТИЧЕСКИМИ КАМЕРАМИ, РАЗМЕЩАЕМЫМИ НА СПУТНИКАХ ТИПА КУБСАТ Богачёв С.А., Кузин С.В., Перцов А.А., Ерхова Н.Ф., Холодилов А.А.	23
НАБЛЮДЕНИЕ КОСМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ С ПОМОЩЬЮ ЗВЕЗДНЫХ ДАТЧИКОВ НА СПУТНИКАХ «КОРОНАС-Ф» И «КОРОНАС-ФОТОН» Кузин С.В., Перцов А.А., Богачев С.А., Ульянов А.С., Кириченко А.А., Рева А.А.	24
МОНИТОРИНГ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА В ОКОЛОЗЕМНОМ ПРОСТРАНСТВЕ: ОПЫТ МИССИИ «ЛОМОНОСОВ» И ПРОЕКТ «УНИВЕРСАТ-СОКРАТ» Панасюк М.И., Липунов В.М., Свертилов С.И., Горбовской Е.С., Корнилов В.Г., Петров В.Л., Чазов В.В., Яшин И.В.	25
ПРОЕКТ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА «ЛИМБ» ДЛЯ БЫСТРОГО ОБЗОРА ОКОЛОЗЕМНОГО ПРОСТРАНСТВА Прохоров М.Е., Захаров А.И., Тучин М.С.	26
ПРИБОР «НУКЛИД» ДЛЯ ИЗУЧЕНИЯ РАДИОАКТИВНОГО КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА Улин С.Е., Шустов, А.Е., Власик К.Ф., Грачев В.М., Дмитренко В.В., Новиков А.С., Утешев З.М.	27
БОРТОВОЙ ЛАЗЕРНЫЙ ЛОКАТОР ДЛЯ ОРБИТАЛЬНОГО МОНИТОРИНГА КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА Казанцев С.Г.	28
ПРЕДЛОЖЕНИЯ ПО МОНИТОРИНГУ ПОТОКОВ КМ И МИКРОМЕТЕОРОИДОВ В ОБЛАСТИ НОО КОНТАКТНЫМ МЕТОДОМ Степанов Д.В., Усовик И.В.	29
КОНЦЕПЦИЯ СОЗДАНИЯ, ПРИНЦИПЫ ПОСТРОЕНИЯ, ПОКАЗАТЕЛИ ЦЕЛЕВОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ КА ОПЕРАТИВНОГО ОБНАРУЖЕНИЯ И МОНИТОРИНГА МАЛЫХ ВЫСОКООРБИТАЛЬНЫХ ОБЪЕКТОВ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА Емельянов В.А., Ёлкин К.С., Меркушев Ю.К., Рамалданов Р.П.	30
ВЫБОР ОПТИМАЛЬНОГО СПЕКТРАЛЬНОГО ДИАПАЗОНА БОРТОВОЙ ОЭ КАМЕРЫ ДИСТАНЦИОННОГО ОПРЕДЕЛЕНИЯ ФИЗИЧЕСКИХ СВОЙСТВ ОБЪЕКТОВ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА ВБЛИЗИ ГСО Рамалданов Р.П.	31
О РАБОТАХ АО «РКЦ «ПРОГРЕСС» ПО ВОПРОСАМ МЕТОДОЛОГИИ И СРЕДСТВАМ КОСМИЧЕСКОГО БАЗИРОВАНИЯ ДЛЯ НАБЛЮДЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ Шилов Л.Б.	32

СЕКЦИЯ 2. КАТАЛОГИЗАЦИЯ ИСКУССТВЕННЫХ ОБЪЕКТОВ. БАЗЫ ДАННЫХ ИСЗ И КМ, ИНФОРМАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ

33

ОСОБЕННОСТИ ИНФОРМАЦИОННЫХ МОДЕЛЕЙ ДЛЯ ПОСТРОЕНИЯ И ПОДДЕРЖАНИЯ БАЗ ДАННЫХ ОБЪЕКТОВ НА ГЕОЦЕНТРИЧЕСКИХ ОРБИТАХ ПРИ РЕШЕНИИ ПРАКТИЧЕСКИХ ЗАДАЧ ОБЕСПЕЧЕНИЯ БЕЗОПАСНОСТИ КОСМИЧЕСКИХ ОПЕРАЦИЙ Агапов В.М.	34
ОБНАРУЖЕНИЕ НЕИЗВЕСТНЫХ КОСМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ В ОКОЛОЗЕМНОМ ПРОСТРАНСТВЕ ПО РЕЗУЛЬТАТАМ ОПТИЧЕСКИХ НАБЛЮДЕНИЙ Самотохин А.С., Хуторовский З.Н.	35

КАТАЛОГИЗАЦИЯ ОБЪЕКТОВ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА СИСТЕМОЙ КОНТРОЛЯ КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА Фаттахов Р.Р.	36
КОМПЛЕКС БАЗ ДАННЫХ ГЛАВНОГО ИНФОРМАЦИОННО-АНАЛИТИЧЕСКОГО ЦЕНТРА АСПОС ОКП Евсеев Н.А., Сморшко И.А., Степанов И.Б.	37
ОБЕСПЕЧЕНИЕ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТОВ ВЫСОКООРБИТАЛЬНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ Павлова Е.А.	38
НОВЫЙ КОМПЛЕКС ПРОГРАММ ПЛАНИРОВАНИЯ, ОБРАБОТКИ РЕЗУЛЬТАТОВ ОПТИЧЕСКИХ НАБЛЮДЕНИЙ И ВЕДЕНИЯ БАЗЫ ДАННЫХ КОСМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ Андрианов Н.Г., Иванов А.П., Иванов В.Н., Колесса А.Е., Лукьянов А.П., Радченко В.А.	39
БАЗА ДАННЫХ ФОТОМЕТРИИ ИСЗ, СФОРМИРОВАННАЯ ПО НАБЛЮДАТЕЛЬНЫМ ДАННЫМ ММТ-9 Бескин Г.М., Бирюков А.В., Бондарь С.Ф., Давыдов Д.В., Иванов Е.А., Карпов С.В., Каткова Е.В., Орехова Н.В., Перков А.В.	40
АНАЛИЗ ЗАСОРЁННОСТИ ОКОЛОЗЕМНОГО КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА ОБЪЕКТАМИ ТЕХНОГЕННОГО ПРОИСХОЖДЕНИЯ И ИХ ВЛИЯНИЕ НА ФУНКЦИОНИРОВАНИЕ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ Оголев А.В., Морозов С.В.	41
ГЕОИНФОРМАЦИОННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ТРЁХМЕРНЫХ ДИНАМИЧЕСКИХ СЦЕН В ОКОЛОЗЕМНОМ КОСМИЧЕСКОМ ПРОСТРАНСТВЕ Журкин И.Г., Орлов П.Ю.	42
СЕКЦИЯ 3. МОДЕЛИРОВАНИЕ ЭВОЛЮЦИИ ОБЪЕКТОВ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА. ПРОБЛЕМА ТОЧНОСТИ ПРОГНОЗОВ ОБЩЕЙ ОБСТАНОВКИ В ОКП И В ОТДЕЛЬНЫХ ОБЛАСТЯХ ОКП	43
ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕКУЩЕГО И ПРОГНОЗИРУЕМОГО СОСТОЯНИЯ ТЕХНОГЕННОГО ЗАСОРЕНИЯ ОКП С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ОТЕЧЕСТВЕННОЙ МОДЕЛИ КМ Степанов Д.В., Усовик И.В., Яковлев М.В.	44
ОБ ОЦЕНКЕ ОПАСНОСТИ МЕЛКОГО КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА ДЛЯ КОСМИЧЕСКОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ И ЭКОЛОГИИ ЗЕМЛИ Адушкин В.В., Аксенов О.Ю., Вениаминов С.С., Козлов С.И., Дедус Ф.Ф.	45
ИССЛЕДОВАНИЕ ЭВОЛЮЦИИ ОБЛАКОВ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА, ОБРАЗУЮЩИХСЯ В РЕЗУЛЬТАТЕ РАЗРУШЕНИЙ НА ОКОЛОЗЕМНЫХ ОРБИТАХ ОБЪЕКТОВ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ, НА ОСНОВЕ МЕТОДОВ НЕБЕСНОЙ МЕХАНИКИ И МОДЕЛИРОВАНИЯ И ВИЗУАЛИЗАЦИИ РАСПРЕДЕЛЕНИЯ ФРАГМЕНТОВ РАЗРУШЕНИЯ ПО ДАННЫМ ТРАЕКТОРНОГО СЛЕЖЕНИЯ Колюка Ю.Ф., Афанасьева Т.И., Гридчина Т.А., Мартыненко М.В.	46
ТРЕНДЫ В ОСЛАБЛЕНИИ КОРОТКОВОЛНОВОГО СОЛНЕЧНОГО ИЗЛУЧЕНИЯ МЕЛКОМАСШТАБНЫМ КОСМИЧЕСКИМ МУСОРОМ Косарев И.Б., Вениаминов С.С., Козлов С.И.	47
МЕТЕОРНАЯ МАТЕРИЯ В СОЛНЕЧНОЙ СИСТЕМЕ Багров А.В., Леонов В.А.	48
ИССЛЕДОВАНИЕ МЕТЕОРОИДНОГО РИСКА В ОКОЛОЗЕМНОМ ПРОСТРАНСТВЕ МЕТОДАМИ МЕТЕОРНОЙ АСТРОНОМИИ Муртазов А.К.	49

ПРОБЛЕМЫ ПОВЫШЕНИЯ ТОЧНОСТИ И ПРЕЦИЗИОННОСТИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ И ПРОГНОЗИРОВАНИЯ ПАРАМЕТРОВ ДВИЖЕНИЯ ЦЕНТРА МАСС ОБЪЕКТОВ НА ВЫСОКИХ ГЕОЦЕНТРИЧЕСКИХ ОРБИТАХ Агапов В.М.	50
АНАЛИЗ ВЛИЯНИЯ РАЗЛИЧНЫХ ФАКТОРОВ НА ТОЧНОСТЬ ПРОГНОЗА ПАДЕНИЯ ВХОДЯЩИХ В ПЛОТНЫЕ СЛОИ АТМОСФЕРЫ ЗЕМЛИ НЕУПРАВЛЯЕМЫХ КО Кудрявцев С.И., Колюка Ю.Ф., Афанасьева Т.И., Гридчина Т.А.	51
О ФЛИПАХ ОРБИТ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА В ОБЛАСТИ ГЛОБАЛЬНЫХ НАВИГАЦИОННЫХ СПУТНИКОВЫХ СИСТЕМ ПОД ДЕЙСТВИЕМ СВЕТОВОГО ДАВЛЕНИЯ Кузнецов Э.Д., Белкин С.О.	52
ЭВОЛЮЦИЯ ОРБИТ ОБЪЕКТОВ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА КАК СПОСОБ ОПТИМИЗАЦИИ СХЕМ ПЕРЕЛЁТОВ МЕЖДУ НИМИ Баранов А.А., Гришко Д.А.	53
ОЦЕНКА МАНЁВРОВ, ВЫПОЛНЕННЫХ НАБЛЮДАЕМЫМ КОСМИЧЕСКИМ ОБЪЕКТОМ Баранов А.А., Каратунов М.О.	54
УЧЁТ ФОРМЫ И ОРИЕНТАЦИИ КОСМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ ПРИ РАСЧЁТЕ ВЕРОЯТНОСТИ СТОЛКНОВЕНИЯ ОБЪЕКТОВ Каратунов М.О., Баранов А.А.	55
ОСОБЕННОСТИ ДВИЖЕНИЯ ФРАГМЕНТОВ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА ВБЛИЗИ ТОЧКИ ЛИБРАЦИИ 75° В.Д. Бахтигараев Н.С., Левкина П.А., Чазов В.В.	56
СРАВНЕНИЕ РАЗЛИЧНЫХ МЕТОДОВ РАСЧЕТА ВЕРОЯТНОСТИ СТОЛКНОВЕНИЯ ПРИ ОПАСНЫХ СБЛИЖЕНИЯХ КОСМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ Пономарева И.А., Рамазанова Т.К., Шатков С.А.	57
ВЕРОЯТНОСТЬ СТОЛКНОВЕНИЯ ДВУХ ТЕЛ В КОСМИЧЕСКОМ ПРОСТРАНСТВЕ, ОРБИТА ОДНОГО ИЗ КОТОРЫХ ОПРЕДЕЛЕНА С БОЛЬШИМИ ОШИБКАМИ Вавилов Д.Е., Шурякина А.И.	58
ЦИКЛЫ КАССИНИ ВО ВРАЩАТЕЛЬНОМ ДВИЖЕНИИ НЕФУНКЦИОНИРУЮЩЕГО СПУТНИКА ТОПЕКС/ПОСЕЙДОН Ефимов С.С., Притыкин Д.А., Сидоренко В.В.	59
ОПРЕДЕЛЕНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК ВРАЩЕНИЯ ОБЪЕКТА КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА Чувашов И.Н.	60
КОСМИЧЕСКИЙ НАВИГАТОР: ПРОГРАММНЫЙ КОМПЛЕКС ДЛЯ ОПТИМИЗАЦИИ МАНЕВРОВ КА, ПРЕДОТВРАЩАЮЩИХ СТОЛКНОВЕНИЯ Гремячих Л.И., Зеленов Д.А., Казеев Н.А., Устюжанин А.Е.	61
СЕКЦИЯ 4. ПУТИ УМЕНЬШЕНИЯ ЗАСОРЁННОСТИ ОКП. СОВРЕМЕННЫЕ И ПЕРСПЕКТИВНЫЕ ВОЗМОЖНОСТИ БОРЬБЫ С ТЕХНОГЕННЫМ ЗАГРЯЗНЕНИЕМ ОКОЛОЗЕМНОГО ПРОСТРАНСТВА. МЕТОДЫ ПРЕДОТВРАЩЕНИЯ СТОЛКНОВЕНИЙ С ФРАГМЕНТАМИ КМ И ЗАЩИТА КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ	62
СПОСОБЫ И СРЕДСТВА ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ ОБРАЗОВАНИЯ, ЛИКВИДАЦИИ, УТИЛИЗАЦИИ И УВОДА КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА Клюшников В.Ю., Вениаминов С.С., Логинов С.С.	63

МЕТОДЫ И ПРАКТИЧЕСКАЯ РЕАЛИЗАЦИЯ УКЛОНЕНИЙ МКС И ДРУГИХ ФУНКЦИОНИРУЮЩИХ КА ОТ ОПАСНО СБЛИЖАЮЩИХСЯ С НИМИ ОБЪЕКТОВ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА Грудин Д.В., Мельников Е.К.	64
ЭКОЛОГИЯ ВЫВЕДЕНИЯ И ЭКСПЛУАТАЦИИ. ПРОБЛЕМА ВЫСОКОЭЛЛИПТИЧЕСКИХ ОРБИТ Коваленко И.Д., Эйсмонт Н.А., Зеленый Л.М.	65
МОДЕЛИРОВАНИЕ И ОПТИМИЗАЦИЯ СИСТЕМ УБОРКИ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА Синицына А.А., Беляева В.Д., Преображенский А.П., Львович Я.Е.	66
ВЫБОР ОРБИТ ЗАХОРОНЕНИЯ ДЛЯ КРУПНОРАЗМЕРНОГО КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА И ИССЛЕДОВАНИЕ ИХ ДОЛГОВРЕМЕННОЙ ЭВОЛЮЦИИ В РАЗНЫХ ОБЛАСТЯХ ОКОЛОЗЕМНОГО ПРОСТРАНСТВА Афанасьева Т.И., Гридчина Т.А., Колюка Ю.Ф., Лаврентьев В.Г.	67
ВАРИАНТЫ КОМПОНОВОЧНЫХ СХЕМ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ДЛЯ УВОДА КРУПНЫХ ОБЪЕКТОВ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА Щеглов Г.А., Борзенков М.А., Каменев Н.Д., Стогний М.В.	68
ПЕРСПЕКТИВЫ СПОСОБА УВОДА ОБЪЕКТОВ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА ИОННЫМ ПУЧКОМ ДЛЯ ОЧИСТКИ ЗАЩИЩАЕМОЙ ОБЛАСТИ ГЕОСТАЦИОНАРНОЙ ОРБИТЫ Обухов В.А., Попов Г.А., Петухов В.Г., Свотина В.В., Дублева А.П., Усовик И.В., Кириллов В.А.	69
УПРАВЛЕНИЕ СЕРВИСНЫМ КОСМИЧЕСКИМ АППАРАТОМ ПРИ УВОДЕ ОБЪЕКТА КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА ИЗ ЗАЩИЩАЕМОЙ ОБЛАСТИ ГЕОСТАЦИОНАРНОЙ ОРБИТЫ Обухов В.А., Покрышкин А.И., Свотина В.В., Дублева А.П., Усовик И.В.	70
ЭФФЕКТЫ ЭРОЗИОННОГО И ЗАГРЯЗНЯЮЩЕГО ВОЗДЕЙСТВИЯ ПРИ УВОДЕ ОБЪЕКТОВ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА ИОННЫМ ПУЧКОМ Надирадзе А.Б., Обухов В.А., Свотина В.В.	71
БАЛЛИСТИЧЕСКИЙ АНАЛИЗ СИСТЕМЫ АКТИВНОГО УДАЛЕНИЯ ФРАГМЕНТОВ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА НА ГЕОСТАЦИОНАРНОЙ ОРБИТЕ Ишков С.А., Фадеенков П.В., Филиппов Г.А.	72
ТОПЛИВНО-ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЙ АНАЛИЗ ОБЛИКА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ДЛЯ УВОДА КРУПНЫХ ОБЪЕКТОВ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА Баранов А.А., Гришко Д.А., Майорова В.И.	73
ВОЗМОЖНОСТИ ПО КОРРЕКЦИИ ОРБИТ ОПАСНЫХ КОСМИЧЕСКИХ ТЕЛ ИЗЛУЧЕНИЕМ МОЩНОГО ЛАЗЕРА (НА ПРИМЕРЕ АСТЕРОИДА АПОФИС) Литвинов И.И.	74
СХЕМЫ ОРБИТАЛЬНЫХ ЛАЗЕРОВ ДЛЯ УДАЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА Снетков И.Л., Кузнецов И.И., Мухин И.Б., Палашов О.В.	75
АДАПТИВНАЯ ОПТИКА ДЛЯ ЗАДАЧ УНИЧТОЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА Кудряшов А.В., Рукосяев А.Л.	76
МОДУЛЬ РОТОРНОГО СОЛНЕЧНОГО ПАРУСА «ОДУВАНЧИК» Шаповалов А.В., Мельникова В.Г., Тененбаум С.М., Тимакова Е.Д., Лазарев Н.Д., Павлюченко В.А., Корецкий М.Ю.	77
О ПРОБЛЕМАХ, СВЯЗАННЫХ С ОЦЕНКОЙ ЗАЩИТЫ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ОТ УДАРОВ ЧАСТИЦ ОРБИТАЛЬНОГО МУСОРА И МЕТЕОРОИДОВ Мещеряков С.А.	78

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОБОЯ КОНСТРУКЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ КА ФРАГМЕНТАМИ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА Казанцев С.Г.	79
БЕЗОПАСНОЕ ЗАВЕРШЕНИЕ МИССИЙ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НА НИЗКИХ ОКОЛОЗЕМНЫХ ОРБИТАХ Трофимов С.П., Овчинников М.Ю.	80
СПОСОБ УТИЛИЗАЦИИ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА НЕПОСРЕДСТВЕННО НА ОРБИТЕ Баркова М.Е.	81
О ВОЗМОЖНОСТИ РАЦИОНАЛЬНОЙ УТИЛИЗАЦИИ ФРАГМЕНТОВ ОКОЛОЗЕМНОГО КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ КИНЕТИЧЕСКИХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ Новосельцев Д.А.	82
РАЗРАБОТКА ПРЕДЛОЖЕНИЙ ПО ИСПОЛЬЗОВАНИЮ ОТРАБОТАВШЕЙ СТУПЕНИ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ (РАЗГОННОГО БЛОКА) И ОТДЕЛЯЕМОГО НА ТРОСЕ ТРАНСПОРТНОГО СТЫКОВОЧНОГО МОДУЛЯ ДЛЯ СПУСКА С ОРБИТ ОБЪЕКТОВ КРУПНОГАБАРИТНОГО КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА Макаров Ю.Н., Баранов Д.А., Шатров Я.Т., Трушляков В.И.	83

СЕКЦИЯ 5. ВОПРОСЫ ВНУТРИРОССИЙСКОЙ КООРДИНАЦИИ И МЕЖДУНАРОДНОГО СОТРУДНИЧЕСТВА. ПРАВОВЫЕ ВОПРОСЫ

84

РОЛЬ И МЕСТО ШТАТНЫХ КВАНТОВО-ОПТИЧЕСКИХ СИСТЕМ В РЕШЕНИИ ПРОБЛЕМЫ КАТАЛОГИЗАЦИИ ОБЪЕКТОВ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА И ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ ОБ ОПАСНЫХ СБЛИЖЕНИЯХ Шаргородский В.Д., Олейников И.И., Бондаренко А.В.	85
ОПЫТ РЕАЛИЗАЦИИ ТРЕБОВАНИЙ ПО ОГРАНИЧЕНИЮ ЗАСОРЕНИЯ ОКП В РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ Горлов А.Е., Логинов С.С., Попкова Л.Б., Усовик И.В.	86
ИНСТИТУЦИОНАЛЬНЫЕ ПРОБЛЕМЫ И ПУТИ СОВЕРШЕНСТВОВАНИЯ КАДРОВОГО И НАУЧНОГО ПОТЕНЦИАЛА РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ В ОБЛАСТИ КОСМИЧЕСКОГО ПРАВА Олейников И.И., Бондаренко А.В.	87

СЕКЦИЯ 1

СОВРЕМЕННЫЕ И ПЕРСПЕКТИВНЫЕ МЕТОДЫ И СРЕДСТВА НАБЛЮДЕНИЙ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА В ОКОЛОЗЕМНОМ КОСМИЧЕСКОМ ПРОСТРАНСТВЕ

О ФУНДАМЕНТАЛЬНЫХ ИССЛЕДОВАНИЯХ ПО ПРОБЛЕМЕ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА

Шустов Б.М.

Институт астрономии РАН, Москва, Россия, bshustov@inasan.ru

Проблема техногенной засоренности околоземного космического пространства (ОКП), или проще проблема «космического мусора», является самой насущной из списка космических угроз, который также включает астероидно-кометную опасность, проблему «космической погоды», проблему планетарного карантина (биорисков) и др. Это определяется ее очевидным характером и значимостью, подтверждаемой уже многочисленными примерами из сферы космической деятельности человечества.

Задачу парирования угрозы космического мусора (КМ) чаще всего рассматривают как имеющую чисто прикладной характер. Такой подход вполне достаточен, если считать, что мы имеем дело с уже полностью сформировавшейся проблемой, которую мы хорошо изучили, и выработали необходимые методы и средства для ее парирования. Однако, это не так. Проблема КМ многопланова, не все ее аспекты мы понимаем достаточно глубоко, и к тому же с развитием космической деятельности ее содержание постоянно усложняется, а уровень значимости растет.

В последнее время приходит понимание, что к находящейся, в основном, в сфере ответственности ГК «Роскосмос» проблеме техногенной засоренности околоземного космического пространства необходимо активное «подключение» тех, кто занимается фундаментальной наукой.

В докладе кратко обсуждаются перспективы и пути привлечения экспертов и специалистов научных учреждений фундаментального профиля для участие в выработке новых эффективных подходов к эффективному решению проблемы КМ. Особенно перспективным такое участие видится по следующим направлениям:

Развитие прогностических моделей населения КМ.

Привлечение уникальных возможностей (средств, методов и кадрового потенциала) научных учреждений фундаментального профиля для решения проблемы обнаружения и мониторинга малоразмерной фракции КМ.

Развитие новых физических подходов к решению задачи очистки ОКП от объектов космического мусора.

Исследование фундаментальных аспектов устойчивости космической деятельности, в значительной степени определяемой подходами к проблеме КМ.

Задачу изучения и парирования угрозы, связанной с проблемой КМ, как и других космических угроз, нужно решать на системном уровне, как это уже делается в ряде стран, и участие фундаментальной науки должно быть «прописано» в явном виде.

Главный вывод доклада состоит в том, что для эффективного решения проблемы космического мусора, имеющей выраженный прикладной характер, необходимо серьезное «подключение» фундаментальной науки и такое подключение должно осуществляться на системном уровне.

ПРОБЛЕМЫ МОНИТОРИНГА ОКП И НАПРАВЛЕНИЯ РАЗВИТИЯ ТЕХНОЛОГИИ НАБЛЮДЕНИЙ

Молотов И.Е.

ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, Москва, Россия, im62@mail.ru

Понятие "космический мусор" (КМ) охватывает широкий класс космических объектов (КО) искусственного происхождения, находящихся на различных орбитах в околоземном космическом пространстве (ОКП). Дальнейшее освоение ОКП невозможно без знания текущей обстановки, анализа источников и закономерностей эволюции КМ. Поэтому с 2001 г., во исполнение распоряжения Президиума РАН, ИПМ им. М.В. Келдыша РАН были развёрнуты работы по налаживанию регулярного получения измерительных данных, в рамках международного проекта НСОИ АФН.

На разных стадиях проекта, по мере роста уровня знаний о КМ, появлялись новые задачи и проблемы, требующие развития новых средств и методов мониторинга ОКП.

На первом этапе проводились попытки использования для наблюдений КО телескопов, оставшихся в обсерваториях со времен СССР. Но после начала регулярных исследований стало очевидным, что устаревшие неавтоматизированные телескопы с небольшими полями зрения и недостаточным прониканием подходят мало. Были заказаны новые, специально спроектированные телескопы. Поскольку на то время самой неисследованной оставалась ГСО, то основной упор делался на малые обзорные инструменты, способные за ночь перерыть всю видимую часть ГСО. Под серию 22-см телескопов с полем зрения 4x4 градуса была отработана методика "сплошных" (гарантированно детектировавших все доступные по блеску объекты) обзоров ГСО в полосе 18 градусов. Эти работы позволили составить и поддерживать список орбит геостационарных КО с блеском до 15,5 звездной величины.

В связи с началом работы системы АСПОС ОКП Роскосмоса под телескопы апертурой 18 – 19,2 см с полем зрения 7x7 градусов была разработана методика расширенных обзоров, существенно увеличивающая точность орбит большей части ярких ГСО-объектов за счет кратного удлинения измерительных дуг при увеличении числа просмотров ГСО за ночь. В дополнение попутно массово обнаруживались объекты на высокоэллиптических орбитах.

На следующем этапе была сделана попытка увеличить знания о слабых фрагментах КМ на высоких орбитах, с этой целью была разработана методика т.н. «локальных» обзоров в интересах обнаружения некаталогизированных фрагментов космического мусора, образовавшихся при разрушениях КО. С этой целью были заказаны телескопы апертурой 50-см и 65-см с полями зрения больше 2x2 градусов.

В связи с необходимостью верификации развиваемой модели популяции КМ на высоких орбитах, потребовалась разработка методики статистических наблюдений малых фрагментов, которая применяется на модернизированном 80-см телескопе на пике Терскол.

К настоящему моменту наметились значительные проблемы из-за резкого увеличения количества сопровождаемых слабых КО и КО с большим ОПМ. Качество каталога стало существенно неравномерным для различных типов объектов. Количество фрагментов на ГСО и ВЭО постоянно меняется (периодически уменьшаясь на десятки процентов), качество каталога здесь ухудшается, прирост слабых КО на ГСО фактически прекратился.

С целью улучшения качества каталога в части ВЭО-объектов была разработана концепция т.н. барьерного кластерного телескопа, реализующего вытянутое суммарное поле зрения, перекрывающего большую часть из возможных орбит, для наблюдений КО в перигейной области. В интересах повышения точности орбит выявленных пар сближающихся КО целесообразно развернуть подсистему длиннофокусных инструментов для сбора высокоточных ($< 1''$) измерений. Также планируется вернуться к отработке локальных обзоров ГСО с телескопами нового поколения с апертурами 40 см и 50 см.

МЕТОД ПЕРВИЧНОГО ОБНАРУЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ В ОКОЛОЗЕМНОМ КОСМИЧЕСКОМ ПРОСТРАНСТВЕ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ТЕХНОЛОГИИ «НАКОПЛЕНИЯ СО СДВИГОМ»

Бондарь С.Ф., Иванов Е.А., Плахута А.С., Каткова Е.В.

филиал «СОН «Архыз» АО «НПК «СПП», Нижний Архыз, Россия, son.arh@yandex.ru

В связи с прогрессирующими темпами роста количества космических объектов в околоземном космическом пространстве всё большую актуальность приобретает задача первичного обнаружения этих объектов. Особой технической сложностью обладает задача первичного обнаружения слабых (16-18mag) и одновременно с этим быстрых (20-60 угл. сек./сек.) объектов. Примером объекта с подобными параметрами может служить наноспутник (размеры CubeSat) на орбитах с высотами 15 000 - 25 000 км.

В работе описан метод первичного обнаружения КО с использованием технологии “накопления со сдвигом”, позволяющий избежать падения проникающей силы оптических систем с ростом угловой скорости наблюдаемого объекта. Технология “накопления со сдвигом” является программной эмуляцией сопровождения телескопом космических объектов, движущихся с разными скоростями и в разных направлениях одновременно. Алгоритм не имеет ограничений по количеству объектов, одновременно обнаруживаемых в каждом цикле измерений. Выделены ключевые моменты, влияющие на эффективность оптических систем, использующих указанную технологию. Показан пример построения системы на основе быстродействующей малошумящей камеры Andor iXon Ultra 888 с чипом emCCD [1].

Также в работе показаны результаты практического использования метода первичного обнаружения КО на телескопе «Цейсс-600» станции оптических наблюдений «Архыз» АО «НПК «СПП». Телескоп был модернизирован под требования технологии “накопления со сдвигом”, во входном кольце вместо контрзеркала был установлен линзовый корректор-редуктор фокуса вместе со светоприёмником. В результате получено фокусное расстояние телескопа 1120 мм, размер исправленного поля 40 угловых минут. Создана программа обработки изображений с реализацией технологии “накопления со сдвигом”, позволившая получать на телескопе угловые измерения КО с блеском до 17.5 mag одновременно в диапазоне скоростей от 0 до 20 угловых секунд в секунду.

Список цитируемой литературы:

1. Andor iXon Ultra 888 Specification [Электронный ресурс]. – URL: http://www.andor.com/pdfs/specifications/iXon_Ultra_888_EMCCD_Specifications.pdf

ВЫСОКОСКОРОСТНОЕ МАЛОШУМЯЩЕЕ ФОТОПРИЕМНОЕ УСТРОЙСТВО ДЛЯ НАЗЕМНЫХ НАБЛЮДЕНИЙ ОБЪЕКТОВ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА

Афанасьева И.В., Мурзин В.А., Ардиланов В.И., Иващенко Н.Г., Притыченко М.А.,
Борисенко А.Н.

Специальная астрофизическая обсерватория РАН, Нижний Архыз, Россия, riv@sao.ru

Представлен проект широкоформатного фотоприемного устройства (ФПУ) на основе быстродействующей КМОП-матрицы GPixel GSense4040 [1]. В состав ФПУ входит охлаждаемая фотоприемная камера и источник питания. КМОП-матрица имеет формат 4096x4096 пикселей с площадью пикселя $9 \times 9 \text{ мкм}^2$. Кадр считывается через 16 видео-выходов, благодаря чему достигается скорость 24 кадр/с при разрешении 16 бит/пиксель. При этом формируется интенсивный поток цифровых видеоданных – до 6.5 Гбит/с. Для передачи данных используется волоконно-оптическая линия связи длиной до 30 м со стандартным адаптером Ethernet 10 Гбит/с со стороны управляющего компьютера.

ФПУ реализует высокие фотометрические характеристики фотоприемника – низкий шум считывания 3.7 e^- и большой динамический диапазон 86 дБ, получаемый при одновременном считывании по двум видеоканалам с различным усилением. Реализуются режимы считывания с двукратным бинингом, режимы со строковым затвором и с общим сбросом, считывание нескольких фрагментов кадра. Предусмотрена возможность привязки кадров к системе единого времени.

Фотоприемник охлаждается посредством двухступенчатого элемента Пельте, что позволяет достигать рабочей температуры на 40°C ниже температуры окружающей среды и обеспечивать низкий темновой ток при длительных экспозициях. ФПУ предназначено в основном для астрономических применений, поэтому оно имеет герметичную конструкцию и работает в расширенном диапазоне температур окружающей среды от -40°C до $+40^\circ\text{C}$. Предусмотрено воздушное или жидкостное охлаждение радиатора камеры. Ориентировочные габариты фотоприемной камеры – $100 \times 100 \times 200 \text{ мм}$.

Для управления работой ФПУ и сбора данных используется комплекс программ. С помощью интерфейса программирования приложений (API) можно автоматизировать процесс наблюдений.

Разработанные технические решения позволяют реализовать ФПУ с перспективными широкоформатными КМОП-матрицами, такими как GSense6060.

КМОП-ФПУ могут быть использованы в составе быстрых телескопов для панорамного обзора небесной сферы и поиска объектов космического мусора.

Список цитируемой литературы:

1. GSENSE4040 [Электронный ресурс]. – URL: <http://en.gpixelinc.com/nav/60.html>

**РЕЗУЛЬТАТЫ НАБЛЮДЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА
НА СРЕДНЕВЫСОТНЫХ ОРБИТАХ**

ТЕЛЕСКОПАМИ САЯНСКОЙ ОБСЕРВАТОРИИ ИСЗФ СО РАН

Еселевич М.В., Коробцев И.В., Мишина М.Н., Горяшин В.Е., Цуккер Т.Г.

Институт солнечно-земной физики СО РАН, Иркутск, Россия, mesel@iszf.irk.ru

Представлены результаты траекторных и фотометрических наблюдений космического мусора на средневисотных орбитах, выполненных на телескопах АЗТ-33ИК и АЗТ-33ВМ в 2018-2019 гг. Исследовались объекты на околокруговых орбитах, вблизи орбит глобальных навигационных спутниковых систем. Были получены блесковые характеристики малоразмерного космического мусора и определены параметры его вращения. Из траекторных измерений определены значения показателя отношения площади к массе. В ходе поисковых работ на телескопе АЗТ-33ВМ обнаружен неизвестный фрагмент космического мусора, характеристики, которого также приводятся в докладе.

ФОТОМЕТРИЧЕСКИЕ НАБЛЮДЕНИЯ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НА ТЕЛЕСКОПЕ АЗТ-33ИК

Коробцев И.В., Мишина М.Н.

Институт солнечно-земной физики СО РАН, Иркутск, Россия, korobtsev@yandex.ru

Приводятся методика и результаты фотометрических измерений малых космических аппаратов на низкой околоземной орбите, полученные на 1.6- метровом телескопе АЗТ-33ИК Саянской обсерватории ИСЗФ СО РАН. Временное разрешение, обеспечиваемое высокой проникающей способностью телескопа с фотоприёмной камерой с быстрой скоростью считывания, позволяет получать детальную картину изменений блеска и оценивать состояние малых космических аппаратов. Представлены результаты измерений микроспутника, относящегося к новому классу маневрирующих объектов на геостационарной орбите. Полученная фотометрическая информация позволяет выявлять признаки активности космических аппаратов и регистрировать прекращение их эксплуатации.

ОПТИЧЕСКИЕ НАБЛЮДЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА В КОУРОВСКОЙ АСТРОНОМИЧЕСКОЙ ОБСЕРВАТОРИИ УРАЛЬСКОГО ФЕДЕРАЛЬНОГО УНИВЕРСИТЕТА

Кузнецов Э.Д., Вибе Ю.З., Гламазда Д.В., Кайзер Г.Т., Крушинский В.В., Попов А.А.
Уральский федеральный университет, Екатеринбург, Россия, eduard.kuznetsov@urfu.ru

В Коуровской астрономической обсерватории Уральского федерального университета (КАО УрФУ) выполняются регулярные оптические наблюдения искусственных спутников Земли и космического мусора. Основным инструментом, на котором выполняются наблюдения, телескоп СБГ оптической системы Шмидта с фокусным расстоянием 0.8 м и зеркалом с рабочим диаметром 0.4 м. Телескоп оснащен ПЗС-камерой Apogee Alta U32 на основе ПЗС-матрицы Кодак KAF-3200ME-1, имеющей 2184 x 1472 элементов размером 6.8 x 6.8 мкм. Разрешение системы составляет 1.8"/пиксель. Поле зрения — 65' x 44'. Предельная звездная величина для подвижных объектов — 16^m–17^m в зависимости от скорости движения объекта в поле зрения. Система точного времени использует 12-канальный GPS-приемник Acutime 2000 GPS Smart Antenna.

Программа позиционных наблюдений на телескопе СБГ включает космические аппараты и фрагменты космического мусора на геосинхронных, супергеосинхронных, высокоэллиптических и средних орбитах. Точность позиционных наблюдений высокоорбитальных космических объектов составляет 1"–3".

Для автоматизации управления телескопом СБГ во время наблюдений искусственных объектов в обсерватории разработана программа SBGControl [1]. Астрометрическая обработка наблюдений выполняется с помощью программы FitsSBG [2], разработанной в КАО УрФУ. Определение предварительных орбит и построение улучшенных орбит производится с помощью программного комплекса Celestial Mechanics [3]. Вычисление орбит и прогноз долгопериодической эволюции объектов выполняется с помощью «Численной модели движения искусственных спутников Земли» [4], разработанной в НИИ ПММ Томского государственного университета.

Сотрудники КАО УрФУ имеют опыт наблюдения быстро движущихся космических объектов. Неоднократно выполнялись позиционные наблюдения отделяющихся частей ракеты-носителя «Союз» при запуске космических аппаратов на солнечно-синхронную орбиту с космодрома «Байконур» с целью прогнозирования координат точек падения.

В настоящее время в обсерватории проводятся регулярные наблюдения космического аппарата «Спектр-Р», движущегося по высокоапогейной орбите.

Работа поддержана Министерством науки и высшего образования Российской Федерации (базовая часть государственного задания, РК №АААА-А17-117030310283-7) и Правительством Российской Федерации (Постановление №211, контракт №02.А03.21.0006).

Список цитируемой литературы:

1. Glamazda D. Principal algorithms for the control of Kouravka Observatory SBG camera // *Astrophys. Bulletin*. 2012. V. 67. №2. С. 237–244.
2. Кузнецов Э.Д., Захарова П.Е. Программный комплекс для обработки ПЗС-наблюдений ИСЗ на телескопе СБГ Коуровской астрономической обсерватории // *Околоземная астрономия 2009. Сборник трудов конференции*, Казань, 22–26 августа 2009 г. М.: ГЕОС, 2010. С. 267–269.
3. Beutler G. *Methods of Celestial Mechanics*. Berlin, Heidelberg: Springer-Verlag, 2005. V. 1, 464 p.; V. 2, 448 p.
4. Бордовицына Т.В., Батурин А.П., Авдюшев В.А., Куликова П.В. Численная модель движения ИСЗ. Новая версия // *Изв. вузов. Физика*. 2007. Т. 50. Вып. 12/2. С. 60–65.

ФОТОМЕТРИЧЕСКИЕ НАБЛЮДЕНИЯ ИСЗ ОБСЕРВАТОРИИ ISON-КАСТЕЛЬГРАНДЕ

Шмальц С.Е.¹, Молотов И.Е.¹, Воропаев В.А.¹, Грациани Ф.²

¹ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, Миусская пл., д. 4, Москва, Россия, sergiuspro77@gmail.com

²GAUSS S.r.l., Via Sambuca Pistoiese 70, Roma, Италия

С октября 2017 года в рамках проекта CastelGAUSS [1] – сотрудничество ИПМ РАН, итальянской частной компании GAUSS S.r.l. и коммуны Кастельгранде – введена в эксплуатацию на регулярной основе обсерватория ISON-Кастельгранде в южной Италии. В июне 2018 года обсерватория получила код L28 Центра малых планет (MPC).

Основными направлениями работы обсерватории являются оптические наблюдения искусственных спутников Земли (ИСЗ) и космического мусора, малых тел Солнечной системы (астероидов и комет), оптических послесвечений гамма-всплесков. Проводятся астрометрические и фотометрические наблюдения.

На текущий момент единственным инструментом обсерватории является 22-см телескоп ORI-22 системы Гамильтона-Ньютона (фокусное расстояние – 510 мм), оснащённый ПЗС-камерой FLI ML 0900 (размер матрицы – 3056×3056 пкс, размер пикселя – 12 мкм, поле зрения – 4.2×4.2 градуса), GPS-приёмником и установленный на монтировке Skywatcher EQ-6 SynScan Pro в 3-м куполе Scopedom 3M. Ведётся подготовка к установке 35-см телескопа. Для управления всем оборудованием обсерватории используется ПО FORTE, для обработки полученных снимков используется ПО APEX. [2]

С января 2018 года начались пробные фотометрические наблюдения ИСЗ и космического мусора в рамках наблюдений спутника Angosat-1 (NORAD 43087). В течение 2018 года также были проведены первые фотометрические наблюдения околоземных астероидов, например, 2018 RC. [3] За весь 2018 год было получено более 30 кривых блеска ИСЗ различных типов, был собран достаточный материал, был приобретён необходимый опыт и был отработан метод, чтобы с 2019 года начать уже систематизированную работу по фотометрии ИСЗ.

В настоящее время проводятся регулярные фотометрические наблюдения ИСЗ трёх групп: 1) ИСЗ с большим отношением площади к массе, 2) вторые ступени ракеты-носителя Falcon 9, и 3) контейнеры полезной нагрузки Sylva 5 ракеты-носителя Ariane 5. За период с середины февраля до середины марта 2019 года уже были проведены фотометрические наблюдения для подавляющего большинства ИСЗ второй группы (от 1 до 3 раз на разных фазовых углах и участках орбиты), и нескольких ИСЗ первой и третьей группы. В общей сложности за этот период получено кривых блеска около 20 ИСЗ. Планируется проводить квази-одновременные базисные наблюдения для выборочных ИСЗ. Позже добавятся иные целевые группы.

Цели фотометрических наблюдений ИСЗ: 1) определение периода вращения ИСЗ на момент наблюдения, 2) отслеживание и изучение изменения периода вращения в течение времени, 3) определение ориентации ИСЗ на орбите в пространстве, 4) накопление данных о физических характеристиках ИСЗ для будущих космических миссий по активному удалению космического мусора, 5) определение фотометрического “почерка” различных типов ИСЗ с целью определения типа ИСЗ, для которого отсутствует априорная информация, и 6) создание базы данных фотометрии ИСЗ.

Список цитируемой литературы:

1. Graziani, F. et al. (2018). CastelGAUSS Project: Observations of NEOs and GSO objects at the ISON-Castelgrande Observatory. In: IAC-18-A6.IP.1 69th International Astronautical Congress (IAC), Bremen, Germany, 1–5 October 2018.
2. Kouprianov, V. (2012). Apex II + FORTE: data acquisition software for space surveillance. In: 39th COSPAR Scientific Assembly. Held 14–22 July 2012, in Mysore, India. Abstract PPP. 2-3-12, p. 974.
3. Schmalz, S. et al. (2019). ISON's sub-network of small aperture telescopes for observations of NEOs, space debris and meteors. In: 1st NEO and Debris Detection Conference, 22–24 January 2019, Darmstadt, Germany.

ХАРАКТЕРИСТИКИ МАЛОРАЗМЕРНЫХ ФРАГМЕНТОВ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА ПО ДАННЫМ ПОИСКОВЫХ НАБЛЮДЕНИЙ

Левкина П.А.¹, Бахтигараев Н.С.¹, Чазов В.В.²

¹Институт астрономии Российской академии наук, Москва, Россия, ayvazovskaya@inasan.ru

²Государственный астрономический институт им. П.К. Штернберга, Московский государственный университет им. М.В. Ломоносова, Москва, Россия

На комплексе телескопа Zeiss-2000 обнаруживаются малоразмерные объекты, недоступные телескопам с меньшей апертурой. Массив регулярно открываемых объектов, отсутствующих в каталогах, позволяет сделать вывод о заселённости околоземного космического пространства малоразмерными фрагментами космического мусора.

В октябре 2018 года состоялся сеанс поисковых наблюдений объектов космического мусора на телескопе Zeiss-2000 Терскольской обсерватории ИНАСАН. Орбитальные параметры объектов были получены с помощью численно-аналитической теории движения ИСЗ и космического мусора, разработанной в ГАИШ МГУ.

Было обнаружено более десяти различных фрагментов, большинство из которых находится в геостационарной области. Блеск всех объектов испытывает значительные резкие колебания, с амплитудой от 5 до 7 звездных величин в течение нескольких минут. Период вращения большинства обнаруженных объектов оценивается в ~2 минуты. Для некоторых новых объектов удалось оценить величину отношения площади к массе по данным нескольких наблюдательных ночей.

Характеристики одного из новых объектов, № 92918, представлены в настоящей работе.

Объект, позже каталогизированный под номером 92918, был открыт нами 28.06.2018 при наблюдениях на пике Терскол. Наблюдался 4 ночи (с 28.06.2018 по 01.07.2018), за это время было получено 486 положений. Средняя квадратическая погрешность измерений составила ~0.3" по прямому восхождению и склонению.

Амплитуда блеска этого объекта изменяется в диапазоне от 15.3 до 20.8 звездной величины, средняя оценка блеска – 18.7 звездной величины. Период вращения объекта был оценен в 2.2 минуты. По четырем ночам наблюдений оценка величины отношения площади к массе составила 3.71 м²/кг. Объект находится в геостационарной области, с эксцентриситетом орбиты, равным 0.11089, и наклоном орбиты, равным 3.72159 градуса.

При отождествлении фрагментов космического мусора на основе координатной информации наиболее значимыми для процедуры отождествления элементами орбиты являются углы наклона плоскости орбиты и долготы восходящего узла относительно плоскости экватора. По критерию А.С. Сочилиной [1] на диаграмме «угол наклона – долгота восходящего узла» объекты космического мусора образуют скопления. Обнаруженный объект 92918 попадает в группу осколков с номером COSPAR 68081. Это обломок разгонного блока Titan 3C Transtage, взорвавшегося на геостационарной орбите в 1992 году. Чтобы провести сравнение, элементы орбит фрагментов Transtage были заимствованы в базе параметров движения NORAD [2].

Работа выполнена при поддержке гранта Президента Российской Федерации для государственной поддержки молодых российских ученых (МК-6640.2018.2).

Список цитируемой литературы:

1. Киладзе Р.И., Сочилина А.С. Теория движения геостационарных спутников. Тбилиси, 2008.
2. <http://celestrak.com/NORAD/elements/>

РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЙ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА В ОБСЕРВАТОРИИ САНГЛОХ ПО НАБЛЮДЕНИЯМ НА ТЕЛЕСКОПЕ ЦЕЙСС-1000

Кохирова Г.И.¹, Бахтигараев Н.С.²

¹*Институт астрофизики АН Республики Таджикистан, Душанбе, Республика Таджикистан
kokhirova2004@mail.ru*

²*Институт астрономии Российской академии наук, Москва, Россия, nail@inasan.ru*

В 2016 году после 26-летнего перерыва был восстановлен и модернизирован телескоп Цейсс-1000 Международной астрономической обсерватории Санглох Института астрофизики АН Республики Таджикистан. В восстановительных работах активное участие принимали сотрудники ИНАСАН. Местоположение обсерватории с координатами $\varphi = 38.3^\circ \text{ N}$, $\lambda = 69.2^\circ \text{ E}$, $h = 2190 \text{ м}$ и с одним из лучших на территории бывшего СССР астроклиматом даёт отличные условия для исследований движения космических объектов на геостационарной орбите, особенно для объектов, движущихся вблизи точки либрации 75° в.д. С сентября 2016 г. по август 2018 г. на Санглохе было проведено четыре сеанса наблюдений фрагментов космического мусора по научным направлениям, ведущимся в ИНАСАН и ИА АН РТ. У одного из объектов было обнаружено резкое изменение элементов орбиты. В работе приводятся результаты детальных исследований поступательно-вращательного движения и характер изменения блеска нескольких фрагментов космического мусора, движущихся в режиме либрации вокруг точки 75° в.д.

Список цитируемой литературы:

1. Кохирова Г.И., Рахими Ф.К., Крючков С.В., Николенко И.В., Мулло-Абдолов А.Ш., Хамроев У.Х., Абдуллоев С.Х. Новый «Первый свет» телескопа Цейсс-1000 Международной астрономической обсерватории Санглох. Известия АН РТ. Отделение ФМХГТН, 2016, № 1 (162), с. 59-69.
2. Бахтигараев Н.С., Кохирова Г.И., Хамроев У.Х., Мулло-Абдолов А.Ш., Чазов В.В. Наблюдения высокоорбитальных космических объектов в международной астрономической обсерватории Санглох. Доклады Академии наук Республики Таджикистан, том 60, №1-2, 2017 г. С. 42-49.

МОНИТОРИНГ ОКОЛОЗЕМНОГО КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА В КРЫМСКОЙ АСТРОФИЗИЧЕСКОЙ ОБСЕРВАТОРИИ

Румянцев В.В., Бирюков В.В.

Крымская астрофизическая обсерватория РАН, rum@crao.crimea.ru

Исследования популяции искусственных объектов в ближнем околоземном космическом пространстве (ОКП) ведутся в КрАО начиная с 2003 г., когда ИПМ РАН организовал пробные наблюдательные компании с участием академических обсерваторий.

Имеющийся задел по наблюдению «быстрых астероидов» позволил в кратчайшие сроки организовать работу по мониторингу космического мусора. Из первых результатов следует отметить подтверждение существования облаков фрагментов в геостационарной области (ГСО) порождённых разрушением КА «Экран» и ступеней «Транстейдж». Ещё более значимым результатом было получение независимого подтверждения существования малоразмерных объектов с уникально большим отношением площади к массе. Наличие широкоугольного телескопа АТ-64 и разработка оригинальных методов обработки данных позволили перейти к массовым наблюдениям и последующей каталогизации объектов космического мусора.

Установка ПЗС-камеры в прямой фокус телескопа ЗТШ (2,6 м) позволила выявить большое количество малоразмерных объектов блеском до 20 зв. в., что соответствует размерам ~ 10 см.

Последующая разработка и ввод в строй с 2007 г. специализированных широкоугольных телескопов сравнительно небольшой апертуры (~ 20 см) позволила начать регулярные обзоры ГСО и объектов типа «Молния» до 16 зв. в. Это помимо самих результатов дало мощный толчок к развитию в России целой подсистемы обзорных телескопов (НСОИ АФН, АНЦ и др.) обнаруживающих в настоящее время порядка тысячи новых объектов ежегодно.

В КрАО в течение года наблюдаются около двух тысяч объектов, в том числе ряда важных объектов, сходящих с орбиты и впоследствии сгорающих в атмосфере Земли. За последний год (около 200 наблюдательных ночей) тремя телескопами измерено около 1,8 млн. положений космических объектов от 8 до 18 зв. в. что является значимым вкладом в поддержании российского каталога ОКП.

ВОЗМОЖНОСТЬ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ РАДИОЛОКАЦИОННЫХ СТАНЦИЙ ДАЛЬНОГО ОБНАРУЖЕНИЯ КАК СРЕДСТВ НАБЛЮДЕНИЯ ЗА ВЫСОКООРБИТАЛЬНЫМИ КОСМИЧЕСКИМИ ОБЪЕКТАМИ

Бабкин Ю.В.

Радиотехнический институт им. акад. А.Л. Минца, Москва, Россия

Рассмотрены возможности современных радиолокационных средств (РЛС) дальнего обнаружения по наблюдению высокоорбитальных космических объектов (ВОКО). В данной работе под ВОКО понимаются объекты, находящиеся дальности большей, чем 10 тысяч километров. До настоящего времени основным источником информации об орбитальных параметрах являются оптические средства наблюдения. При этом основная задача современных РЛС дальнего обнаружения состоит в мониторинге околоземного космического пространства для низкоорбитальных космических объектов.

При наблюдениях объектов на высоких орбитах главной сложностью является низкий уровень мощности ответного сигнала. Применение пачки с когерентным суммированием сигнала позволяет обнаруживать объекты на расстояниях до нескольких десятков тысяч километров. Отрицательной стороной при этом является длительное время получения одного замера (до нескольких секунд).

В силу длительного по времени получения замера, а также по ряду других причин, наблюдения ВОКО на радиолокационной станции должны производиться в особом режиме, когда все энергетические мощности и временные ресурсы станции тратятся на наблюдение ВОКО. Большая длительность получения одного замера вынуждает проводить обнаружение и наблюдение ВОКО по априорным орбитальным данным.

Комплекс алгоритмов и программ, реализованных на РЛС ДО может обеспечить оперативное наблюдение объектов в секторе ответственности вне зависимости от погодных условий и времени суток. Наблюдения ВОКО могут проводиться с целью определения (уточнения) параметров орбиты, а так же с целью подтверждения нахождения объекта в данной области.

**РАДИОЛОКАЦИОННАЯ СТАНЦИЯ ДЛЯ ОБНАРУЖЕНИЯ И ПОСТРОЕНИЯ
ТРАЕКТОРИЙ ОБЪЕКТОВ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА,
ОПАСНОГО ДЛЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ
НА НИЗКИХ, СРЕДНИХ И ГЕОСТАЦИОНАРНЫХ ОРБИТАХ**

Доминюк Я.В.¹, Левитан Б.А.¹, Топчиев С.А.¹, Шишлов А.В.¹, Гачев И.Г.², Денисов Г.Г.²,
Самсонов С.В.²

¹ПАО «Радиофизика», Москва, Россия

²Федеральный исследовательский центр Институт прикладной физики
Российской академии наук, Нижний Новгород, Россия, samsonov@ipfran.ru

Рассмотрена РЛС миллиметрового диапазона длин волн (35 ГГц) с антенной в виде активной фазированной антенной решетки (ФАР) на прием и пассивной ФАР на передачу для обнаружения и определения траекторных параметров космических объектов (КО) малых размеров.

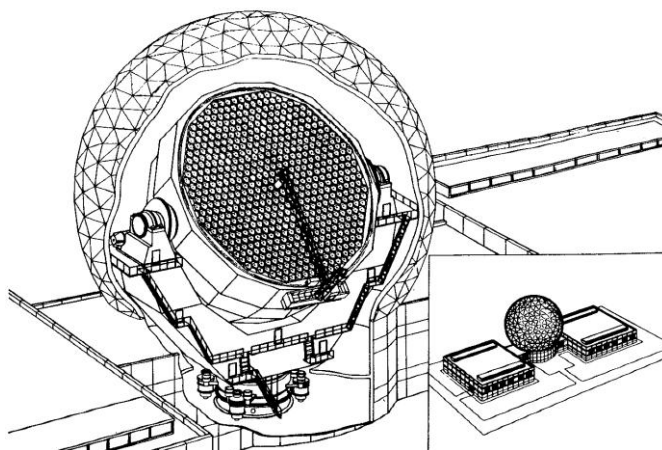


Рис. 1. РЛС с ФАР для мониторинга космического пространства (диаметр антенны – 18 м, количество приемно-передающих модулей – 594, излучаемая импульсная мощность – 100 кВт).

На основе теоретического анализа и опыта предшествующих разработок в данном направлении [1] сделан вывод о возможности реализации системы, способной осуществлять необходимую локацию КО с эффективной поверхностью рассеивания (ЭПР) до 1 см² при дальностях до 1-2 тыс. км. Одним из ключевых факторов, заложенных в данный анализ, является принципиальная возможность использования в качестве передатчика мощной (до 200 кВт импульсной и 20 кВт средней), широкополосной (до 2 ГГц) gyro-ЛБВ [2] и квазиоптического волноводного тракта с малыми потерями [3].

Работа выполнена при частичном финансировании в рамках госзадания ИПФ РАН (тема № 0035-2019-0008).

Список цитируемой литературы:

1. Толкачев А.А., Левитан Б.А., Мясников В.Е., Соколов Е.В., Денисов Г.Г. «Гироприборы в мощной радиолокации миллиметрового диапазона волн», Радиотехника, 2007, №10, с.69-74.
2. Самсонов С.В., Гачев И.Г., Денисов Г.Г., Богдашов А.А., Мишакин С.В., Фикс А.Ш., Солуянова Е.А., Тай Е.М., Доминюк Я.В., Мурзин В.Н., Левитан Б.А., «Широкополосная импульсная gyro-ЛБВ Ка-диапазона на основе волновода с винтовой гофрировкой», Радиотехника, 2014, №4, с.104-112.
3. Богдашов А.А., Денисов Г.Г., Самсонов С.В., Гачев И.Г., Доминюк Я.В., Мурзин В.Н., Левитан Б.А. «Волноводный тракт высокого уровня мощности Ка-диапазона с полосой 1 ГГц», Известия вузов. Радиофизика, 2015, т.58, №10, с.867-880.

ВОЗМОЖНОСТИ МЕТОДА РСДБ В ЗАДАЧАХ РАДИОЛОКАЦИИ

Дугин Н.А.¹, Нечаева М.Б.², Тихомиров Ю.В.³

¹ННГУ им. Н.И. Лобачевского, Нижний Новгород, Россия, ndugin@yandex.ru

²ОКБ МЭИ, Москва, Россия

³НИРФИ ННГУ, Нижний Новгород, Россия

Одной из важнейших задач обеспечения космической безопасности Земли является разработка эффективных методов обнаружения и определения параметров движения космических объектов как искусственного происхождения (космический мусор), так и естественных космических тел (астероидов, комет), сближающихся с Землей.

В начале 2000-х годов был предложен метод РСДБ-локации [1], основанный на приеме сигналов локатора, отраженных от объекта, сетью наземных приемных пунктов, работающих в режиме радиоинтерферометрии со сверхдлинной базой (РСДБ). Он успешно применялся в экспериментах по наблюдению объектов космического мусора в околоземном космическом пространстве и для наблюдения астероидов, находившихся на расстояниях от Земли в пределах лунной орбиты [2]. Была достигнута высокая точность определения параметров движения исследуемых объектов, однако, требовалось относительно точное целеуказание от других средств обнаружения (в основном, оптических) и большие затраты мощности локатора при решении задачи обнаружения мелких фрагментов космического мусора.

В развитие данной тематики был предложен вариант радиолокационного комплекса, использующий корреляционную обработку прямого сигнала локатора с сигналом, рассеянным от объекта [3]. Этот комплекс существенно повышает вероятность обнаружения цели в ситуации возникновения просветного эффекта. Метод просветной радиолокации основан на явлении многократного увеличения эффективной площади рассеяния объекта при рассеянии зондирующего сигнала вперед, причем форма цели и материал, из которого она состоит, не имеют значения. Были предложены варианты построения наземно-космических радиолокационных систем [4] для мониторинга космического пространства с использованием имеющихся земных передатчиков, передатчиков КА, а также сигналов естественных космических радиоисточников, в первую очередь Солнца. Для отработки методики локации различных объектов с использованием просветного рассеяния применялись РСДБ-пункты с антеннами разной эффективной площади и зондирующие сигналы ИСЗ.

В докладе анализируются результаты первых экспериментальных работ на приемных РСДБ комплексах по обнаружению воздушных и космических объектов при их зондировании радиоизлучением передатчиков космических аппаратов.

Список цитируемой литературы:

1. Нечаева М.Б., Антипенко А.А., Дементьев А.Ф., Дугин Н.А., Снегирев С.Д., Тихомиров Ю.В. РСДБ-исследования в Научно-исследовательском радиофизическом институте. Изв.ВУЗов «Радиофизика», 2007, т.50, №7, с. 577-592.
2. М.Б. Нечаева, Н.А. Дугин, А.А. Антипенко, Д.А. Безруков, В.В. Безруков, В.В. Войтюк, А.Ф. Дементьев, Н. Екабсонс, М. Клаперс, А.А. Коноваленко, В.Ф. Кулишенко, А.С. Набатов, В.Н. Нестерук, Д. Пупильо, А.М. Резниченко, Э. Салерно, С.Д. Снегирев, Ю.В. Тихомиров, Р.В. Хуторной, К. Шкирманте, И. Шмелд, Чагунин А.К. РСДБ-локация астероида 2012 DA14. Изв.ВУЗов «Радиофизика», 2014, т.57, №10, с. 774-783.
3. Радиолокационный комплекс, Антипенко А.А., Дементьев А.Ф., Дугин Н.А., Нечаева М.Б., Тихомиров Ю.В. Патент на изобретение № 2422849 (RU 2 422 849 C1) от 27.07.2011 (заявка № 2010106988, приоритет 24.02.2010). опубл. 27.06.2011, Бюл. № 18. — 13 с. : ил.
4. Радиолокационный комплекс для обнаружения астероидов. Дугин Н.А., Бляхман А.Б. Патент на изобретение № 2625542 (RU 2 625 542 C1), заявка № 2016136255/28 (056981) от 08.09.2016, опубл. 14.07.2017, Бюлл. № 20 : ил.

ВОЗМОЖНОСТИ ПО РЕГИСТРАЦИИ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА ОПТИЧЕСКИМИ КАМЕРАМИ, РАЗМЕЩАЕМЫМИ НА СПУТНИКАХ ТИПА КУБСАТ

Богачёв С.А., Кузин С.В., Перцов А.А., Ерхова Н.Ф., Холодилов А.А.

Физический институт им. П.Н. Лебедева Российской академии наук, Москва, Россия,

bogachev@lebedev.ru

Результатом космической деятельности человека, начавшейся в середине XX столетия, стало появление в космическом пространстве большого числа объектов искусственного происхождения, которые уже не используются для полезных целей – так называемого космического мусора. Число таких объектов в последние годы значительно выросло, особенно в области высот до примерно 2000 км, что становится всё большей проблемой для международного космического сообщества.

В настоящее время космические агентства разных стран работают над проектами по поиску, каталогизации и удаления с орбиты элементов мусора, например, проект «Deorbit» Европейского космического агентства [1] или проект «CleanSpace One» Федерального института технологий Швейцарии [2]. Значительная часть таких проектов, однако, направлена на поиск и удаление с орбиты крупных объектов с размером более 10 см. Та часть космического мусора, которая приходится на объекты меньших размеров, в настоящее время исследована гораздо хуже, в том числе из-за сложностей при наблюдении таких объектов с поверхности Земли. Одним из способов решения данной проблемы являются космические наблюдения с помощью малых аппаратов и кубсатов.

Для субмиллиметровых объектов мусора широко обсуждается возможность их прямой регистрации с помощью пьезоэлектрических детекторов пыли, устанавливаемых на кубсатах формата 3U [3]. В области размеров порядка 1 см более эффективными являются оптические измерения, основанные на наблюдениях мусора в отраженном свете Солнца. В ходе космических экспериментов СПИРИТ и ТЕСИС на аппаратах программы КОРОНАС была показана принципиальная возможность такой регистрации, а также возможность определения характеристик орбит элементов мусора, в том числе по одному сеансу наблюдения [4]. В настоящем докладе мы обсуждаем возможности по переносу и реализации схожей программы исследований на аппаратах типа кубсат. Подробно обсуждаются характеристики научной аппаратуры с учётом габаритных и иных ограничений, а также возможности аппаратуры с точки зрения расстояния до наблюдаемых объектов и их размера.

Список цитируемой литературы:

1. Clean Space, e.Deorbit Implementation Plan. Tech. Rep., ESA. Ref. ESA-TEC-SC-TN-2015-007, 2015.
2. Richard, M., Kronig, L., Belloni, F., et al., Uncooperative rendezvous and docking for microsats: the case for CleanSpace One. In: 6th International Conference on Recent Advances in Space Technologies, 2013
3. Brumbaugh, K.M., Kjellberg, H.C., Glenn Lightsey, E., et al., In-situ sub-millimeter space debris detection using cubesats, Advances in the Astronautical Sciences, V. 144, P. 789-803, 2012
4. Кузин С.В., Ульянов А.С., Шестов С.В. и др., Наблюдение космических объектов с помощью оптических датчиков в экспериментах СПИРИТ/КОРОНАС-Ф и ТЕСИС/КОРОНАС-Фотон, Механика, управление и информатика, 1(13), 58-68, 2013

НАБЛЮДЕНИЕ КОСМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ С ПОМОЩЬЮ ЗВЕЗДНЫХ ДАТЧИКОВ НА СПУТНИКАХ «КОРОНАС-Ф» И «КОРОНАС-ФОТОН»

Кузин С.В., Перцов А.А., Богачев С.А., Ульянов А.С., Кириченко А.А., Рева А.А.

Физический институт им. П.Н. Лебедева РАН, Москва, Россия, s.kuzin@lebedev.ru

На спутниках КОРОНАС-Ф (2001-2005 гг.) и КОРОНАС-ФОТОН (2009 г.) были установлены комплексы аппаратуры (СПИРИТ и ТЕСИС, соответственно) для исследования солнечной короны, разработанная в Физическом институте им. П.Н. Лебедева РАН. Так как спутники имели одноосную систему ориентации, а то для привязки регистрируемых изображений Солнца к одной из систем координат, в состав обоих комплексов были включены звездные датчики собственной разработки. Особенностью этих звездных датчиков являлось то, что их данные не обрабатывались на борту, а передавались на Землю. Большое количество полученных изображений включало треки изображений космических объектов (КО). Всего было зарегистрировано более 500 треков, что соответствует одной регистрации за 8 минут непрерывного наблюдения. На спутнике КОРОНАС-Фотон с помощью звездных датчиков было зарегистрировано предположительное разрушение солнечной панели с образованием 1000 зарегистрированных объектов.

МОНИТОРИНГ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА В ОКОЛОЗЕМНОМ ПРОСТРАНСТВЕ: ОПЫТ МИССИИ «ЛОМОНОСОВ» И ПРОЕКТ «УНИВЕРСАТ-СОКРАТ»

Панасюк М.И.^{1,2}, Липунов В.М.^{1,3}, Свертилов С.И.^{1,2}, Горбовской Е.С.³, Корнилов В.Г.^{1,3},
Петров В.Л.², Чазов В.В.³, Яшин И.В.²

¹*Московский государственный университет им. М.В. Ломоносова, физический факультет*

²*Московский государственный университет им. М.В. Ломоносова, Научно-исследовательский институт ядерной физики им. Д.В. Скобельцына*

³*Московский государственный университет им. М.В. Ломоносова, Государственный астрономический институт им. П.К. Штернберга, sis@coronas.ru*

Представлены результаты работы роботизированных оптических широкопольных камер МАСТЕР-"ШОК" на борту космической обсерватории «Ломоносов» в 2016 г. Всего автоматическая система обнаружения транзиентов передала на Землю 22181 изображений движущихся объектов с отношением сигнал/шум более 5. Из них примерно 84% оказались изображениями (иногда многократными) известных ИСЗ и их осколков (космический мусор). 16% изображений относилось к каталогизированным объектам. Первый опыт оптического мониторинга космического пространства из космоса показал высокую эффективность и большой потенциал применения светосильных камер в космосе, созданных на базе математического обеспечения и технологии роботизированных оптических комплексов МАСТЕР.

Также обсуждается новый проект Московского университета «Универсат-СОКРАТ», в рамках которого с помощью группировки малых спутников предполагается осуществлять в реальном времени мониторинг потенциальных угроз, в том числе космической радиации, опасных объектов в околоземном пространстве, включая космический мусор, а также электромагнитные транзиенты. Для указанных целей на спутниках группировки должна быть установлена аппаратура для регистрации энергичных заряженных частиц, детекторы инфракрасного, ультрафиолетового, рентгеновского и гамма излучения, а также оптические камеры широкого поля зрения и роботы – телескопы. Рассматриваются физико-технические характеристики последних и их возможности по наблюдениям потенциально опасных объектов в околоземном пространстве.

**ПРОЕКТ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА «ЛИМБ»
ДЛЯ БЫСТРОГО ОБЗОРА ОКОЛОЗЕМНОГО ПРОСТРАНСТВА**

Прохоров М.Е., Захаров А.И., Тучин М.С.

*Государственный астрономический институт им. П.К. Штернберга МГУ, Москва, Россия,
mike@sai.msu.ru*

Одна из проблем обзора околоземного космического пространства состоит в том, что и действующие космические аппараты, и космический мусор могут находиться на любых орбитах, включая предельно низкие, в то время как контролирующий околоземное пространство аппарат должен находиться на более высокой орбите, обеспечивающей его долговременное существование. Для разрешения этой проблемы предлагается следующий подход: космический аппарат «Лимб» запускается на круговую орбиту с небольшой, но не предельно низкой высотой. Аппарат медленно вращается вокруг своей продольной оси (за один орбитальный виток аппарат делает несколько оборотов вокруг своей оси), а система ориентации функционирует так, чтобы продольная ось аппарата была всегда направлена на центр Земли. Оптическая система (телескоп) для наблюдения за объектами околоземного пространства направлена чуть выше лимба Земли, так, чтобы в ее поле зрения попадали спутники на самых низких орбитах. Угол между оптической осью телескопа и продольной осью аппарата остается постоянным. При вращении КА «Лимб» поле зрения телескопа перемещается вдоль лимба Земли.

При такой схеме в телескоп может регистрировать космические аппараты и мусор между собой и Землей (на меньших высотах, чем орбита самого КА), объекты на предельно низких орбитах (над лимбом Земли – это единственное место, где их можно обнаружить), и объекты расположены дальше от КА, чем лимб Земли (как на меньших, так и на больших высотах, чем орбита КА «Лимб»).

В результате орбитального движения КА и его осевого вращения телескоп осматривает не всю небесную сферу – незатронутыми остаются области вблизи полюсов орбиты. Запуск двух идентичных КА на орбиты, плоскости которых приблизительно перпендикулярны (например, на околоэкваториальную и околополярную орбиты) позволяют охватить обзором всё небо.

На КА можно установить несколько телескопов – в этом случае скорость обзора возрастет.

В работе приведены оценки скорости обнаружения околоземных КА их списка NOMAD одним и двумя КА «Лимб».

ПРИБОР «НУКЛИД» ДЛЯ ИЗУЧЕНИЯ РАДИОАКТИВНОГО КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА

Улин С.Е., Шустов А.Е., Власик К.Ф., Грачев В.М., Дмитренко В.В., Новиков А.С.,
Утешев З.М.

Национальный исследовательский ядерный университет «МИФИ», Москва, Россия

Дано описание прибора «НУКЛИД», основой которого является ксеноновый гамма-спектрометр. Приведены его основные физико-технические характеристики. Представлены результаты расчетов, определяющих возможности обнаружения и идентификации различных элементов радиационного космического мусора прибором «НУКЛИД» в зависимости от их взаимного расположения и направления движения в околоземном космическом пространстве. Рассмотрены методы увеличения чувствительности данной аппаратуры, а также возможности использования в составе регистрирующей аппаратуры дополнительных нейтронных детекторов для выявления объектов, содержащих делящиеся материалы.

БОРТОВОЙ ЛАЗЕРНЫЙ ЛОКАТОР ДЛЯ ОРБИТАЛЬНОГО МОНИТОРИНГА КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА

Казанцев С.Г.

*Федеральное казенное предприятие «Государственный лазерный центр «Радуга»,
г. Радужный, Владимирская область, Россия, sg.kazantsev@gmail.com*

Рассматривается конструкция бортового орбитального комплекса для мониторинга космического мусора на основе лазерного локаатора ближнего ИК диапазона.

Отличительной особенностью комплекса является применение в качестве источника подсветки космического мусора дискового лазера, в котором активный элемент выполнен на основе легированной лазерной нанокерамики.

Помимо высокого КПД, достигающего 25–30% от величины подводимой к лазеру электроэнергии и получаемого за счет конструкционных особенностей квантрона и системы диодной накачки, дисковый лазер на основе оптической нанокерамики, в отличие от волоконных лазеров, способен функционировать в более широком диапазоне температур, при этом активная среда такого лазера при отрицательных температурах не деградирует [1].

Кроме того, дисковый лазер имеет простую легко наращиваемую конструкцию и в перспективе такой лазерный локаатор может быть дополнен функцией дефрагментации и испарения частиц космического мусора.

Список цитируемой литературы:

1. С.Г. Казанцев. Лазерные технологии для телекоммуникационной платформы малого космического аппарата // Вопросы Электромеханики. Труды ВНИИЭМ. – 2018. – Т. 163. – № 2. – С.29–47.

ПРЕДЛОЖЕНИЯ ПО МОНИТОРИНГУ ПОТОКОВ КМ И МИКРОМЕТЕОРОИДОВ В ОБЛАСТИ НОО КОНТАКТНЫМ МЕТОДОМ

Степанов Д.В., Усовик И.В.

Федеральное государственное унитарное предприятие «Центральный научно-исследовательский институт машиностроения», Королев, Россия, stepanovdmity94@mail.ru

В настоящее время разработаны модели засоренности околоземного пространства космическим мусором и метеороидных потоков в околоземном пространстве, но до сих пор продолжаются работы подтверждению их достоверности. Одной из основных причин недостатка экспериментальных данных является отсутствие надежных методов детектирования соударений и определения характеристик детектируемых частиц. Случаи воздействия частиц на КА чрезвычайно слабо локализованы в пространстве и времени, тогда как эффекты их воздействия имеют сложный характер. Спектр размеров и скоростей частиц широк, что затрудняет выбор физического принципа регистрации ударов и создание соответствующей аппаратуры [1].

В практическом отношении все способы анализа результатов соударений можно разделить на две основные группы. К первой можно отнести лабораторный анализ повреждений, зарегистрированных на орбите (пилотируемые станции и КА) и переданных на землю. В этом случае можно определить вероятные размеры частиц и их химическое строение. Это полезно, главным образом, для оценки ударной стойкости материалов конструкций защитных материалов. Однако такой способ не привязывает удары к точкам пространства и времени, что снижает его ценность для верификации моделей осколочно-метеороидной среды [2]. Ко второй группе следует отнести дистанционное детектирование ударов с помощью бортовых систем регистрации ударов в реальном времени. Это позволяет уточнять данные, положенные в основу моделей среды, однако чрезвычайно усложняет определение последствий удара: размеры и характер повреждений, параметры частицы. Второй способ принципиально более сложен и требует более глубокой предварительной методической проработки.

В докладе рассмотрены вопросы непрерывного мониторинга потоков КМ и микрометеороидов в области. Проведен анализ рабочих орбит в области НОО и проведена оценка значений потоков КМ и микрометеороидов для выбранных орбит, разработаны предложения по осуществлению контактного мониторинга потоков КМ и микрометеороидов, обозначены возможные варианты датчиков контактного мониторинга и предложения по эксплуатации и техническому составу системы контактного мониторинга.

Список цитируемой литературы:

1. Семкин, Н.Д. Регистрация пылевых и газовых частиц в лабораторных и космических условиях [Текст] / Н.Д. Семкин, К.Е. Воронов, Л.С. Новиков. – Самара, 2005. – 470 с.;
2. Космический мусор. В 2 кн. Кн. 1. Методы наблюдения и модели космического мусора [Текст] / Под. науч. ред. докт. техн. наук, проф. Г.Г. Райкунова. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2014. – 248 с. – ISBN 978-5-9221-1503-2;
3. Gazarik, M., Johnson, D., Kist, E., Novak, F., Antill, C., Haakenson, D., Howell, P., Jenkins, R., Yates, R., Rusty, Stephan, R., Hawk, D., and Amoroso, M., *Infrared On-orbit RCC Inspection with the EVA IR Camera: Development of Flight Hardware from a COTS System*, InfraMation: Infrared Camera Applications Conference, Las Vegas, NV, October, 2005.

КОНЦЕПЦИЯ СОЗДАНИЯ, ПРИНЦИПЫ ПОСТРОЕНИЯ, ПОКАЗАТЕЛИ ЦЕЛЕВОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ КА ОПЕРАТИВНОГО ОБНАРУЖЕНИЯ И МОНИТОРИНГА МАЛЫХ ВЫСОКООРБИТАЛЬНЫХ ОБЪЕКТОВ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА

Емельянов В.А., Ёлкин К.С., Меркушев Ю.К., Рамалданов Р.П.

ФГУП ЦНИИмаш, vaem45@tsniimash.ru

Сформулированы основные концептуальные положения создания космических средств обнаружения и определения параметров объектов космического мусора (ОКМ) на высоких орбитах (ГСО, ГСС, ВЭО). Предложены принципы их построения для решения задач, не решаемых наземными телескопами, включая условия непопадания изображений многочисленных низкоорбитальных ОКМ в поле зрения бортовой ОЭ камеры и обеспечения широкого мерного интервала позиционных измерений.

Проведена апробация разработанных моделей имитационного моделирования захвата высокоорбитальных ОКМ перенацеливаемым полем зрения бортовой ОЭ камеры и времени накопления полезного сигнала при определении показателей эффективности функционирования КА. Получены их зависимости от параметров контролируемых орбит ОКМ, от высоты КА, а также от технического облика бортовой ОЭ камеры.

ВЫБОР ОПТИМАЛЬНОГО СПЕКТРАЛЬНОГО ДИАПАЗОНА БОРТОВОЙ ОЭ КАМЕРЫ ДИСТАНЦИОННОГО ОПРЕДЕЛЕНИЯ ФИЗИЧЕСКИХ СВОЙСТВ ОБЪЕКТОВ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА ВБЛИЗИ ГСО

Рамалданов Р.П.

ФГУП ЦНИИмаш, ramaldanovrp@tsniimash.ru

Три параметра: температура T , степень черноты ε , размер d объекта космического мусора (ОКМ) могут быть определены по трём потокам их излучения, регистрируемым ОЭ камерой в трёх спектральных поддиапазонах. Поддиапазоны должны быть достаточно широкими, что бы разность регистрируемых потоков превышала пороговую чувствительность ОЭ камеры, а общий спектральный ИК диапазон быть достаточно узок, чтобы степень черноты ОКМ считалась постоянной.

На основе моделирования отраженного объектом солнечного и его собственного потоков излучения определены рациональные ИК поддиапазоны обеспечивающие максимальные разности регистрируемых потоков, регистрируемых в этих поддиапазонах. В предположении, что погрешность фотометрических измерений блеска составляет $\sim 0,01$ зв. в, рассчитаны ошибки в определении T , ε , d и определён минимальный размер ОКМ, при котором возможно определение этих параметров ОЭ камерой с известной пороговой чувствительностью.

О РАБОТАХ АО «РКЦ «ПРОГРЕСС» ПО ВОПРОСАМ МЕТОДОЛОГИИ И СРЕДСТВАМ КОСМИЧЕСКОГО БАЗИРОВАНИЯ ДЛЯ НАБЛЮДЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ

Шилов Л.Б.

*Акционерное общество «Ракетно-космический центр «Прогресс», Самара, Россия,
shillev58@yandex.ru*

Впервые работы АО «РКЦ «Прогресс» по наблюдению космических объектов (КО) нашли свое отражение в успешно проведенном эксперименте, в рамках которого в реальных космических условиях получен фотоснимок одного КО с помощью другого, оснащенного фотоаппаратом щелевого типа. Также в 2013-2014 годах проводилась экспериментальная съёмка КО космическим аппаратом «Ресурс-П» №1.

Опыт проведения экспериментов по съёмке КО использовался в качестве научно-технического задела при разработке материалов эскизного проекта (ЭП) по космической системе (КС) «Ресурс-ПМ». КА данной КС должны осуществлять съёмку как искусственных КО (КА, разгонные блоки, космический мусор и др.), так и естественных КО (планеты, звёзды и др.). По результатам разработки ЭП сформирован проектный облик КА «Ресурс-ПМ», точностные характеристики которого превосходят характеристика КА «Ресурс-П». На КА «Ресурс-ПМ» устанавливается оптико-электронная аппаратура высокого разрешения «Элегия» (ОЭК-ВР), а также предусматривается возможность установки широкозахватного обзорного комплекса ШОК-ПМ.

На основании разработанного в рамках ЭП проектного облика КА «Ресурс-ПМ» и его целевой аппаратуры была рассмотрена возможность наблюдения следующих КО:

- КО, движущиеся по гелиоцентрическим орбитам (планеты, астероиды, кометы) путём применения режима астроконтроля и согласования осей (режим АКСО);
- КО, движущиеся по геоцентрическим орбитам (КА, космический мусор и др.) путём применения режима АКСО;
- звёзд путём применения режима «Съёмка звезды».

Режим АКСО представляет собой одновременную съёмку различных участков звёздного неба оптико-электронной аппаратурой (ОЭК) и звёздными датчиками КА (при определённых расчётных условиях съёмки КО) и предназначен для получения информации об угловых элементах внешнего ориентирования ОЭК на участках съёмки звёздного неба и о фактических значениях элементов внутреннего ориентирования ОЭК.

В докладе представлена возможная схема проведения съёмки КО. Наблюдение КО может быть выполнено КА «Ресурс-ПМ» только по целеуказаниям оператора, в качестве которого рассматривалась автоматизированная система предупреждения об опасных ситуациях в околоземном космическом пространстве. С учётом данного обстоятельства разработана схема выполнения заявок различных потребителей на съёмку КО, которая во многом вписывается в штатную технологическую схему проведения съёмки Земли.

Оценка возможности использования КА «Ресурс-ПМ» для съёмки искусственных космических объектов (ИКО) в панхроматическом диапазоне на этапе ЭП проводилась на примере съёмки разгонных блоков. По результатам проведённых оценок можно сделать выводы, что КА «Ресурс-ПМ» обеспечит по отдельным заявкам потребителей съёмку КО со следующими характеристиками:

- обнаружение с вероятностью 0,8 ИКО с максимальным линейным размером 5 м на дальностях до 2800 км (при съёмке аппаратурой ОЭК-ВР);
- распознавание ИКО с вероятностью 0,8 на дальностях 900 км (при съёмке аппаратурой ОЭК-ВР);
- обнаружение КА с вероятностью 0,8 на дальностях до 400 км (при наблюдении аппаратурой ШОК-ПМ).

В настоящее время АО «РКЦ «Прогресс» проведены эксперименты по наблюдению космических объектов с помощью малого космического аппарата «Аист-2Д».

СЕКЦИЯ 2

**КАТАЛОГИЗАЦИЯ ИСКУССТВЕННЫХ ОБЪЕКТОВ.
БАЗЫ ДАННЫХ ИСЗ И КМ, ИНФОРМАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ**

**ОСОБЕННОСТИ ИНФОРМАЦИОННЫХ МОДЕЛЕЙ
ДЛЯ ПОСТРОЕНИЯ И ПОДДЕРЖАНИЯ БАЗ ДАННЫХ ОБЪЕКТОВ
НА ГЕОЦЕНТРИЧЕСКИХ ОРБИТАХ ПРИ РЕШЕНИИ ПРАКТИЧЕСКИХ ЗАДАЧ
ОБЕСПЕЧЕНИЯ БЕЗОПАСНОСТИ КОСМИЧЕСКИХ ОПЕРАЦИЙ**

Агапов В.М.

ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, Москва, Россия

Задачи обеспечения безопасности космических операций предъявляют целый ряд требований к составу и содержанию необходимых для их решения исходных данных. Эти задачи включают не только расчёты, связанные с обработкой измерительной информации с целью уточнения параметров движения центра масс и относительно центра масс, но и получение различных оценок физических свойств космических объектов, установление источника их образования, проведение классификации объектов, оценку параметров разрушений, проведение анализа непрогнозируемых изменений траектории движения.

Учитывая многообразие космических объектов, большое количество разнородных источников информации об этих объектах, допустимость использования различных математических моделей для обработки измерительной информации, наличие различных требований, предъявляемых потребителями информации, различные подходы к описанию одних и тех же характеристик космических объектов, большой объём обрабатываемой информации и многие другие факторы, становится очевидной необходимость использования достаточно сложных по своей структуре и функциональным возможностям баз данных. В основе создания и поддержки таких баз данных лежат соответствующие информационные модели, описывающие все необходимые элементы, связи между ними, а также обеспечивающие необходимую типизацию, при которой с типом элемента (связи) соотносится определённая семантика и допустимые операции.

Наиболее сложными элементами таких информационных моделей являются те, которые описывают неопределённость и/или множественность значений различных атрибутов или групп атрибутов. В докладе будут представлены подходы, которые были использованы при разработке таких информационных моделей для баз данных, созданных для решения задач в рамках АСПОС ОКП и задач анализа ситуации в космосе.

ОБНАРУЖЕНИЕ НЕИЗВЕСТНЫХ КОСМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ В ОКОЛОЗЕМНОМ ПРОСТРАНСТВЕ ПО РЕЗУЛЬТАТАМ ОПТИЧЕСКИХ НАБЛЮДЕНИЙ

Самотохин А.С.¹, Хуторовский З.Н.²

¹ИПМ им. М.В. Келдыша РАН

²ПАО МАК «Вымпел», asamotokhin@yandex.ru

В России задача обнаружения неизвестных космических объектов (КО) по измерительной информации теоретически и практически решена ещё в 80-х годах 20 века [1], [2], [3]. Однако это решение получено только для объектов низкоорбитальной области (высота в апогее менее 3500км) и только для информации РЛС обнаружения. Высокоорбитальные (ВО) КО (высота в апогее более 3500км) наблюдаются главным образом оптическими средствами, которые работают только в ночное время при хороших погодных условиях. Эти средства измеряют только два угла и не измеряют дальность до КО. В результате этого на интервалах времени до нескольких минут с удовлетворительной точностью определяются только 4 параметра орбиты из 6. Для такой информации описанный в [2], [3] алгоритм обнаружения неизвестных КО не эффективен. Решение задачи обнаружения неизвестных объектов по оптическим измерениям является комплексной задачей и требует разработки алгоритма первоначального определения орбиты и алгоритмов её последующего уточнения и планирования работы средств наблюдения.

В докладе представлен предложенный авторами алгоритм первоначального определения параметров орбиты по 3 парам угловых измерений [4]. Алгоритм позволяет определять параметры орбит для случаев, когда исходные данные допускают несколько возможных решений, а также для случаев, когда измерения расположены на больших угловых расстояниях. Приводится общая схема взаимодействия программного комплекса обнаружения и оптических измерительных средств на этапе предварительного сопровождения обнаруженных объектов, а также количественные оценки эффективности разработанных алгоритмов.

Список цитируемой литературы:

1. Z.N.Khutorovsky, Satellite catalog maintenance, Space studies, v.31, issue.4, 1993, pp.101-114 (translated from Russian).
2. Khutorovsky Z.N., Boikov V.F., Pilaev L.N., Low-perigee Satellite Catalogue Maintenance, Near-Earth Astronomy, Russian Academy of Science, Moscow, 1998.
3. Zakhary N. Khutorovsky, Vladimir F. Boikov, and Lev N. Pilaev, Catalog Maintenance of Low-Earth-Orbit Satellites: Principles of the Algorithm, Survey Paper, Journal of Guidance, Control, and Dynamics, vol. 22, № 6, November-December 1999, pp. 745-758.
4. Самотохин А.С., Хуторовский З.Н., Метод первоначального определения параметров околоземных орбит по трём угловым измерениям, Препринты ИПМ им. М.В.Келдыша, 2014, № 44, С. 1-31. URL: <http://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2014-44>.

КАТАЛОГИЗАЦИЯ ОБЪЕКТОВ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА СИСТЕМОЙ КОНТРОЛЯ КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА

Фаттахов Р.Р.

Главный центр разведки космической обстановки, Ногинск-9, Россия, 89261136136@ya.ru

Система контроля космического пространства (СККП) является стратегической системой, обеспечивающей безопасность Российской Федерации. Одной из важнейших задач СККП является обнаружение, сопровождение и каталогизация всех космических объектов в зоне действия СККП, а также обеспечение безопасности полетов отечественных космических аппаратов на орбите.

С целью решения данных задач в состав СККП входят специализированные (радиолокационные, радиотехнические, оптические, лазерные) средства и взаимодействующие средства других ведомств Минобороны, привлекаемые оптические средства Российской Академии Наук.

Решая задачу мониторинга околоземного космического пространства, СККП осуществляется ведение Главного каталога космических объектов. В настоящее время СККП каталогизировано более 50 000 космических объектов на различных орбитах.

К концу 2018 г. СККП сопровождалось более 8000 космических объектов. Из общего числа сопровождаемых объектов лишь 2500 являются космическими аппаратами с действующей бортовой аппаратурой, остальные космические объекты представляют собой космический мусор (недействующие космические аппараты, разгонные блоки, фрагменты разрушений и т.п.).

Ежегодно наблюдается рост числа каталогизированных космических объектов.

Причинами роста количества каталогизированных объектов являются:

активная деятельность иностранных государств по освоению космического пространства;
рост количества разрушений космических объектов на орбитах;

В ходе выполнения задач по контролю околоземного космического пространства Системой ККП в 2018 году осуществлен контроль выведения на орбиты 409 иностранных космических аппаратов и 11 межпланетных космических аппаратов. В сравнении с 2015 годом количество запускаемых космических аппаратов выросло в 2 раза, а с 2010 в 5 раз.

До 2018 года СККП фиксировались единичные случаи разрушения космических объектов на орбите, то в 2018 году СККП зафиксировано 8 случаев разрушений космических объектов. В результате каталогизации фрагментов разрушений космических объектов в Главный каталог космических объектов СККП включено более 1000 новых объектов.

В связи с вышеизложенным выполнение задачи по обеспечению безопасности полетов отечественных космических аппаратов на орбитах в складывающихся условиях в ближайшее десятилетие может быть сильно затруднено.

Для составления краткосрочных и долгосрочных прогнозов состояния космической обстановки и оценки степени ее опасности для космической деятельности Российской Федерации в складывающихся условиях требуется дальнейшее совершенствование СККП.

КОМПЛЕКС БАЗ ДАННЫХ ГЛАВНОГО ИНФОРМАЦИОННО-АНАЛИТИЧЕСКОГО ЦЕНТРА АСПОС ОКП

Евсеев Н.А., Сморшко И.А., Степанов И.Б.
ФГУП ЦНИИМаш, Королёв, Московская обл., Россия

Автоматизированная система предупреждения об опасных ситуациях в околоземном космическом пространстве (АСПОС ОКП) обеспечивает различных потребителей своевременной, полной, достоверной и точной информацией об общей обстановке и потенциально опасных объектах, и событиях в ОКП.

Для качественного решения задач возложенных на АСПОС ОКП необходимо проводить сбор (из разных источников), обработку, анализ, хранение, подготовку и предоставление информации по космическим объектам (КО), обстановке и событиям в ОКП, связанным с его техногенным засорением. Для обеспечения вышеуказанных функций в ГИАЦ АСПОС ОКП был создан комплекс баз данных.

В настоящее время комплекс БД ГИАЦ АСПОС ОКП представляет собой некоторую совокупность различных баз данных, идеологически объединенных в единое целое и организованных на общей программно-аппаратной основе. Содержит в том числе сведения о космических аппаратах (КА) и других наблюдаемых КО техногенного происхождения, информацию о запусках КА, произошедших или ожидаемых событиях в ОКП, параметрах движения КО и др.

Базы данных ГИАЦ АСПОС ОКП являются не только хранилищем информации, но выступают также как связующее звено между различными комплексами и помогают обеспечивать эффективное функционирование всей системы.

Возрастающие из года в год требования к решению задач мониторинга ОКП, а также опыт эксплуатации системы АСПОС ОКП показали необходимость применения новых подходов и технологий при организации комплекса БД ГИАЦ системы. Расширение состава информации в базах данных и требований, предъявляемых к ним пользователями, требует уточнения инфологической модели комплекса БД и совершенствования технологии его ведения и наполнения. В докладе рассматриваются некоторые особенности ведения существующего комплекса БД ГИАЦ АСПОС ОКП и перспективные решения, которые могут быть использованы при его модернизации.

ОБЕСПЕЧЕНИЕ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТОВ ВЫСОКООРБИТАЛЬНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Павлова Е.А.

ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, Москва, Россия, elenae312@keldysh.ru

Возрастающая угроза столкновения с космическим мусором предъявляет новые требования к задачам обеспечения безопасности полетов космических аппаратов. В ИПМ им. М.В. Келдыша РАН более десяти лет разрабатываются и применяются на практике новые методы изучения космической обстановки в высокоорбитальной области околоземного космического пространства (ОКП).

Развивается международная научно-прикладная кооперация оптико-электронных средств мониторинга ОКП, включающая в себя собственные телескопы Института и партнерских организаций. В Институте создан и эксплуатируется Сегмент мониторинга опасных ситуаций в области геостационарных, высокоэллиптических и средневысоких орбит Автоматизированной системы предупреждения об опасных ситуациях в околоземном космическом пространстве (АСПОС ОКП). Непрерывно совершенствуются программно-математические средства обеспечения баллистических задач. Осуществляется оперативное прогнозирование опасных ситуаций, непрерывно пополняется база данных о высокоорбитальных космических объектах, включающих в себя действующие КА, разгонные блоки, оперативные фрагменты и прочие объекты космического мусора.

Центр коллективного пользования, создаваемый с использованием многолетнего задела Научной сети оптических инструментов для астрометрических и фотометрических наблюдений (НСОИ АФН), координируемой ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, в перспективе позволит решать широкий круг задач в области исследования космического пространства, включая актуальные проблемы околоземной астрономии, задачи баллистико-навигационного обеспечения полетов и вопросы безопасности космической деятельности Российской Федерации.

В докладе рассматривается текущее состояние работ Института в части мониторинга ОКП, анализа ситуационной обстановки, обеспечения безопасности полетов космических аппаратов российской орбитальной группировки, поддержка баллистико-навигационных задач управления дальними космическими аппаратами, изучения высокоорбитальной фракции космического мусора в интересах совершенствования модели его распределения.

Результаты, полученные специалистами Института, создают научный задел, необходимый, в том числе, для разработки и внедрения в повседневную практику принципов долгосрочной устойчивости космической деятельности и формирования национальной концепции управления космическим движением.

НОВЫЙ КОМПЛЕКС ПРОГРАММ ПЛАНИРОВАНИЯ, ОБРАБОТКИ РЕЗУЛЬТАТОВ ОПТИЧЕСКИХ НАБЛЮДЕНИЙ И ВЕДЕНИЯ БАЗЫ ДАННЫХ КОСМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ

Андрианов Н.Г., Иванов А.П., Иванов В.Н., Колесса А.Е., Лукьянов А.П., Радченко В.А.

*Публичное Акционерное Общество «Межгосударственная Акционерная Корпорация «Вымпел»,
Москва, Россия, kolessa@yandex.ru*

В докладе представляется новый программный комплекс, разработанный в ПАО «МАК «Вымпел», обеспечивающий решение следующих задач, в том числе при отсутствии априорных данных (для новых космических объектов):

- анализ ошибок измерений с селекцией аномальных
- первоначальное определение орбит (в том числе при отсутствии априорных данных по коротким трекам)
- оценку орбиты по нескольким проводкам, в том числе при больших временных паузах между ними
- юстировку оценок орбит по данным лазерной сети наблюдения эталонных спутников
- объединение орбит с измерениями
- ведение базы данных орбитальных параметров
- численный и аналитический прогноз движения космических объектов
- планирование оптических наблюдений
- прогнозирование расписания пролётов КО над заданной территорией
- моделирование движения КО
- трехмерная диалоговая визуализация результатов расчетов
- расчет статистик получаемых результатов

Данные функции позволяют не только оптимально управлять наблюдениями КО оптическими средствами, но и проводить анализ различных факторов, в частности:

- Оценивать влияние возмущающих сил (земной, лунной и солнечной гравитации, сопротивление атмосферы, давление солнечного излучения) на точность численного прогноза орбитального движения
- Определять масштаб методологических погрешностей предсказания (при отсутствии непредсказуемых факторов, таких как манёвры спутника, переориентация со сменой баллистического коэффициента, геомагнитные бури и пр.), в зависимости от длительности интервала предсказания
- Оценивать точность определения орбиты, которая может быть достигнута только на основе измерений телескопов
- Изучать влияние ошибок оптических измерений, числа измерений, длительности отдельных проводок и общей длительности наблюдений точность оценивания орбит.

Эксплуатация комплекса показала возможность построения орбит космических объектов по весьма ограниченному набору данных измерений, корректная обработка которых требует решения многоэкстремальной задачи оптимизации.

**БАЗА ДАННЫХ ФОТОМЕТРИИ ИСЗ,
СФОРМИРОВАННАЯ ПО НАБЛЮДАТЕЛЬНЫМ ДАННЫМ ММТ-9**
Бескин Г.М.^{1,4}, Бирюков А.В.¹, Бондарь С.Ф.³, Давыдов Д.В.⁵, Иванов Е.А.³,
Карпов С.В.⁴, Каткова Е.В.³, Орехова Н.В.³, Перков А.В.³
¹Казанский (Приволжский) Федеральный Университет, Казань, Россия
²ООО «Параллакс», Казань, Россия
³филиал «СОН «Архыз» АО «НПК «СПП», Нижний Архыз, Россия
⁴Специальная Астрофизическая Обсерватория РАН, Нижний Архыз, Россия
⁵АО «Астрономический Научный Центр», Москва, Россия, mmt@mmt9.ru

С 2014 года проводятся наблюдения на ММТ-9 (многоканальном мониторинговом телескопе), имеющем 9 каналов с полем зрения $11^\circ \times 9.5^\circ$. За ночь измеряется 200-500 объектов околоземного пространства, фотометрические кривые которых пополняют базу данных фотометрии ММТ-9 <http://mmt9.ru/satellites/>. На данный момент база данных содержит в себе 206000 кривых блеска, принадлежащих 6100 космическим объектам, находящимся преимущественно на низких, средних и эллиптических орбитах. Около половины данных относятся к разгонным блокам, ступеням и фрагментам.

В докладе рассказывается о структуре БД ММТ и возможностях при работе с нею.

Также в докладе рассматриваются фотометрические характеристики кластеров фрагментов конкретных разрушений низкоорбитальных КО (Nograd 118, 4159, 4367, 6127, 6921, 7532, 7616, 7946, 9063, 10704, 16615, 20170, 20791 и др), случаи внезапного изменения фотометрического поведения объектов космического мусора, характерные изменения собственного вращения КО перед сгоранием в атмосфере (Рис. 1).

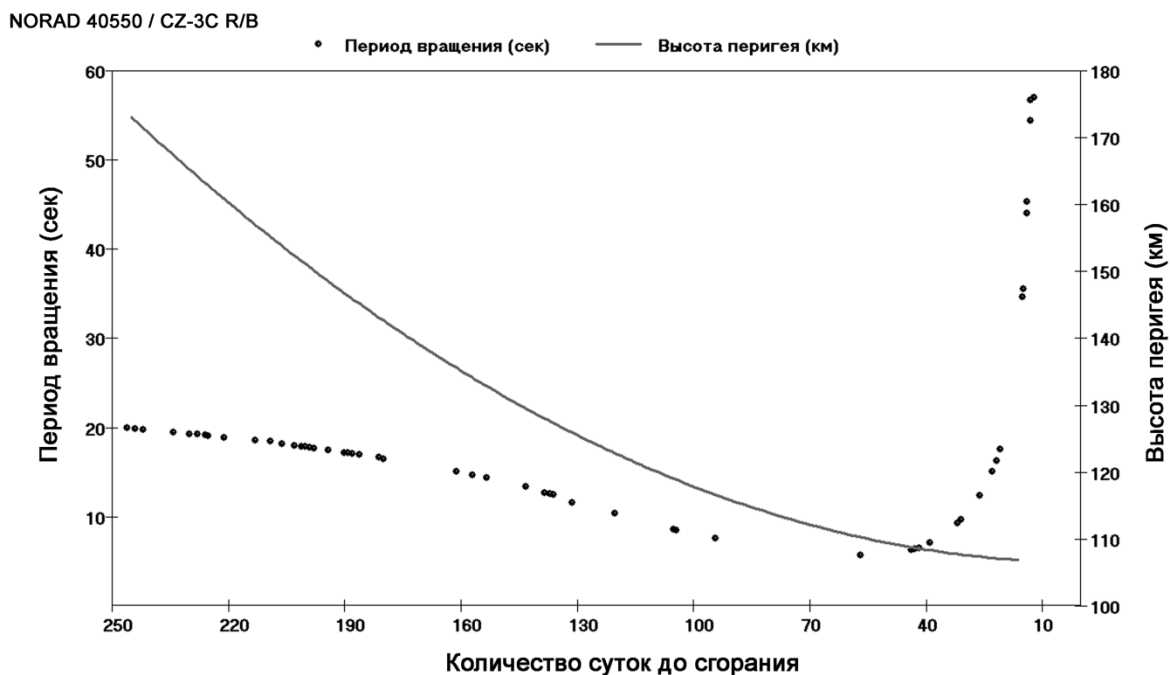


Рис.1 Влияние атмосферы на собственное вращение КО.

АНАЛИЗ ЗАСОРЁННОСТИ ОКОЛОЗЕМНОГО КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА ОБЪЕКТАМИ ТЕХНОГЕННОГО ПРОИСХОЖДЕНИЯ

И ИХ ВЛИЯНИЕ НА ФУНКЦИОНИРОВАНИЕ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Оголев А.В., Морозов С.В.

Управление 15 армии ВКС ОсН, Краснознаменск, Московская область, Россия,

serj090@yandex.ru

Со времён зарождения и становления космической техники, человечество не задумывалось о том, что большинство объектов, запускаемых в околоземное космическое пространство (ОКП), останется там на сотни и тысячи лет. Об этом говорит тот факт, что львиная доля выводимых на околоземную орбиту космических объектов (КО) неспособны осуществить управляемый сход в земную атмосферу. Особенно это касается КО на высокоэллиптических и геостационарных орбитах. Конструкторы, создававшие и создающие их, в большинстве своём, изначально не закладывают в них такую возможность.

Анализируя текущее состояние ОКП до высот в 40 000 км., мы отчётливо можем видеть результат этих допущений со стороны проектировщиков космической техники (Рис. 1). В настоящее время контролируется наземными средствами контроля ОКП, как отечественными, так и зарубежными, немногим более 44 000 КО.

Количество КО, запускаемых ежегодно в ОКП, в разы превосходит количество сгораемых в плотных слоях атмосферы. Лишь за 2018 год на околоземную орбиту выведено более 1300 КО, сгорело в плотных слоях атмосферы немногим больше 300.

Кроме того, в течение 2018 года на околоземных орбитах произошло разрушение по тем или иным причинам семи КО, из них 4 разгонных блока и 3 ступени ракет-носителей разных стран. Итогом разрушения стало умножение количества КО от 7 до более чем 900.

Все КО как техногенного происхождения, так и естественного, оказывают разрушающее воздействие на функционирующие космические аппараты (КА), что не удивительно, учитывая кинетическую энергию, которой обладают эти КО.

Первые события столкновений КО начали регистрировать в 1980-х годах. В 1983 году микроскопический объект диаметром около 200 мкм оставил большую трещину и углубление диаметром около 0,7 мм в иллюминаторе американского шаттла. Схожие столкновения в настоящее время происходят с Международной космической станцией.

В 1996 году на высоте около 660 км французский спутник Cerise столкнулся с фрагментом третьей ступени французской ракеты-носителя Ariane. Столкновение произошло по касательной и спутник сохранил свою работоспособность, хоть и получил повреждения.

В 2006 году КА из состава отечественной орбитальной группировки в результате столкновения с достаточно крупным объектом, порядка 1 см диаметром, получил повреждение жидкостного контура системы терморегулирования, разгерметизация которого придала сильный импульс неконтролируемого вращения. Дальнейшее применение КА по назначению оказалось невозможным.

В 2009 году произошло столкновение на встречных курсах КА США Iridium и неуправляемого российского КА «Космос-2251». Их относительная скорость движения составляла порядка 14-16 км/с. В результате столкновения образовалось большое облако осколков, в последствии разлетевшихся на огромную площадь.

В 2016 году в результате столкновения отечественного КА на средневисотной орбите с объектом космического мусора произошла разгерметизация гермоконтейнера и дальнейшее его применение по целевому назначению стало невозможно.

За последнее десятилетие количество случаев столкновения КО и их фрагментации увеличивается, что обуславливает актуальность проблемы космического мусора в настоящее время.

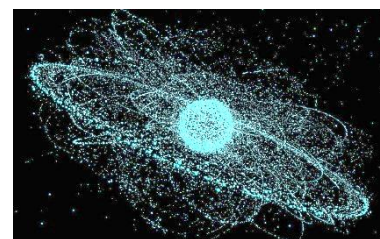


Рис. 1 – Распределение КО по околоземным орбитам

ГЕОИНФОРМАЦИОННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ТРЁХМЕРНЫХ ДИНАМИЧЕСКИХ СЦЕН В ОКОЛОЗЕМНОМ КОСМИЧЕСКОМ ПРОСТРАНСТВЕ

Журкин И.Г., Орлов П.Ю.

*Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования
Московский государственный университет геодезии и картографии, Москва, Россия,
knight rider3e0@gmail.com*

В настоящее время наметилось стремительное развитие геоинформационных технологий во всех отраслях научной и хозяйственной деятельности в связи с необходимостью обработки огромных массивов пространственных данных, относящихся непосредственно к земной поверхности. Представляется, что аналогичные перспективы открываются и если в качестве объектов приложения для ГИС-технологий использовать космическое и околоземное пространство (ОКП) со всеми находящимися в нём объектами.

Взаимодействие геоинформатики, космической навигации, астрометрии и телекоммуникаций открывает новые возможности для оперативной передачи данных о положении объектов в околоземном космическом пространстве и получения доступа к распределённым хранилищам данных. В настоящий момент, web-ГИС являются наиболее эффективным средством для обработки распределённых данных и быстрого представления результатов их обработки для широкого круга пользователей.

Авторы предлагают моделировать движение космических объектов в рамках соответствующей геоинформационной платформы околоземного космического пространства, базирующейся на специализированной геоинформационной системе (ГИС ОКП), предметной областью которой является Земля, рассматриваемая как единое целое, и пространство от верхней границы атмосферы до орбиты Луны, со всеми находящимися там космическими объектами, а функциональным назначением – обработка пространственных данных и визуализация динамики космических объектов (КО). В качестве основы для геоинформационной платформы ОКП предлагается использовать открытую графическую библиотеку Cesium, имеющую ряд преимуществ по сравнению с другими существующими инструментально-программными средствами.

В общем виде методика геоинформационного моделирования трёхмерных динамических сцен ОКП состоит из следующих этапов:

- Этап сбора данных;
- Получение эфемерид для осуществления прогноза с авторизованных порталов;
- Этап прогнозирования:
- Выбор метода и модели прогнозирования;
- Прогнозирование на заданный временной интервал в присущей модели системе координат;
- Перевод в необходимую пользователю систему координат;
- Этап представления:
- Формирование файла трёхмерной динамической сцены, содержащего конечный результат;
- Загрузка сцены в ГИС ОКП для представления данных пользователю.

Исходя из результатов мероприятий по сопровождению кросс-калибровки целевой аппаратуры дистанционного зондирования Земли, сделан вывод, что прогнозирование движения всех наблюдаемых с Земли космических объектов можно эффективно выполнять лишь с применением распределённой обработки, ввиду больших временных затрат и большого объёма данных. При этом, важно отметить, что эффективность прогноза зависит не только от непосредственного выбора математической модели прогноза, но и, в значительной степени, от разработки технологии, сопровождающей весь процесс прогнозирования, включая и сбор исходных данных, и оценку текущей обстановки в ОКП, и возможность оперативной коррекции прогнозной модели (трёхмерной сцены). Работа выполнена в рамках государственного задания ФАНО России (№5.6680.2017/8.9).

СЕКЦИЯ 3

МОДЕЛИРОВАНИЕ ЭВОЛЮЦИИ ОБЪЕКТОВ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА. ПРОБЛЕМА ТОЧНОСТИ ПРОГНОЗОВ ОБЩЕЙ ОБСТАНОВКИ В ОКП И В ОТДЕЛЬНЫХ ОБЛАСТЯХ ОКП

ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕКУЩЕГО И ПРОГНОЗИРУЕМОГО СОСТОЯНИЯ ТЕХНОГЕННОГО ЗАСОРЕНИЯ ОКП С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ОТЕЧЕСТВЕННОЙ МОДЕЛИ КМ

Степанов Д.В., Усовик И.В., Яковлев М.В.

Федеральное государственное унитарное предприятие «Центральный научно-исследовательский институт машиностроения», Королев, Россия, stepanovdmity94@mail.ru

В настоящее время существует несколько моделей космического мусора, позволяющих получать оценки состояния техногенного засорения околоземного космического пространства (ОКП) объектами различных размеров и использовать эти данные для решения прикладных задач. Данные модели опубликованы в виде международных документов, в частности, стандарта ISO 14200, в который включена модель Space Debris Prediction and Analysis (SDPA). В Российской Федерации существует ГОСТ Р 25645.167-2005. «Космическая среда (естественная и искусственная). Модель пространственно-временного распределения плотности потоков техногенного вещества в космическом пространстве», в основу которого положена модель космического мусора SDPA. Состояние техногенного засорения ОКП постоянно изменяется в связи с новыми запусками, катастрофическими событиями и влиянием внешних факторов. Поэтому необходимо проводить постоянное совершенствование модели космического мусора (КМ) и уточнение её параметров на основании новых экспериментальных данных, моделирования и учета последних тенденций космической деятельности.

Существующие тенденции космической деятельности показывают растущий интерес к использованию малых космических аппаратов (МКА). Увеличение количества запусков МКА ставит вопрос об их влиянии на техногенное засорение низких околоземных орбит (НОО). Еще большее внимание специалистами уделяется большим орбитальным группировкам (ОГ) МКА, состоящим из сотен и тысяч МКА, которые планируют развернуть в ближайшие 5-10 лет.

В докладе рассмотрена отечественная модель техногенного засорения SDPA, описаны основополагающие принципы модели. Представлены оценки текущего и прогнозируемого состояния техногенного засорения околоземного космического пространства (ОКП), полученные с использованием модели SDPA.

Также в докладе представлена методика оценки влияния запусков малых космических аппаратов и больших орбитальных группировок на техногенное засорение ОКП. Разработаны исходные данные оценки и различные сценарии, в зависимости от степени реализации планов по запускам больших орбитальных группировок.

Список цитируемой литературы:

1. Keynote Address. The enigma of small satellites for earth observation // Acta Astronautica. – 1996. – Vol. 39. – No 9 – 12.
2. Космический мусор. В 2 кн. Кн. 1. Методы наблюдения и модели космического мусора [Текст] / Под. науч. ред. докт. техн. наук, проф. Г.Г. Райкунова. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2014. – 248 с. – ISBN 978-5-9221-1503-2;
3. Международные тенденции создания и эксплуатации малых космических аппаратов/ В.И. Лукьященко, В.К. Саульский, В.А. Шучев.
4. M.V. Yakovlev, S.V. Kulik, V.M. Agapov, Small satellites and space debris issues, Proceedings of the Third European conference on space debris, стр. 733-737, 2001.

ОБ ОЦЕНКЕ ОПАСНОСТИ МЕЛКОГО КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА ДЛЯ КОСМИЧЕСКОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ И ЭКОЛОГИИ ЗЕМЛИ

Адушкин В.В.¹, Аксенов О.Ю.², Вениаминов С.С.², Козлов С.И.¹, Дедус Ф.Ф.³

¹*Институт динамики геосфер РАН, Москва, Россия*

²*НИИЦ ЦНИИ ВВКО МО РФ, Москва, Россия*

³*Военный инновационный технополис, Москва, Россия, aks974@ya.ru*

Оцениваются количество, масса и динамика популяции мелкого космического мусора в низкоорбитальной области, а также последствия (с точки зрения прогрессирующего продолжения засорения космоса) реализации планов развертывания многоаппаратных коммуникационных космических систем в низкоорбитальных областях. Рассматриваются особенности опасности со стороны мелкого космического мусора для космической деятельности и экологии Земли и околоземного пространства в сравнении с опасностью со стороны крупного мусора. Отмечается существенный недостаток достаточно полных и надежных сведений о мелком космическом мусоре из-за дефицита средств, способных его наблюдать.

**ИССЛЕДОВАНИЕ ЭВОЛЮЦИИ ОБЛАКОВ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА,
ОБРАЗУЮЩИХСЯ В РЕЗУЛЬТАТЕ РАЗРУШЕНИЙ НА ОКОЛОЗЕМНЫХ ОРБИТАХ
ОБЪЕКТОВ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ,
НА ОСНОВЕ МЕТОДОВ НЕБЕСНОЙ МЕХАНИКИ
И МОДЕЛИРОВАНИЯ И ВИЗУАЛИЗАЦИИ РАСПРЕДЕЛЕНИЯ
ФРАГМЕНТОВ РАЗРУШЕНИЯ ПО ДАННЫМ ТРАЕКТОРНОГО СЛЕЖЕНИЯ**

Колюка Ю.Ф., Афанасьева Т.И., Гридчина Т.А., Мартыненко М.В.

ФГУП ЦНИИмаш, Королев, Россия, yfk@mcc.rsa.ru

В результате разрушений крупных объектов ракетно-космической техники (РКТ) (космических аппаратов, верхних ступеней ракет-носителей и разгонных блоков), находящихся на околоземных орбитах, по причине их взрывов или катастрофических столкновений с другими космическими объектами (КО), образуются большие скопления фрагментов разрушения разного размера, представляющих собой, так называемые, облака космического мусора (КМ). Указанные разрушения РКТ чаще всего происходят в области низких околоземных орбит (НОО), являющихся рабочими орбитами для многих ИСЗ, поэтому образующиеся облака КМ с высокой плотностью техногенного вещества будут являться зонами повышенной опасности для функционирующих КА, орбиты которых находятся в пределах этих зон, или пересекают их. При этом опасность для КА будут представлять не только крупные КО из облака, но и небольшие объекты размером 1-5 см, двигающиеся относительно КА с космическими скоростями. Для обеспечения принятия своевременных мер по противодействию возникающим угрозам, связанным с образованием большого количества космического мусора, вначале сконцентрированного в пределах достаточно ограниченных пространственных областей в районах рабочих орбит, необходимо иметь информацию о меняющихся со временем местоположении, формах и размерах образовавшихся облаков КМ, распределении в них объектов КМ и местах, где риск столкновений КА с КМ является наиболее высоким. Другими словами, для прогноза возможных опасных ситуаций, которые могут создавать облака КМ, необходимо иметь адекватное представление об их структуре и эволюции.

В представляемой работе эволюция облаков КМ, образующихся в результате взрывов или столкновений объектов РКТ с другими КО в области НОО рассматривалась с позиций законов и методов небесной механики. Предполагалось, что разрушения РКТ во всех случаях являлись изотропными, т.е. для каждого конкретного фрагмента с массой m его возможная скорость выброса $\Delta \bar{V}$ относительно скорости «родительского» КО \bar{V}_0 могла быть с равной вероятностью направлена в любую точку пространства. Новые орбиты множества образовавшихся фрагментов $\{F_i\}$ характеризовались полученными ими при выбросе приращениями скоростей $\{\Delta \bar{V}^i\}$. Рассматривалось распределение этих скоростей согласно моделям и данным, полученным в НАСА. В результате выполненного анализа было признано, что для подавляющего большинства фрагментов разрушения КО в области НОО имеет место $|\Delta \bar{V}^i| \leq \Delta V^* \approx 330-370$ м/с, так что $\max(\Delta V^i / V_0) \approx 0.05$. Выведены аналитические зависимости, позволяющие оценивать величину изменения $\Delta \bar{q}^i$ параметров новой орбиты фрагмента F_i в зависимости от величины и направления $\Delta \bar{V}^i$. Установлена пространственная область, охватывающая исходную орбиту, в которой будут расположены орбиты всех фрагментов и выявлен характер движения фрагментов по этим орбитам по отношению к движению «родительского» КО и других фрагментов. В частности, для разных НОО определены минимальные значения ΔV^i , при которых фрагмент F_i сойдет со своей орбиты уже на первом витке. Предложен метод, позволяющий характеризовать форму и размеры облака КМ на начальных этапах его эволюции и выявлять области облака с наибольшей плотностью КМ. Примененный метод позволил также выделить характерные этапы эволюции облаков КМ.

Приводятся также данные по анализу эволюции наблюдаемой фракции облаков КМ на основе методов моделирования и визуализации распределения и движения фрагментов из данной фракции по данным траекторного слежения, которые подтверждают приведенные выше результаты.

ТРЕНДЫ В ОСЛАБЛЕНИИ КОРОТКОВОЛНОВОГО СОЛНЕЧНОГО ИЗЛУЧЕНИЯ МЕЛКОМАСШТАБНЫМ КОСМИЧЕСКИМ МУСОРОМ

Косарев И.Б.¹, Вениаминов С.С.², Козлов С.И.¹

¹Институт динамики геосфер РАН, Москва, Россия

²НИИЦ ЦНИИ ВВКО, Москва, Россия, kosarev@idg.chph.ras.ru

В настоящее время происходит прогрессирующее засорение космоса во всех диапазонах размеров космического мусора (КМ), что, возможно, приведет к уменьшению потоков солнечного излучения, проходящего через земную атмосферу [1]. Уменьшение потоков излучения в диапазонах длин волн, соответствующих диссоциации молекулярного кислорода и озона, приведет к изменениям в озоновом слое, важная роль которого для жизни на нашей планете общеизвестна.

В качестве критерия ослабления выбрана оптическая толщина, рассчитываемая по сечению экстинкции излучения. Расчеты сечений проводились с использованием теории Ми и результатов Т – матричного метода для частиц КМ, имеющих форму сфероидов с различным отношением осей. Тем самым в рассмотрение включались как частицы сферической формы, так и частицы игольчатой формы и частицы, моделирующие диски.

В представленном докладе приводятся предварительные результаты численного моделирования и оценок ослабления солнечного излучения в коротковолновом диапазоне, проходящего через слои КМ.

Оптическая толщина, рассчитанная на основе известных к сегодняшнему дню распределений по размерам частиц мелкого КМ [2] лежит в пределах 10^{-7} – 10^{-9} , т.е. пока не представляет собой значительной величины. Но эта ситуация с излучением может заметно измениться, особенно с учетом каскадного эффекта Кесслера.

Список цитируемой литературы:

1. Воздействие ракетно-космической техники на окружающую среду. Под общей редакцией Адушкина В.В., Козлова С.И., Сильникова М.В. Москва, ГЕОС, 2016. 795с.
2. Вениаминов С.С., Червонов А.М. Космический мусор – угроза человечеству. ИКИ РАН, М., 2012. 194с.

МЕТЕОРНАЯ МАТЕРИЯ В СОЛНЕЧНОЙ СИСТЕМЕ

Багров А.В., Леонов В.А.

Институт астрономии РАН, Москва, Россия, abagrov@inasan.ru

Метеорное вещество в Солнечной системе изучается исключительно по результатам наземных оптических наблюдений, поэтому накопленное о нем знание относится только к частицам, орбиты которых пересекают орбиту Земли. Примерно половина этих частиц группируется в потоки, а остальные считаются спорадическими. Орбиты отдельных частиц определены с разной точностью, но уверенно прослеживается связь между орбитами метеорных потоков и их так называемыми «родительскими» телами, которыми являются кометные ядра.

Происхождение тугоплавких частиц большого размера в кометных ядрах, которые считаются сохранившимися первичными планетезималями, не имеет общепринятого объяснения. Моделирование выброса частиц из кометного ядра и эволюции орбит метеорных потоков – наиболее исследованная сторона метеорной астрономии. Физические характеристики метеорных частиц получаются из анализа фотометрических измерений метеоров на основе тоже теоретического моделирования абляции частиц при их движении в атмосфере. В моделях используются «свободные» параметры, произвольный выбор которых приводит к значительному разбросу (в два и более порядка) в оценках масс частиц и в их популяционном распределении в потоках. Мелкие пылевые частицы испытывают сильные негравитационные эффекты и претерпевают быструю эволюцию орбит сравнительно с метеорными потоками.

Разрушительная способность метеороидов может быть достаточно велика, чтобы представлять угрозу для функционирования космических аппаратов, тогда как межпланетная пыль способна только вызывать эрозию их поверхностей. Частица массой 0.1 г на скорости 12 км/с имеет кинетическую энергию пистолетной пули, а на скорости 60 км/с – энергию пули, выпущенной из армейского пулемета. Связь между видимой яркостью метеора и его массой установлена плохо: масса метеорной частицы, порождающей метеор нулевой величины, оценивается от 0.05 г до 25 г. Скорее всего, метеор с яркостью +5m (граница изученного распределения) порождают частицы массой 0.01 г. Её кинетическая энергия достаточна, чтобы пробить насквозь алюминиевый лист толщиной 2 мм.

Для получения достоверных численных характеристик метеорной опасности накопленных данных все еще недостаточно, поэтому необходимо: а) провести высокоточные измерения фотометрических масс метеорных частиц; б) получить обоснованные наблюдениями распределения численности метеоров в отдельных метеорных потоках; в) построить карты метеорных потоков в Солнечной системе на основе измерения орбитальных параметров и их кластеризации; г) разработать современную модель метеорного вещества; д) проводить перманентную верификацию модели текущими массовыми (для исключения случайного разброса результатов) наблюдениями метеоров.

Метеорные потоки могут рассматриваться как индикаторы орбит, на которых можно ожидать существование крупных фрагментов, сохранившихся после распада родительских комет. Падение на Землю тел декаметрового размера следует рассматривать как угрозу планетного масштаба в рамках тематики астероидно-кометной опасности. Крупные метеороиды могут быть обнаружены в космосе астрономическими телескопами, но только за несколько часов или суток до падения. Каталогизация орбит метеорных потоков позволит существенно повысить обнаружительные возможности ОКО наземными телескопами.

ИССЛЕДОВАНИЕ МЕТЕОРОИДНОГО РИСКА В ОКОЛОЗЕМНОМ ПРОСТРАНСТВЕ МЕТОДАМИ МЕТЕОРНОЙ АСТРОНОМИИ

Муртазов А.К.

Рязанский государственный университет имени С.А. Есенина, Рязань, Россия,
a.murtazov@365.rsu.edu.ru

Проблема метеороидного риска в околоземном пространстве достаточно актуальна и решается чаще всего методами метеорной астрономии. Реальная опасность для космической техники начинается с 1-мм метеороидов, что соответствует метеорам с блеском ярче 1^m. Оценки риска по данным метеорных наблюдений разбросаны в достаточно большом интервале [1, 2, 3, 8].

Нами с 2007 г. реализованы широкоугольные ПЗС-наблюдения ярких (опасных) метеоров на базе камеры Watec 902H. В работе приводятся данные о параметрах широкоугольной системы (спектральная чувствительность, дисторсия, линейность фотометрических характеристик [6]) для мониторинга метеорных событий.

Мониторинг ярких Персеид в 2007-2013 гг. [5] показал, что их среднее содержание в потоке относительно всех визуальных метеоров составляет $0,051 \pm 0,008$, при этом максимальное значение потока ярких метеоров достигало $F = (3,8 \pm 1,1) \cdot 10^{-7} \text{ км}^{-2} \text{ с}^{-1}$.

На основании полученных данных мониторинга наиболее активных потоков (Квадрантиды, эта-Акварида, Персеиды, Геминиды) и сравнения их с данными ИМО рассчитан метеороидный риск в околоземном пространстве за последние 10 лет [7]. Риск рассчитывался как число соударений в период максимальной активности потока (табл.).

Средний за 10 лет риск в периоды максимальной активности основных метеорных потоков

Метеорный поток	Период максимальной активности, долгота Солнца λ_{\odot} (2000.0), град	Средний риск за 10 лет, км^{-2}
Квадрантиды	282.45 - 283.75	$0.3 \pm 0,1$
Эта Акварида	29.47 - 54.073	2.2 ± 1.2
Персеиды	139.50 - 140.65	0.4 ± 0.2
Геминиды	261.00 - 263.10	0.9 ± 0.3

Результаты расчетов показали, что количество соударений опасных метеороидов с телами в околоземном пространстве невелико, однако полученная здесь величина индивидуального метеороидного риска достаточно близка к значению предельного допустимого риска. Соответственно, метеороидная опасность в околоземном пространстве требует постоянного учета.

Обсуждается вопрос о проведении совместного оптического мониторинга ярких метеоров и вспышек на Луне, результаты которого позволят уточнить параметры распределения опасных метеороидов в околоземном пространстве.

Список цитируемой литературы:

1. Beech M., Brown P., Jones J., & Webster A. R. (1997). Adv. Space Res., **20**, 1509-1512.
2. Cooke W. In: International Meteor Conference (16-19 Sept. 2010, Armagh, UK), <https://www.imo.net/imcs/imc2010/talks/Cooke.pdf>.
3. Foschini L. (1998). <https://arxiv.org/pdf/physics/9804026.pdf>.
4. Mironov V.V., Murtazov A.K. (2015). Cosmic Research, **53**, 430-436.
5. Murtazov A. (2014). WGN. The Journal of the IMO, **42**, pp. 65-67.
6. Murtazov A.K., Efimov A.V. (2016). In: Proceedings of International Meteor Conference / Ed. by Adriana and Paul Roggemans, 202-204.
7. Murtazov A.K. (2018). Open Astronomy, **27**, 144-149.
8. Wiegert P. & Vaubaillon J. In: Kleiman J.I. (Ed.), Proceedings of the 9th International Conference "Protection of Materials and Structures from Space Environment" (2009, American Institute of Physics), 567-571.

ПРОБЛЕМЫ ПОВЫШЕНИЯ ТОЧНОСТИ И ПРЕЦИЗИОННОСТИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ И ПРОГНОЗИРОВАНИЯ ПАРАМЕТРОВ ДВИЖЕНИЯ ЦЕНТРА МАСС ОБЪЕКТОВ НА ВЫСОКИХ ГЕОЦЕНТРИЧЕСКИХ ОРБИТАХ

Агапов В.М.

ИМП им. М.В. Келдыша РАН, Москва, Россия

Если под термином "высокая геоцентрическая орбита" понимать орбиту с высотой апогея более 3000 км, то в соответствии с этим определением на таких орбитах находится более 7700 объектов из числа отслеживаемых в настоящее время российскими системами и средствами мониторинга околоземного космического пространства. Эти объекты весьма разнообразны как по своим орбитальным характеристикам, так и по физическим свойствам, оцениваемым на основании обработки измерительной информации. В частности, более 1300 из них (т.е. около 17%) имеют высоту перигея менее 500 км и, соответственно, их движение в значительной степени подвержено возмущениям, обусловленным влиянием верхней атмосферы Земли. Более 1800 отслеживаемых объектов на высоких орбитах (т.е. более 23%) имеют среднее значение отношения эффективной площади отражающей поверхности к массе (ОПМ), превышающее 1 кв.м/кг. Причём у более чем 450 объектов из этой группы значение ОПМ превышает 10 кв.м/кг.

Очевидно, что для таких объектов одним из ключевых факторов, определяющих эволюцию орбиты, является световое давление. Более того, оцениваемое значение ОПМ у большинства таких объектов является существенно переменной величиной. Это приводит к тому, что вариации возмущений, обусловленных влиянием светового давления, также становятся одним из ключевых факторов, определяющих эволюцию орбиты таких КО. Наконец, более 600 объектов на высоких орбитах являются маневрирующими космическими аппаратами и для таких объектов возникают проблемы с выделением участков траектории, на которых движение может рассматриваться как пассивное, либо на которых постоянно действует неизвестное дополнительное ускорение, обусловленное работой двигателей.

Корректное моделирование движения каждого космического объекта чрезвычайно важно при решении задач, связанных с выявлением потенциально опасных сближений, при проведении анализа орбитальных разрушений космических объектов, при идентификации измерений (соотнесении новых измерений с соответствующими объектами в базе данных), при идентификации самих объектов (соотнесении объектов с событиями, в которых они образовались на орбите), а также при планировании наблюдений космических объектов, особенно имеющих достаточно малую яркость. При этом величина погрешностей определения и прогнозирования параметров движения центра масс, а также корректность оценки этой величины являются наиболее критическими параметрами, определяющими эффективность решения перечисленных задач и достоверность получаемых результатов. Очевидно, что для разных классов объектов на высоких геоцентрических орбитах в связи с этим возникают разного рода сложности построения, верификации и практического использования математических моделей, описывающих движение центра масс. Эти сложности обусловлены целым рядом факторов, таких как отсутствие априорной информации о геометрической форме объектов, движении относительно центра масс, материалах внешних поверхностей объекта и, соответственно, отражательных и поглощательных характеристиках. В докладе будут подробно рассмотрены указанные проблемы, приведены примеры реальных объектов, на которых показана степень несоответствия параметров движения их центра масс, описываемого используемыми моделями движения, реальному движению объектов.

АНАЛИЗ ВЛИЯНИЯ РАЗЛИЧНЫХ ФАКТОРОВ НА ТОЧНОСТЬ ПРОГНОЗА ПАДЕНИЯ ВХОДЯЩИХ В ПЛОТНЫЕ СЛОИ АТМОСФЕРЫ ЗЕМЛИ НЕУПРАВЛЯЕМЫХ КО

Кудрявцев С.И., Колюка Ю.Ф., Афанасьева Т.И., Гридчина Т.А.
ФГУП ЦНИИмаш, Королев, Россия, yfk@mcc.rsa.ru

Прогнозирование времени и места падения на Землю космических объектов (КО), входящих в плотные слои атмосферы в неуправляемом режиме представляет собой сложную научно-техническую проблему, решение которой определяется множеством различных факторов. Особую актуальность эта проблема приобретает при входе в плотные слои атмосферы и падении на Землю так называемых КО риска. К ним относятся КО большой массы (свыше 2000 кг), а также объекты, имеющие в своем составе опасные вещества. При падении на поверхность Земли несгоревших элементов конструкции КО риска может быть причинён ущерб населению и объектам наземной инфраструктуры.

В представленной работе приводятся результаты выполненных исследований по оценке влияния различного рода факторов на точность прогноза параметров движения неуправляемых КО на завершающем этапе их орбитального полета. Показывается, что основная ошибка в прогнозе движения орбитальных КО на участке снижения до высоты $H=120$ км вызывается погрешностями в учете возмущений от сопротивления верхней атмосферы. Данные погрешности обусловлены неточностями используемых моделей атмосферы и неопределённостью аэродинамических характеристик КО.

Предлагается методический подход, позволяющий добиваться достаточно качественных результатов прогноза параметров движения КО на момент снижения до указанных высот. Данный подход предусматривает:

- а) выбор наиболее полных и точных моделей действующих на КО сил, с учетом всех возмущений и параметров, способных оказывать заметное влияние на движение КО;
- б) использование оптимальных мерных интервалов и составов распределенных на них траекторных измерений, обладающих высокой навигационной эффективностью;
- в) применение предложенного критерия для выбора лучшего варианта прогноза движения КО на рассматриваемом участке снижения.

Приводятся результаты, позволяющие получить представление о характере и степени влияния различных факторов на прогноз движения и падения входящих в плотные слои атмосферы неуправляемых КО, а также о достижимой точности прогноза их положений на интерфейсной высоте $H=120$ км. Данные результаты получены в ходе реальных работ по сопровождению завершения полёта нескольких КО, в том числе и КО, являвшихся объектами-целями в Международных тестовых кампаниях Межагентского координационного комитета по космическому мусору, в которых авторы принимали участие с Российской стороны.

Рассматривается специфическая особенность динамики движения центра масс неуправляемых КО на высотах около высоты условной границы плотных слоёв атмосферы. В данном случае «вход в плотные слои атмосферы», характерный для организованного схода с орбиты, отсутствует. Окончательный захват неуправляемого КО атмосферой происходит в результате продолжительного движения в диапазоне высот $120\div 80$ км.

Проводится оценка возможной неопределённости прогнозирования времени и района падения КО, обусловленной влиянием случайных вариаций параметров атмосферы Земли (плотности воздуха и скорости ветра) в диапазоне высот $120\div 0$ км. Иллюстрируется характерный вид зависимостей величин вариаций от высоты. Рассматриваются различные варианты подхода неуправляемых КО к условной границе плотных слоёв атмосферы.

Приводятся оценки возможного разброса прогнозируемого времени существования КО за счёт случайных вариаций параметров атмосферы, который может достигать нескольких витков. Делается вывод о том, что увеличение точности прогноза времени и района падения неуправляемых КО может быть достигнуто только путём разработки и реализации методов достоверного оценивания текущих параметров атмосферы Земли в диапазоне высот $120\div 80$ км.

О ФЛИПАХ ОРБИТ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА В ОБЛАСТИ ГЛОБАЛЬНЫХ НАВИГАЦИОННЫХ СПУТНИКОВЫХ СИСТЕМ ПОД ДЕЙСТВИЕМ СВЕТОВОГО ДАВЛЕНИЯ

Кузнецов Э.Д.¹, Белкин С.О.²

¹Уральский федеральный университет, Екатеринбург, Россия, eduard.kuznetsov@urfu.ru

²Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет),
Москва, Россия

Исследуются флипы плоскости орбиты (переход от прямого движения к обратному и обратно), обусловленные световым давлением. Рассматривается окрестность области движения спутников глобальных навигационных систем. Динамическая эволюция космического мусора изучается на основе численного моделирования. Начальные условия выбраны в области движения спутников глобальных навигационных систем, а также на 450–1100 км выше номинальной большой полуоси навигационных орбит. Начальные данные соответствуют почти круговой орбите с эксцентриситетом $e = 0.001$. Начальный наклон соответствует номинальному наклону орбит спутников навигационной системы. Начальное значение долготы восходящего узла Ω принималось равным 0, 90, 180 и 270 градусов. Начальная эпоха T_0 соответствует 00^h 00^m 00^s UTC 21.03.1958. Начальное значение аргумента перигея $g = 0.45804^\circ$. В этом случае перигей направлен в сторону Солнца при $\Omega = 0^\circ$. Отношение миделева сечения к массе варьировалось от малых значений $\gamma = 0.02 \text{ м}^2/\text{кг}$, соответствующих спутникам, до больших $\gamma > 1 \text{ м}^2/\text{кг}$, характерных для космического мусора. Динамическая эволюция рассматривалась на интервалах 24 и 240 лет.

Орбитальная эволюция объектов моделировалась с помощью «Численной модели движения искусственных спутников Земли», разработанной в Томском государственном университете. Модель возмущающих сил включала основные возмущающие факторы: гравитационное поле Земли (модель EGM96, гармоники до 27 порядка и степени включительно), притяжение Луны и Солнца, приливы в теле Земли, световое давление с учетом тени Земли (коэффициент отражения поверхности спутника 1.44), эффект Пойнтинга–Робертсона, сопротивление атмосферы. Уравнения движения интегрировались методом Эверхарта 19 порядка.

Флипы орбит, обусловленные влиянием светового давления были обнаружены:

для спутников ГЛОНАСС с отношением миделева сечения к массе γ от 16 до 20 $\text{м}^2/\text{кг}$ и начальным значением долготы восходящего узла $\Omega = 180^\circ$;

для спутников, движущихся выше орбиты ГЛОНАСС в окрестности резонанса 14:29 с отношением миделева сечения к массе γ от 16 до 76 $\text{м}^2/\text{кг}$ и начальным значением долготы восходящего узла $\Omega = 180^\circ$;

для спутников, движущихся выше орбиты Галилео в окрестности резонанса 3:5 с отношением миделева сечения к массе γ от 18 до 80 $\text{м}^2/\text{кг}$ и начальным значением долготы восходящего узла $\Omega = 180^\circ$.

Флипы зафиксированы для больших значений отношения миделева сечения к массе и только для $\Omega = 180^\circ$. Данный результат очень важен для описания долгопериодической орбитальной эволюции космического мусора.

Работа поддержана Министерством науки и высшего образования Российской Федерации (базовая часть государственного задания, РК №АААА-А17-117030310283-7) и Правительством Российской Федерации (Постановление №211, контракт №02.А03.21.0006).

ЭВОЛЮЦИЯ ОРБИТ ОБЪЕКТОВ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА КАК СПОСОБ ОПТИМИЗАЦИИ СХЕМ ПЕРЕЛЁТОВ МЕЖДУ НИМИ

Баранов А.А.¹, Гришко Д.А.²

¹*ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, Москва, Россия*

²*МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Россия, dim.gr@mail.ru*

При выполнении перспективных миссий по уводу крупных объектов космического мусора (ОКМ) возникнет задача оптимизации схем перелётов между ними. Основными критериями такой оптимизации являются количество необходимых активных космических аппаратов, затраты суммарной характеристической скорости и продолжительность миссии.

Наиболее загруженными в настоящее время являются окрестность геостационарной орбиты, а также низкие орбиты с высотами 700-1200 км. Вследствие действия возмущающих сил различной природы происходит непрерывная и хорошо изученная эволюция параметров орбиты ОКМ, что может быть использовано для оптимизации перелётов между ними.

Под действием возмущений наклонение орбиты пассивного объекта в окрестности ГСО совершает долгопериодические (примерно 51 год) колебания, достигая максимального значения примерно в 15-16 градусов. Долгота восходящего узла (ДВУ) при идеальной геостационарной орбите является вырожденным параметром, однако по мере увеличения наклонения орбита объекта описывается и конкретным значением ДВУ. Таким образом, при построении схем облёта фактически имеем совокупность орбит, которые имеют отличия по всем параметрам, причём отклонения по ДВУ могут быть любыми по величине. Авторы рассмотрели движение более 100 разгонных блоков в окрестности ГСО и на основании портрета эволюции наклонений их орбит во времени предложили две концепции формирования схем перелётов между ними. В первом случае перелёт осуществляется при совпадении наклонений орбит вблизи экватора, а во втором – когда орбита следующего объекта имеет минимальное наклонение. В основе предлагаемых решений лежит тот факт, что в приэкваториальной области угол между плоскостями орбит остаётся малым даже при больших различиях в долготе восходящего узла. А именно поворот плоскости орбиты является наиболее затратным при исполнении орбитальных манёвров.

На низких орбитах можно выделить 5 компактных групп (по наклонению) ОКМ, состоящих из ступеней ракет-носителей. Для наглядного представления положения плоскостей орбит был предложен портрет эволюции отклонений ДВУ, вычисленных относительно ДВУ орбиты одного из объектов группы. Если на этом портрете линии изменения относительных отклонений ДВУ пересекаются редко, то эффективен простой последовательный облёт объектов группы в сторону естественной прецессии. Совмещение орбитальных плоскостей преимущественно происходит за счёт перевода КА на более низкую орбиту ожидания с изменённой скоростью прецессии. В том случае, когда портрет эволюции отклонений ДВУ представляет собой совокупность линий, которые многократно хаотически пересекаются друг с другом, то возможно построить такую последовательность облёта ОКМ, при которой орбита очередного ОКМ одновременно является переходной для достижения следующего объекта.

В докладе раскрываются особенности построения предложенных схем перелёта между крупными ОКМ, показываются их преимущества и недостатки.

ОЦЕНКА МАНЁВРОВ, ВЫПОЛНЕННЫХ НАБЛЮДАЕМЫМ КОСМИЧЕСКИМ ОБЪЕКТОМ

Баранов А.А.¹, Каратунов М.О.²

¹*ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, Москва, Россия, andrey_baranov@list.ru*

²*АО «Астрономический научный центр», Москва, Россия*

В силу отсутствия доступа к информации о параметрах предстоящих манёвров точность сопровождения маневрирующих космических аппаратов (МКО) в процессе ведения каталога космических объектов (КО) резко падает после каждого включения двигательной установки (ДУ). Решение проблемы невозможно без оценки параметров совершённых манёвров, которая позволяет согласовать измерения до и после импульса. Более того, информация о величине ускорения ДУ, в совокупности с информацией о пассивном движении, даёт возможность оценить его массу и тягу ДУ. Далее, используя накопленную информацию по манёврам, можно выявить стратегию маневрирования и спрогнозировать предстоящие динамические операции. Оценка манёвров также позволяет осуществить апостериорный анализ взаимного движения на интервале маневрирования.

В рамках работы рассмотрены КО на околокруговых орбитах, совершающие импульсные и продолжительные манёвры, состоящие из одно или два включения ДУ. Допущение о малом эксцентриситете орбит позволило разработать быстродействующие полуаналитические методы решения.

Традиционным методом оценки одноимпульсного манёвра является нахождение времени максимального сближения при движении по начальной и по конечной орбите с последующим нахождением вектора разности скоростей в этой точке (метод №1). За точку вычисления разности скоростей также может быть принят момент максимальной вероятности столкновения (метод №2). Предположение о малости эксцентриситета, позволяет воспользоваться линеаризованными уравнениями и получить аналитическое решение (метод №3). Для манёвров без радиальной составляющей разработан метод учёта ошибок исходных данных, основанный на поиске пересечений областей возможных значений разностей больших полуосей, векторов эксцентриситета, угла приложения импульса в плоскости проекций вектора эксцентриситета (метод №4). Данный метод позволяет существенно повысить точность определения орбиты КО после манёвра.

В части оценки двухимпульсного манёвра предложен метод, избегающий необходимость полного перебора параметров. При этом предполагается, что у импульсов отсутствуют малоэффективные радиальные составляющие. Для решения задачи в данной постановке необходимо перебрать угол приложения только одного манёвра на интервале в один виток. Для каждого значения угла находится величины трансверсальных и боковых составляющих импульсов, а также и угол приложения второго манёвра. Далее из всех полученных решений выбираются те, которые обеспечивают требуемое время прилёта в конечную точку при минимальных затратах топлива.

Оценка одноимпульсного манёвра большой продолжительности также основана на линеаризованных уравнениях. На первом шаге определяется угловая продолжительность активного участка, необходимая для получения требуемого изменения большой полуоси и эксцентриситета. Далее вычисляются значения ускорений в трансверсальном и бинормальном направлении. За середину активного участка принимается угол приложения импульса скорости в оптимальном импульсном решении. В рамках оценки маневров большой продолжительности, выполненных за два включения ДУ, рассмотрен вариант связных маневров, когда середины активных участков разнесены на 180° , и вариант независимых маневров.

Верификация методов производилась на основе численных симуляций и оценки известных манёвров реальных МКО.

УЧЁТ ФОРМЫ И ОРИЕНТАЦИИ КОСМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ ПРИ РАСЧЁТЕ ВЕРОЯТНОСТИ СТОЛКНОВЕНИЯ

Каратунов М.О.¹, Баранов А.А.²

¹АО «Астрономический научный центр», Москва, Россия, maksim_karatunov@mail.ru

²ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, Москва, Россия

На текущий момент единственным способом минимизировать риск столкновения активного космического аппарата (КА) с наблюдаемым космическим объектом (КО) является применение динамической операции уклонения, которой, в свою очередь, предшествует процедура выявления факта сближения и оценки риска столкновения. От выбора критерия оценки опасности выявленного сближения зависит, с одной стороны, безопасность КА, а с другой, расход топлива, который растёт с увеличением числа уклонений. Существует несколько критериев, значительно отличающихся по уровню вычислительной сложности и области применения. Наиболее адекватным и наиболее сложным критерием является вероятность столкновения, при этом современные методы определения данной величины обладают рядом схожих допущений:

- сближающиеся объекты имеют сферическую форму;
- в пределах интервала сближения движение равномерно и прямолинейно;
- составляющие скоростей объектов определены с абсолютной точностью;
- вероятность рассчитывается только для критичной точки максимального сближения.

В рамках данной работы предлагается метод, снимающий упомянутые допущения. Метод основан на статистическом моделировании случайной величины: индикатора события столкновения. Математическое ожидание индикатора события равно вероятности события, следовательно, получая оценку математического ожидания на основе ряда стохастических симуляций процесса сближения, можно рассчитать приближенное значение вероятности столкновения. Алгоритм вычисления вероятности столкновения включает следующие этапы:

– Генерация массива псевдослучайных шестимерных векторов состояния КА и КО в соответствии с векторами математических ожиданий и матриц ковариации. Для генерации отдельных случайных чисел используется алгоритм Вихря Мерсенна, получение случайного вектора, элементы которого распределены по нормальному закону, основано на преобразовании Бокса-Мюллера.

– Выявление факта пересечения сфер, описывающих форму КА и КО, для обнаружения потенциально опасных пар на интервале сближения. На данном этапе используется линеаризованная модель движения для объектов на околокруговых орбитах и модель невозмущенного движения Кеплера для остальных объектов.

– Выявление факта пересечения трехмерных моделей КА и КО для потенциально опасных комбинаций на интервале сближения. Поиск пересечения имеет две фазы: широкую и узкую. В широкой фазе объекты представляются в виде ограничивающих параллелепипедов, стороны которых параллельны осям координат. В качестве алгоритма широкой фазы используется алгоритм Sweep-and-Prune. В узкой фазе учитывается реальная форма и ориентация сближающихся объектов. В качестве алгоритма узкой фазы используется алгоритм Гильберта-Джонсона-Керти.

– Расчёт вероятности столкновения и оценка точности. Алгоритм автоматически завершает работу при достижении требуемой точности и достоверности решения.

Тестовые расчеты показывают, что для достижения точности 10^{-5} при коэффициенте достоверности 99% в однопоточном режиме необходимо не более 40 минут, что говорит о применимости метода статистического моделирования для решения задачи. Верификация метода осуществлялась на основе сравнения с результатами и в рамках ограничений метода З.Н. Хуторовского.

ОСОБЕННОСТИ ДВИЖЕНИЯ ФРАГМЕНТОВ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА ВБЛИЗИ ТОЧКИ ЛИБРАЦИИ 75° В.Д.

Бахтигараев Н.С.¹, Левкина П.А.¹, Чазов В.В.²

¹Институт астрономии Российской академии наук, Москва, Россия, nail@inasan.ru

²Государственный астрономический институт им. П.К. Штернберга, Московский государственный университет им. М.В. Ломоносова, Москва, Россия, vadimchazov@yandex.ru

Малоразмерные фрагменты космического мусора, отличие от крупных космических объектов, сильно подвержены трудно прогнозируемым не гравитационным возмущениям. Важным является изучение движения космических объектов, совершающих либрационные движения вблизи 75° в.д., где находится много российских работающих геостационарных аппаратов. В ИНАСАН ведутся детальные оптические наблюдения нескольких таких либрационных космических объектов для уточнения их теории движения. Например, фрагмент космического мусора Fengyun 2D Deb (№ 2006-053D) наблюдается в обсерваториях ИНАСАН с 2007 г. Он образовался в результате запуска ИСЗ Fengyun 2D, выведенного КНР на геостационарную орбиту в точку стояния около 86.5° в.д. в декабре 2006 г. Объект движется в режиме либрации около значения 75° в.д. с периодом 748 суток. Нами по шестилетним оптическим наблюдениям выявлена переменность отношения средней площади миделева сечения к массе объекта (A/m) Fengyun 2D Deb и разработана модель вариаций этого параметра, период изменения которого получился равным 392 суткам [1]. Знание таких особенностей параметров движения позволяет в несколько раз улучшить точность прогноза движения космического мусора.

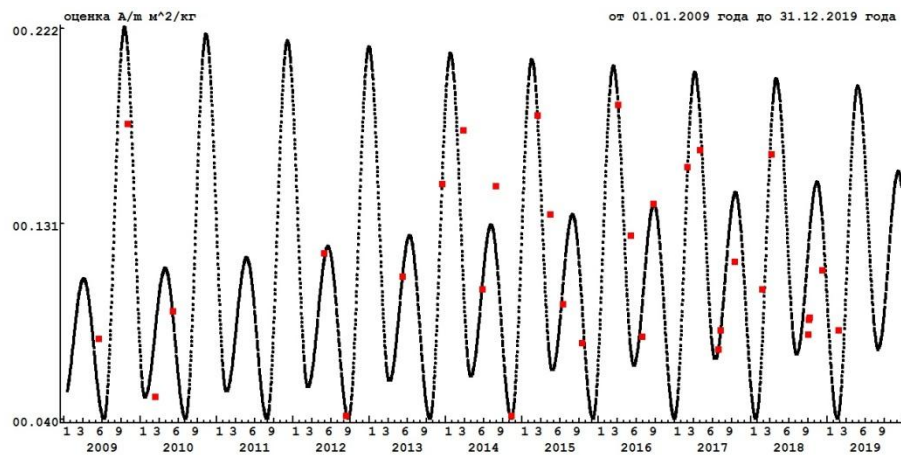


Рис. 1. Сравнение модели изменения величины отношения площадь/масса с 2009 г. по 2019 г. с их измеренными из оптических наблюдений значениями (квадраты).

В работе приводятся результаты анализа движения нескольких либрационных геосинхронных объектов по данным наблюдений в обсерваториях в Звенигороде, на пике Терскол и на горе Санглох.

Список цитируемой литературы:

1. Н.С. Бахтигараев, П.А. Левкина, В.В. Чазов. Эмпирическая модель движения фрагмента космического мусора в геостационарной области. *Астрон. вест.* 2016, том 50, № 2, с. 141–146.

СРАВНЕНИЕ РАЗЛИЧНЫХ МЕТОДОВ РАСЧЕТА ВЕРОЯТНОСТИ СТОЛКНОВЕНИЯ ПРИ ОПАСНЫХ СБЛИЖЕНИЯХ КОСМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ

Пономарева И.А., Рамазанова Т.К., Шатков С.А.

ФГУП ЦНИИмаш, Королев, Московская обл., Россия, ponomarevaia@tsniimash.ru45

Для принятия обоснованных решений о необходимости проведения маневров уклонения при сближениях космических объектов большое значение имеет анализ различных характеристик сближений.

В настоящее время Автоматизированной системой предупреждения об опасных ситуациях в околоземном космическом пространстве (АСПОС ОКП) ежеквартально фиксируется около пятисот опасных сближений защищаемых космических аппаратов (КА) российской группировки с другими космическими объектами (КО). В ходе перспективных работ по развитию и модернизации АСПОС ОКП для повышения достоверности получаемых оценок проводится исследование методик и разработка алгоритмов выявления сближений космических объектов и оценки характеристик этих сближений.

Вероятность столкновения является одной из основных характеристик сближения космических объектов. Общий подход к расчету вероятности столкновения сводится к последовательности этапов: определение параметров объединенной области неопределенности положения двух КО, построение «трубки» движения сферы, диаметр которой равен сумме характерных геометрических размеров сближающихся объектов, и вычисление значения трехмерного интеграла функции плотности вероятности.

Наиболее часто опасные сближения КО происходят в области низких околоземных орбит, при этом сближение происходит на малом интервале времени, в пределах которого относительное движение космических объектов можно считать линейным, и формула для расчета вероятности столкновения сводится к вычислению значения двумерного интеграла. Специалистами в разных странах мира используется ряд аналитических и численных методов для расчета вероятности столкновения космических объектов при кратковременных сближениях: методы Р.П. Патеры, Дж. Л. Фостера, З.Н. Хуторовского, В.П. Павлова и другие. Исходными данными для расчета вероятности столкновения для этих методов является информация о векторах положения и скорости КО, геометрических размерах КО и параметрах областей неопределенности их положения в момент максимального сближения.

Важно выделить ряд факторов, непосредственно влияющих на достоверность результатов расчета вероятности столкновения космических объектов. Ключевую роль играет точность определения орбит КО, наличие информации об их геометрических размерах, а также точность прогнозирования эволюции области неопределенности (данная задача особенно усложняется для случаев движения по вытянутой эллиптической орбите и при прогнозировании ковариационной матрицы вектора состояния КО на длительные интервалы времени).

В данной работе представлены результаты сравнительного анализа методов расчета вероятности столкновения для нескольких случаев опасных сближений космических объектов. При этом использована информация из открытых источников и данные АСПОС ОКП. Всего рассмотрено 8 методов расчета вероятности. Показано, что отличия в оценках вероятности с помощью различных методов незначительны и не влияют на качественную оценку событий.

В дальнейшем в рамках данной работы планируется проведение сравнительного анализа быстродействия алгоритмов, реализующих рассмотренные методы, а также исследование характеристик продолжительного сближения (в области высоких орбит) и разработка алгоритмов расчета максимальной вероятности столкновения при неполной информации о параметрах сближения и «пороговой» вероятности для различных классов орбит.

ВЕРОЯТНОСТЬ СТОЛКНОВЕНИЯ ДВУХ ТЕЛ В КОСМИЧЕСКОМ ПРОСТРАНСТВЕ, ОРБИТА ОДНОГО ИЗ КОТОРЫХ ОПРЕДЕЛЕНА С БОЛЬШИМИ ОШИБКАМИ

Вавилов Д.Е.¹, Шурыкина А.И.²

¹ФГБУН Институт Прикладной Астрономии РАН, СПб, Россия, vavilov@iaaras.ru

²Санкт-Петербургский государственный университет, СПб, Россия

Мы модифицировали и значительно улучшили линейный метод оценки вероятности столкновения двух объектов в космическом пространстве, использующий криволинейную систему координат. Рассматривается задача, когда положение объекта 1 определено со значительными ошибками, в то время как положение объекта 2, можно считать, определено достаточно точно. Это может быть задача столкновения космического мусора со спутниками и космическими аппаратами, а также задача астероидно-кометной опасности. Важное преимущество данного метода состоит в использовании уникальной криволинейной системы координат, связанной с номинальной орбитой объекта 1. Две другие координаты – декартовы, начало отсчета которых лежит на оскулирующей орбите. Данная система позволяет учесть тот факт, что распределение возможных положений объекта 1 вытянуто преимущественно вдоль его номинальной орбиты. Данный метод является линейным, то есть, основан на предположении, что распределение ошибок параметров орбиты на возможный момент столкновения линейно зависит от ошибок на эпоху наблюдения. Мы также предполагаем, что распределение ошибок координат и скоростей во введенной криволинейной системе координат является нормальным. Ограничения метода вытекают из его предположений. Тесные сближения с массивными телами, например, большими планетами, могут нарушить линейную зависимость ошибок и исказить значение вероятности столкновения. Однако метод работает хорошо, если тесные сближения отсутствуют, либо не оказывают значительного эффекта на результат. Предложенный метод значительно надежнее классического метода плоскости цели, особенно если номинальное положение объекта 1 в момент возможного столкновения далеко от положения объекта 2.

В первой версии метода [1] момент возможного столкновения не мог быть определен точно, и поэтому рассматривалось множество моментов потенциального столкновения в коротком временном промежутке. В предлагаемой модификации мы не вычисляем возможное столкновение в определенный момент времени. Вероятность столкновения объекта 1 с объектом 2 в окрестности возможного столкновения рассчитывается путем проецирования области возможного положения астероида, полученной в криволинейной системе координат, на плоскость цели. Это также заменяет вычисление трехмерного интеграла двумерным.

Список цитируемой литературы:

1. D. E. Vavilov, Yu. D. Medvedev A fast method for estimation of the impact probability of near-Earth objects // Monthly Notices of the Royal Astronomical Society, 2015, V. 446, 705-709.

ЦИКЛЫ КАССИНИ ВО ВРАЩАТЕЛЬНОМ ДВИЖЕНИИ НЕФУНКЦИОНИРУЮЩЕГО СПУТНИКА ТОПЕКС/ПОСЕЙДОН

Ефимов С.С.¹, Притыкин Д.А.², Сидоренко В.В.³

¹Московский физико-технический институт, Москва, Россия

²Сколковский институт науки и технологий, Москва, Россия, dapritykin@rambler.ru

³Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН, Москва, Россия

Результаты математического моделирования вращательного движения крупных объектов космического мусора на околоземных орбитах выше 500 км указывают на то, что в долговременной эволюции этого движения имеются периодичности, названных нами циклами Кассини [1]. Циклы Кассини характеризуют взаимное влияние на вращение объекта гравитационных моментов и прецессии орбиты. Принимая во внимание, что момент, вызываемый токами Фуко, является еще одним важным фактором в динамике рассматриваемых объектов, эволюцию их вращательного движения можно разделить на три этапа. Первый этап представляет относительно непродолжительный переходный процесс: под влиянием внутренней диссипации любое начальное вращение переходит во вращение относительно оси с наибольшим моментом инерции. На втором этапе происходит экспоненциальное уменьшение угловой скорости объекта до величин, сравнимых с его средним движением по орбите. Третий этап состоит в переходе к одному из возможных финальных режимов (гравитационная ориентация, периодические или хаотические движения) [2].

В качестве естественного продолжения исследований [1,2] мы решили убедиться в том, что предсказанные эффекты действительно присутствуют во вращательном движении объектов космического мусора. В настоящее время имеются данные лазерной дальнометрии [3], позволяющие восстановить параметры вращательного движения ряда нефункционирующих спутников с высокой точностью. Эти данные указывают на наличие циклов Кассини, например, в динамике спутника ТОПЕКС/Посейдон (номер 22076 по каталогу NORAD). Данные наблюдений свидетельствуют также о том, что период вращения спутника ТОПЕКС/Посейдон уменьшается. Наиболее правдоподобной причиной ускорения вращения можно считать влияние момента сил светового давления. Для подтверждения сформулированной гипотезы мы включили этот фактор в математическую модель вращательного движения и провели дополнительные численные эксперименты. В докладе предполагается представить результаты численных экспериментов, обсудить их согласованность с данными наблюдений и сделать качественные выводы о влиянии момента сил светового давления на эволюцию циклов Кассини.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект №17-01-00902).

Список цитируемой литературы:

1. Efimov, S., Pritykin, D., Sidorenko, V.: Long-term Attitude Dynamics of Space Debris in Sun-synchronous Orbits: Cassini Cycles and Chaotic Stabilization. *Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy*, 130 (10), № 62 (2018)
2. Efimov, S., Pritykin, D., Sidorenko, V.: Defunct satellites in nearly polar orbits: Long-term evolution of attitude motion. *Open Astronomy*, 27 (1), 264-277 (2018).
3. Kucharski, D., Kirchner, G., Bennett, J.C. et al.: Photon pressure force on space debris TOPEX/Poseidon measured by satellite laser ranging. *Earth and Space Science*, 4, 661–668 (2017).

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК ВРАЩЕНИЯ ОБЪЕКТА КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА

Чувашов И.Н.

Институт астрономии РАН, Москва, Россия, chuvashovin@gmail.com

На текущий момент по данным Командования воздушно-космической обороны Северной Америки (NORAD) в околоземном пространстве находится 17512 действующих спутников и объектов космического мусора, за которыми ведется постоянный мониторинг. Основную сложность в моделировании движения таких объектов представляет учет влияния светового давления. Поскольку физические свойства объекта, а именно геометрические размеры, коэффициент отражения, масса и параметры вращения его вокруг центра масс неизвестны. Определение этих свойств возможно только по косвенным признакам, прежде всего по вкладу влияния светового давления в параметры движения объекта, именно оно зависит от физических свойств объекта и от формы его вращения. Для того, чтобы получить эти данные, нужно провести достаточно точные и длительные наблюдения. Чем длиннее будет наблюдаемый ряд, тем точнее можно определить искомые параметры и построить световую модель объектов.

В настоящее время численные модели движения либо вообще не учитывают вращение объектов космического мусора, либо вводят простые модели вращения, хотя информация о характере вращения этих объектов имеется из фотометрических наблюдений. Одним из источников информации о вращении объекта является его кривая блеска, представляющая собой отраженное на наблюдателя излучение от Солнца. Используя эту некоординатную информацию и методы обработки неравномерных временных рядов (Zechmeister, Kürster, 2009; Витязев, 2001), можно представить трехосное вращение моделью, и, следовательно, точнее моделировать движение и долговременную орбитальную эволюцию объекта. Обнаружение малоразмерных объектов космического мусора, в том числе обломков разрушений, произошедших в околоземном пространстве в прошлом, повышает актуальность задачи исследования динамической эволюции объектов космического мусора в настоящее время.

Работа выполнена при поддержке гранта Президента Российской Федерации для государственной поддержки молодых российских ученых (МК-6640.2018.2).

КОСМИЧЕСКИЙ НАВИГАТОР: ПРОГРАММНЫЙ КОМПЛЕКС ДЛЯ ОПТИМИЗАЦИИ МАНЕВРОВ КА, ПРЕДОТВРАЩАЮЩИХ СТОЛКНОВЕНИЯ

Гремячих Л.И.¹, Зеленов Д.А.², Казеев Н.А.^{1,3}, Устюжанин А.Е.^{1,3}

¹НИУ «Высшая школа экономики», Москва, Россия, ligremyachikh@edu.hse.ru

²ФГУП ЦНИИмаш, Королев, Россия

³Школа анализа данных Яндекс, Москва, Россия

В ближайшее время количество спутников возрастёт в несколько раз из-за запланированных запусков тысяч спутников. Это приведёт к значительному увеличению вероятности столкновения КА. КА должен выполнять манёвры для уменьшения риска столкновений. Согласно общедоступной информации, операции объединения обрабатываются вручную операторами на Земле. Такое планирование маневра требует квалифицированного персонала и будет непрактичным для группировок тысяч КА. Предлагается доклад о проекте нового программного комплекса «Космический навигатор», который является автономной системой планирования маневра.

Программный комплекс «Космический навигатор» основан на новом подходе оптимизации маневров, который сочетает знания предметной области и машинного обучения. Для оптимизации маневра в программе используются подходы, основанные на стохастической оптимизации (например, эволюционная стратегия), нейронных сетях и обучении с подкреплением (например, метод кросс-энтропии или дифференцируемый градиент политик). Так как идеального алгоритма в терминах оптимальности маневра и производительности пока не существует, гибкость подстановки методов важна для последующих исследований с целью сравнения и выбора наиболее надежного и оптимального подхода.

Одной из ключевых особенностей программного комплекса «Космический навигатор» является модульность, которая позволяет использовать систему различным спутниковым операторам с различным функционалом, методами оценки вероятности столкновения и требованиями к оптимизации. Кроме того, «Космический навигатор» может быть сконфигурирован для решения различных задач, таких как сближение и маневрирование в кластере.

Программный комплекс был протестирован на выборке из 100 сгенерированных опасных ситуаций. Каждая ситуация включала 10 потенциально опасных объектов. Эксперименты показали применимость используемых подходов к задаче оптимизации маневров КА, а также возможность расширения спектра задач которые могут быть решены с помощью «Космического навигатора».

СЕКЦИЯ 4

**ПУТИ УМЕНЬШЕНИЯ ЗАСОРЁННОСТИ ОКП.
СОВРЕМЕННЫЕ И ПЕРСПЕКТИВНЫЕ ВОЗМОЖНОСТИ
БОРЬБЫ С ТЕХНОГЕННЫМ ЗАГРЯЗНЕНИЕМ
ОКОЛОЗЕМНОГО ПРОСТРАНСТВА. МЕТОДЫ
ПРЕДОТВРАЩЕНИЯ СТОЛКНОВЕНИЙ С ФРАГМЕНТАМИ КМ
И ЗАЩИТА КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ**

СПОСОБЫ И СРЕДСТВА ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ ОБРАЗОВАНИЯ, ЛИКВИДАЦИИ, УТИЛИЗАЦИИ И УВОДА КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА

Клюшников В.Ю.², Вениаминов С.С.¹, Логинов С.С.²

¹Научно-исследовательский испытательный центр Центрального научно-исследовательского института войск воздушно-космической обороны Министерства обороны, Москва, Россия

²Федеральное государственное унитарное предприятие «Центральный научно-исследовательский институт машиностроения», Королев, Россия, wklj59@yandex.ru

К «космическому мусору» (КМ) относятся отработавшие ступени ракет-носителей (РН) и разгонные блоки, космические аппараты (КА), прекратившие активное существование, отделяющиеся технологические элементы РН и КА различного рода (бленды, заглушки, чеки, пружины, толкатели, осколки пиросредств и др.), а также фрагменты, образовавшиеся в результате столкновений космических объектов и взрывов на орбите. Результаты исследований нескольких международных организаций были отражены в ряде итоговых документов [1], согласно которым наиболее опасным последствием космической деятельности является увеличение количества космического мусора техногенного происхождения.

Загрязнение околоземного космического пространства (ОКП) начинает представлять собой все более серьезную проблему: имеются достоверные данные о выходе из строя нескольких КА по причине столкновения с КМ. Регулярно проводятся маневры уклонения Международной космической станции (МКС) от опасного сближения с фрагментами КМ.

Дальнейшее загрязнение ОКП фрагментами КМ может привести к полному прекращению доступа в космос. По достижении определенной плотности орбитальной группировки КМ начинается цепная реакция «саморазмножения» (в результате взаимных столкновений и взрывов), после чего любая попытка выведения КА на околоземную орбиту будет заканчиваться столкновением с фрагментом КМ. Такое развитие событий получило название синдром (эффект) Кesslera (другое название – каскадный эффект) [2].

В настоящее время существует множество предложений, позволяющих, по крайней мере, отодвинуть срок наступления эффекта Кesslera. Для этого, как минимум, необходимо поддерживать относительно низкий уровень засоренности защищаемых зон космического пространства путем оперативного увода КА, прекративших активное существование, на орбиты захоронения или в плотные слои земной атмосферы (в частности, согласно ГОСТ Р 52925-2018 [3]).

Анализ рассматриваемых в последние годы методов очистки ОКП от КМ позволил их сгруппировать и классифицировать на активные и пассивные. К активным методам очистки относятся те, что требуют затрат энергии уводимого фрагмента КМ (чаще всего КА, прекратившего активное существование) на реализацию маневра увода. К пассивным методам относятся те, что не требуют затрат энергии уводимого фрагмента КМ.

Ликвидировать накопленное загрязнение ОКП можно только при тесном международном сотрудничестве ведущих стран. Несомненно, для решения проблемы очистки ОКП необходимо привлекать частный бизнес. В частности, очистка ГСО от КА, прекративших активное функционирование, уже сегодня была бы коммерчески выгодна.

Список цитируемой литературы:

1. Воздействие космической деятельности на окружающую среду (документ ООН А/АС.105/344 от 23 ноября 1984 г.).
2. D.J. Kessler and Burton G. Cour-Palais (1978) Collision Frequency of Artificial Satellites: The Creation of a Debris Belt // Journal of Geophysical Research 83, - P. 63.
3. ГОСТ Р 52925-2018 «Изделия космической техники. Общие требования к космическим средствам по ограничению техногенного засорения околоземного космического пространства». Введ. 01.01.2019. М. : Стандартинформ, 2018. 12 с.

МЕТОДЫ И ПРАКТИЧЕСКАЯ РЕАЛИЗАЦИЯ УКЛОНЕНИЙ МКС И ДРУГИХ ФУНКЦИОНИРУЮЩИХ КА ОТ ОПАСНО СБЛИЖАЮЩИХСЯ С НИМИ ОБЪЕКТОВ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА

Грудин Д.В., Мельников Е.К.

ФГУП ЦНИИмаш, Москва, Россия, d.grudin@mcc.rsa.ru

Начиная с запуска первого элемента международной космической станции (МКС) по настоящее время МКС является практически единственным космическим объектом, в интересах безопасности которого отрабатываются основные принципы экстренного взаимодействия между группами управления объектом, включая зарубежных партнеров, разрабатываются и совершенствуются методы снижения уровня опасности несанкционированного контакта КА и критерии безопасности относительного движения.

Так, за 20-летний полет МКС ЦУП-М получил 586 предупреждений о нарушении зоны безопасности станции, в 24 случаях были реализованы маневры уклонения.

В настоящее время единственным способом избежать столкновения МКС с другим космическим объектом является проведение упреждающего маневра уклонения станции.

В соответствии с документом об интеграции операций по управлению полетом МКС контроль космического пространства вблизи станции осуществляет американская СККП. Российская сторона обеспечивает техническую реализацию маневра уклонения средствами российского сегмента.

Режим уклонения DAM (Debris Avoidance Maneuver) включал технологический процесс подготовки к уклонению в течение 28,5 часов. К концу 2012 г. в практику обеспечения безопасности станции был внедрен новый режим уклонения PDAM (Predetermined Debris Avoidance Maneuver), при котором технологическое время подготовки к уклонению сократилось до 5 час 20 мин, с возможностью выбора величины трансверсального импульса - 0,3; 0,5; 0,75; 1,0 м/с.

В настоящее время режим PDAM считается наиболее предпочтительным для подготовки станции к уклонению от космического мусора (КМ). Очередная модификация этого режима рассматривает возможность уклонения станции путем ее торможения.

9 сентября 2017 года впервые в истории обеспечения управления орбитальной группировкой «Роскосмоса» был успешно реализован маневр уклонения КА «Канопус-В» от нефункционирующего КА «Космос-1726». С учетом того, что эксплуатационной документацией выполнение подобного маневра не предусмотрено, его подготовка на фоне вспышки на Солнце и, как следствие, высокой геомагнитной возмущенности, была крайне нетривиальной задачей. Анализ процесса подготовки выполнения маневра уклонения КА «Канопус-В» от КМ позволил сформировать ряд предложений по выработке критериев и регламента принятия решений по подготовке и выполнению маневров уклонения в условиях сложной и быстроменяющейся космической обстановки и дефицита времени. Предложено также доработать эксплуатационную и конструкторскую документацию КА в части взаимодействия между организациями, участвующих в создании и управлении КА.

Учитывая современные тенденции, направленные на развертывание и эксплуатацию многоспутниковых группировок в ОКП, и факт уклонения КА «Канопус-В» №1 от КМ, можно сделать вывод о необходимости создания единого органа, осуществляющего управление орбитальной группировкой всех КА Роскосмоса, включая МКС и запускаемые по ее программе ТК и ПК; мониторинг ОКП с выявлением опасных сближений функционирующих КА с КМ; выработку и реализацию предложений по предотвращению столкновения космических объектов при безусловном выполнении целевых задач.

Список цитируемой литературы:

1. Под редакцией Макарова Ю., Мониторинг техногенного засорения околоземного пространства и предупреждение об опасных ситуациях, создаваемых космическим мусором. РИНФО, 2015
2. Грудин Д., Матюшин М., Паненко В., Царук А., Обеспечение уклонения космического аппарата «Канопус-В» №1 от опасного сближения с космическим мусором. ФГУП ЦНИИмаш, Космонавтика и ракетостроение, №1 (100), 2018 г.

ЭКОЛОГИЯ ВЫВЕДЕНИЯ И ЭКСПЛУАТАЦИИ. ПРОБЛЕМА ВЫСОКОЭЛЛИПТИЧЕСКИХ ОРБИТ

Коваленко И.Д.^{1,2}, Эйсмонт Н.А.¹, Зеленый Л.М.¹

¹*Институт космических исследований РАН, Москва, Россия*

²*Институт астрономии РАН, Москва, Россия, irina.kovalenko@iki.rssi.ru*

Наиболее эффективным методом предотвращения засорения околоземного пространства является применение технологий запуска космических аппаратов и последующей их эксплуатации, предусматривающих изначально использование устройств и способов удаления аппаратов с их рабочих орбит. В работе рассматриваются возможности эксплуатации уже имеющихся на борту систем для решения задач удаления выработавших планировавшийся ресурс спутников, таких как двигательные установки и системы электропитания.

Отдельное внимание уделяется варианту увода космических аппаратов с высокоэллиптических орбит и с орбит в окрестностях точек Лагранжа. Задача рассматривается для научных космических аппаратов (космических телескопов и обсерваторий), позволяя продлить срок существования аппарата и достичь при этом более благоприятные условия для научных измерений. Основная идея предложенного решения состоит в использовании низкзатратных траекторий перехода на новые орбиты. Реализация данных траекторий возможна за счет использования гравитационных маневров и свойств областей неустойчивого движения аппаратов в окрестности точек Лагранжа.

Для аппаратов на высокоэллиптических орбитах в качестве области увода предлагаются окрестности коллинеарных точек либрации системы Солнце-Земля, где на поддержание орбиты требуется суммарный импульс 1 м/с в год. При этом перевод может осуществляться с использованием гравитационного маневра у Луны для уменьшения затрат оставшегося топлива на борту аппарата. Для многих научных миссий расположение в окрестностях точек Лагранжа может иметь преимущество перед начальной высокоэллиптической орбитой. Предложенное решение было проанализировано на примере орбиты аппарата РадиоАстрон для возможности отработки некоторых задач будущей миссии Миллиметрон в составе интерферометра с базами «Земля — Космос».

Для аппаратов на орбитах в окрестностях точек Лагранжа требуемый импульс на переход на гелиоцентрическую орбиту захоронения составляет несколько см/с. При этом, орбита захоронения может быть выбрана таким образом, чтобы обеспечить пролет аппарата вблизи астероида или кометы, что может повысить значимость полученных научных результатов для некоторых миссий.

Предложенные методы является иллюстрацией возможностей использования научных космических аппаратов на завершающих фазах эксплуатации, когда основные задачи уже выполнены, и более высокий уровень риска считается приемлемым для миссии.

МОДЕЛИРОВАНИЕ И ОПТИМИЗАЦИЯ СИСТЕМ УБОРКИ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА

Синицына А.А., Беляева В.Д., Преображенский А.П., Львович Я.Е.

Воронежский институт высоких технологий, Воронеж, Россия, app@vvt.ru

Уже более 60 лет в космическое пространство идут запуски спутников на околоземные орбиты [1, 2]. Но их последствия связаны с возникновением космического мусора. Огромные массы такого мусора обуславливают большую опасность. Существуют разные способы для решения такой проблемы.

В данной работе средства (объекты), предназначенные для улавливания космического мусора предлагается объединять в определенную сетевую структуру. То насколько эффективным образом будет функционировать сформированная сеть, определяется тем, насколько эффективно будет функционировать и развиваться каждый из объектов в такой системе. Для того, чтобы осуществлять контроль и управление по эффективности, необходимо осуществлять процесс мониторинга работы объектов относительно множества показателей. За счет результатов мониторинга есть возможности для ранжирования объектов относительно того, какой достигнут уровень эффективности и будут приниматься решения о том, как идет редукция сети и перераспределяется ресурсное обеспечение.

В работе предлагаются математические модели, связанные с интегральным оцениванием эффективности и осуществления кластерной структуризации по объектам в подобной сети. Для того, чтобы мониторинговая информация была трансформирована необходимо, чтобы был проведен многовариантный выбор по моделям, осуществляющим интегральные оценки при учете достоинств и недостатков, которые будут характеризовать особенности требований задач, связанных со структуризацией по кластерам. В ходе решения задачи в несколько этапов, сначала сеть средств улавливания мусора редуцируется, для того чтобы выровнять эффективность работы этих объектов, чтобы был повышен уровень нижней оценки [3]. Потом выбирается двухшаговый механизм, связанный с распределением ресурсного обеспечения: вначале между кластерами, а после среди объектов оптимизированной сетевой структуры. Ресурс должен быть распределен среди кластеров в рамках принципа обратных приоритетов. При этом учитывается суммарная потребность объекта в кластере и приоритет по каждому кластеру, который создан в системе. Можно ориентироваться на комбинированный механизм, позволяющий оптимизировать сетевую систему [4]. Тогда объекты в кластерах разбиты по двум группам. В первую них включаются входят объекты, близкие по показателям к таким объектам, которые в группе лидеров. Другая группа – это объекты, которые в дальнейшем будут поглощены объектами-лидерами.

Проведено рассмотрение формирования численной процедуры, позволяющей оптимизировать структурную эффективность сети на базе комбинированных алгоритмов.

Дано обоснование перехода к рандомизированной постановке проблемы, связанной с минимальным покрытием. Даны предложения по приближенному методу, базирующемуся на идее генетических алгоритмов.

Список цитируемой литературы:

1. Клугер, Д. Космический мусор продолжает падать мне на голову [электронный ресурс]. - режим доступа: URL: <http://inosmi.ru/world/20111011/175809280.html>.
2. Русское географическое общество. Космический мусор. [электронный ресурс] - режим доступа: URL: <http://www.rgo.ru/gagarin/plany-iprobemy/problemu/kosmicheskij-musor.html>.
3. Измаилов, А.Ф. Численные методы оптимизации [Текст]/ А.Ф. Измаилов, М.В. Солодов.- М.: Физматлит, 2008. - 320 с.
4. Каплинский, А.И. Моделирование и алгоритмизация слабоформализованных задач выбора наилучших вариантов систем [Текст]/ А.И. Каплинский, И.Б. Руссман, В.М. Умывакин. - Воронеж: ВГУ, 1991. - 168 с.

ВЫБОР ОРБИТ ЗАХОРОНЕНИЯ ДЛЯ КРУПНОРАЗМЕРНОГО КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА И ИССЛЕДОВАНИЕ ИХ ДОЛГОВРЕМЕННОЙ ЭВОЛЮЦИИ В РАЗНЫХ ОБЛАСТЯХ ОКОЛОЗЕМНОГО ПРОСТРАНСТВА

Афанасьева Т.И., Гридчина Т.А., Колюка Ю.Ф., Лаврентьев В.Г.

ФГУП ЦНИИмаш, Королев, Россия, yfk@mcc.rsa.ru

В работе представлены результаты исследований по выбору возможных орбит захоронения, на которые могут быть переведены с эксплуатируемых рабочих орбит остающиеся здесь отработавшие изделия ракетно-космической техники (РКТ), относящиеся к крупноразмерной фракции космического мусора (КМ). Удаление крупноразмерного КМ из областей рабочих орбит околоземного космического пространства (ОКП) и выбор для этого подходящих орбит захоронения является в настоящее время актуальной проблемой.

Исследования проводились на основе множества вариантов расчетов, основанных на численном интегрировании уравнений движения космических объектов (КО) с помощью высокоточного метода, с корректным учетом в моделях движения этих КО влияния основных возмущающих факторов, выбор которых осуществлялся на основе тщательного анализа долговременной эволюции параметров орбит. Исследованы особенности разных классов орбит, выбираемых для захоронения крупноразмерного КМ, находящегося в области низких околоземных орбит (НОО) в высотном диапазоне 900-1500 км и в области средневысоких орбит (СВО) ОКП.

Анализ степени заселенности области НОО крупноразмерным КМ (отработавшие изделия РКТ) показал, что более всего крупных объектов РКТ в этой области находится на орбитах с наклонениями $i \sim 73^\circ$ и $i \sim 81^\circ-82^\circ$.

В области СВО, ограниченной высотами от 2000 км до 35 586 км, особое внимание уделено области рабочих орбит, эксплуатируемых Российской глобальной навигационной спутниковой системы (ГЛОНАСС), в окрестностях которых уже скопилось достаточно большое количество крупноразмерного КМ, которое в дальнейшем будет возрастать.

Основными результатами проведенных исследований являются следующие:

проведено сравнение по энергетической эффективности перевода удаляемого с рабочих орбит области НОО крупноразмерного КМ на более низкие (с высотами $H < 450-350$ км) орбиты с ограниченным временем баллистического существования и на орбиты захоронения, расположенные выше эксплуатируемых орбит НОО (с $H \geq 2000$ км), и определено в каких случаях выбор тех или иных орбит является предпочтительным, с точки зрения указанного критерия;

показано, что для захоронения крупноразмерных объектов КМ, находящихся на орбитах из высотного диапазона 900-1500 км с наклонениями $i = 73^\circ$ и $i = 82^\circ$, предлагаемые орбиты захоронения с высотой $H_{cp} \sim 2000$ км и эксцентриситетом $e < 0.01$ и с теми же наклонениями не имеют векового ухода по высоте на столетнем интервале прогнозирования (колебания H_{min} и H_{max} на данном интервале не превосходят 14 км)

определены критерии устойчивости орбит захоронения, на которые могут быть переведены отработавшие и перспективные изделия РКТ, находящиеся в области средневысоких орбит ОКП;

получены оценки долговременной (на интервале ~ 170 лет) эволюции основных параметров средневысоких около-круговых орбит с заданной (требуемой) высотой апоцентра Na в зависимости от начальных значений эксцентриситета e_0 , аргумента перигея ω_0 и долготы восходящего узла Ω_0 этих орбит;

На основании результатов исследований разработаны методические указания по выбору орбит увода, обеспечивающих заданное ограниченное время существования, для удаления крупноразмерного КМ из области с высотным диапазоном 900-1500 км и орбит захоронения для отработавших изделий РКТ, находящихся в области функционирования КНС ГЛОНАСС.

ВАРИАНТЫ КОМПОНОВОЧНЫХ СХЕМ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ДЛЯ УВОДА КРУПНЫХ ОБЪЕКТОВ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА

Щеглов Г.А., Борзенков М.А., Каменев Н.Д., Стогний М.В.
МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Россия, shcheglov_ga@bmstu.ru

Очистка околоземного пространства от космического мусора сегодня является одной из широко обсуждаемых проблем космонавтики [1]. Природа космического мусора двояка. Одна его разновидность, крупные объекты – выработавшие ресурс космические аппараты, последние ступени ракет-носителей и разгонные блоки. Другая разновидность, фрагменты – части и обломки космических аппаратов различного размера. Со временем за счет фрагментации, первая разновидность переходит во вторую. Каскадный лавинообразный сценарий такого перехода, рассмотренный Кесслером [2], представляет существенную помеху развитию космонавтики. В этой связи удаление объектов космического мусора (ОКМ) как потенциального источника фрагментов представляется наиболее эффективным способом борьбы с техногенным загрязнением околоземного пространства.

Баллистические расчеты показывают, что энергетически наиболее выгодно осуществлять в течении одной миссии удаление нескольких ОКМ, имеющих близкое наклонение орбит. Серийными ОКМ являются, в частности, спутники связи, построенные на базе спутниковой платформы "КАУР-1" массой около 850 кг, располагающиеся на круговых орбитах высотой от 700 до 1000 км, верхние ступени ракет-носителей типа «Зенит» массой около 9000 кг, движущиеся по околокруговым орбитам, имеющим большую полуось около 7000 км и эксцентриситет около 0.003, разгонные блоки типа ДМ массой 3200 кг, находящиеся в окрестности геостационарной орбиты (ГСО).

В докладе представлены результаты исследования вариантов компоновочных схем космических аппаратов, предназначенных для удаления группы из 10-15 описанных выше ОКМ. Проанализированы имеющиеся проекты-аналоги. Показано, что для низких и высоких орбит целесообразно использовать различные варианты компоновки. Очистку низких околоземных орбит выгоднее осуществлять посредством космического комплекса, состоящего из активного космического аппарата (АКА), на борту которого располагаются малые космические аппараты – тормозные двигательные модули (ТДМ). АКА осуществляет перелет между ОКМ, маневр встречи на орбите, захват объекта, установку на нем ТДМ, ориентацию и стабилизацию ОКМ перед расстыковкой. ТДМ предназначен для выдачи тормозного импульса, переводящего ОКМ на орбиту захоронения. Способ крепления ТДМ к ОКМ зависит от компоновки последнего. Для ступени РН предлагается устанавливать ТДМ в сопло маршевого двигателя используя оригинальную компоновку АКА по схеме «обойма». Для КА на базе платформы "КАУР" предлагается ТДМ в виде разрезного кольца, которое закрепляется манипулятором на цилиндрическом корпусе аппарата. Очистку ГСО целесообразно выполнять одноступенчатым АКА (без использования ТДМ), который осуществляет перелет между ОКМ, маневр встречи на орбите, захват объекта и жесткую стыковку с ним за сопло маршевого двигателя, доставку ОКМ на орбиту захоронения.

В докладе представлены решения, направленные на обеспечение центровки АКА при расходе ТДМ, а также способы минимизации возмущающих воздействий на манипуляторы при захвате ОКМ. Также исследована возможность дозаправки АКА для увеличения эффективности миссии.

Список цитируемой литературы:

1. Вениаминов С. С. Космический мусор – угроза человечеству. 2-е издание, исправ. и доп. М.: ИКИ РАН, 2013. (Сер. Механика, управление, информатика). 208с.
2. Kessler D.J. Collisional Cascading: The Limits of Population Growth in Low Earth Orbit // *Advances in Space Research*, 1991. No.11. P.2637–2646.

ПЕРСПЕКТИВЫ СПОСОБА УВОДА ОБЪЕКТОВ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА ИОННЫМ ПУЧКОМ ДЛЯ ОЧИСТКИ ЗАЩИЩАЕМОЙ ОБЛАСТИ ГЕОСТАЦИОНАРНОЙ ОРБИТЫ

Обухов В.А.¹, Попов Г.А.¹, Петухов В.Г.¹, Свотина В.В.¹, Дублева А.П.², Усовик И.В.², Кириллов В.А.³

¹Научно-исследовательский институт прикладной механики и электродинамики Московского авиационного института, Москва, Россия

²Федеральное государственное унитарное предприятие «Центральный научно-исследовательский институт машиностроения», Королев, Россия, nastya_dubleva@mail.ru

³Акционерное общество «Информационные спутниковые системы» имени академика М.Ф. Решетнева», Железнодорожный, Московская область, Россия

Данные о текущем состоянии и прогнозные оценки техногенного засорения области геостационарной орбиты (ГСО), как одного из наиболее востребованных ресурсов околоземного космического пространства (ОКП), свидетельствуют об актуальности операций увода отработавших космических аппаратов (КА) в зону захоронения.

Одним из способов удаления космического мусора (КМ) является применение специализированных сервисных КА (СКА), которые сближаются с удаляемым объектом и посредством механического контакта буксируют его в зону захоронения [1]. В докладе представлен краткий обзор возможных методов увода такого типа. Но отработавшие КА на ГСО могут иметь большие остаточные угловые моменты или находиться в состоянии неопределенного вращения, что делает труднореализуемым их увод с использованием контактных методов. Поэтому наибольший интерес представляет бесконтактный метод увода КМ с помощью специализированной системы инъекции ионного пучка (СИИП).

Силовая связь между КА и объектом КМ осуществляется с помощью квазинейтрального ионного пучка, формируемого СИИП. Управление орбитальным движением связки «КА-КМ» осуществляется с помощью компенсирующей электроракетной двигательной установки. Схема действия реактивных сил, возникающих при транспортировке КМ в ионном пучке, представлена на рис. 1.

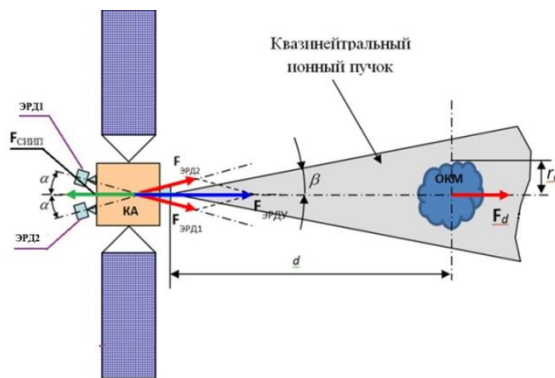


Рисунок 1

В докладе представлена обзорная информация по результатам исследований, проведенных ФГУП ЦНИИмаш, АО «ИСС» и НИИ ПМЭ МАИ [2]. Рассмотрены основные требования к СКА и его основным системам. Приводятся результаты оценки затрат электрической мощности и массы рабочего тела на сближение и увод объектов КМ из защищаемой области ГСО. Рассмотрены проблемные вопросы создания СКА данного назначения на основе существующих и разрабатываемых в настоящее время технологий.

Список цитируемой литературы:

1. Космический мусор. В 2 кн. Кн. 2. Предупреждение образования космического мусора / Яковлев М.В., Логинов С.С., Юраш В.С. и др., под науч. ред. Г.Г.Райкунова. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2014. – 188 с. – ISBN 978-5-9221-1504-9.
2. С.С.Логинов, И.В.Усовик, М.В.Яковлев и др. Бесконтактный увод объектов космического мусора из защищаемой области геостационарной орбиты. Королёв, Космонавтика и ракетостроение, 2017 г., выпуск № 5(98), с. 28-36.

**УПРАВЛЕНИЕ СЕРВИСНЫМ КОСМИЧЕСКИМ АППАРАТОМ
ПРИ УВОДЕ ОБЪЕКТА КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА
ИЗ ЗАЩИЩАЕМОЙ ОБЛАСТИ ГЕОСТАЦИОНАРНОЙ ОРБИТЫ**

Обухов В.А.¹, Покрышкин А.И.¹, Свотина В.В.¹, Дублева А.П.², Усовик И.В.²

¹*Научно-исследовательский институт прикладной механики и электродинамики Московского
авиационного института, Москва, Россия*

²*Федеральное государственное унитарное предприятие «Центральный научно-
исследовательский институт машиностроения», Королев, Россия, deutscher@mail.ru*

Проведено исследование задачи управления сервисным космическим аппаратом (СКА) при уводе объекта космического мусора (ОКМ) из защищаемой области геостационарной орбиты (ГСО) при реализации способа увода ОКМ путем воздействия на него ионным пучком (ИП), инжестируемым с борта СКА [1]. Исследование выполнено с помощью численного моделирования динамики движения связки двух объектов, одним из которых является некооперируемый ОКМ, а вторым – СКА, на котором установлена ионная пушка (ИП) и движение которого управляется с помощью электрической ракетной двигательной установки (ЭРДУ) с поворотными двигателями [2].

Для увода ОКМ с ГСО рассматривается стратегия управления, заключающаяся в смещении СКА в плоскости ортогональной вектору относительной дальности между СКА и ОКМ таким образом, чтобы вектор относительной дальности был расположен по направлению трансверсали орбитальной системы координат, а также в изменении проекции вектора тяги ЭРДУ на направление относительной дальности с целью поддержания заданного значения относительной дальности.

Для анализа процесса управления связкой объектов предложена имитационная модель воздействия ИП на ОКМ, анализируется использование ИП с клиновидным ионным пучком с полууглом расходимости в одном направлении 4 градуса. В качестве ЭРДУ рассматривалась двигательная установка, включающая в себя 2 двигателя типа СПД-70. Предполагается, что тяга двигателей постоянна, а управление СКА осуществляется только поворотами двигателей в двух плоскостях.

Предложены алгоритмы управления боковым движением СКА, а также управление продольной составляющей вектора тяги ЭРДУ. Предложена схема управления поворотом двигателей с учетом требуемых значений величин проекций вектора тяги в боковых и в продольном направлениях, а также с учетом управления моментом, создаваемым ЭРДУ относительно продольной оси СКА.

Для моделирования процесса увода ОКМ с ГСО разработана программа, позволяющая учитывать значимые аспекты процесса, включая различные алгоритмы управления движением СКА, особенности реализации ИП, модели учета воздействия ионного пучка на ОКМ, особенности работы ЭРДУ.

Представлены результаты моделирования для различных алгоритмов управления и различных параметров модели силового воздействия пучка ИП на ОКМ.

Список цитируемой литературы:

1. Kitamura, S. Large Space Debris Reorbiter Using Ion Beam Irradiation [Text] / Paper IAC-10-A6.4.8, 61st International Astronautical Congress. 2010. – Prague, CZ.
2. Надирадзе А.Б., Обухов В.А., Покрышкин А.И., Попов Г.А., Свотина В.В. Моделирование силового и эрозионного воздействия ионного пучка на крупный объект космического мусора техногенной природы. – Известия академии наук, Энергетика, №2, 2016, стр. 146-157.

ЭФФЕКТЫ ЭРОЗИОННОГО И ЗАГРЯЗНЯЮЩЕГО ВОЗДЕЙСТВИЯ ПРИ УВОДЕ ОБЪЕКТОВ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА ИОННЫМ ПУЧКОМ

Надирадзе А.Б.¹, Обухов В.А.², Свотина В.В.²

¹Московский авиационный институт, Москва, Россия

²Научно-исследовательский институт прикладной механики и электродинамики Московского авиационного института, Москва, Россия, deutscher@mail.ru

Рассмотрены эффекты эрозионного и загрязняющего воздействия при уводе крупногабаритных объектов космического мусора (ОКМ) воздействием на них ионным пучком. Представлены результаты расчетов глубины эрозии материалов ОКМ и уровня загрязнения сервисного космического аппарата (СКА) при использовании ионного пучка ксенона клиновидной формы с током ионов 0.5 А, энергией ионов 4 кэВ и с полууглами расходимости в двух взаимно перпендикулярных направлениях 3^0 и 0.3^0 , получаемого в источнике ионов, описанном в [1]. В качестве ОКМ техногенной природы рассмотрен объект с геометрией, характерной для геостационарных КА связи массой 1.5-2 тонны. Расстояние между СКА и ОКМ принято равным 30 м.

На рис.1 приведены результаты расчетов скорости распыления поверхностей ОКМ и скорости осаждения продуктов распыления на поверхности СКА в зависимости от относительной угловой ориентации СКА и ОКМ.

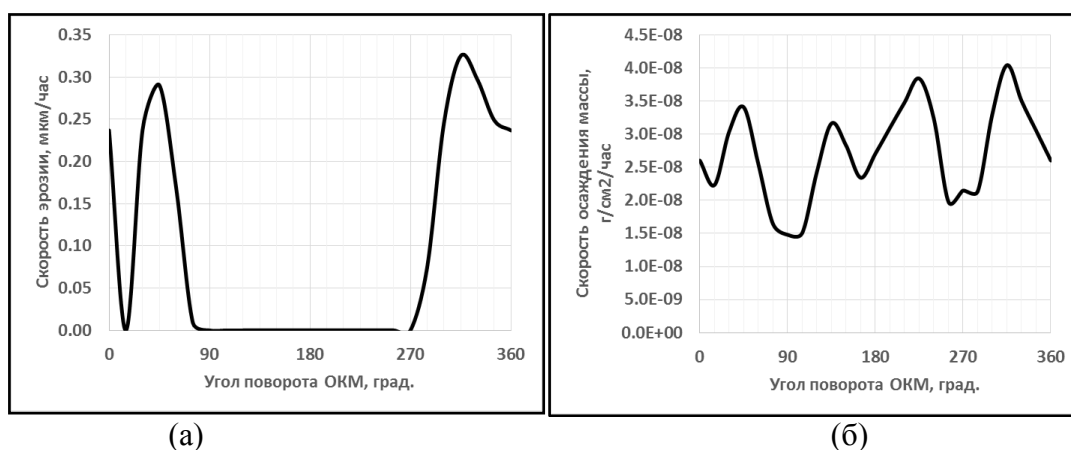


Рисунок 1 - Скорость распыления корпуса ОКМ (а) и скорость осаждения продуктов распыления на поверхности СКА (б)

Глубина эрозии корпуса ОКМ за время увода (10 суток) составила около 25 мкм, что является соизмеримым с толщиной пленок поверхностной теплоизоляции (полиимид). Следовательно, существует опасность разрушения этих пленок с образованием вторичных малоразмерных частиц космического мусора. Уровень загрязнения поверхности СКА за время увода оценивается в 6×10^{-6} г/см². Учитывая, что пленки загрязнения состоят, в основном, из кремния, углерода и металлов, это является критичным для таких чувствительных к загрязнению элементов СКА, как терморегулирующие покрытия, солнечные батареи и оптические приборы, что требует принятия соответствующих мер по их защите. Опубликованные недавно экспериментальные результаты по скорости эрозии образцов ЭВТИ под действием ксеноновой плазмы [2] позволили в данной расчетной модели более точно оценить возможное влияние процессов эрозии-осаждения при взаимодействии пучка ионов ксенона высокой энергии с реальными покрытиями отработавших КА.

Список цитируемой литературы:

1. Bombardelli C., Peláez J. Ion Beam Shepherd for Contactless Space Debris Removal - Paper IAC-10-A6.4.8, 61st International Astronautical Congress. 2010. – Prague, CZ.
2. Balashov V., Cherkasova M., Kruglov K., Kudriavtsev A., Masherov P., Mogulkin A., Obukhov V., Riaby V., Svitina V. Radio Frequency Source of a Weakly Expanding Wedge-shaped Xenon Ion Beam for Contactless Removal of Large-sized Space Debris Objects - Review of Scientific Instruments, Volume 88, Issue 8, 1 August 2017, article 083304

БАЛЛИСТИЧЕСКИЙ АНАЛИЗ СИСТЕМЫ АКТИВНОГО УДАЛЕНИЯ ФРАГМЕНТОВ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА НА ГЕОСТАЦИОНАРНОЙ ОРБИТЕ

Ишков С.А., Фадеенков П.В., Филиппов Г.А.

*Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва,
Самара, Россия, filippov.ga@ssau.ru*

В докладе рассматривается проект ракетно-космической системы (РКС) для захоронения фрагментов космического мусора (ФКМ) на геостационарной орбите (ГСО).

РКС состоит из основных элементов – ракета-носитель (РН), разгонный блок (РБ) с химическим (импульсным) двигателем и космический аппарат – сборщик мусора (КАСМ) с электроракетным двигателем малой тяги (ЭРД).

Особенностью рассматриваемой РКС является применение уже разработанных и используемых космических аппаратов. В качестве РН предлагается использовать «Союз-2» этапа 1Б, РБ – «Фрегат», а КАСМ создать на основе космической платформы «Экспресс-2000».

Для выведения КАСМ на ГСО предложено использовать комбинированную схему выведения – РН выводит РБ и КАСМ в его составе на опорную орбиту; РБ переводит КАСМ на эллиптическую орбиту, с максимально возможным эксцентриситетом, который может обеспечить РБ; выведение КАСМ на ГСО осуществляется апогейной двигательной установкой.

Оптимальная траектория перелёта КАСМ с эллиптической орбиты на ГСО определяется по методике [1]. Чтобы осуществить перелёт потребуется увеличить массу топлива на 850 кг, а чтобы сократить время перелёта и повысить манёвренные возможности КАСМ, предлагается увеличить количество ЭРД до 12 (тяга при этом возрастёт до 0,996 Н), которое определяется мощностью системы электропитания полезной нагрузки. Такая модификация платформы «Экспресс-2000» сможет перелететь на ГСО за 157 суток. На манёвры захоронения ФКМ на ГСО остаётся 300 кг рабочего тела.

На ГСО КАСМ выполняет серию челночных операций по утилизации ФКМ. Решена модельная задача маневрирования КАСМ между ГСО и орбитой захоронения, которая является круговой орбитой на 500 км выше ГСО. В качестве допущения принято, что ФКМ имеет массу 2 тонны и соседние ФКМ расположены на равном расстоянии в 1 градус или 736 км.

При маневрировании на ГСО применяются параметрические программы управления с трансверсальной ориентацией ускорения от тяги с активными и пассивными участками [2-3]. На активных участках тяга ориентируется как в положительном, так и отрицательном направлении.

Результат расчёта показал, что применение такой РКС позволит провести захоронение свыше 10 ФКМ за один год.

Список цитируемой литературы:

1. Pavel V. Fadeenkov, Sergey A. Ishkov Optimum program of control of continuous low-thrust at flight between noncoplanar elliptical and geostationary orbits // AIP Conference proceedings, 4 December 2018. Vol. 2046. Art. number 020029.
2. Sergey A. Ishkov, Gregory A. Filippov, Andrew A. Khramov Autonomous Control Program for Special Spacecraft Debris Collector Rendezvous Transfer with Fragment of Space Debris with Low-thrust // Procedia Engineering. 2017. Vol. 185. P. 388-395.
3. Sergey A. Ishkov, Gregory A. Filippov, Pavel V. Fadeenkov Nominal control program in problem of far rendezvous at geostationary orbit with low transversal thrust // AIP Conference proceedings, 4 December 2018. Vol. 2046. Art. number 020030.

ТОПЛИВНО-ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЙ АНАЛИЗ ОБЛИКА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ДЛЯ УВОДА КРУПНЫХ ОБЪЕКТОВ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА

Баранов А.А.¹, Гришко Д.А.², Майорова В.И.²

¹ИИПМ им. М.В. Келдыша РАН, Москва, Россия

²МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Россия, *dim.gr@mail.ru*,

В докладе исследуются массовые и энергетические характеристики активного космического аппарата (КА), предназначенного для увода крупных объектов космического мусора (ОКМ) с низких околоземных орбит (высоты 600-2500 км) и из окрестности геостационарной орбиты (ГСО). В качестве ОКМ рассматривались верхние ступени ракет-носителей (на низких орбитах) и разгонные блоки (на ГСО).

Несмотря на различие возможных инструментов воздействия на ОКМ можно выделить два основных варианта их увода на орбиты захоронения (ОЗ). При первом варианте активный КА выполняет перелёты между объектами и "стыковку с ними", а их увод на ОЗ осуществляется при помощи специальных устройств, закрепляемых на поверхности ОКМ. К таким устройствам можно отнести солнечный парус или небольшую двигательную установку, способную выдать тормозной импульс. При втором варианте увод объекта на ОЗ осуществляется за счёт его буксировки активным КА, который затем выполняет перелёт к очередному объекту с ОЗ предыдущего объекта.

В данном докладе для обоих вариантов увода для низких орбит и ГСО будут рассмотрены пять взаимосвязанных вопросов, позволяющих оценить начальную массу КА-сборщика ОКМ:

- какова в самом первом приближении сухая масса КА-сборщика?
- какова масса отделяемого модуля и уводимых с их помощью объектов ОКМ? (I вариант увода)
- какими должны быть запасы топлива на борту отделяемого модуля? (I вариант увода)
- какими должны быть запасы топлива на борту КА?
- какое количество отделяемых модулей на борту КА-сборщика является рациональным? (I вариант увода)

Сухую массу КА-сборщика можно оценить, зная массу современных космических кораблей. Все служебные системы корабля "Прогресс", необходимые для маневрирования в космосе и осуществления стыковки, будут в том или ином виде присутствовать и на борту КА-сборщика. Массовым аналогом манипуляторов, необходимых для захвата объектов ККМ и фиксации ТДК на их поверхности, может служить система Canadarm-1. В результате проведённых исследований было оценено, что сухая масса КА-сборщика, аналогичного кораблю «Прогресс» составит примерно 4100-4200 кг.

Основным результатом работы является оценка реализуемости I и II вариантов увода ОКМ на ОЗ для каждого типа орбит. Для низких орбит срок баллистического существования ОЗ не должен превышать 25 лет, что требует изменения большой полуоси орбит реальных ОКМ не менее, чем на 200 км. В связи с этим, предпочтительным является I вариант увода на ОЗ с помощью отделяемых модулей, так как в этом случае потери энергии на транспортировку некоторого количества заправленных модулей оказываются заметно меньше потерь от транспортировки системы КА+ОКМ на ОЗ и возвращение за новым объектом. Выведение КА-сборщика, работающего по I варианту увода, возможно на современных ракетах-носителях. В случае с ГСО ОЗ также отстоит примерно на 200 км, но вследствие удалённости от притягивающего центра, такой манёвр перехода требует примерно в 10-12 раз меньших затрат суммарной характеристической скорости, что делает I вариант увода менее выгодным.. При II варианте увода стартовая масса КА позволяет вывести его в окрестность ГСО, а количество объектов, уводимых одним КА, определяется шириной космодрома.

ВОЗМОЖНОСТИ ПО КОРРЕКЦИИ ОРБИТ ОПАСНЫХ КОСМИЧЕСКИХ ТЕЛ ИЗЛУЧЕНИЕМ МОЩНОГО ЛАЗЕРА (НА ПРИМЕРЕ АСТЕРОИДА АПОФИС)

Литвинов И.И.

ВЦ РАН, Москва, Россия, ivlit@ccas.ru

За последние годы, на стыке ряда современных наук: физическая газодинамика и кинетика, физика плазмы, лазерная физика и т.д., нами была разработана новая концепция создания уникального по своим характеристикам мощного, произвольно масштабируемого лазера сверхмегаваттного класса для различных применений. Диапазон мощностей такого лазера 0.1-1-10 и более МВт, что на порядок превышает достигнутую к настоящему времени мощность лазеров в США.

Здесь делается первая попытка по оценке перспектив его применения на примере такого крупного астероида, как Апофис. Среди многих других предложений на эту тему – прямое воздействие на поверхность космического тела давлением излучения Солнца, сильно ускоренных потоков ионов и альфа-частиц, стягивание с орбиты с помощью реактивного двигателя и т.д. При этом многие из них, на наш взгляд, - нереальны.

Так, для создания реактивной тяги необходимо наличие на борту либо тяжелого источника энергии, либо такого же запаса массы, как в ракете. В этом смысле, наиболее оптимальным было бы их полное отсутствие там, с использованием внешней энергии (например, от Солнца), либо самой массы с поверхности объекта.

Однако прямое давление излучения здесь также не имеет перспектив. Так, полный поток такого излучения на этот астероид достаточно велик ($W_v = 115$ МВт), тогда как давление (тяга) слишком мала: всего ~ 40 грамм! Причина тому - ничтожно малый удельный импульс $i = h\nu/c$ на единицу энергии (либо мощности) из-за огромной скорости света. То же самое касается и ускоренных потоков ионов и альфа-частиц.

В таком случае лучше просто сфокусировать это излучение на поверхность с помощью больших зеркал площадью $\sim 10^3 \text{ м}^2$ (мощность ~ 1.4 МВт), с истечением сверхзвуковой струи с тягой на 2-3 порядка больше. Однако здесь еще остается проблема с остротой его фокусировки с расходимостью $\sim 0.5^\circ$.

При воздействии же на поверхность мощного лазерного излучения с Земли (через систему зеркальных ретрансляторов) мы имеем значительно более высокую плотность мощности излучения (до ~ 20 кВт/см² на зеркалах резонатора), да и угловая расходимость здесь меньше на ~ 4 порядка. И это дает ему явное преимущество по сравнению с излучением от Солнца.

Как известно, такой астероид движется по очень близкой к Земле орбите. При этом время их совместного движения (вдогонку) может быть достаточно велико. Тогда, для отклонения его на некоторое заданное расстояние $\Delta R_\perp = 10^4$ км, при массе $M = 50 \cdot 10^6$ тонн и времени воздействия в 1 год, находим требуемую силу поперечной тяги: $F_\perp \approx 100$ кг.

Проблема истечения самой струи (паровой смеси) решалась нами в виде обратной задачи: сначала задавался исходный режим, например, при температуре кипения (с давлением паров $P_0 = 1$ атм). Откуда сразу имеем площадь пятна на поверхности $S_\perp = 100$ см². И уже затем, через параметры струи, - требуемую для этого мощность лазера W_v .

Так, для поверхности типа лед-вода, из-за низких температур плавления и кипения, конечная скорость струи относительно невелика ($V_k = 1.75$ км/с). При этом полный расход массы в пятне: $\dot{m} = 0.56$ кг/с, а мощность лазера - 1.6 МВт. Для поверхности же из железа скорость истечения возрастает в 1.6 раза (до 2.75 км/с). В результате, мощность, при той же тяге, уже составляет 2.4 МВт. Тем не менее, и этот, предельный по типу материала, вариант с большим запасом укладывается в рабочий диапазон такого лазера.

СХЕМЫ ОРБИТАЛЬНЫХ ЛАЗЕРОВ ДЛЯ УДАЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА

Снетков И.Л., Кузнецов И.И., Мухин И.Б., Палашов О.В.
ИПФ РАН, Нижний Новгород, Россия, palashov@appl.sci-nnov.ru

Космический мусор (КМ), как правило, разделяют на три группы, классифицируя его по габаритам (влияющим на потенциальную степень опасности, способ борьбы и т.п.): менее 1 см, от 1 до 10 см и более 10 см. Существующие сегодня технологии позволяют каталогизировать практически все объекты, линейные размеры которых более 10 см. Объекты КМ размером менее 1 см относительно безопасны, поскольку от них существуют способы защиты в виде различных механических приспособлений устанавливаемых в наиболее уязвимых местах космических аппаратов. Поэтому наибольшую неконтролируемую угрозу представляет КМ размером 1...10 см. Проблема КМ усугубляется двумя тенденциями: увеличением количества запускаемых аппаратов и существенным уменьшением их размеров. Из-за последней их каталогизация усложняется (для нано-спутников «CubeSat») или становится невозможной (для пико-спутников «PocketSat», весом в несколько сотен граммов и размером в несколько сантиметров).

На сегодняшний день перспективными методами борьбы с КМ, по мнению многих ученых, являются бесконтактные методы, благодаря существующим эффективным и малорискованным схемам направленного перемещения объекта КМ от его первоначальной орбиты (на основе кулоновского взаимодействия [1], воздействия ионным потоком [2], лазерным излучением [3]). В докладе рассмотрены варианты схем орбитального лазера [4], который, будучи размещенным [5] на Международной космической станции, может оказаться наиболее эффективным способом борьбы с наиболее опасным КМ. Рассматриваемые схемы базируются на использовании волоконных лазеров, мощность излучения которых эффективно увеличивается в «тонкостержневых» усилителях [6,7].

В докладе также приводятся первые результаты по созданию стенда для исследования коэффициента эффективности C_m передачи импульса лазерного излучения мишени [8]. Поскольку коэффициент зависит от параметров мишени (материал, шероховатость поверхности и т.п.) и свойств излучения (длительность импульса, длина волны и т.п.), тестовый лазер должен давать возможность в широких пределах (несколько порядков) варьировать длительность, частоту повторения и энергию импульсов. Полученные результаты позволят оптимизировать схему орбитального лазера и эффективно решать задачу по удалению КМ с околоземной орбиты.

Список цитируемой литературы:

1. Hogan E. A., Schaub H., "Space debris reorbiting using electrostatic actuation," *Advances in the Astronautical Sciences*, vol. 144, pp. 73-92. 2012.
2. Bombardelli C., Pelaez J, "Ion Beam Shepherd for Contactless Space Debris Removal," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 34, no. 3, pp. 916-920, 2011. doi : 10.2514/1.51832.
3. Jonathan W. Campbell, Colonel, USAFR Using Lasers in Space, Occasional Paper No. 20 Center for Strategy and Technology Air War College, Air University Maxwell Air Force Base, 2000, <http://www.nss.org/resources/library/planetarydefense/2000-LaserOrbitalDebrisRemovalAndAsteroidDeflection-Campbell.pdf>.
4. G. Mourou, T. Ebisuzaki, M. Casolino and A. Sergeev "Space debris problem and possible methods for its solution", *Sputnik: 60 years along the path of discoveries*, 2017 <http://www.iki.rssi.ru/conf/2017/mourou.pdf>.
5. T. Ebisuzaki, et.al., Demonstration designs for the remediation of space debris from the International Space Station, *Acta Astronautica*, 112 (2015) 102–113.
6. Y. Zaouter, etc., "Direct amplification of ultrashort pulses in μ -pulling-down Yb:YAG single crystal fibers", *Optics Letters* 36, 748 (2011).
7. Kuznetsov, I. Mukhin, O. Palashov and K.-I. Ueda, "Thin-tapered-rod Yb:YAG laser amplifier," *Opt. Lett.* 41, 5361-5364 (2016).
8. Phipps C.R. Laser Ablation Propulsion and Its Applications in Space. In: Ossi P. (eds) *Advances in the Application of Lasers in Materials Science*. Springer Series in Materials Science, V. 274, 2018, P. 217-246.

АДАПТИВНАЯ ОПТИКА ДЛЯ ЗАДАЧ УНИЧТОЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА

Кудряшов А.В., Рукоуев А.Л.

Институт динамики геосфер РАН, Москва, Россия, kud@activeoptics.ru

Как известно, сегодня искусственные спутники Земли получают все большее распространения и применяются для все более широкого круга задач. За прошедшие годы на околоземную орбиту было выпущено огромное количество летательных аппаратов: по приблизительным оценкам в околоземном пространстве в настоящий момент находится более 11 тысяч объектов размером более 10 см, десятки тысяч предметов, длиной от 1 до 10 см, и сотни тысяч совсем мелких отходов. Со временем подчиняясь гравитационным законам, мусор приближается к Земле, попадает в атмосферу и сгорает; однако данный процесс не является быстрым, и существует опасность, что дальнейшее накопление космических отходов приведет к прекращению запуска новых спутников и полетов в космос из-за высокого риска столкновения. Таким образом, появляется необходимость уничтожения космического мусора. Одним из методов решения обозначенной проблемы является использование сфокусированного высокоомощного лазерного излучения инфракрасного диапазона, способного изменить орбиту летающего объекта.

Данная задача может быть разделена на 2 части – создание мощного когерентного источника лазерного излучения и транспортировка этого излучения сквозь искажающую среду, атмосферную турбулентность.

В настоящее время хорошо известны лазерные системы излучающие мощности 30 -100 кВт в одномодовом непрерывном режиме генерации (Northrop Grumman, USA). В таких лазерных системах фазовые aberrации излучения нескольких лазеров сначала корректируются методами адаптивной оптики, а затем фазируются с помощью дополнительных адаптивных зеркал. Аналогичные работы с участием компании Akaoptics SAS, France и Института Динамики геосфер РАН (ИДГ РАН) ведутся в Корее и в Китае. Особенность создания лазерных комплексов с выходной мощностью более 30 кВт и параметром $M^2 \approx 1$ состоит не только в сложности получения столь высоких выходных мощностей, но и в необходимости компенсации aberrаций лазерного излучения с использованием охлаждаемых элементов адаптивной оптики (гибких зеркал).

Вторая часть задачи также представляется не вполне традиционной. Существующие астрономические системы наблюдения за объектами предполагают работу в основном в ночных условиях и высоко в горах, где турбулентные флуктуации фазы довольно низки (r_0 – радиус когерентности Фрида составляет десятки сантиметров, а то и метры!). Это позволяет создавать достаточно простые и надёжные методы коррекции искажений световых пучков. Однако, в задачах транспортировки светового излучения на космические орбиты лазерные комплексы удобнее располагать на не очень больших высотах, и работа всей системы может происходить и в дневное время, когда турбулентность значительно возрастает ($r_0=2-10$ см) и требуется быстрая коррекция более широкого пространственного спектра фазовых искажений. Поэтому необходимо создание быстрых адаптивных систем, способных корректировать мелкомасштабные aberrации.

Для решения двух частей задачи можно предложить использовать двухконтурную систему коррекции aberrаций лазерного излучения с использованием двух типов охлаждаемых корректоров волнового фронта – гибких биморфных зеркал и зеркал с пьезо толкателями. В качестве измерителя волнового фронта наиболее правильным будет применение датчика Шака-Гартмана, как наиболее надёжного и удобного инструмента. При этом для быстрой адаптивной системы (для коррекции турбулентной атмосферы) необходимо создание специального датчика волнового фронта, способного за времена порядка 500 мксек получать информацию об aberrациях волнового фронта и передавать её в управляющий компьютер. Использование современных FPGA контроллеров позволяет рассчитывать на эффективную коррекцию aberrаций как самого лазера, так и возможность транспортировки излучения для уничтожения космического мусора.

МОДУЛЬ РОТОРНОГО СОЛНЕЧНОГО ПАРУСА «ОДУВАНЧИК»

Шаповалов А.В., Мельникова В.Г., Тененбаум С.М., Тимакова Е.Д., Лазарев Н.Д.,

Павлюченко В.А., Корецкий М.Ю.

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Россия, anatoly.bmstu@yandex.ru

В настоящее время спутники стандарта CubeSat становятся все более популярным проектным решением. Развитие полезной нагрузки позволяет выполнять малым космическим аппаратам (МКА) все более серьезные задачи: как например дистанционное зондирование Земли (ДЗЗ), проведение астрономических наблюдений, проведение технологических и научных экспериментов, обеспечение связи, выполнять задачи автоматических межпланетных станций (АМС).

Так же необходимо отметить что малые геометрические размеры МКА и, следовательно, небольшая сила аэродинамического сопротивления позволяет таким аппаратам достаточно долго существовать на низких и средних орбитах после завершения срока эксплуатации. Успешное выполнение такого рода миссий требует наличия на борту двигательной установки (ДУ).

В данной работе предлагается в качестве ДУ использование двухлопастного роторного солнечного паруса для коррекции траектории и последующем сведении МКА с орбиты. Это решает проблему засорения космического пространства МКА. Разработаны специальные математические модели для анализа динамики сведения МКА с орбиты с помощью роторного солнечного паруса (рис. 1), учитывающие активность Солнца, параметры орбиты, вращение и парусность МКА. Проанализировано время сведения МКА с солнечным парусом и без.

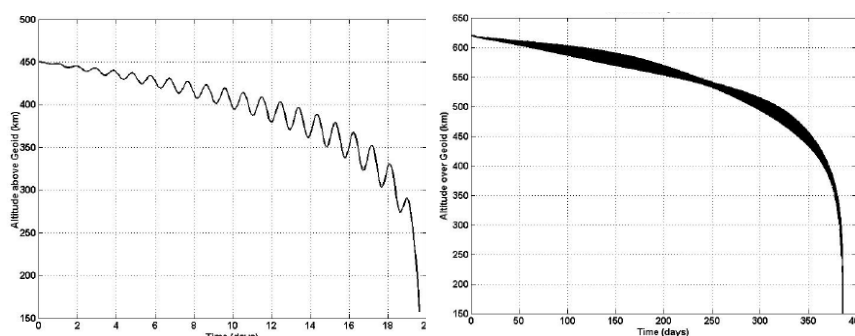


Рисунок 1 – Изменение высоты орбиты при деорбитинге спутника с парусностью $0.18 \text{ м}^2/\text{кг}$.

Было разработано устройство отвечающая требованиям стандарта CubeSat Design Specification rev. 13 и проведены испытания в вакуумной камере. Было подтверждено функционирование в условиях космического пространства.

Созданное устройство легло в основу проекта группировки МКА «Ярило» для изучения солнечной активности. Роторный солнечный парус используется как средство расстановки МКА по орбите и захоронения после завершения срока эксплуатации. Проект создается и развивается студентами и выпускниками МГТУ им. Н. Э. Баумана. В настоящее время созданы массово-габаритные макеты МКА и технологические образцы некоторых систем.

О ПРОБЛЕМАХ, СВЯЗАННЫХ С ОЦЕНКОЙ ЗАЩИТЫ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ОТ УДАРОВ ЧАСТИЦ ОРБИТАЛЬНОГО МУСОРА И МЕТЕОРОИДОВ

Мещеряков С.А.

ЦНИИ машиностроения, Королёв, Россия, smesjcjeryakov@mtu-net.ru

Еще двадцать лет назад проблема защиты космических аппаратов сводилась к построению такой защитной стенки, которая не пробивалась бы налетающими частицами орбитального мусора и микрометеороидами. Сейчас ситуация усложнилась в связи с развитием бескорпусных технологий. Это – другая физика, другой тип баллистических уравнений. В частности, требуется развивать баллистические уравнения для линейных систем. Обостряются проблемы, связанные с возникновением ЭМИ при гиперскоростных ударах и его воздействием на аппаратуру КА. Заметим, что и микроспутники также требуется защищать.

Не исчерпывающим, но важнейшим документом, дающим ответы на основные вопросы, встающие при оценке стойкости КА и построении необходимой защиты, является «Руководство по защите», развиваемое 3-й Рабочей группой МККМ.

В связи с увеличением требований к долгосрочной надежности космической техники повышаются требования и к моделям орбитального мусора. В первую очередь необходим анализ возникновения мелкого мусора при орбитальных столкновениях (да и взрывах также), построение индивидуальных моделей, использующих как данные наблюдений, так и конкретные данные по конструкциям и событиям. Необходимо развитие моделей долговременной эволюции различных популяций мусора.

При планировании наблюдений необходимо учитывать, что основную опасность для действующих КА: представляет мелкий мусор, т.е. осколки, возникающие при взрывах и столкновениях, выбросы твердотопливных двигателей и т.д. Брошенные КА и сопутствующие крупные элементы, т.е. орбитальный хлам, не представляют большой опасности. Об этом говорят оценки частоты повреждающих ударов микрометеоров и частиц орбитального мусора на типичных орбитах.

Модели метеороидной среды в окрестности Земли являются более-менее адекватными, однако требуется их развитие для оценок стойкости межпланетных аппаратов.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОБОЯ КОНСТРУКЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ КА ФРАГМЕНТАМИ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА

Казанцев С.Г.

*Федеральное казенное предприятие «Государственный лазерный центр «Радуга», Радужный,
Владимирская область, Россия, sg.kazantsev@gmail.com*

Обострение проблемы техногенного загрязнения околоземного космического пространства делает, в свою очередь, все более актуальными задачи повышения живучести космических аппаратов (КА), их бортовой аппаратуры, а также защиты экипажа пилотируемых экспедиций. Для их решения необходима выработка рекомендаций по выбору и применению конструкционных материалов и компоновке служебной и целевой аппаратуры, основанных на результатах теоретического и экспериментального моделирования воздействия частиц космического мусора и микрометеоритов.

В работе приводятся результаты разработки комплекса для теоретического моделирования и экспериментальной апробации пробоя конструкционных материалов КА фрагментами космического мусора.

Были рассмотрены модели высокоскоростного удара объектов цилиндрической и сферической форм в преграды, имеющие форму и конструкцию, характерные для сотовых панелей КА.

Экспериментальная апробация проводилась на установке, в которой в качестве метателя цилиндрического бойка из алюминиевого сплава диаметром 3 мм и массой 55 мг использовалась электротермическая пушка [1]. Максимальная зафиксированная в эксперименте скорость бойка, достигала 14,9 км/с.

В результате сопоставления полученных данных отмечена соотносимость экспериментальных и расчетных значений, а также намечены пути дальнейшего совершенствования математических моделей и расширения круга рассматриваемых конструкционных материалов в сторону углеродных композиционных и пеноалюминиевых.

Список цитируемой литературы:

1. Воробьев А.А., Зыкова Т.С., Спицын Д.Д., Удинцев Р.Д., Яневский В.Д., Казанцев С.Г. Моделирование воздействия микрометеоритов и фрагментов космического мусора на космические аппараты // Вопросы Электромеханики. Труды НПП ВНИИЭМ. – 2011. – Т. 120. – № 1. – С. 27–30.

БЕЗОПАСНОЕ ЗАВЕРШЕНИЕ МИССИЙ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НА НИЗКИХ ОКОЛОЗЕМНЫХ ОРБИТАХ

Трофимов С.П., Овчинников М.Ю.

*Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН, Москва, Россия,
trofimov@keldysh.ru*

В докладе описывается деятельность Рабочей группы 4.23 Международной академии астронавтики (IAA Study Group 4.23 – Post-Mission Disposal for Micro and Smaller Satellites: Concepts and Trade Studies) в области подготовки справочника по безопасному завершению миссий низкоорбитальных микро- и наноспутников. Цель создания справочника с рабочим названием A Handbook for Post-Mission Disposal of Satellites Less Than 100 kg – помочь разработчику миссии оценить риски несоблюдения международных норм по недопущению образования космического мусора и в случае необходимости выбрать наиболее оптимальный способ утилизации малого КА в конце срока его службы. Редакторами справочника выступают технический директор частной американской компании Integrity Applications д-р Даррен Макнайт (Darren McKnight) и генеральный секретарь консорциума UNISEC (University Space Engineering Consortium) д-р Рей Кавашима (Rei Kawashima). Над техническим содержанием различных глав работали специалисты из CNES, JAXA, CSA, университетов Рима, Пенсильвании, Флориды, Стамбула, Стелленбоша (ЮАР), аэрокосмических корпораций из США – Aerospace Corporation, AGI, SSL. Российское участие обеспечил Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН в лице соавторов данного доклада.

Структура справочника соответствует основной цели его написания: первая половина посвящена обзору существующих в мире стандартов, рекомендаций и юридических норм в области завершения орбитального существования космических аппаратов, а также простых аналитических и программных инструментов для определения ожидаемого срока существования спутника и вероятности достижения его фрагментами земной поверхности. Во второй половине справочника рассмотрены различные способы увода аппарата с низкой орбиты: с помощью реактивной тяги (при наличии двигательной установки на борту спутника), с использованием разворачиваемых конструкций, усиливающих торможение малого аппарата в атмосфере, солнечного паруса – для увеличения силы светового давления – или электродинамического троса, на который при движении КА в магнитном поле Земли действуют силы электромагнитной природы. Для каждого способа описываются преимущества, недостатки и область применимости, а в завершающей главе проводится сравнительный анализ, даются оценки практической готовности и стоимости соответствующих технологий.

Таблица 1. Программные инструменты, помогающие разработчику миссии оценить её соответствие требованиям о предотвращении образования космического мусора

Название ПО	Назначение ПО	Разработчик
Debris Assessment Software (DAS)	Проверка соответствия миссии стандарту NASA 8719.14	NASA
Orbital Debris Engineering Model (ORDEM)	Моделирование потока частиц космического мусора на орбите	NASA
Object Re-entry Survival Analysis Tool (ORSAT)	Прогноз риска достижения земли фрагментами КА при распаде	NASA
Debris Risk Assessment and Mitigation Analysis (DRAMA)	Комплексное моделирование этапа завершения миссии	ESA
Meteoroid and Space Debris Terrestrial Environment Reference (MASTER)	Моделирование метеороидно-мусорного потока на орбите	ESA
Semi-analytic Tool for End of Life Analysis (STELA)	Моделирование движения КА после завершения миссии	CNES
Spacecraft Atmospheric Re-Entry and Aerothermal Break-Up (SCARAB)	Моделирование входа КА в атмосферу и его разрушения	HTG GmbH (Германия)

СПОСОБ УТИЛИЗАЦИИ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА НЕПОСРЕДСТВЕННО НА ОРБИТЕ

Баркова М.Е.

АО «Российские космические системы», Москва, Россия, Altaira@yandex.ru

В связи с ростом космической деятельности человечества, возрастает количество техногенных объектов в околоземном пространстве. Как известно, наибольшая плотность космического мусора (КМ) составляет 10^{-6} т/км³ и наблюдается на высотах орбит 800-1000 км, 1400-1500 км, с наклоном 60-80°. В рамках решения проблемы КМ предлагаются два направления:

- способы дробления КМ непосредственно на орбите;
- способы увода крупного КМ с низких орбит для последующего сгорания атмосферы или увод КМ с геостационарной орбиты на орбиту захоронения.

Данные способы имеют ряд недостатков, связанных с образованием опасных для космических аппаратов (КА) обломков более мелкой фракции (при дроблении КМ), а также падение крупных обломков на Землю, вследствие неполного сгорания, и засорение высоких орбит.

В данной работе рассматривается космический аппарат для утилизации космического мусора (далее СКМ – сборщик космического мусора), основанный на переработке КМ в псевдожидкое топливо. Оно представляет собой смесь порошкообразного космического мусора с кислородом и водородом [1]. В процессе изучения данной проблемы создано изобретение под названием «Космический аппарат для утилизации космического мусора» и одноименный промышленный образец. Подана заявка на получение патента Российской Федерации на изобретение «Космический аппарат для утилизации космического мусора» № 2018117527, 11.05.2018, и на промышленный образец № 2019500375, 31.01.2019.

В связи с этим, актуальность проблемы КМ обуславливается возрастающим техногенным загрязнением околоземного пространства и состоит в разработке устройства для утилизации КМ, основанного на принципе переработки космического мусора в топливо, то есть безотходным способом [1].

Предложено использовать концепцию создания псевдожидкого топлива. КА СКМ состоит из ловушки для космического мусора и системы ее утилизации, посредством которых космический мусор перерабатывается в псевдожидкое топливо [2]. Захват КМ осуществляется сетью на тросах путем его нагона на орбите, высотой от 800 км. КА СКМ обладает мощностью 7-8 кВт, при массе 2,5 т. и максимальной массе КМ в сети 0.5 т.

Данный проект является целесообразным с экономической точки зрения, поскольку для его функционирования не требуется дополнительного топлива, контейнеров для сбора мусора и не образуются более мелкие обломки.

Реализация и внедрение данной разработки в составе российской космической группировки позволит решить следующие проблемы:

1. Уничтожение малых космических аппаратов, типа CubeSat, отработавший свой срок;
2. Очистка околоземного космического пространства от обломков космических аппаратов и ступеней ракет-носителей [1].

Список цитируемой литературы:

1. Баркова М.Е. Космический аппарат для утилизации космического мусора в околоземном пространстве // Труды МАИ. 2018. № 103. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=100712>
2. Баркова М.Е. Проект космического аппарата для утилизации космического мусора в околоземном пространстве. 10-й Всероссийский межотраслевой молодежный конкурс научно-технических работ и проектов «Молодежь и будущее авиации и космонавтики». Аннотации конкурсных работ. М.: 2018. С.351.

О ВОЗМОЖНОСТИ РАЦИОНАЛЬНОЙ УТИЛИЗАЦИИ ФРАГМЕНТОВ ОКОЛОЗЕМНОГО КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ КИНЕТИЧЕСКИХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Новосельцев Д.А.

Ассоциация НП «Сибирское машиностроение», Омск, Россия, danovoseltsev@mail.ru

В качестве рационального варианта экономически целесообразной утилизации фрагментов космического мусора (КМ) предлагается рассмотреть возможность его использования как внешнего источника энергии для маневров космического аппарата (КА) с использованием кинетического ракетного двигателя (КРД).

Концепция КРД изложена в ряде работ [1,2] и окончательно сформулирована в виде кинетического паруса Подвысоцкого-Панова [3]. Предложенная конструкция принципиально подобна концепции импульсного ядерного ракетного двигателя с парусом, разработанной в США в рамках проекта «Медуза» [4], основанной на осуществлении взрыва в фокусе паруса, с последующей передачей импульса расширяющихся продуктов взрыва внутренней рабочей поверхности паруса. При достаточно большой площади паруса при этом динамическая и тепловая нагрузка на его конструкцию не превышает допустимых значений для применяемых конструкционных материалов.

Кинетический парус предполагает использование энергии не ядерного, а кинетического взрыва, в классической модели В.В. Подвысоцкого – при управляемом столкновении специализированных космических аппаратов – «зондов» с располагаемыми в фокусе паруса «мишенями» [4]. В случае утилизации КМ в КРД функцию «зондов» выполняют фрагменты КМ, а «мишень» расположена на борту КА. При этом наиболее вероятным вариантом применения КРД являются одноимпульсные межорбитальные перелеты, хотя с использованием дополнительных двигательных установок КА с КРД и гравитационных маневров возможны их дальнейшие перелеты в Солнечной системе и за ее пределы.

При лобовом столкновении фрагмента КМ с мишенью при их встречном движении с орбитальными скоростями удельная кинетическая энергия столкновения составит порядка $1,3 \times 10^8$ Дж. При удельной теплоте сгорания традиционных химических ракетных топлив порядка 10^7 Дж/кг использование 1 кг КМ и 1 кг мишени на борту КА энергетически эквивалентно использованию для аналогичного маневра 10-15 кг топлива на борту КА, а с учетом эффективности средств выведения – более 500 кг стартовой массы носителя. В этом случае утилизация КМ в КРД, в отличие от большинства известных методов, является экономически целесообразной, и может быть коммерциализирована при осуществлении космической деятельности, в т.ч. относительно небольшими частными компаниями.

Преимуществами КРД по сравнению с импульсными ядерными ракетными двигателями типа «Медуза», помимо отсутствия формальных юридических запретов на их практическую реализацию, является исключение радиационного воздействия взрыва на конструкцию и полезную нагрузку, а также отсутствие ограничений на минимальную мощность кинетического взрыва (в отличие от ядерного взрыва). Последнее не только значительно упрощает экспериментальную летную отработку КРД, но и позволяет использовать мелкие фрагменты КМ для межорбитальных перелетов популярных в настоящее время КА нано- и фемтоклассов, а также нового типа StarChip (единичной массой порядка 5-10 г) [5].

Список цитируемой литературы:

1. Valentin Podvisotsky. Kinetic jet engine mode of application. Space Colonization Journal, Issue 2, 2015, pp. 1-16.
2. Alexander Panov. On the possibility of using the Podvysotsky kinetic engine for flights within the Solar system and to create an interstellar probe. Space Colonization Journal, Issue 5, 2014.
3. В.В. Подвысоцкий. Некоторые способы использования космического паруса. 22 с. <http://Infml.sai.msu.ru/SETI/koi/articles/86.pdf>.
4. Johndale C. Solem. "Some New Ideas for Nuclear Explosive Spacecraft Propulsion," LA-12189-MS, October 1991. <https://fas.org/sgp/othergov/doe/lanl/docs1/00189777.pdf>.
5. <http://breakthroughinitiatives.org/news/12>.

**РАЗРАБОТКА ПРЕДЛОЖЕНИЙ ПО ИСПОЛЬЗОВАНИЮ
ОТРАБОТАВШЕЙ СТУПЕНИ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ (РАЗГОННОГО БЛОКА)
И ОТДЕЛЯЕМОГО НА ТРОСЕ ТРАНСПОРТНОГО СТЫКОВОЧНОГО МОДУЛЯ
ДЛЯ СПУСКА С ОРБИТ ОБЪЕКТОВ
КРУПНОГАБАРИТНОГО КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА**

Макаров Ю.Н.¹, Баранов Д.А.², Шатров Я.Т.³, Трушляков В.И.⁴

¹*Госкорпорация Роскосмос, Москва, Россия*

²*АО «РКЦ «Прогресс», Самара, Россия*

³*ЦНИИмаш (Госкорпорация Роскосмос), Королёв, Россия*

⁴*ФГБОУ ВО ОмГТУ, Омск, Россия, vatrushlyakov@yandex.ru*

На основе многолетних исследований по заданию Роскосмоса (ЦНИИмаш) предлагаются результаты разработки ракетно-космической системы, обеспечивающей снижение поступления в защищаемые области околоземного космического пространства (до высот 2000 км) последних отработавших ступеней ракет-носителей (РН) с жидкостными ракетными двигателями (ЖРД) и разгонных блоков (РБ) с одновременной возможностью попутного спуска с ближайших орбит объектов крупногабаритного космического мусора (КМ) типа последних отработавших ступеней РН, РБ [1,2].

Последняя отработавшая ступень РН с ЖРД для использования в предлагаемой системе должна иметь возможность многократного (не менее 3) запусков маршевого ЖРД. Существующие РБ типа «Бриз», «Фрегат» имеют такие возможности.

Транспортный стыковочный модуль (ТСМ), входящий в состав предлагаемой ракетно-космической системы, отделяется на тросе от РН (РБ), обеспечивает стыковку с КМ, с последующим стягиванием троса и формирования связки «отработавшая ступень РН (РБ) + ТСМ + КМ» для осуществления манёвра спуска с орбиты с использованием двигательной установки РН (РБ). Для реализации предлагаемой системы необходима разработка ТСМ, тросовой системы, системы стыковки с КМ.

Рассмотрены варианты проведения демонстрационного эксперимента по уводу объекта КМ при попутном пуске РН для выведения полезной нагрузки на орбиту, близкую к спускаемому объекту КМ [3].

Результатом использования предлагаемой ракетно-космической системы является прекращение поступления в защищаемые области околоземного космического пространства отработавших последних ступеней РН, РБ с одновременной его очисткой от объектов крупногабаритного КМ.

Список цитируемой литературы:

1. Макаров Ю.Н., Шатров Я.Т., Баранов Д.А., Трушляков В.И. Self-contained onboard LV stage disposal system based on energy resources unexpended after SC orbital insertion/Труды 65 Международного астронавтического конгресса. Торонто, 29 сентября – 3 октября 2014 г. IAC-14. A6.P.28
2. Баранов Д.А., Макаров Ю.Н., Трушляков В.И., Шатров Я.Т. Проект создания автономной бортовой системы увода отработавших ступеней ракет-носителей в заданные области/ Космонавтика и ракетостроение №50 (84), 2015. С. 76 – 82.
3. Трушляков В.И., Юдинцев В.В., Макаров Ю.Н., Шатров Я.Т. Способ проведения лётно-конструкторских испытаний автономного стыковочного модуля для очистки орбит от космического мусора // Патент №2643020 РФ/ Опуб. 29.01.18 г. Бюл. №4/

СЕКЦИЯ 5

ВОПРОСЫ ВНУТРИРОССИЙСКОЙ КООРДИНАЦИИ И МЕЖДУНАРОДНОГО СОТРУДНИЧЕСТВА. ПРАВОВЫЕ ВОПРОСЫ

РОЛЬ И МЕСТО ШТАТНЫХ КВАНТОВО-ОПТИЧЕСКИХ СИСТЕМ В РЕШЕНИИ ПРОБЛЕМЫ КАТАЛОГИЗАЦИИ ОБЪЕКТОВ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА И ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ ОБ ОПАСНЫХ СБЛИЖЕНИЯХ

Шаргородский В.Д., Олейников И.И., Бондаренко А.В.

Акционерное общество «Научно-производственная корпорация «Системы прецизионного приборостроения, Москва, Россия, 06-11@npk-spp.ru

Для обеспечения глобального охвата околоземного космического пространства (ОКП), поддержания каталога орбит малоразмерных космических объектов и космического мусора российская сеть штатных оптико-электронных средств должна быть расширена за пределы РФ.

Такое расширение может быть реализовано путём размещения на зарубежных территориях оптико-электронных средств (ОЭС) наблюдения, создаваемых по заказам Госкорпорации «Роскосмос», что соответствует целям и задачам госкорпорации в рамках межагентского сотрудничества по проблемам космического мусора и для обеспечения необходимой координатной и некоординатной информацией автоматизированной системы предупреждения об опасных ситуациях в околоземном космическом пространстве (АСПОС ОКП).

Учитывая, что контроль космического пространства штатными ОЭС системы контроля космического пространства (СККП) Минобороны России осуществляется только в зоне видимости с территории РФ, одной из основных задач Госкорпорации «Роскосмос» в период до 2025 г. является развертывание сети собственных штатных средств в западном и южном полушариях Земли и на территориях стран СНГ.

Объединение информации СККП и информации от штатных средств Роскосмоса, размещенных в Западном и Южном полушариях, а также в странах СНГ, обеспечивает глобальность контроля ОКП.

Основой возможности применения информации от привлекаемых средств РАН и других доступных источников должна быть её верификация на основе данных, получаемых от штатных средств Роскосмоса (а также данных СККП, при их наличии).

Привлечение сети штатных квантово-оптических систем позволит осуществлять контроль состояния космических объектов по целеуказаниям.

ОПЫТ РЕАЛИЗАЦИИ ТРЕБОВАНИЙ ПО ОГРАНИЧЕНИЮ ЗАСОРЕНИЯ ОКП В РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

Горлов А.Е., Логинов С.С., Попкова Л.Б., Усовик И.В.
ФГУП ЦНИИМАШ, Королёв, Россия, gorlov@tsniimash.ru

Космическая деятельность, осуществляемая мировым сообществом, приводит к увеличению техногенного засорения околоземного космического пространства и, как следствие, к снижению безопасности космических полетов.

Российская Федерация разделяет обеспокоенность мирового сообщества той опасностью, которую представляет процесс техногенного засорения околоземного космического пространства, прежде всего для Международной космической станции и полетов пилотируемых космических аппаратов. Мы неоднократно сталкивались с опасными ситуациями, обусловленными угрозой столкновения МКС с фрагментами космического мусора, с опасностью, которую представляют для населения Земли и наземных объектов крупногабаритные космические объекты при их входе в плотные слои атмосферы с последующим падением на Землю.

Работы по решению проблем космического мусора включены в соответствующие разделы Федеральной космической программы России на 2016-2025 годы.

В Российской Федерации на постоянной основе проводится анализ выполнения требований национального стандарта ГОСТ Р 52925, который является национальным механизмом выполнения рекомендаций Руководящих принципов Комитета ООН по космосу по предупреждению образования КМ при разработке и эксплуатации ракет-носителей, космических аппаратов и разгонных блоков. С 2019 г. введена в действие новая редакция национального стандарта ГОСТ Р 52925-2018, учитывающая последние тенденции в области ограничения КМ, в том числе требования международного стандарта ИСО 24113 по ограничению техногенного засорения ОКП.

В докладе приведены основные изменения в новой редакции национального стандарта ГОСТ Р 52925-2018.

В докладе представлены основные мероприятия, реализуемые на эксплуатируемых и вновь создаваемых космических аппаратах и средствах выведения, по обеспечению выполнения требований национального стандарта ГОСТ Р 52925 и рекомендаций Руководящих принципов Комитета ООН по космосу по предупреждению образования космического мусора.

ИНСТИТУЦИОНАЛЬНЫЕ ПРОБЛЕМЫ И ПУТИ СОВЕРШЕНСТВОВАНИЯ КАДРОВОГО И НАУЧНОГО ПОТЕНЦИАЛА РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ В ОБЛАСТИ КОСМИЧЕСКОГО ПРАВА

Олейников И.И., Бондаренко А.В.

АО «НПК «СПП», Москва, Россия, 06-11@nprk-spp.ru

Определены актуальные направления и преобладающие тенденции эволюции норм международного космического права, приведены наиболее существенные и показательные примеры нормотворческой активности иностранных государств в космической сфере [1], включая основного геополитического конкурента: Публичный закон США от 25.11.2015 г. № 114–90 "О поощрении конкуренции в области коммерческих пусков" [2], законопроект США от 14.04.2016 г. № H.R. 4945 "О космическом возрождении США" [3], законопроект США от 24.04.2018 г. № H.R. 2809 "О поощрении в США свободного предпринимательства в области космической коммерции" [4] и др., выявлены правовые лакуны законодательства Российской Федерации в области космической деятельности, требующие комплексного и системного подхода и оперативного решения. Впервые предложено разработать и принять Космический кодекс Российской Федерации, всеобъемлющий и систематизирующий акт федерального законодательства, разработка и принятие которого объективно назрела, имея в виду значительный прогресс, который совершила космонавтика и её многоаспектность со времени принятия Закона РФ от 20.08.1993 г. N 5663-1 "О космической деятельности", укладывается в логику нормотворческой деятельности ООН и других глобальных форумов, в рамках деятельности которых получает свои очертания новый миро- и правопорядок, представляется значимым шагом в системе комплексных мер организационно-правового характера по охране и защите национального суверенитета, обеспечению национальных интересов и реализации стратегических национальных приоритетов в космической сфере. Подчеркивается актуальность и значимость не только для отрасли, но и страны инициативы учреждения Национального совета по космосу при Президенте Российской Федерации [5].

Анализируется в сравнительно-сопоставительном плане и критически оценивается состояние отечественного кадрового и научного потенциала в области космического права. На контрастном фоне наращивания космическими державами собственного потенциала в области космического права и выстраивания ими альянсов при разработке юридически необязывающих, «эластичных» международно-правовых норм и режимов обосновывается актуальность формирования в России организационной инфраструктуры мирового уровня для системной подготовки отечественных юристов – специалистов по космическому праву, для чего предложено учредить академию космического права с участием институтов РАН, Госкорпорации «Роскосмос», ФОИВ, вузов, НИИ, бизнеса, НКО и иностранных партнёров и организовать системные исследования политико-правового и нормативно-технического регулирования космической деятельности на национальном и международном уровнях.

Список цитируемой литературы:

1. Bondarenko, A.V. Geopolitical aspects of active debris removal: legal challenges and economic perspectives / Dr. A.V. Bondarenko // 1st International Aerospace Symposium: The Silk Road. Moscow: The Moscow Institute of Physics and Technology (MIPT), 2018. P. 70–71.
2. H.R.2262 - U.S. Commercial Space Launch Competitiveness Act [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://www.congress.gov/bill/114th-congress/house-bill/2262>. – Заглавие с экрана. – (Дата обращения: 18.03.2019).
3. H.R.4945 - American Space Renaissance Act [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://www.congress.gov/bill/114th-congress/house-bill/4945>. – Заглавие с экрана. – (Дата обращения: 18.03.2019).
4. H.R.2809 - American Space Commerce Free Enterprise Act [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://www.congress.gov/bill/115th-congress/house-bill/2809>. – Заглавие с экрана. – (Дата обращения: 18.03.2019).
5. Bondarenko, A.V. Improvement of the organizational and legal basics of the space activities of the Russian Federation / A.V. Bondarenko // 17th International Conference “Aviation and Cosmonautics – 2018”. 19–23 November, 2018. Moscow. Abstracts. – Printing house “Luxor”, 2018. P. 571.