ВЕСТНИК

Сибирского государственного аэрокосмического университета

имени академика М. Ф. Решетнева

Выпуск 6 (39)

(по материалам Международной научной конференции «Околоземная астрономия – 2011»)

Красноярск 2011

ВЕСТНИК

Сибирского государственного аэрокосмического университета имени академика М. Ф. Решетнева

Выпуск 6 (39) Грант РФФИ № 11-02-06136-г

Главный редактор

доктор технических наук Ковалев И. В.

Заместители главного редактора:

доктор физико-математических наук Логинов Ю. Ю.

доктор физико-математических наук Сенашов С. И.

доктор технических наук Михеев А. Е.

кандидат технических наук Зеленков П. В. (отв. секретарь)

Редакционная коллегия:

Аплеснин С. С. Головенкин Е. Н. Ерыгин Ю. В. Краев М. В. Лаптенок В. Д. Ловчиков А. Н. Медведев А. В. Москвичев В. В. Сафонов К. В. Смирнов Н. А. Сомов В. Г.

Учредитель

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева

© Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева, 2011 © Коллектив авторов, 2011

К СВЕДЕНИЮ ЧИТАТЕЛЕЙ

«Вестник Сибирского государственного аэрокосмического университета имени академика М. Ф. Решетнева» (Вестник СибГАУ) – межрегиональный научный журнал, содержащий результаты научных исследований в области естественных, технических и прикладных наук по вопросам проектирования, производства и эксплуатации авиационной и ракетно-космической техники, а также экономики

Представленные в журнал статьи публикуются после обязательного рецензирования и при оформлении их в соответствии с требованиями редакции (www.vestnik.sibsau.ru)

Периодичность – 4 раза в год Специальный выпуск – 1 раз в год

Электронная версия журнала представлена на сайте Научной электронной библиотеки (http://www.elibrary.ru) и сайте журнала (www.vestnik.sibsau.ru) Журнал включен в каталоги: российской прессы «Роспечать» (МАП) – 11399; объединенный «Пресса России» – 39263

АДРЕС РЕДАКЦИИ:

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева Россия, 660014, Красноярск, проспект имени газеты «Красноярский рабочий, 31, П-415 Тел./факс (391)291-90-19 E-mail: vestnik@sibsau.ru

Журнал зарегистрирован Федеральной службой по надзору за соблюдением законодательства в сфере массовых коммуникаций и охраны культурного наследия, свидетельство ПИ № ФС77-22189 от 27.10.2005 г.

Журнал включен ВАК России в «Перечень ведущих рецензируемых научных журналов и изданий, выпускаемых в Российской Федерации, в которых должны быть опубликованы основные научные результаты диссертаций на соискание ученой степени доктора наук»

При перепечатке или цитировании материалов из журнала «Вестник СибГАУ» ссылка обязательна

Редактор О. А. Плехова Редактор английского текста А. Г. Никитина Компьютерная верстка М. А. Белоусовой Подп. в печать 28.11.2011. Формат 70×108/16. Бумага офсетная. Печать плоская. Усл. печ. л. 25,3. Уч.-изд. л. 33,0. Тираж 1000 экз. С 147/11. Заказ 87/121. Редакционно-издательский отдел Сиб. гос. аэрокосмич. ун-та. 660014, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31. Отпечатано в типографии ИП Суховольской Ю. П. 660125, г. Красноярск, ул. Водопьянова, 2.





УДК 523.44+519.878

Б. М. Шустов, Л. В. Рыхлова

О КОНЦЕПЦИИ КОМПЛЕКСНОЙ ПРОГРАММЫ «СОЗДАНИЕ РОССИЙСКОЙ СИСТЕМЫ ПРОТИВОДЕЙСТВИЯ КОСМИЧЕСКИМ УГРОЗАМ (2012–2020)»

Рассматриваются принципы построения и основные идеи концепции комплексной программы «Создание российской системы противодействия космическим угрозам (2012–2020)».

Ключевые слова: астероидно-кометная опасность, космический мусор, федеральная целевая программа.

К основным космическим угрозам относят проблемы, связанные со следующими природными и техногенными факторами:

– космический мусор – все искусственные объекты и их фрагменты в космосе, которые уже неисправны и никогда более не смогут служить никаким полезным целям, но являются опасным фактором воздействия на функционирующие космические аппараты, особенно пилотируемые, а в отдельных случаях представляют опасность для жителей Земли;

 астероидно-кометная опасность (АКО) – угроза нанесения серьезного ущерба человечеству в результате столкновения космических тел размером более нескольких десятков метров (т. е. астероидов и комет) с Землей;

 космическая погода – опасные последствия мощных эпизодов солнечной активности: нарушения распространения радиоволн, геоиндуцированные токи, изменение орбит спутников и т. д.;

 – биологическое заражение – опасность занесения на Землю из космоса форм жизни, представляющих потенциальную опасность (в том числе возможный возврат организмов, ранее перенесенных в космос космическими аппаратами с Земли).

Можно отметить и другие опасности подобного рода (например, воздействие от вспышек, близких к сверхновым, мощные гамма-всплески в нашей Галактике и т. д.). В данной работе мы ограничимся лишь первыми двумя из приведенного списка, поскольку именно они составляют основное содержание разрабатываемой в России комплексной программы противодействия космическим угрозам.

Основные космические угрозы. Кратко охарактеризуем указанные угрозы.

Космический мусор представляет угрозу в основном для продолжения и развития деятельности человечества в космическом пространстве. Определенную и вполне серьезную опасность представляют также падения аварийных или отработавших фрагментов космических аппаратов.

В настоящее время в районе низких околоземных орбит находится ~ 5 000 т техногенных объектов. Общее число объектов подобного рода (поперечником более 1 см) оценивается примерно в 100 000. Из них только порядка 10 % обнаружено, они отслеживаются наземными радиолокационными и оптическими средствами, и только около 6 % отслеживаемых объектов – действующие. Большинство этих объектов находится на орбитах с высоким наклонением, поэтому средняя относительная скорость их пролета составляет около 10 км/с. Столкновение любого из этих объектов с действующим космическим аппаратом может повредить его или даже вывести из строя. Эффективных мер защиты от объектов космического мусора размером более 1 см в поперечнике на низких орбитах практически нет. Наиболее засорены именно низкие околоземные орбиты, а также зона геостационарной орбиты (ГСО). На ГСО скорости сближения с фрагментами космического мусора составляют, как правило, до 1 км/с, и поэтому опасными считаются фрагменты более крупные (> 3–5 см), чем на низких орбитах.

На презентации В. Г. Лаврентьева и И. И. Олейникова (оба – из ЦНИИМаш), представленной на совещании по методам обнаружения опасных тел, проведенном в Институте астрономии РАН в июне 2011 г., была показана сводная информация об общей ситуации (техногенной обстановке) в околоземном космическом пространстве (рис. 1) и приведены предельные размеры фрагментов космического мусора, уверенно обнаруживаемых системами контроля космического пространства (СККП) США и России. Видно, что подавляющая часть опасных фрагментов космического мусора остается необнаруженной.



Рис. 1. Общая техногенная обстановка в околоземном космическом пространстве

Астероидно-кометная опасность – вид космической угрозы, привлекающий особое внимание в последние полтора десятилетия. Вызвано это тем, что появление специализированных программ наблюдений привело к резкому росту эффективности обнаружения таких тел, и новая информация заставила поиному взглянуть на проблему АКО.

Обычно, нижнюю границу размеров опасного тела определяют в 50-100 м. Средняя оценка энергии, выделяющейся при столкновении тела размером 60-70 м, сравнима с энергией самого мощного взрыва (термоядерного устройства), осуществленного человеком на Земле. Широко обсуждаемое возможное столкновение с 300-метровым астероидом Апофис в 2036 г. привело бы к взрыву, многократно превышающему по разрушительному воздействию весь взрывной арсенал человечества. Следствием такого столкновения были бы тотальное поражение на площадях в десятки тысяч квадратных километров и тяжелые последствия, ощущаемые в континентальных масштабах. Иногда определение АКО трактуют шире, включая катастрофические воздействия не только на человечество, но и на земную природу в целом на очень больших интервалах времени. Краткое введение в проблему можно найти в [1]. Детальное и всестороннее описание проблемы АКО можно найти в коллективной монографии [2].

Особенности проблемы АКО состоят в следующем:

 – у опасности падения на Землю малых небесных тел нет верхнего предела воздействия;

 усредненный риск (уровень угрозы) мал, но при угрозе конкретного события риск, как правило, неприемлем;

– проблема носит глобальный характер.

Еще одна важная характеристика проблемы АКО – ее комплексность. Проблема АКО – важная тема для изучения методами фундаментальной науки [3]. В то же время это одна из проблем, имеющих наиболее выраженный прикладной характер. Выделяют следующие основные составляющие проблемы АКО, требующие практического решения:

 проблема обнаружения (выявления) всех опасных тел и определения их свойств;

определения степени угрозы (оценка рисков);

противодействия и уменьшения ущерба.

Как и в любом крупном практическом проекте, здесь особую роль играет проблема кооперации [4].

Для проблемы АКО замечание о нашей недостаточной осведомленности о потенциальных конкретных угрозах справедливо в еще большей степени, чем для космического мусора. Данные приведенные в таблице, характеризуют степень нашего знания (точнее незнания) о потенциально опасных телах, т. е. телах, минимальное межорбитальное расстояние (MOID) для которых составляет менее 0.05 а. е. Доля необнаруженных потенциально опасных объектов размером ~ 50 м очень велика (> 99 %), а ведь особо опасны тела именно малых размеров.

Для дальнейшего анализа полезно выделить следующие зависимости от размера D: энергия тела $E \sim D^3$, частота падения на Землю $f \sim D^{-2}$. В первом приближении можно считать, что средняя энергия (разрушения) e, выделяемая в единицу времени на Земле вследствие столкновения с телами размером D, пропорциональна D. Это значит, что на большом интервале времени тела крупнее 0,5 км несут бо́льшую энергию *е*, чем тела меньшего размера, т. е. представляют более высокую усредненную степень угрозы. И все-таки, тела размером 50–100 м представляют на временной шкале человеческой цивилизации наибольшую угрозу в смысле конкретного риска столкновения. За время существования человечества произошли многие сотни столкновений с телами размером до полукилометра и, по-видимому, ни одного – с телами размером более 1 км.

		·
Размер опасного тела	Оценка числа необна- руженных потенци- ально опасных объек- тов	Доля необнаружен- ных потенциально опасных объектов
>1 км	< 40	< 20 %
> 140 м	$> 2 \times 10^4$	>~ 90 %
> 50 м	$> 2 \times 10^{5}$	>~ 99 %

Количество известных и «неучтенных» потенциально опасных (MOID < 0,05 а. е.) объектов

Кооперация работ по исследованию и выработке скоординированного подхода к проблеме космических угроз в России. В России в последние годы в научно-технической среде наблюдается возрастающая активность по изучению проблемы АКО. Для координации исследований в этом направлении в феврале 2007 г. при Совете РАН по космосу создана экспертная рабочая группа по проблеме астероиднокометной опасности. В нее вошли представители РАН, МОН, Роскосмоса, МЧС, Росатома, МО и других заинтересованных ведомств и организаций. Главная задача группы – выработка проекта программы федерального уровня (URL: http://www.inasan.ru/ rus/asteroid hazard).

Как уже отмечалось, проблема АКО – многоплановая, требующая для своего решения участия ряда министерств и ведомств. Для организации полноценной службы обнаружения и каталогизации опасных объектов, тем более с привлечением средств космического базирования, у отдельных научных учреждений и даже предприятий космической индустрии средств недостаточно. В сферу ответственности исследовательских учреждений фундаментального профиля не может входить создание ряда дорогостоящих технологий предотвращения и/или уменьшения ущерба. Координация со стороны государства – необходимое условие решение проблемы АКО в реалиях России.

Предлагаемой формой подхода к решению проблемы АКО на национальном уровне стала разработка и выполнение федеральной целевой научно-технической программы (ФЦНТП) с предварительным названием «Система астероидно-кометной безопасности России» (рис. 2). Проект такой ФЦНТП был в целом разработан. Работа выполнена в период 2005–2010 гг. в рамках НИР по фундаментальным космическим исследованиям («Эгида», «АКО» и «АПОФИС») по поручению Совета РАН по космосу и по договорам с ЦНИИМаш Роскосмоса. Выполнен большой объем работы, привлечены ведущие научные центры страны (ИКИ РАН, ИНАСАН, ИПА РАН, ГАИШ МГУ, ГАО РАН, ИДГ РАН, предприятия космической индустрии (прежде всего НПО им. С. А. Лавочкина), ГРЦ имени Макеева, РФЯЦ (Снежинск) и др.). Технико-экономическое обоснование прошло экспертизу в организации «Агат».



Рис. 2. Структурная схема федеральной программы «Система астероидно-кометной безопасности России»

На состоявшемся 23 июня 2010 г. заседании Президиума Научно-технического совета Роскосмоса и Бюро Совета РАН по космосу проект программы был рассмотрен, и было принято совместное решение, в постановительной части которого РАН поручено совместно с Роскосмосом:

1. Продолжить работу по формированию концепции федеральной целевой программы (ФЦП) по борьбе с астероидно-кометной опасностью.

 Принимая во внимание актуальность безотлагательного обеспечения координации работ в этой области, подготовить проект комплексной целевой программы работ по созданию системы, обеспечивающей решение проблем астероидно-кометной опасности и космического мусора.

Таким образом, было сформировано новое, более общее задание по разработке концепции, а затем и проекта программы по противодействию космическим угрозам.

В соответствии с этой задачей 31 марта 2011 г. Совет по космосу РАН принял решение о преобразовании экспертных рабочих групп Совета по астероиднокометной опасности и космическому мусору в объединенную экспертную рабочую группу по космическим угрозам. Официальное распоряжение Президиума РАН опубликовано на сайте РАН. В рамках экспертной группы работают две секции:

- «Астероидно-кометная опасность»;

- «Космический мусор».

Группа приступила к выполнению ответственной работы по разработке комплексной программы «Создание российской системы противодействия космическим угрозам (2012–2020)».

Основными задачами разработки комплексной программы являются:

1. Создание комплексной системы наземного и космического базирования для обнаружения и мониторинга опасных небесных тел и космического мусора. 2. Создание информационно-аналитического центра системы предупреждения космических угроз.

3. Разработка методов и создание средств противодействия космическим угрозам и уменьшения ущерба.

Основные принципы построения и основные идеи концепции комплексной программы «Создание российской системы противодействия космическим угрозам (2012-2020)». В соответствии с Порядком разработки и реализации федеральных целевых программ и межгосударственных целевых программ, в осуществлении которых участвует Российская Федерация, утвержденным Постановлением Правительства Российской Федерации от 26 августа 1995 г. № 594 (в редакции от 24.05.2010 г. № 365), целевые программы представляют собой увязанный по задачам, ресурсам и срокам осуществления комплекс мероприятий, обеспечивающих эффективное решение системных проблем. Целевые программы являются одним из важнейших средств реализации политики государства и сосредоточены на реализации крупномасштабных, наиболее важных для государства инвестиционных, научно-технических и инновационных проектов. Целевая программа может включать в себя несколько подпрограмм, направленных на решение конкретных задач в рамках целевой программы. Деление целевой программы на подпрограммы осуществляется, исходя из масштабности и сложности решаемых проблем, а также необходимости рациональной организации их решения. Всем этим требованиям в полной мере соответствует разрабатываемая концепция ФЦП «Создание российской системы противодействия космическим угрозам (2012-2020)».

Инициаторами постановки проблемы перед Правительством РФ могут выступать федеральные органы исполнительной власти. Мы полагаем, что таким органом власти может быть Роскосмос с поддержкой со стороны РАН и МЧС.

Отметим также, что отбор проблем для их программной разработки и решения на федеральном уровне определяется следующими факторами:

- значимость проблемы;

 невозможность комплексно решить проблему в приемлемые сроки за счет использования действующего рыночного механизма и необходимость государственной поддержки для ее решения;

принципиальная новизна и высокая эффективность технических, организационных и иных мероприятий, необходимых для широкомасштабного распространения прогрессивных научно-технических достижений и повышения на этой основе эффективности общественного производства;

 необходимость координации межотраслевых связей технологически сопряженных отраслей и производств для решения данной проблемы.

Все эти факторы имеют прямое отношение к проблеме развития системы противодействия космическим угрозам. Реализация программы предполагает поэтапное создание и развитие системы противодействия угрозам падения на Землю астероидно-кометных тел. Для ее создания необходимо решить целый комплекс задач, включающий:

 – разработку новых (развитие существующих) оптических и радиолокационных наземных средств обзора околоземного и дальнего космического пространства;

 создание астрономического космического комплекса обнаружения и определения параметров движения опасных для Земли астероидов и комет;

 создание космических аппаратов-инспекторов опасных астероидов в дальнем космосе;

 – создание космической системы противодействия угрозам падения на Землю астероидно-кометных тел с космическими аппаратами, способными разрушать или уводить с траектории сближения с Землёй опасные небесные тела;

 – развитие и завершение работ по созданию автоматизированной системы предупреждения об опасных ситуациях в околоземном космическом пространстве (АСПОС ОКП);

– создание информационно-аналитического центра системы противодействия падения на Землю астероидно-кометных тел, получающего и анализирующего информацию со всех средств наблюдения и контроля космического пространства, осуществляющего обмен информацией с международными центрами астрономических данных, а также взаимодействующего с заинтересованными российскими министерствами и ведомствами и выдающего срочные сообщения в государственные органы управления для принятия решений в складывающихся критических ситуациях;

– научное и промышленное обеспечение создаваемых средств и комплексов: совершенствование и разработка новых алгоритмов и программ обработки информации, передачи сообщений, организации взаимодействий между объектами системы; совершенствование и разработка новых технологий изготовления элементов, деталей и конструкций; изготовление и поставка изделий и др.

При подготовке концепции были проанализированы три варианта решения проблемы:

 вариант, основанный на стратегии минимизации расходования средств федерального бюджета;

 вариант, основанный на стратегии планомерного развития;

 вариант, основанный на стратегии интенсивного решения проблем.

При реализации *первого варианта* (стратегия минимизации расходования средств федерального бюджета) продолжатся работы по созданию автоматизированной системы предупреждения об опасных ситуациях в околоземном космическом пространстве за счёт запланированных и выделяемых средств федерального бюджета из Федеральной космической программы на 2011–2015 гг., при этом на АСПОС ОКП будут возложены дополнительные задачи по обнаружению опасных небесных тел в ближнем космическом пространстве. Продолжится развитие информационного центра системы для решения задач по прогнозу возможных угроз от опасных небесных тел.

В этом случае работы по созданию новых оптических телескопов и совершенствованию существующих средств мониторинга космического пространства в оптическом диапазоне предполагается выполнять за счёт текущих расходов, выделяемых из госбюджета Российской академии наук и грантов международных организаций, получаемых по конкурсу отдельными институтами РАН.

Выполнение работ по первому варианту стратегии с минимизацией расходования средств федерального бюджета оставляет Россию в зависимости от иностранных информационных источников, и в случае надвигающейся астероидно-кометной угрозы Россия не сможет принять самостоятельно необходимые меры по обеспечению своей безопасности. Кроме того, сроки выполнения работ по этому варианту могут стать еще более неопределенными из-за постоянного сокращения объемов финансирования в пользу первоочередных работ.

При реализации *второго варианта* (стратегия планомерного развития) выделяются первоочередные работы, необходимые для обеспечения безопасности России от космических угроз с учетом независимости от иностранных информационных средств.

К первоочередным работам при реализации второго варианта решения проблемы относятся:

1. Создание новых и развитие существующих средств обнаружения опасных небесных тел в околоземном космическом пространстве, в том числе:

 создание новых оптических наземных средств обнаружения опасных небесных тел;

 развитие существующих средств мониторинга космического пространства в оптическом диапазоне;

 – развитие радиолокационных комплексов наблюдения космического мусора на основе результатов ОКР «АСПОС ОКП»;

 создание астрономического космического комплекса обнаружения и определения параметров движения опасных для Земли астероидов и комет, а также космического мусора;

создание космической системы мониторинга космического мусора.

2. Создание информационно-аналитического центра системы противодействия космическим угрозам, включающего в качестве основных составляющих центр по космическому мусору и центр по опасным небесным телам (астероидам и кометам).

3. Развитие и завершение работ по созданию автоматизированной системы предупреждения об опасных ситуациях в околоземном космическом пространстве – в части космического мусора.

4. Разработка системы информационного взаимодействия, позволяющей осуществлять сбор данных со всех средств наблюдения, хранение, анализ и обмен информацией с соответствующими службами российских министерств и ведомств (СККП, АСПОС ОКП), а также с международными центрами. 5. Создание сертифицированной системы оценки риска со стороны космических угроз и механизма выдачи в уполномоченные государственные органы своевременных и надёжных оценок уровня риска, что необходимо для принятия решений совместно с международными организациями об эффективном противодействии угрозам и/или уменьшения ущерба.

Работы по подготовке и осуществлению проектов космических миссий к опасным небесным телам с целью их изучения, исследование возможностей активного воздействия на опасные небесные тела и разработка методов и средств противодействия, включая разработку проектов космических средств противодействия космическим угрозам, будут организованы в рамках ведущихся и перспективных научно-исследовательских работ. После завершения научно-исследовательских работ и оценки возможности реализации предлагаемых космических комплексов будет принято дополнительное решение о финансировании опытно-конструкторских работ по их созданию.

Выполнение работ по *третьему варианту* даст возможность развивать работы в опережающем темпе по сравнению с зарубежными странами, но, к сожалению, реализация его связана со значительными техническими трудностями, так как не все из указанных выше направлений работ в настоящее время обеспечены достаточными научно-техническими обоснованиями, что потребует увеличения объемов финансирования.

Оптимальным вариантом развития работ по созданию российской системы противодействия космическим угрозам представляется второй вариант решения стоящей проблемы, основанный на стратегии планомерного развития. Данный сценарий в наибольшей степени отвечает возможностям участвующих в работах научных и научно-производственных организаций, общим интересам общества и государства в сфере обеспечения национальной безопасности, а также приоритетным задачам социально-экономического развития Российской Федерации, поэтому принимается за оптимальный (целевой) вариант решения данной проблемы.

Мы оставляем за рамками данной работы такие важные аспекты комплексной программы, как ориен-

тировочные сроки и этапы решения проблемы, предложения по целям и задачам программы, целевым индикаторам и показателям, позволяющим оценивать ход реализации целевой программы, предложения по объемам и источникам финансирования целевой программы в целом и отдельных ее направлений на вариантной основе, предварительную оценку ожидаемой эффективности и результативности предлагаемого варианта решения проблемы и др.

Таким образом, можно сделать следующие выводы:

1. Решение проблемы противодействия космическим угрозам, безусловно, находится в тесной связи с задачами по поддержанию высокого уровня национальной безопасности населения и территорий от чрезвычайных ситуаций природного и техногенного характера.

2. Координация со стороны государства – необходимое условие в реалиях России.

3. Для эффективной работы нужна программа федерального уровня.

4. Для решения первоочередных задач готовится комплексная программа, реализация которой возможна силами Роскосмоса, РАН, Минобрнауки и других министерств и ведомств при соответствующей поддержке государства.

Библиографические ссылки

1. Шустов Б. М., Рыхлова Л. В. Проблема астероидно-кометной опасности: научные, технические и организационные аспекты // Околоземная астрономия – 2009 : сб. науч. тр. / под ред. Л. В. Рыхловой, В. В. Емельяненко, Е. С. Баканас. М. : Геос, 2010. С. 121–125.

2. Астероидно-кометная опасность: вчера, сегодня, завтра / под ред. Б. М. Шустова, Л. В. Рыхловой. М. : Физматлит, 2010.

3. Шустов Б. М. Астероидно-кометная опасность: о роли физических наук в решении проблемы // Успехи физических наук. 2011. Вып. 10. Т. 181.

4. Шустов Б. М. О скоординированном подходе к проблеме астероидно-кометной опасности // Космические исследования. 2010. Т. 48. С. 388–401.

B. M. Shustov, L. V. Rykhlova

ON THE CONCEPT OF AN INTEGRATED PROGRAM «CREATING THE RUSSIAN SYSTEM TO COUNTERACT THE SPACE THREATS (2012–2020)»

The principles of development and the basic ideas of the concept of the Integrated Program «Creating the Russian system to counteract the space threats (2012–2020)».

Keywords: asteroid and comet hazard, space debris, the Federal Target Program.

© Шустов Б. М., Рыхлова Л. В., 2011

УДК 523.44+519.6

Т. Ю. Галушина, О. Н. Раздымахина

О ПРЕДСКАЗУЕМОСТИ ДВИЖЕНИЯ АСТЕРОИДОВ, ПРОХОДЯЩИХ ЧЕРЕЗ СФЕРУ ТЯГОТЕНИЯ ЗЕМЛИ^{*}

Представлено описание проблемы предсказуемости движения астероидов, проходящих через сферу тяготения Земли. Выявлено 17 астероидов, проходящих через сферу тяготения Земли в ближайшие 190 лет. На рассматриваемом интервале времени для каждого объекта вычислен параметр MEGNO (среднее экспоненциальное расхождение двух близких орбит), который позволяет определить время предсказуемости движения. Для астероида 99942 Apophis построена область возможных движений. Показано, что когда движение становится неустойчивым, область значительно увеличивается, что делает прогноз практически неосуществимым.

Ключевые слова: астероиды, динамика, сфера тяготения, MEGNO, предсказуемость.

Исследование движения астероидов, сближающихся с Землей (АСЗ), сопряжено с рядом трудностей. Одна из проблем связана с тем, что под влиянием тесных сближений движение становится неустойчивым, что приводит к хаотичности и непредсказуемости движения. В связи с этим важной является задача определения момента времени, после которого движение становится непредсказуемым.

Широко известными характеристиками хаотичности являются ляпуновское характеристическое число и ляпуновское время [1; 2]. Однако эти характеристики обладают некоторыми недостатками, которые заметно проявляются при исследовании АСЗ. Вопервых, для определения ляпуновского времени необходимо изучить движение на интервале времени, в несколько раз его превышающем. Во-вторых, в некоторых случаях затруднена однозначная интерпретация результатов. Одним из путей решения указанных проблем является использование в качестве характеристики хаотичности параметра MEGNO (Mean Exponential Growth of Nearby Orbit) [3], т. е. среднего экспоненциального расхождения близких орбит. Параметр MEGNO представляет собой взвешенную по времени интегральную форму ляпуновского характеристического числа и в значительной степени свободен от перечисленных выше недостатков при оценке времени предсказуемости движения рассматриваемых объектов.

Выявление астероидов, проходящих через сферу тяготения. Движение астероидов в данной работе рассматривается в рамках возмущенной задачи двух тел в гелиоцентрической системе координат, отнесенной к эклиптике и равноденствию 2000.0. В модель сил включены возмушения от больших планет. Луны. трех крупных астероидов (Цереры, Паллады, Весты) и сжатия Земли. Начальные элементы орбит взяты из каталога Э. Боуэлла (URL: ftp://ftp.lowell.edu/pub/elgb/ astorb.dat) на эпоху 8 февраля 2011 г., в котором содержатся данные о 7 969 АСЗ. Уравнения движения интегрируются численно методом Эверхарта [4] с помощью специально разработанного программного обеспечения, которое позволяет осуществлять высокоточное прогнозирование движения астероидов с использованием параллельных вычислений [5].

В описываемом численном эксперименте интервал времени определялся фондом координат больших планет DE405 и составил 2011–2200 гг. В результате исследования выявлено 17 астероидов, проходящих через сферу тяготения Земли в ближайшие 190 лет (значение радиуса сферы тяготения Земли составляет примерно 254 316 км). В табл. 1 представлены даты прохождения объектов через сферу тяготения и минимальные расстояния до Земли, а также время предсказуемости *Т*_{pr}.

Земли в ближайшие 190 лет

Таблица 1 Перечень АСЗ, проходящих через сферу тяготения

Объект	Дата	d_{min} , км	$T_{pr}, \Gamma.$
99942 Apophis	13.04.2029	37090.00930	2029
153814 2001 WN5	26.06.2028	249120.03117	2028
2001 AV43	20.12.2195	100082.19046	2012
2002 TY59	03.10.2138	206397.04469	2031
2005 GA120	08.04.2167	43084.89170	2157
2006 QV89	09.09.2019	70851.57113	2019
2006 WB	24.11.2167	198044.86603	2062
2007 UD6	18.10.2048	95549.54958	2054
2007 YV56	02.01.2101	240017.23309	2106
2008 DB	10.02.2071	251884.44068	2036
2008 EZ7	09.03.2049	181344.87193	2049
2008 GY21	10.04.2018	248012.90212	2018
2009 BF58	21.01.2022	102284.21600	2022
2009 FH	19.03.2104	89814.80047	2102
2009 TH8	21.10.2164	195352.70412	2054
2010 FN	24.03.2136	230338.61329	2078
2011 CA7	10.02.2011	170416.69361	2045

Вычисление параметра MEGNO для астероидов, проходящих через сферу тяготения. Параметр MEGNO Y(t), т. е. среднее экспоненциальное расхождение близких орбит, представляет собой взвешенную по времени интегральную форму ляпуновского характеристического числа:

$$Y(t) = \frac{2}{t} \int_{0}^{t} \frac{\dot{\delta}(s)}{\delta(s)} s ds, \qquad (1)$$

где $\delta(s)$ – так называемый касательный вектор, который измеряет эволюцию начального бесконечно малого отклонения $\delta(s_0) \equiv \delta_0$ между решением и очень близкой орбитой.

^{*}Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства образования и науки РФ в рамках реализации ФЦП «Научные и научно-педагогические кадры инновационной России» на 2009–2013 гг., госконтракт № П882 от 26 мая 2010 г.

Средняя величина $\overline{Y}(t)$ получается как [3]

$$\overline{Y}(t) = \frac{1}{t} \int_{0}^{t} Y(s) ds.$$
⁽²⁾

Эволюция $\overline{Y}(t)$ во времени позволяет выявить различный характер орбит. Для квазипериодических (регулярных) орбит с линейным расхождением близких орбит $\overline{Y}(t)$ осциллирует около 2. При экспоненциальном расхождении близких орбит $\overline{Y}(t)$ больше 2 и движение становится непредсказуемым.

Методика вычисления параметра MEGNO в задачах численного моделирования описана в работе [3]. Нами разработано программное обеспечение для определения параметра MEGNO для астероидов с использованием кластера СКИФ Суberia [6]. Результаты исследования для АСЗ, проходящих через сферу тяготения, представлены в табл. 1 и на рис. 1–3.

На рис. 1–3 показаны сближения с планетами и эволюция параметра MEGNO для рассматриваемых астероидов. Под влиянием тесных сближений (*d* порядка 0.02 а. е. и меньше) изменяется поведение параметра MEGNO – в большинстве случаев он начинает расти, причем скорость роста зависит от расстояния до планеты. После прохождения через сферу тяготения (а в некоторых случаях и раньше) MEGNO переходит через значение 2, и движение становится непредсказуемым (последний столбец табл. 1).



Рис. 1. Сближения с Венерой («о»), Землей («•») и Марсом («*») (a1, a2, a3, a4, a5, a6), эволюция параметра МЕGNO (б1, 62, б3, б4, б5, б6) для астероидов 99942 Apophis, 153814 2001 WN5, 2001 AV43, 2002 TY59, 2005 GA120, 2006 QV89; *d* – расстояние до планеты



Рис. 2. Сближения с Венерой («○»), Землей («●») и Марсом («*») (a1, a2, a3, a4, a5, a6), эволюция параметра MEGNO (б1, 62, б3, б4, 65, б6) для астероидов 2006 WB, 2007 UD6, 2007 YV56, 2008 DB, 2008 EZ7, 2008 GY21; *d* – расстояние до планеты

Из данных табл. 1 и рис. 1–3 видно, что для астероидов 99942 Арорhis, 153814 2001 WN5, 2006 QV89, 2007 UD6, 2007 YV56, 2008 EZ7, 2008 GY21, 2009 BF58 прохождение через сферу тяготения приводит к неустойчивости и непредсказуемости движения. Для большей части оставшихся объектов (2001 AV43, 2002 TY59, 2005 GA120, 2006 WB, 2008 DB, 2009 FH, 2009 TH8, 2010 FN) к моменту прохождения через сферу тяготения движение уже является непредсказуемым под влиянием предшествующих тесных сближений. Исключением является AC3 2011 CA7, который открыт во время прохождения через сферу тяготения. Движение этого объекта становится непредсказуемым примерно через 35 лет.

Исследование области возможных движений астероида 99942 Арорhis. Как известно, при исследовании движения астероидов нельзя ограничиться номинальной орбитой – необходимо исследовать вероятностную орбитальную эволюцию. Опишем кратко методику построения области возможных движений [5]. Номинальной орбитой будем называть орбиту, полученную в результате улучшения начальных параметров (взятых из каталога Боуэлла) методом наименьших квадратов по имеющимся оптическим наблюдениям. Начальная вероятностная область строится на основе ковариационной матрицы и номинальной орбиты. В рамках начальной вероятной области с помощью датчика случайных чисел выбирается несколько тысяч тестовых частиц, распределенных по нормальному закону. Далее исследуется эволюция каждой тестовой частицы, что позволяет осуществлять вероятностное прогнозирование движения астероида на заданном интервале времени.

При исследовании вероятностной орбитальной эволюции возникают некоторые проблемы, одна из которых связана с быстрым увеличением области возможных положений астероида в случае появления неустойчивости и хаотичности. Указанная проблема существенно затрудняет прогнозирование движения и особенно ярко проявляется при наличии тесных сближений. Для таких объектов время предсказуемости очень мало (табл. 1).

Рассмотрим результаты исследования области возможных движений на примере астероида 99942 Apophis, который заслуженно привлекает пристальное внимание ученых [7–9]. Данный объект наблюдался на интервале времени от 15 марта 2004 г. до 14 марта 2011 г. Всего было получено 1 483 оптических наблюдений, в процессе улучшения использовано 1 452. Среднеквадратичная ошибка представления наблюдений составила 0.33", а среднеквадратические ошибки МНК-оценок векторов положения и скорости астероида – $\sigma(X_0) = 3.5 \cdot 10^{-8}$ а. е. и $\sigma(\dot{X}_0) = 7.9 \cdot 10^{-10}$ а. е./сут.

В рамках начальной вероятностной области выбрано 100 000 тестовых частиц, эволюция которых была исследована на интервале времени 2004–2054 гг. В модель сил включены возмущения от планет, Луны, трех астероидов, сжатия Земли, светового давления и релятивистских эффектов от Солнца. Уравнения движения интегрировались численно методом Эверхарта 21-го порядка с использованием 100 процессоров кластера СКИФ Cyberia (URL: http://skif.tsu.ru/). Результаты исследования представлены в табл. 2 и на рис. 4.



Рис. 3. Сближения с Венерой («о»), Землей («•») и Марсом («*») (a1, a2, a3, a4, a5), эволюция параметра MEGNO (61, 62, 63, 64, 65) для астероидов 2009 BF58, 2009 FH, 2009 TH8, 2010 FN, 2011 CA7; *d* – расстояние до планеты



Рис. 4. Астероид 99942 Apophis: сближения с Венерой («о») и Землей («●») (*a*), эволюция большой полуоси (*б*), эксцентриситета (*в*) и наклонения плоскости орбиты к эклиптике (*г*)

Из данных табл. 2 видно, что 13 апреля 2029 г. 100 % тестовых частиц проходят через сферу тяготения, при этом минимальное расстояние до геоцентра для ансамбля частиц составило 38 393 км. Кроме того, были выявлены еще 4 даты попадания в сферу тяготения небольшого количества частиц, однако расстояние до Земли существенно больше. Среди 100 000 тестовых частиц не было обнаружено орбит, приводящих к столкновению с Землей.

	Таблица 2
Данные о прохождении тестовых частиц	через
сферу тяготения Земли	

Дата	Число частиц, прохо- дящих через сферу тяготения	Минимальное расстояние до геоцентра, км
13.04.2029	100 %	38 393
13.04.2044	0.246	142 168
14.04.2051	0.004	180 665
13.04.2052	0.007	140 392
14.02.2054	0.002	191 672

Сближения с Венерой и Землей и эволюция элементов орбиты для номинальной орбиты (черный цвет) и тестовых частиц (серый цвет) показаны на рис. 4 Область возможных движений значительно увеличивается после сближений 2029 и 2044 гг. Однако следует отметить, что 73 наблюдения, полученные в марте 2011 г., позволили существенно уменьшить область возможных движений [10].

Рассмотрим более подробно процесс увеличения области возможных движений. Эволюция максимального расстояния от тестовых частиц до номинальной орбиты показана на рис. 5. После тесного сближения с Землей 13 апреля 2029 г. область возможных движений увеличивается на 4 порядка. В качестве примера (рис. 6) показана область возможных положений астероида в проекции на плоскость эклиптики за 5 дней до тесного сближений с Землей 13 апреля 2029 г. (черный цвет, рис. 6, *a*), через 5 дней после сближения (серый цвет, рис. 6, *a*) и в конце интервала исследования (рис. 6, δ). Область значительно увеличивается под влиянием сближения, а к 2054 г. покрывает всю орбиту, т. е. движение становится непредсказуемым.

Следует отметить, что этот результат хорошо согласуется с результатами исследования параметра MEGNO.

В нашей работе [11] также приведены области возможных движений для астероидов 153814 2001 WN5 и 2007 V56. Показано, что под влиянием тесных сближений области существенно увеличиваются, что говорит о неустойчивости и непредсказуемости движения.



Рис. 5. Максимальное расстояние от тестовых частиц до номинальной орбиты, км

Таким образом, было выявлено 17 АСЗ, проходящих через сферу тяготения Земли в ближайшие 190 лет. Для всех объектов проведена оценка времени предсказуемости движения с использованием параметра MEGNO. Исследования показали, что для большинства рассматриваемых астероидов (99942 Apophis, 153814 2001 WN5, 2006 QV89, 2007 UD6, 2007 YV56, 2008 EZ7, 2008 GY21, 2009 BF58) после прохождения через сферу тяготения движение становится неустойчивым и непредсказуемым. Для некоторых объектов (2001 AV43, 2002 ТУ59, 2005 GA120, 2006 WB, 2008 DB, 2009 FH, 2009 TH8, 2010 FN) к этому моменту времени движение уже является непредсказуемым под влиянием предшествующих сближений. Исключением является АСЗ 2011 СА7, открытый во время прохождения через сферу тяготения. Для него время предсказуемости составляет порядка 35 лет.

Для астероида 99942 Apophis исследована эволюция вероятностной области, полученной на основе 1 452 оптических наблюдений (включая наблюдения марта 2011 г.). Показано, что область существенно увеличивается после сближений, что приводит к непредсказуемости движения.



Рис. 6. Проекция области возможных положений на плоскость эклиптики: a - 8 апреля 2029 г. (черным цветом), 18 апреля 2029 г. (серым цветом); $\delta - 3$ декабря 2054 г.

Библиографические ссылки

1. Мюррей К., Дермотт С. Динамика Солнечной системы. М.: Физматлит, 2009.

2. Виздом Дж. Хаотическое поведение и происхождение люка Кирквуда 3/1 // Резонансы в небесной механике : сб. работ. М. : Ижевск : Ин-т компьютерных исследований, 2006. С. 9–52.

3. Cincotta P. M., Girdano C. M., Simo C. Phase space structure of multi-dimensional systems by means of the mean exponential growth factor of nearby orbits // Physica D. 2003. Vol. 182. P. 151–178.

4. Everhart E. An Efficient Integrator That Uses Gauss–Radau Spacings // Dynamics of Comets: Their Origin and Evolution : Proc. of IAU Colloq. 83 (June 11–15, 1984, Rome) / Eds. A. Carusi and G. B. Valsecchi. Dordrecht : Reidel, 1985. P. 185–202.

5. Быкова Л. Е., Галушина Т. Ю. Алгоритмическое и программное обеспечение решения задач динамики астероидов, сближающихся с Землёй, в среде параллельного программирования // Изв. вузов. Физика. 2009. Т. 52, № 10/2. С. 12–19.

6. Раздымахина О. Н. Алгоритмическое и программное обеспечение для определения параметра хаотичности MEGNO в задачах динамики астероидов // Изв. вузов. Физика. 2011. № 6/2. С. 31–38.

7. Кочетова О. М., Чернетенко Ю. А., Шор В. А. Насколько точна орбита астероида (99942) Апофис и какова вероятность столкновения с ним в 2036–2037 гг. // Астроном. вестн. 2009. Т. 43, №. 4. С. 338–347.

8. Соколов Л. Л., Башаков А. А., Питьев Н. П. Резонансные орбиты астероидов, сближающихся с Землей // Астронов. вестн. 2009. Т. 43, № 4. С. 333–337.

9. Chesley Steven R. Potential impact detection for Near-Earth asteroids: the case of 99942 Apophis (2004 MN) // Asteroids, Comets, Meteors : Proc. IAU Symp. № 229. 2005. Cambridge University Press. 2006. P. 215–228.

10. Быкова Л. Е., Галушина Т. Ю. Исследование движения астероида (99942) Апофис с использованием многопроцессорной вычислительной системы СКИФ Cyberia // Космические исследования. 2010. Т. 48, № 5. С. 419–426.

11. Галушина Т. Ю. Моделирование в среде параллельных вычислений орбитальной эволюции астероидов, проходящих через сферу тяготения Земли // Изв. вузов. Физика. 2011. № 6/2. С. 118–126.

T. Yu. Galushina, O. N. Razdimahina

ON THE PREDICTABILITY OF MOTION OF ASTEROIDS PASSING THROUGH THE EARTH GRAVITATION SPHERE

This paper is devoted to the description of a problem of predictability of the motion of the asteroids which pass through the Earth gravitation sphere. We identified 17 asteroids that pass through the Earth gravitation sphere in the nearest 190 years. The parameter MEGNO (Mean Exponential Growth of Nearby Orbit), which allows to determine the time of motion predictability, is evaluated for each object in the considered interval. The domain of possible motions for asteroid 99942 Apophis was constructed. It is shown that when the motion becomes unstable, the domain increases significantly, that makes prediction almost impossible.

Keywords: asteroids, dynamics, gravitation sphere, MEGNO, predictability.

© Галушина Т. Ю., Раздымахина О. Н., 2011

УДК 523.64-325:523.44-325:521.3

О. М. Сюсина, А. М. Черницов, В. А. Тамаров

МЕТОДЫ ПОСТРОЕНИЯ ДОВЕРИТЕЛЬНЫХ ОБЛАСТЕЙ ДВИЖЕНИЯ МАЛЫХ ТЕЛ СОЛНЕЧНОЙ СИСТЕМЫ

Исследованы различные линейные и нелинейные методы построения начальных доверительных областей движения малых тел, а также отображение этих областей на последующие моменты времени. Предложен комбинированный способ построения отображений, в котором вначале применяется линейное отображение с последующей его оценкой на нелинейность. Для оценки нелинейности приводятся простые и в то же время математически строгие способы вычисления показателей нелинейности, позволяющие классифицировать задачу наименьших квадратов как сильно или слабо нелинейную.

Ключевые слова: задача наименьших квадратов, доверительные области, граничные поверхности, показатели нелинейности.

Задачу вероятностного исследования движения малых тел Солнечной системы условно можно разделить на два этапа: сначала строят начальную доверительную область в 6-мерном фазовом пространстве, представляющую собой совокупность векторов возможных параметров орбит малых тел на некоторый начальный момент времени t₀, а затем осуществляют отображение этой области во времени. В зависимости от нелинейности соотношений, связывающих вероятностные вариации параметров орбиты с вероятностными вариациями ошибок наблюдений, применяют линейные либо нелинейные способы построения начальных и отображаемых доверительных областей. Для слабо нелинейных задач оценивания могут применяться простые линейные методы построения доверительных областей с использованием матриц ковариаций, определяемых при решении задачи наименьших квадратов (НК). Как показали наши исследования, наиболее оптимальным в таком подходе является метод построения области по ее граничной поверхности [1]. В то же время для задач, в которых показатели нелинейности больше некоторых пороговых значений (их классифицируют как сильно нелинейные), можно применять только трудоемкие нелинейные методы построения доверительных областей, основанные на многократном решении задачи НК по моделируемым выборкам наблюдений [2]. При отображении начальных доверительных областей мы предлагаем применять комбинированный способ, состоящий из линейного и нелинейного методов. Благодаря такой комбинации более трудоемкое нелинейное отображение, которое реализуется ансамблем траекторий, выходящих из начальной области, применяется на меньшем интервале времени, что позволяет значительно сократить вычислительные затраты.

Построение доверительного эллипсоида (линейный случай). В общем виде задачу построения начальных доверительных областей можно представить в виде следующего выражения [3]:

$$P\{\mathbf{q}_{\mathbf{t}} \in Q(\hat{\mathbf{q}} / \mathbf{d})\} \ge \gamma, \tag{1}$$

где \mathbf{q}_t – истинная (неизвестная нам) точка в *m*-мерном пространстве определяемых параметров \mathbf{q} ; $\hat{\mathbf{q}}$ – оценка этих параметров, определяемая по *n*-мерной выборке измерений \mathbf{d}^* ; $Q(\bullet)$ – доверительная область; число γ – коэффициент доверия, показывающий с какой вероятностью область $Q(\bullet)$ накрывает *m*-мерную истинную точку \mathbf{q}_t .

Определение оценок $\hat{\mathbf{q}}$ осуществляется при решении задачи НК.

$$\Phi(\mathbf{q}) = [\mathbf{d}(\mathbf{q}) - \mathbf{d}^*]^T \mathbf{W}[\mathbf{d}(\mathbf{q}) - \mathbf{d}^*] = \min, \qquad (2)$$

где $\Phi(\mathbf{q})$ – целевая функция задачи НК; $\mathbf{d}(\mathbf{q})$ – расчетная *n*-мерная вектор-функция измеряемых параметров; **W** – весовая матрица.

В рамках линейной теории оценивания наименьшие по размерам начальные доверительные области представляют собой 6-мерные эллипсоиды, определяемые выражениями [3; 4]

$$(\mathbf{q} - \hat{\mathbf{q}})^T [\mathbf{R}^T (\hat{\mathbf{q}}) \mathbf{W} \mathbf{R} (\hat{\mathbf{q}})] (\mathbf{q} - \hat{\mathbf{q}}) = \hat{\varepsilon}, \qquad (3)$$

$$\widehat{\varepsilon} \cong \sigma_0^2 m F(m; n-m; \gamma^*) \cong \sigma_0^2 (k^*)^2, \qquad (4)$$

где $\mathbf{R}(\mathbf{q}) = \partial \mathbf{d}(\mathbf{q}) / \partial \mathbf{q}$ – матрица частных производных, $\sigma_0 = \left[\Phi(\hat{\mathbf{q}}) / (n-m) \right]^{1/2}$ – среднеквадратическая ошибка единицы веса; величина $F(m; n-m; \gamma^*) = F^*$ есть верхняя квантиль для F(m; n-m)-распределения.

Тогда вершины доверительных эллипсоидов могут быть получены по следующим формулам:

$$\mathbf{q}^{i} = \widehat{\mathbf{q}} \pm k^{*} \sqrt{\lambda_{i}} \mathbf{V}_{i}, \qquad (5)$$

где λ_i и \mathbf{V}_i – собственные значения и собственные векторы ковариационной матрицы $\hat{\mathbf{D}} = \sigma_0^2 [\mathbf{R}^T(\hat{\mathbf{q}}) \mathbf{W} \mathbf{R}(\hat{\mathbf{q}})]^{-1}$.

Возможны различные способы построения доверительных эллипсоидов [1]. В данной работе приведем описание алгоритма построения начальных доверительных областей по ее граничной поверхности:

$$\mathbf{q}_{j}^{*} = \widehat{\mathbf{q}} + k^{*} \mathbf{A} \cdot \boldsymbol{\xi}_{j} .$$
 (6)

В алгоритме (6) **А** – нижняя треугольная матрица, такая, что $\mathbf{A}\mathbf{A}^T = \hat{\mathbf{D}}$; $\xi_j = \eta_j / |\eta_j|$ – случайный вектор, равномерно описывающий сферу единичного

радиуса в 6-мерном параметрическом пространстве; η_j – независимые N(0;1) нормально распределенные случайные числа.

Такой способ задания начальной доверительной области движения малых тел Солнечной системы позволяет минимизировать количество необходимых для этого точек, что приводит в дальнейшем к значительному сокращению вычислительных затрат при решении задачи отображения доверительной области на длительные интервалы времени за счет существенного уменьшения количества выходящих из начальной области траекторий.

К сожалению, методы определения областей возможных значений параметров орбит, основанные на линейных оценках, не всегда оправданны. В некоторых задачах необходимо использовать нелинейный подход. В этой связи становятся важными способы классификации решаемых задач по степени нелинейности на слабо и сильно нелинейные, что позволит правильно выбрать метод построения таких областей.

Способы определения нелинейности задачи оценивания. Известные способы оценивания задач на нелинейность [5; 6] представляются нам сложными. Мы предлагаем использовать с этой целью более простые способы, основанные на различии значений целевой функции в вершинах доверительного эллипсоида, а также их отличия от значения, определяемого из уравнения (3). Различные варианты алгоритмов вычисления показателя нелинейности можно записать тогда при помощи соотношений

$$\chi_{\Phi m} = \frac{\Phi_{\max} - \Phi_{\min}}{\Phi_{\min} - \Phi_0}, \quad \chi_{\Phi av} = \frac{\Phi_{\max} - \Phi_{av}}{\Phi_{av} - \Phi_0},$$

$$\chi_{\Phi F} = \frac{\Phi_{\max} - \Phi_F}{\Phi_{\max} - \Phi_F},$$
(7)

$$\chi_{\sigma m} = \frac{\sigma_{\max} - \sigma_{\min}}{\sigma_{\min} - \sigma_{0}}, \quad \chi_{\sigma av} = \frac{\sigma_{\max} - \sigma_{av}}{\sigma_{av} - \sigma_{0}}, \quad (8)$$
$$\chi_{\sigma F} = \frac{\sigma_{\max} - \sigma_{F}}{\sigma_{F} - \sigma_{0}},$$

где $\Phi_{\min} = \min\left\{\Phi\left(\mathbf{q}^{j}\right)\right\};$ $\Phi_{\max} = \max\left\{\Phi\left(\mathbf{q}^{j}\right)\right\},$ $\Phi_{F} = \Phi_{0}\left(1 + \frac{mF(m, n-m, \gamma)}{N-m}\right);$ $\Phi_{av} = \frac{1}{2m-p}\sum_{j=1}^{2m-p}\Phi\left(\mathbf{q}^{j}\right);$ $\sigma = \left(\Phi/(n-m)\right)^{1/2};$ p – количество аномальных верниин «доверительного» эллипсоида, в которых значе-

ния целевой функции $\Phi(\mathbf{q})$ заметно отличаются от ее значений в других вершинах эллипсоида.

Оценивание степени нелинейности осуществляется при сравнении показателя нелинейности с некоторым пороговым значением χ^* . Задача оценивания считается слабо нелинейной при выполнении условия $\chi < \chi^*$, в противном случае – сильно нелинейной. Вычисленные нами показатели нелинейности $\chi_{\sigma m}$ и $\chi_{\sigma ay}$ для нескольких сотен астероидов [7], а также аналогичное исследование, выполненное для спутников Юпитера [8], позволяют утверждать, что «пороговое» значение χ^* в критерии классификации задач на нелинейность $\chi < \chi^*$ может быть задано числом 0.1.

Такой подход уже был рассмотрен ранее в работе Барда [3], где предлагалось оценивать нелинейность по разности $\Phi_{max} - \Phi_F$. Но, так как связь между вариациями целевой функции и вариациями параметров орбит нелинейная, непосредственное сравнение целевых функций может оказаться некорректным. Поэтому мы несколько модифицировали способ Барда, вводя нормировку при сравнении значений целевой функции.

Возникает вопрос, какой из способов задания показателей нелинейности (7), (8) предпочтительнее применять. С этой целью нами было проведено численное исследование сравнения значений показателей нелинейности на основе реальных наблюдений объектов. Результаты вычисления всех предлагаемых вариантов показателей нелинейности (7), (8) для двух астероидов, сближающихся с Землей, приведены на рис. 1.

Хотя значения различных показателей (7), (8) могут отличаться между собой, все они имеют примерно одинаковый порядок и позволяют для каждого объекта одинаково уверенно классифицировать задачу оценивания на нелинейность при принятом значении $\chi^* = 0.1$ и стандартных значениях множителя $k \in [3; 4, 5]$.

Достоверность оценок нелинейности показателей (7), (8) тестировалась нами при помощи показателя, определяемого более точным, но существенно более сложным методом. Суть использованной для тестирования методики состояла в следующем.

Определялись вершины доверительного эллипсоида (5). Далее вдоль направлений ($\mathbf{q}^i - \hat{\mathbf{q}}$) находились точки $\overline{\mathbf{q}}^i$, которые лежат на уровенной поверхности $\Phi(\mathbf{q}) = \Phi_F$. После этого вычислялись отношения отрезков модулей векторов $\chi_d^i = |\mathbf{q}^i - \overline{\mathbf{q}}^i| / |\overline{\mathbf{q}}^i - \widehat{\mathbf{q}}|$. Значение $\chi_d = \max \{\chi_d^i\}$ принималось нами в качестве эталонной меры нелинейности решаемой задачи.

Результаты вычисления показателя χ_d дают значения, сравнимые по порядку со значениями показателей (7), (8). Так, например, значения этого показателя, вычисленного для объектов 2008 ТZ3 и 2007 FT3 с вероятностью P = 0.997 ($k^* \approx 4.5$), соответственно, равны $\chi_d = 0.0013$ и $\chi_d = 1.86$.

Существует ряд возможностей, позволяющий уменьшить значение показателя нелинейности. Вопервых, начальную доверительную область следует строить на момент времени, лежащий внутри интервала наблюдений. Во-вторых, неудачный выбор параметрического пространства может существенно увеличить нелинейность задачи оценивания.



Рис. 1. Сравнение показателей нелинейности в задачах построения начальных доверительных областей движения для астероидов, сближающихся с Землей: *a* – слабая нелинейность 2008 TZ3 (30 суток); *δ* – сильная нелинейность 2007 FT3 (1 сутки)

Особенно, это характерно для астероидов, наблюдаемых в одной оппозиции на дуге менее 40 суток. Проведенное нами исследование сравнения показателей нелинейности в различных фазовых пространствах для 320 АСЗ, наблюдавшихся в одном появлении, показало, что при построении начальных доверительных областей в кеплеровом параметрическом пространстве эта задача для большинства АСЗ (77,7 % от общего числа) должна рассматриваться как сильно нелинейная. Однако в случае выбора декартового параметрического пространства картина совершенно противоположная. Только для небольшого числа АСЗ (17,7 % от общего числа) задача оценивания является сильно нелинейной. Результаты данного исследования представлены на рис. 2.

Построение доверительной области (нелинейный случай). Когда нелинейность связи между вероятностными вариациями ошибок наблюдений и начальных параметров значительна, полное построение начальной доверительной области является сложной задачей. В этом случае будет неправомерным формальное определение ковариационной матрицы и задание по ней эллипсоидальной доверительной области. Такие задачи решаются путем трудоемкого многократного решения задачи НК вида [2]

$$\Phi(\mathbf{q}) = [\mathbf{d}(\mathbf{q}) - \mathbf{d}^* - \delta \mathbf{d}]^T \mathbf{W}[\mathbf{d}(\mathbf{q}) - \mathbf{d}^* - \delta \mathbf{d}] = \min. \quad (9)$$

где $\delta \mathbf{d} \in N(0, \sigma_0^2)$ – независимые нормально распределенные случайные числа с дисперсией, определяемой из решения исходной задачи НК (2).

Граничную поверхность построенной таким образом доверительной области можно определить, исходя из условия, что она должна быть уровенной относительно целевой функции $\Phi(\mathbf{q})$ в задаче (2):

$$\Phi(\mathbf{q}) = C \ . \tag{10}$$

В качестве постоянной C можно выбрать Φ_{\min} , Φ_{av} либо Φ_F . После того, как постоянная C задана, составляем нелинейное уравнение:

$$F(\mathbf{q}) = \Phi(\mathbf{q}) - C = 0, \qquad (11)$$

где $\mathbf{q} = \hat{\mathbf{q}} + l(\mathbf{q}^{j} - \hat{\mathbf{q}}); l$ – параметр растяжения (сжатия) вектора $(\mathbf{q}^{j} - \hat{\mathbf{q}})$ до граничной поверхности; \mathbf{q}^{j} – представляет собой одну из точек, образующих доверительную область.

Схема решения уравнения (11) для каждой точки \mathbf{q}^{j} относительно параметра l методом Ньютона может быть записана в виде следующего алгоритма:

$$l_{n+1} = l_n - \frac{\left[F(\mathbf{q})\right]_{l=l_n}}{\left(\frac{\partial \Phi(\mathbf{q})}{\partial l}\right)_{l=l_n}}.$$
 (12)

Если построенная доверительная область несильно отличается от эллипсоидальной, то выбор начального приближения для параметра l не имеет принципиального значения, и можно выбрать $l_0 = 1$. Но с увеличением нелинейности задачи оценивания свойства метода Ньютона значительно ухудшаются. На примере трех астероидов (рис. 3–5), доверительные области которых имели разную степень нелинейности χ , мы построили гистограммы, показывающие зависимость числа отображаемых на граничную поверхность точек (векторов \mathbf{q}^{i}) от количества необходимых для этого итераций при начальном приближении $l_0 = 1$. Доверительные области всех исследуемых объектов содержали 1 000 моделируемых НК-оценок параметров их орбит.

Из проведенного исследования видно, что, при выборе начального приближения $l_0 = 1$ метод Ньютона сходится для всех точек доверительных областей только для объектов, у которых показатель нелинейности $\chi \leq 1$. С увеличением нелинейности (при $\chi > 1$) свойства метода Ньютона ухудшаются и число направлений ($\mathbf{q}^j - \hat{\mathbf{q}}$), когда он расходится при выборе такого начального приближения, увеличивается.



Рис. 2. Значения показателя нелинейности задач оценивания для 320 АСЗ, наблюдавшихся в одном появлении: *a* – начальные доверительные области определяются в декартовом параметрическом пространстве; *б* – начальные доверительные области определяются в кеплеровом пространстве



В таких случаях необходимо предварительно находить более близкие к решению начальные приближения для параметра l_0 . Это можно сделать, например, используя метод половинного деления. Применение такой методики построения граничной поверхности начальной доверительной области движения к астероиду 2008PG1 (рис. 5) позволило за одну-две итерации отобразить все точки на искомую уровен-

ную поверхность. Комбинированный способ построения отображаемых во времени доверительных областей. Так как реализация линейных отображений значительно быстрее нелинейных, то представляет определенный интерес оценка области применимости линейных отображений и разработка комбинированного способа, состоящего из линейного и нелинейного подходов отображений, для случая, когда задача определения начальной области является слабо нелинейной. На первом этапе данного способа построения отображений применяется линейное отображение начальной области с последующей ее оценкой на нелинейность. Если показатель нелинейности для данной области оказывается больше некоторого порогового значения, то область вычисляется линейным способом на некоторый предельный момент времени t_1 , для которого она еще остается эллипсоидальной. На следующие моменты времени отображение данной области возможно только нелинейными методами.

Возможны разные виды линейных отображений, отличающиеся друг от друга способом линеаризации при определении ковариационных матриц $\hat{\mathbf{D}}(t)$ на прогнозируемый момент времени t [9]. В данной работе рассмотрим классическое соотношение, связывающее оценки текущих и начальных ковариационных матриц в виде

$$\widehat{\mathbf{D}}(t) = \left(\frac{\partial \mathbf{q}(t)}{\partial \mathbf{q}(t_0)}\right)_{\mathbf{q}(t_0) = \widehat{\mathbf{q}}} \widehat{\mathbf{D}}(t_0) \left(\frac{\partial \mathbf{q}(t)}{\partial \mathbf{q}(t_0)}\right)^T_{\mathbf{q}(t_0) = \widehat{\mathbf{q}}}.$$
 (13)

В этом выражении матрицы изохронных производных $\left(\frac{\partial \mathbf{q}(t)}{\partial \mathbf{q}(t_0)}\right)_{\mathbf{q}(t_0)=\hat{\mathbf{q}}}$ находятся путем совместного решения системы уравнений движения объекта $\dot{\mathbf{q}} = F(\mathbf{q}, t)$ и уравнений в вариациях $\frac{d}{dt}\left(\frac{\partial \mathbf{q}(t)}{\partial \mathbf{q}(t_0)}\right) = \frac{\partial F(\mathbf{q}, t)}{\partial \mathbf{q}}^T \frac{\partial \mathbf{q}(t)}{\partial \mathbf{q}(t_0)}$ при начальных условиях $\mathbf{q}(t_0) = \hat{\mathbf{q}}, \quad \frac{\partial \mathbf{q}(t_0)}{\partial \mathbf{q}(t_0)} = \mathbf{I}$.

Определение допустимых интервалов применимости данного линейного отображения было сделано нами на примере астероида 2007SJ. Период обращения объекта составляет 1043.2 суток, он наблюдался в двух оппозициях, и его мерный интервал охватывает ~ 1098.8 суток. Результаты вычисления показателя нелинейности доверительных областей, прогнозируемых на ряд моментов времени, для данного астероида приведены ниже на рис. 6.

Результаты отображения начальных вероятностных областей астероида на моменты времени внутри его интервала наблюдаемости представлены на рис. 6, *а*. Видно, что в любой точке мерного интервала вероятностные области объекта имеют показатель нелинейности $\chi \ll \chi^*$. Поведение показателя нелинейности вне мерного интервала показано на рис. 6, *б*.

Максимумы короткопериодических колебаний показателя нелинейности (рис. 6, δ) соответствуют прохождению астероидом 2007SJ перигелийных участков его орбиты, минимумы – прохождению афелийных участков. Видно, что пользоваться линейным отображением можно лишь не далее семи его оборотов в любой точке орбиты, на интервале от 7-ми до 34-х оборотов – только в афелийной области. В остальных случаях нужно применять нелинейные методы. Объяснением такой волнообразной картины эволюции показателя нелинейности может служить тот факт, что основная деформация вероятностной области происходит с течением времени вдоль опорной (номинальной) орбиты. При этом в окрестности перигелия имеет место растяжение (увеличение размеров) области, с последующим ее сжатием в афелийной части орбиты [8].

Все приведенные выше расчеты сделаны для невозмущенного движения астероидов с моделируемыми наблюдениями. Учет возмущений, в особенности при наличии тесных сближений с большими планетами, может привести к значительной деформации области, увеличивая нелинейность задачи определения этой области. Выборочные вычисления, выполненные с учетом возмущений и реальными наблюдениями, показали, что качественный характер результатов при отсутствии сближений не меняется.

Таким образом, можно сделать следующие выводы:

1. Решение задачи оценивания следует всегда сводить к слабо нелинейным задачам, для которых приемлемы линейные методы. В то же время, применение линейных методов для решения сильно нелинейных задач приведет к построению недостоверных доверительных областей. Поэтому важно, решая задачу оценивания, определять предварительно степень ее нелинейности. В любом случае наиболее эффективным методом построения доверительных областей является метод построения по ее граничной поверхности.

2. Предложенный в настоящей статье комбинированный способ отображения начальных доверительных областей движения на произвольный момент времени дает возможность значительно уменьшить вычислительные затраты, так как позволяет сузить интервал, на котором нужно использовать нелинейный подход, основанный на численном интегрировании уравнений движения ансамбля частиц, составляющих доверительную область.



Рис. 6. Результаты вычисления показателя нелинейности при отображении начальных вероятностных областей астероида 2007SJ: *a* – на моменты времени внутри его интервала наблюдаемости; *б* – на моменты времени до 40-ка его периодов обращения

Библиографические ссылки

1. Сюсина О. М., Черницов А. М., Тамаров В. А. Новые алгоритмы построения методом монте-карло начальных доверительных областей движения малых тел // Изв. вузов. Физика. 2009. № 10/2. С. 48–55.

2. Авдюшев В. А. Новый метод для статистического моделирования возможных значений параметров в обратных задачах орбитальной динамики // Астроном. вестн. 2009. Т. 43, № 9. С. 565–574.

Бард Й. Нелинейное оценивание параметров.
 М.: Статистика, 1979.

4. Дрейпер Н., Смит Г. Прикладной регрессионный анализ. М. : Финансы и статистика, 1986. Кн. 1. 5. Bates D. M., Watts D. G. Relative Curvature Measures of Nonlinearity // J. R. Statist. Soc. 1980. Vol. 42, N_{2} 1. P. 1–25.

6. Beale E. M. L. Confidence Regions in Non-linear Estimation // J. R. Statist. Soc. 1960. Vol. 22. P. 41–88.

7. Черницов А. М., Дубас О. М., Тамаров В. А. Способы уменьшения нелинейности задачи наименьших квадратов при построении областей возможных движений астероидов // Изв. вузов. Физика. 2006. Т. 49. № 2. С. 44–51.

8. Авдюшев В. А. Численное моделирование орбит. Томск : Изд-во НТЛ, 2010.

9. Черницов А. М., Батурин А. П., Тамаров В. А. Анализ некоторых методов определения вероятностной эволюции движения малых тел Солнечной системы // Астроном. вестн. 1998. Т. 32, № 5. С. 459–467.

O. M. Syusina, A. M. Chernitsov, V. A. Tamarov

THE METHODS OF GENERATION OF CONFIDENCE AREAS FOR THE SMALL BODIES MOTIONS

Various linear and nonlinear methods of generation of confidence areas for the small bodies motions are investigated. The combined method for reflection of initial confidence regions is proposed. In this method at first linear reflection is used and after that the evaluation of nonlinearity is made. Simple and mathematically rigorous methods for calculating of nonlinearity coefficients are proposed. These coefficients allow us to make classification of the least squares problem as a highly or lowly nonlinear one.

Keywords: least squares problem, confidenceareas, boundary surfaces, nonlinearity coefficients.

© Сюсина О. М., Черницов А. М., Тамаров В. А., 2011

УДК 519.622

С. И. Исаева, И. В. Киреев, Е. А. Новиков

СРАВНЕНИЕ НЕКОТОРЫХ ЧИСЛЕННЫХ МЕТОДОВ НА ГРАВИТАЦИОННОЙ ЗАДАЧЕ ТРЕХ ТЕЛ: ЗЕМЛЯ, ЛУНА, СОЛНЦЕ*

Рассматривается движение Земли и Луны в гравитационном поле Солнца. Получены приближенные значения собственных чисел матрицы Якоби дифференциальной системы рассматриваемой задачи трех тел. Приведены результаты сравнения эффективности методов Адамса, Эверхарта и Мерсона для моделирования движения Земли и Луны.

Ключевые слова: гравитационная задача, методы Мерсона, Эверхарта, Адамса, контроль точности и устойчивости.

Общее решение задачи трех тел нельзя выразить однозначно через функции координат и скоростей объектов [1–3], возможно лишь численное решение этой задачи [4–6]. Поэтому актуальным является вопрос об эффективности численных методов решения задач данного класса. Система дифференциальных уравнений, описывающая орбитальное движение Земли и Луны относительно радиусов-векторов центров масс \mathbf{r}_E Земли и \mathbf{r}_M Луны, представима в виде

$$\frac{d^{2}\mathbf{r}_{E}}{dt^{2}} = -Gm_{S}\frac{\mathbf{r}_{E}}{\left\|\mathbf{r}_{E}\right\|^{3}} - Gm_{M}\frac{\mathbf{r}_{E} - \mathbf{r}_{M}}{\left\|\mathbf{r}_{E} - \mathbf{r}_{M}\right\|^{3}};$$

$$\frac{d^{2}\mathbf{r}_{M}}{dt^{2}} = -Gm_{S}\frac{\mathbf{r}_{M}}{\left\|\mathbf{r}_{M}\right\|^{3}} - Gm_{E}\frac{\mathbf{r}_{M} - \mathbf{r}_{E}}{\left\|\mathbf{r}_{M} - \mathbf{r}_{E}\right\|^{3}}.$$
(1)

Обычно эту задачу записывают как систему дифференциальных уравнений первого порядка, разрешенную относительно производных.

^{*}Работа выполнена в рамках проекта № 89 СО РАН, выполняемого совместно со сторонними научными организациями.

Для выбора численного метода ее решения желательно исследовать собственные значения матрицы Якоби правой части. Однако квадраты последних являются собственными значениями матрицы Якоби $\mathbf{J}_{E,M}$ системы дифференциальных уравнений второго порядка (1) относительно искомых радиусов-векторов \mathbf{r}_E и \mathbf{r}_M , которая имеет блочный вид:

$$\mathbf{J}_{E,M} = \begin{pmatrix} m_S \mathbf{G}_{\mathbf{r}_E} + m_M \mathbf{G}_{(\mathbf{r}_M - \mathbf{r}_E)} & -m_M \mathbf{G}_{(\mathbf{r}_M - \mathbf{r}_E)} \\ - m_E \mathbf{G}_{(\mathbf{r}_M - \mathbf{r}_E)} & m_S \mathbf{G}_{\mathbf{r}_M} + m_E \mathbf{G}_{(\mathbf{r}_M - \mathbf{r}_E)} \end{pmatrix},$$

где через $\mathbf{G}_{\mathbf{r}}$ обозначена зависящая от \mathbf{r} квадратная трехмерная матрица:

$$\mathbf{G}_{\mathbf{r}} = \frac{G}{\|\mathbf{r}\|^{3}} \cdot \left[3\left(\frac{\mathbf{r}}{\|\mathbf{r}\|}\right) \otimes \left(\frac{\mathbf{r}}{\|\mathbf{r}\|}\right) - \mathbf{E}_{3} \right],$$

где E_3 – единичная матрица порядка 3; $a \otimes b$ – матрица, равная тензорному произведению трехмерных векторов а и b, т. е. по определению, для произвольного вектора-столбца с имеем $(\mathbf{a} \otimes \mathbf{b}) \cdot \mathbf{c} = \langle \mathbf{b}, \mathbf{c} \rangle \cdot \mathbf{a}$, где $\langle \mathbf{a}, \mathbf{b} \rangle$ – скалярное евклидово произведение трехмерных векторов **a** и **b**, $\|\mathbf{r}\| = \sqrt{\langle \mathbf{r}, \mathbf{r} \rangle}$. Свойства матрицы G_r описываются легко доказываемым утверждением: $\forall r \neq 0$ для матрица $\mathbf{G}_{\mathbf{r}} = \mathbf{G}_{-\mathbf{r}}$ симметрична $\mathbf{G}_{\mathbf{r}} = (\mathbf{G}_{\mathbf{r}})^T$ и имеет два инвариантных подпространства, одно из которых параллельно вектору r и ассоциировано с собственным значением $\lambda_{\mathbf{r}\,1} = 2G \|\mathbf{r}\|^{-3}$, а второе - ортогонально первому и ассоциировано с двукратным собственным значением $\lambda_{\mathbf{r},2} = -G \|\mathbf{r}\|^{-3}$; для матрицы, обратной к $\mathbf{G}_{\mathbf{r}}$, имеет место представ-

ление
$$\mathbf{G}_{\mathbf{r}}^{-1} = \frac{\|\mathbf{r}\|^{3}}{G} \cdot \left[\frac{3}{2}\left(\frac{\mathbf{r}}{\|\mathbf{r}\|}\right) \otimes \left(\frac{\mathbf{r}}{\|\mathbf{r}\|}\right) - \mathbf{E}_{3}\right].$$

Вернемся к системе дифференциальных уравнений (1). Пусть комплекснозначный вектор $\boldsymbol{\delta} = (\boldsymbol{\delta}_E, \boldsymbol{\delta}_M)^T$, где $\boldsymbol{\delta}_E, \boldsymbol{\delta}_M$ – трехмерные, является собственным для $\mathbf{J}_{E,M}$ и отвечает собственному комплексному значению λ : $\mathbf{J}_{E,M} \boldsymbol{\delta} = \lambda \boldsymbol{\delta}, \quad \lambda \in \mathbb{C}$. Тогда выполняются соотношения

$$\begin{pmatrix} m_S \mathbf{G}_{\mathbf{r}_E} + m_M \mathbf{G}_{(\mathbf{r}_M - \mathbf{r}_E)} \end{pmatrix} \boldsymbol{\delta}_E - m_M \mathbf{G}_{(\mathbf{r}_M - \mathbf{r}_E)} \boldsymbol{\delta}_M = \lambda \boldsymbol{\delta}_E , - m_E \mathbf{G}_{(\mathbf{r}_M - \mathbf{r}_E)} \boldsymbol{\delta}_E + \begin{pmatrix} m_S \mathbf{G}_{\mathbf{r}_M} + m_E \mathbf{G}_{(\mathbf{r}_M - \mathbf{r}_E)} \end{pmatrix} \boldsymbol{\delta}_M = \lambda \boldsymbol{\delta}_M .$$

Согласно утверждению, матрица $\mathbf{J}_{E,M}$ имеет двумерное инвариантное подпространство, образованное векторами $\boldsymbol{\delta}_{E}^{\perp}$ и $\boldsymbol{\delta}_{M}^{\perp}$, ортогональными плоскости векторов \mathbf{r}_{E} , \mathbf{r}_{M} и связанными с отвечающим им собственным значением λ_{\perp} соотношениями

$$\left(m_{S}\mathbf{G}_{\mathbf{r}_{E}}+m_{M}\mathbf{G}_{(\mathbf{r}_{M}-\mathbf{r}_{E})}\right)\boldsymbol{\delta}_{E}^{\perp}-m_{M}\mathbf{G}_{(\mathbf{r}_{M}-\mathbf{r}_{E})}\boldsymbol{\delta}_{M}^{\perp}=\lambda_{\perp}\boldsymbol{\delta}_{E}^{\perp}$$

$$-m_E \mathbf{G}_{(\mathbf{r}_M - \mathbf{r}_E)} \boldsymbol{\delta}_E^{\perp} + \left(m_S \mathbf{G}_{\mathbf{r}_M} + m_E \mathbf{G}_{(\mathbf{r}_M - \mathbf{r}_E)} \right) \boldsymbol{\delta}_M^{\perp} = \lambda_{\perp} \boldsymbol{\delta}_M^{\perp} .$$

В силу определения матрицы G_r имеем

$$\begin{pmatrix} -\frac{Gm_S}{\|\mathbf{r}_E\|^3} - \frac{Gm_M}{\|\mathbf{r}_M - \mathbf{r}_E\|^3} \end{pmatrix} \boldsymbol{\delta}_E^{\perp} + \frac{Gm_M}{\|\mathbf{r}_M - \mathbf{r}_E\|^3} \boldsymbol{\delta}_M^{\perp} = \lambda_{\perp} \boldsymbol{\delta}_E^{\perp} ,$$

$$\frac{Gm_E}{\|\mathbf{r}_M - \mathbf{r}_E\|^3} \boldsymbol{\delta}_E^{\perp} + \begin{pmatrix} -\frac{Gm_S}{\|\mathbf{r}_M\|^3} - \frac{Gm_E}{\|\mathbf{r}_M - \mathbf{r}_E\|^3} \end{pmatrix} \boldsymbol{\delta}_M^{\perp} = \lambda_{\perp} \boldsymbol{\delta}_M^{\perp} .$$

Из первого выражения находим

$$\boldsymbol{\delta}_{M}^{\perp} = \frac{\|\mathbf{r}_{M} - \mathbf{r}_{E}\|^{3}}{Gm_{M}} \left(\lambda_{\perp} + \frac{Gm_{S}}{\|\mathbf{r}_{E}\|^{3}} + \frac{Gm_{M}}{\|\mathbf{r}_{M} - \mathbf{r}_{E}\|^{3}}\right) \boldsymbol{\delta}_{E}^{\perp}$$

и, подставив найденное δ_M^{\perp} во второе равенство, получим

$$\left| \frac{\left\| \mathbf{r}_{M} - \mathbf{r}_{E} \right\|^{3}}{Gm_{M}} \left(\lambda_{\perp} + \frac{Gm_{S}}{\left\| \mathbf{r}_{M} \right\|^{3}} + \frac{Gm_{E}}{\left\| \mathbf{r}_{M} - \mathbf{r}_{E} \right\|^{3}} \right) \times \left(\lambda_{\perp} + \frac{Gm_{S}}{\left\| \mathbf{r}_{E} \right\|^{3}} + \frac{Gm_{M}}{\left\| \mathbf{r}_{M} - \mathbf{r}_{E} \right\|^{3}} \right) - \frac{Gm_{E}}{\left\| \mathbf{r}_{M} - \mathbf{r}_{E} \right\|^{3}} \right] \delta_{E}^{\perp} = \mathbf{0}.$$

Отсюда собственное значение λ_{\perp} должно удовлетворять алгебраическому уравнению

$$\begin{split} \lambda_{\perp}^{2} + \lambda_{\perp} & \left(\frac{Gm_{S}}{\|\mathbf{r}_{M}\|^{3}} + \frac{Gm_{S}}{\|\mathbf{r}_{E}\|^{3}} + \frac{G(m_{E} + m_{M})}{\|\mathbf{r}_{M} - \mathbf{r}_{E}\|^{3}} \right) + \left(\frac{Gm_{S}}{\|\mathbf{r}_{M}\|^{3}} + \frac{Gm_{E}}{\|\mathbf{r}_{M} - \mathbf{r}_{E}\|^{3}} \right) \times \\ & \times \left(\frac{Gm_{S}}{\|\mathbf{r}_{E}\|^{3}} + \frac{Gm_{M}}{\|\mathbf{r}_{M} - \mathbf{r}_{E}\|^{3}} \right) - \frac{G^{2}m_{E}m_{M}}{\|\mathbf{r}_{M} - \mathbf{r}_{E}\|^{6}} = 0, \end{split}$$

корнями которого являются отрицательные вещественные числа

$$\begin{split} \lambda_{\perp}^{E} &= -\frac{1}{2} \left(\frac{Gm_{S}}{\|\mathbf{r}_{M}\|^{3}} + \frac{Gm_{S}}{\|\mathbf{r}_{E}\|^{3}} + \frac{G(m_{E} + m_{M})}{\|\mathbf{r}_{M} - \mathbf{r}_{E}\|^{3}} \right) + \\ &+ \frac{1}{2} \sqrt{ \left(\frac{Gm_{S}}{\|\mathbf{r}_{M}\|^{3}} - \frac{Gm_{S}}{\|\mathbf{r}_{E}\|^{3}} + \frac{G(m_{E} - m_{M})}{\|\mathbf{r}_{M} - \mathbf{r}_{E}\|^{3}} \right)^{2} + \frac{4G^{2}m_{E}m_{M}}{\|\mathbf{r}_{M} - \mathbf{r}_{E}\|^{6}}, \\ \lambda_{\perp}^{M} &= -\frac{1}{2} \left(\frac{Gm_{S}}{\|\mathbf{r}_{M}\|^{3}} + \frac{Gm_{S}}{\|\mathbf{r}_{E}\|^{3}} + \frac{G(m_{E} + m_{M})}{\|\mathbf{r}_{M} - \mathbf{r}_{E}\|^{3}} \right) - \\ &- \frac{1}{2} \sqrt{ \left(\frac{Gm_{S}}{\|\mathbf{r}_{M}\|^{3}} - \frac{Gm_{S}}{\|\mathbf{r}_{E}\|^{3}} + \frac{G(m_{E} - m_{M})}{\|\mathbf{r}_{M} - \mathbf{r}_{E}\|^{3}} \right)^{2} + \frac{4G^{2}m_{E}m_{M}}{\|\mathbf{r}_{M} - \mathbf{r}_{E}\|^{6}}. \end{split}$$

Придадим последним соотношениям несколько иную форму, явно выделяя отношения масс. Дроби $m_E / m_S \approx 3 \cdot 10^{-9}$ и $m_M / m_S \approx 4 \cdot 10^{-11}$ достаточно малы, и хотя $m_M / m_E \approx 1/81 \approx 0.0123$ и $\|\mathbf{r}_M - \mathbf{r}_E\| / \|\mathbf{r}_E\| \approx 2 \cdot 10^{-3}$, последние две величины тоже будем считать малым, в то время как

$$C_{S} = \frac{\|\mathbf{r}_{E}\|^{3}}{\|\mathbf{r}_{M} - \mathbf{r}_{E}\|^{3}} \frac{m_{E}}{m_{S}} \approx \frac{3}{8}, C_{E} = 3\frac{m_{S} \|\mathbf{r}_{M} - \mathbf{r}_{E}\|^{3}}{m_{E} \|\mathbf{r}_{E}\|^{3}} \approx \frac{3}{8},$$
$$c_{EM} = \frac{\langle \mathbf{r}_{M} - \mathbf{r}_{E}, \mathbf{r}_{E} \rangle}{\|\mathbf{r}_{M} - \mathbf{r}_{E}\|}, C_{M} = 3C_{E} \frac{\|\mathbf{r}_{M} - \mathbf{r}_{E}\|}{\|\mathbf{r}_{E}\|} \cdot \frac{m_{E}}{m_{M}} \approx \frac{3}{16},$$

рассматриваются ниже как ограниченные. Тогда легко получить представление

$$\begin{split} \lambda_{\perp}^{E} &= -\frac{Gm_{S}}{\left\|\mathbf{r}_{E}\right\|^{3}} \Bigg[1 + \frac{1}{2} \Bigg(\frac{\left\|\mathbf{r}_{E}\right\|^{3}}{\left\|\mathbf{r}_{M}\right\|^{3}} - C_{S} \Bigg) C_{S} \frac{m_{M}}{m_{E}} + O\Bigg(\frac{m_{M}}{m_{E}} \Bigg)^{2} \Bigg], \\ \lambda_{\perp}^{M} &= -\frac{Gm_{S}}{\left\|\mathbf{r}_{E}\right\|^{3}} \Bigg\{ \frac{\left\|\mathbf{r}_{E}\right\|^{3}}{\left\|\mathbf{r}_{M}\right\|^{3}} + C_{S} + \\ &+ \frac{1}{2} \Bigg(1 - \frac{\left\|\mathbf{r}_{E}\right\|^{3}}{\left\|\mathbf{r}_{M}\right\|^{3}} + C_{S} \Bigg) C_{S} \frac{m_{M}}{m_{E}} + O\Bigg(\frac{m_{M}}{m_{E}} \Bigg)^{2} \Bigg\}. \end{split}$$

В случае, когда векторы \mathbf{r}_E и \mathbf{r}_M коллинеарные, т. е. в моменты полного солнечного или лунного затмения, описанное выше инвариантное подпространство матрицы $\mathbf{J}_{E,M}$ оказывается четырехмерным и собственные значения λ_{\perp}^E и λ_{\perp}^M становятся двукратными.

Рассмотрим теперь инвариантное подпространство матрицы Якоби $\mathbf{J}_{E,M}$, образованное векторами $\boldsymbol{\delta}_E$ и $\boldsymbol{\delta}_M$, лежащими в плоскости векторов \mathbf{r}_E и \mathbf{r}_M , которые считаем неколлинеарными. Представим $\boldsymbol{\delta}_E$ и $\boldsymbol{\delta}_M$ в виде линейной комбинации единичных векторов $\mathbf{e}_E = \mathbf{r}_E / \|\mathbf{r}_E\|$ и $\mathbf{e}_{\Delta} = (\mathbf{r}_M - \mathbf{r}_E) / \|\mathbf{r}_M - \mathbf{r}_E\|$: $\boldsymbol{\delta}_E = \alpha_E \mathbf{e}_E + \beta_E \mathbf{e}_{\Delta}, \ \boldsymbol{\delta}_M = \alpha_M \mathbf{e}_E + \beta_M \mathbf{e}_{\Delta}$. Согласно определению матрицы $\mathbf{G}_{\mathbf{r}}$ и в силу полученных выше соотношений на $\boldsymbol{\delta}_E$, $\boldsymbol{\delta}_M$ и λ имеем следующее:

$$\begin{split} \lambda \alpha_{E} &= \alpha_{E} \Bigg[\frac{2Gm_{S}}{\left\| \mathbf{r}_{E} \right\|^{3}} - \frac{Gm_{M}}{\left\| \mathbf{r}_{M} - \mathbf{r}_{E} \right\|^{3}} \Bigg] + \\ &+ \beta_{E} \Bigg[\frac{Gm_{S}}{\left\| \mathbf{r}_{E} \right\|^{3}} \frac{3 \left\langle \mathbf{r}_{M} - \mathbf{r}_{E}, \mathbf{r}_{E} \right\rangle}{\left\| \mathbf{r}_{M} - \mathbf{r}_{E} \right\| \left\| \mathbf{r}_{E} \right\|} \Bigg] + \alpha_{M} \Bigg[\frac{Gm_{M}}{\left\| \mathbf{r}_{M} - \mathbf{r}_{E} \right\|^{3}} \Bigg], \\ \lambda \beta_{E} &= \left(\alpha_{E} - \alpha_{M} \right) \Bigg[\frac{Gm_{M}}{\left\| \mathbf{r}_{M} - \mathbf{r}_{E} \right\|^{3}} \frac{3 \left\langle \mathbf{r}_{M} - \mathbf{r}_{E}, \mathbf{r}_{E} \right\rangle}{\left\| \mathbf{r}_{M} - \mathbf{r}_{E} \right\|^{3}} \Bigg] + \\ &+ \beta_{E} \Bigg[-\frac{Gm_{S}}{\left\| \mathbf{r}_{E} \right\|^{3}} + \frac{2Gm_{M}}{\left\| \mathbf{r}_{M} - \mathbf{r}_{E} \right\|^{3}} \Bigg] + \beta_{M} \Bigg[-\frac{2Gm_{M}}{\left\| \mathbf{r}_{M} - \mathbf{r}_{E} \right\|^{3}} \Bigg] \\ &\lambda \alpha_{M} = \left(\alpha_{E} - \alpha_{M} \right) \Bigg[\frac{Gm_{E}}{\left\| \mathbf{r}_{M} - \mathbf{r}_{E} \right\|^{3}} \Bigg] + \\ &+ \alpha_{M} \Bigg[\frac{Gm_{S}}{\left\| \mathbf{r}_{M} \right\|^{3}} \left(\frac{3 \left\langle \mathbf{r}_{M}, \mathbf{r}_{E} \right\rangle \left\| \mathbf{r}_{E} \right\|}{\left\| \mathbf{r}_{M} \right\|} - 1 \right) \Bigg] + \\ &+ \beta_{M} \Bigg[\frac{Gm_{S}}{\left\| \mathbf{r}_{M} \right\|^{3}} \frac{3 \left\langle \mathbf{r}_{M}, \mathbf{r}_{M} - \mathbf{r}_{E} \right\|}{\left\| \mathbf{r}_{M} \right\|} \Bigg], \end{split}$$

$$\begin{split} \lambda \beta_{M} &= \left(\alpha_{M} - \alpha_{E}\right) \begin{bmatrix} Gm_{E} & \frac{3\left\langle \mathbf{r}_{M} - \mathbf{r}_{E}, \mathbf{r}_{E} \right\rangle}{\left\| \mathbf{r}_{M} - \mathbf{r}_{E} \right\|^{3}} \end{bmatrix} + \\ & \beta_{E} \begin{bmatrix} -2 \frac{Gm_{E}}{\left\| \mathbf{r}_{M} - \mathbf{r}_{E} \right\|^{3}} \end{bmatrix} + \\ & \alpha_{M} \begin{bmatrix} Gm_{S} & \frac{3\left\langle \mathbf{r}_{M}, \mathbf{r}_{E} \right\rangle}{\left\| \mathbf{r}_{M} \right\|^{3}} \frac{\left\| \mathbf{r}_{E} \right\|}{\left\| \mathbf{r}_{M} \right\|} \frac{\left\| \mathbf{r}_{M} - \mathbf{r}_{E} \right\|}{\left\| \mathbf{r}_{E} \right\|} \end{bmatrix} + \\ & \beta_{M} \begin{bmatrix} Gm_{S} & \frac{3\left\langle \mathbf{r}_{M}, \mathbf{r}_{M} - \mathbf{r}_{E} \right\rangle}{\left\| \mathbf{r}_{M} \right\|} \frac{\left\| \mathbf{r}_{M} - \mathbf{r}_{E} \right\|}{\left\| \mathbf{r}_{M} - \mathbf{r}_{E} \right\|} \end{bmatrix} + \\ & \beta_{M} \begin{bmatrix} Gm_{S} & \left(\frac{3\left\langle \mathbf{r}_{M}, \mathbf{r}_{M} - \mathbf{r}_{E} \right\rangle}{\left\| \mathbf{r}_{M} \right\|} \frac{\left\| \mathbf{r}_{M} - \mathbf{r}_{E} \right\|}{\left\| \mathbf{r}_{M} \right\|} \frac{\left\| \mathbf{r}_{M} - \mathbf{r}_{E} \right\|}{\left\| \mathbf{r}_{M} \right\|} - 1 \right) + 2 \frac{Gm_{E}}{\left\| \mathbf{r}_{M} - \mathbf{r}_{E} \right\|^{3}} \end{bmatrix} \\ & C \text{делав в приведённых соотношениях замену} \end{split}$$

Сделав в приведенных соотношениях замену $\lambda = Gm_E \mu / \|\mathbf{r}_M - \mathbf{r}_E\|^3$, придем к спектральной задаче относительно вектора $(\mathbf{\gamma})^T = (\alpha_E, \beta_E, \alpha_M, \beta_M)$, которую можно записать в векторно-матричной форме $\mathbf{J}_{\alpha,\beta}\mathbf{\gamma} = \mu\mathbf{\gamma}$, где $\mathbf{J}_{\alpha,\beta} = \mathbf{J}_{\alpha,\beta}^0 + O(\|\mathbf{r}_M - \mathbf{r}_E\| / \|\mathbf{r}_E\|)^2$, а матрица $\mathbf{J}_{\alpha,\beta}^0$ имеет вид

$$\mathbf{J}_{\alpha,\beta}^{0} = \begin{pmatrix} \left[2C_{E} - \frac{m_{M}}{m_{E}} \right] & \left[3C_{E}c_{EM} \right] & \left[\frac{m_{M}}{m_{E}} \right] & \left[0 \right] \\ \left[\mathbf{x}_{EM} \frac{m_{M}}{m_{E}} \right] & \left[2\frac{m_{M}}{m_{E}} - C_{E} \right] & \left[-\mathbf{x}_{EM} \frac{m_{M}}{m_{E}} \right] & \left[-2\frac{m_{M}}{m_{E}} \right] \\ \left[\mathbf{i} \right] & \left[0 \right] & \left[2C_{E} - \mathbf{1} - 3C_{M}c_{EM} \frac{m_{M}}{m_{E}} \right] & \left[3C_{E}c_{EM} + C_{M} \left(\mathbf{1} - 5c_{EM}^{2} \right) \frac{m_{M}}{m_{E}} \right] \\ \left[-\mathbf{x}_{EM} \right] & \left[-2 \right] & \left[\mathbf{x}_{EM} + C_{M} \frac{m_{M}}{m_{E}} \right] & \left[2 - C_{E} + 2C_{M}c_{EM} \frac{m_{M}}{m_{E}} \right] \end{pmatrix} \end{pmatrix}$$

Будем искать собственные значения μ_0 матрицы $\mathbf{J}_{\alpha,\beta}^0$ в виде асимптотического ряда по малому параметру m_M / m_E : $\mu_0 = v_0 + m_M v_1 / m_E + ...$ Пренебрегая отношением m_M / m_E по сравнению с 1, придем к характеристическому уравнению

$$\mathbf{v}_0^2 \Big[\mathbf{v}_0^2 - (3C_E - 1)\mathbf{v}_0 + C_E (3 - 9c_{EM}^2) - 2 \Big] = 0.$$

Корнями этого уравнения являются двукратный корень, равный нулю, и вещественные числа

$$\frac{3}{2} \left(C_E + \sqrt{\left(C_E - 1 \right)^2 + 4C_E c_{EM}^2} \right) - \frac{1}{2} > 0,$$

$$\frac{3}{2} \left(C_E - \sqrt{\left(C_E - 1 \right)^2 + 4C_E c_{EM}^2} \right) - \frac{1}{2} < 0.$$

Возвращаясь к исходным обозначениям, получаем, что инвариантное подпространство матрицы Якоби $\mathbf{J}_{E,M}$, лежащее в плоскости векторов \mathbf{r}_E и \mathbf{r}_M , ассоциируется с однократными собственными значениями

$$\begin{aligned} &\frac{Gm_E}{2 \|\mathbf{r}_M - \mathbf{r}_E\|^3} \left[C_E + 1 - 3\sqrt{(C_E - 1)^2 + 4C_E c_{EM}^2} \right] < 0, \\ &\frac{Gm_E}{2 \|\mathbf{r}_M - \mathbf{r}_E\|^3} \left[C_E + 1 + 3\sqrt{(C_E - 1)^2 + 4C_E c_{EM}^2} \right] > 0 \end{aligned}$$

с точностью до нескольких процентов. Кроме того, у матрицы есть еще два собственных значения, значительно меньших приведенных. (3)

Следовательно, среди собственных значений матрицы Якоби исходной системы дифференциальных уравнений первого порядка имеются как вещественные отрицательные и положительные, так и чисто мнимые. Поэтому метод интегрирования должен быть устойчивым в левой полуплоскости комплексной плоскости, неустойчивым в правой полуплоскости, а модуль функции устойчивости должен быть равен единице на мнимой оси. Такими свойствами обладает известный пятистадийный метод Рунге–Кутта-Мерсона четвертого порядка точности [7].

Ниже будет рассматриваться задача Коши для неавтономной системы обыкновенных дифференциальных уравнений первого порядка вида

$$y' = f(t, y), y(t_0) = y_0, t_0 \le t \le t_k,$$
 (2)

где у и *f* – вещественные *N*-мерные вектор-функции; *t* – независимая переменная. Метод Мерсона численного решения задачи Коши (2) имеет вид

 $y_{n+1} = y_n + \frac{1}{6}k_1 + \frac{2}{3}k_4 + \frac{1}{6}k_5,$

где

$$k_{1} = hf(t_{n}, y_{n}), \ k_{2} = hf(t_{n} + \frac{1}{3}h, y_{n} + \frac{1}{3}k_{1}),$$

$$k_{3} = hf(t_{n} + \frac{1}{3}h, y_{n} + \frac{1}{6}k_{1} + \frac{1}{6}k_{2}),$$

$$k_{4} = hf(t_{n} + \frac{1}{2}h, y_{n} + \frac{1}{8}k_{1} + \frac{3}{8}k_{3}),$$

$$k_{5} = hf(t_{n} + h, y_{n} + \frac{1}{2}k_{1} - \frac{3}{2}k_{3} + 2k_{4}).$$

Пятое вычисление правой части задачи (2) не дает увеличение порядка точности до пятого, однако позволяет расширить интервал устойчивости примерно до величины 3.5 по вещественной оси и оценить величину локальной ошибки $\delta_{n,4}$ с помощью стадий k_i , $1 \le i \le 5$, т. е.

$$\delta_{n,4} = (2k_1 - 9k_3 + 8k_4 - k_5) / 30.$$
 (4)

В [8] предложен эффективный способ учета накопления глобальной ошибки из локальных ошибок. В результате для контроля точности метода Мерсона можно применять неравенство

$$\|2k_1 - 9k_3 + 8k_4 - k_5\| \le 150\varepsilon^{1,25}, \tag{5}$$

где є – требуемая точность интегрирования.

Перейдем к построению неравенства для контроля устойчивости. Устойчивость численных методов обычно исследуется на линейном уравнении $y' = \lambda y$, где λ интерпретируется как некоторое собственное число матрицы Якоби задачи (2). Одна из причин успеха метода Мерсона заключается в свойствах области устойчивости, которая достаточно велика как по вещественной, так и по мнимой оси комплексной плоскости $z = h\lambda$. Это позволяет использовать его при решении задач, собственные числа матрицы Якоби которых имеют достаточно большую мнимую часть. Функция устойчивости Q(z) схемы (3) имеет вид

 $Q(z) = 1 + z + z^2 / 2 + z^3 / 6 + z^4 / 24 + z^5 / 144$. На рисунке приведена область устойчивости метода Мерсона.



Линии уровня |Q(z)| = q при q = 1, 0.7, 0.3 и 0.1

Критерий для контроля устойчивости получим следующим образом. Применяя к разности $(k_3 - k_2)$ формулу Тейлора первого порядка с остаточным членом в форме Лагранжа, будем иметь

$$k_3 - k_2 = \frac{1}{6}h\frac{\partial f(\xi_n)}{\partial y}(k_2 - k_1),$$

где вектор ξ_n вычислен в окрестности решения $y(t_n)$. Разлагая стадии k_1 и k_2 в ряды Тейлора по степеням h, нетрудно видеть, что имеет место соотношение $k_2 - k_1 = h^2 f'_n f_n / 3 + O(h^3)$. Применяя степенной метод оценки максимального собственного числа матрицы Якоби системы (2), получаем, что для контроля устойчивости численной формулы (3) можно использовать неравенство

$$6 \max_{1 \le i \le N} |(k_3 - k_2)_i| / |(k_2 - k_1)_i| \le 3.5,$$
 (6)

где числу 3.5 примерно равна длина интервала устойчивости (см. рисунок) численной формулы (3).

Сформулируем алгоритм переменного шага на основе метода (3) с контролем точности вычислений и устойчивости численной схемы. Введем следующие обозначения:

$$\begin{split} C_n &= \frac{1}{150} \max_{1 \le i \le N} | (2k_1 - 9k_3 + 8k_4 - k_5)_i | / (|y_n^i| + r) , \\ V_n &= 6 \max_{1 \le i \le N} | (k_3 - k_2)_i | / | (k_2 - k_1)_i | . \end{split}$$

Тогда для контроля точности схемы (3) можно применять неравенство вида (5), т. е. $C_n \leq \varepsilon^{1,25}$, а для контроля устойчивости – $V_n \leq D$. Постоянную D можно выбрать равной числу 3.5, т. е. примерно равной длине интервала устойчивости метода (3). В случае выполнения неравенства $|y_n^i| < r$ по *i*-й компоненте решения, контролируется абсолютная ошибка *r*є, в противном случае контролируется относительная ошибка є.

Пусть приближенное решение y_n в точке t_n вычислено с шагом h_n . Тогда алгоритм интегрирования переменного шага на основе схемы (3) с контролем точности и устойчивости формулируется следующим образом.

Шаг 1. Вычисляется стадия k_1 .

Шаг 2. Вычисляются стадии k_i , $2 \le i \le 5$, по формуле (3).

Шаг 3. Вычисляется оценка ошибки С_n.

Шаг 4. Вычисляется значение параметра q по формуле $q^4C_n = \varepsilon^{1,25}$.

Шаг 5. Если q < 1, происходит повторное вычисление с шагом qh, т. е. происходит переход на шаг 2 (стадия k_1 зависит от шага линейно).

Шаг 6. Перевычисляется значение параметра q по формуле $q^5C_n = \varepsilon^{1,25}$.

Шаг 7. Вычисляется приближение к решению y_{n+1} по схеме (3).

Шаг 8. Вычисляется значение параметра r по формуле $rV_n = 3.5$.

Шаг 9. Вычисляется новый шаг интегрирования h_{n+1} по формуле

$$h_{n+1} = \max(h_n, \min(r, q)h_n).$$
 (7)

Шаг 10. Выполняется следующий шаг интегрирования по схеме (3), т. е. осуществляется переход на шаг 1.

Отметим, что формула (7) применяется для прогноза величины шага интегрирования *h*_{n+1} после успешного вычисления решения с предыдущим шагом *h_n* и поэтому фактически не приводит к увеличению вычислительных затрат. Если шаг по устойчивости меньше последнего успешного, то он уменьшен не будет, потому что причиной этого может быть грубость оценки максимального собственного числа матрицы Якоби системы (2). Однако шаг не будет и увеличен, потому что не исключена возможность неустойчивости численной схемы. Если шаг по устойчивости должен быть уменьшен, то в качестве следующего шага будет применяться последний успешный шаг *h_n*. В результате, для выбора шага предлагается формула (7), которая позволяет стабилизировать поведение шага на участке установления решения, где определяющую роль играет устойчивость.

Алгоритм реализован на языке C++. Решалась задача Коши для системы (1), приведенная к системе дифференциальных уравнений первого порядка и с начальными условиями для Земли и Луны, взятыми из астрономических данных. Интегрирование выполнялось на интервале 100 лет.

Численное сравнение метода Мерсона проводилось с наиболее распространенными методами решения задач небесной механики – методами Эверхарта [9] и Адамса [10]. В состав программы [11] включены методы Эверхарта со 2 по 15 порядок включительно, а в программу СVODE [12] – неявные методы Адамса с автоматическим выбором схемы от второго до двенадцатого порядка включительно.

За точное решение принимается решение, найденное по методу Эверхарта с 15 порядком точности и шагом 0.0001. Вычислительные затраты указаны для случаев, когда в конечной точке интервала интегрирования в точном и приближенном решениях совпадают четыре значащих цифры. Ниже через if обозначено суммарное число вычислений правой части задачи (1) на промежутке интегрирования, а через tsec – время решения в секундах.

Методом Мерсона решение вычислено за tsec = 1.3 с, if = 166 319. Среди методов Эверхарта самым эффективным оказался метод одиннадцатого порядка, причем if = 204 713 и tsec = 1.8 сек. Для методов Адамса вычислительные затраты составили if = 93 513 и tsec = 2.5. Из приведенных расчетов видно, что при численном решении задачи Коши для системы (1) эффективнее других оказался метод Мерсона.

Библиографические ссылки

1. Пуанкаре А. Небесная механика. М. : Наука, 1965.

2. Дубошин Г. Н. Небесная механика. Аналитические и качественные методы. М. : Наука, 1978.

3. Чеботарев Г. А. Аналитические и численные методы небесной механики. М. ; Л. : Наука, 1965.

4. Бордовицина Т. В. Современные численные методы в задачах небесной механики. М. : Наука, 1984.

5. Дубошин Г. Н. Небесная механика. Основные задачи и методы. М. : Наука, 1968.

6. Авдюшев В. А. Численное моделирование орбит. Томск : НТЛ, 2010.

7. Merson R. H. An operational methods for integration processes : Proc. of Symp. on Data Processing. Australia. 1957. P. 329–330.

8. Новиков Е. А. Явные методы для жестких систем. Новосибирск : Наука, 1997.

9. Everhart E. An efficient integrator that uses Gauss-Radau spacing // Dynamics of Comets. 1985. P. 185–202.

10. Хайрер Э., Нерсетт С., Ваннер Г. Решение обыкновенных дифференциальных уравнений. Нежесткие задачи. М. : Мир, 1990.

11. Авдюшев В. А. Интегратор Гаусса–Эверхарта // Вычислительные технологии. 2010. Т. 15, № 4. С. 31–47.

12. Cohen S. D., Hindmarsh A. C. CVODE, a stiff / nonstiff ODE solver in C // Computers in Physics. 1996. Vol. 10, N 2. P. 138–143.

S. I. Isaeva, I. V. Kireev, E. A. Novikov

COMPARISON OF SOME NUMERICAL METHODS ON THE GRAVITATIONAL PROBLEM OF THREE BODIES: EARTH, MOON, SUN

We consider the motion of the Earth and the Moon in the gravitational field of the Sun. The approximate values of the eigenvalues of the Jacobian matrix of a differential system of the problem of three bodies are obtained. The results of the comparison of the effectiveness of the methods of Adams, Everhart and Merson for simulation of motion of the Earth and the Moon are presented.

Keywords: gravitational problem, methods of Merson, Everhart, Adams, accuracy and stability control.

© Исаева С. И., Киреев И. В., Новиков Е. А., 2011

УДК 523.44+519.6

Л. Е. Быкова, Е. Н. Ниганова

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ХАОТИЧЕСКОГО ДВИЖЕНИЯ АСТЕРОИДОВ, СБЛИЖАЮЩИХСЯ С ЗЕМЛЕЙ, В ОКРЕСТНОСТИ ГРАНИЦЫ РЕЗОНАНСНОЙ ЗОНЫ 3/1 С ЮПИТЕРОМ*

Представлены результаты построения и исследования области начальных параметров орбит, приводящих к резонансному движению, определяемому соизмеримостью 3/1 средних движений астероида и Юпитера. Резонансная область строилась численным моделированием на множестве начальных значений большой полуоси и средней аномалии при фиксированных значениях остальных элементов орбит. Для исследования регулярности или хаотичности движения использован такой критерий хаотичности, как параметр MEGNO, представляющий собой взвешенную по времени интегральную форму ляпуновского характеристического числа. В результате исследования была построена хаотическая зона и получены численные оценки ширины этой зоны.

Ключевые слова: астероиды, сближающиеся с Землей, орбитальная эволюция, численное моделирование, орбитальные резонансы, детерминированный хаос.

Работа посвящена исследованию детерминированного хаоса [1] в орбитальной эволюции астероидов, сближающихся с Землей (АСЗ). Как известно, хаотическое поведение траекторий астероидов может возникать в окрестности границ орбитальных резонансов, разделяющих различные режимы движения. Границей, разделяющей различные типы движения, может быть так называемая зона неопределенности, которая может разделять резонансное и нерезонансное движение, движения в различных соседних резонансах, а также может быть областью перекрытия резонансов.

Выявление хаотических движений AC3 в окрестности исследуемого орбитального резонанса выполняется нами путем численного моделирования долговременной орбитальной эволюции тестовых астероидов. Сначала строится область начальных параметров орбит, приводящих к заданному резонансному движению [2]. Затем исследуются окрестности границы этой области с помощью индикаторов хаотичности.

Границы резонансной области определяются с помощью резонансных характеристик – критического аргумента β:

$$\beta = (p+q)\lambda_J - p\lambda_a - q\omega_a, \qquad (1)$$

и его производной по времени α (называемой резонансной «щелью» [3]):

$$\alpha \approx (p+q)n_J - pn_a , \qquad (2)$$

где n_a , n_J , λ_a , λ_J – среднее движение и средняя долгота астероида и Юпитера соответственно; ω_a – долгота перицентра астероида; p, q – целые положительные числа. Поскольку $\dot{\omega}_a \ll n_a$, то в формуле (2) величиной $\dot{\omega}_a$ можно пренебречь. При $\alpha = 0$ имеет место «точный» резонанс с планетой, обусловленный соизмеримостью (p + q)/p средних движений астероида и планеты. Астероид попадает в резонанс, если критический аргумент β колеблется (либрирует), а не вращается около значения точного резонанса. В этом случае орбита астероида является близкой к периодической, а орбитальные элементы колеблются около некоторых средних значений примерно с одинаковым периодом. Границы значений α в формуле (2), соответствующих резонансному движению объекта, определяются по максимальной амплитуде колебаний β из формулы (1). Если амплитуда либраций β максимальна, то диапазон колебаний α и, соответственно, большой полуоси *а* также максимален. Определяя максимальный диапазон колебаний *а* на множестве начальных значений элементов орбит, мы строим границы, разделяющие области либрационного и циркуляционного режимов движения для рассматриваемого резонанса [2].

Эксперимент выявления и построения хаотического слоя для АСЗ проводился на примере исследования окрестностей границы области начальных параметров, приводящих к соизмеримости 3/1 средних движений астероида и Юпитера. Для оценки размеров этой области и определения ее границ рассматривалась эволюция резонансных характеристик α и β на интервале времени 2000-3000 гг. Оценки выполнялись на модельных примерах, построенных путем вариации начальных значений большой полуоси *а*₀ и средней аномалии M_0 при фиксированных начальных значениях остальных параметров орбит. Отметим, что влияние начальных значений эксцентриситета и наклонения на размеры резонансных областей рассмотрено в работе [2]. Уравнения движения модельных объектов интегрировались методом Эверхарта 27 порядка [4]. Расчеты выполнялись в среде параллельного программирования на кластере СКИФ Cyberia с использованием длинной разрядной сетки по программе, описанной в работе [5].

Далее было выполнено исследование окрестности границы резонансной области с помощью индикатора хаотичности MEGNO (Mean Exponential Growth of Nearby Orbit) [6]. Параметр MEGNO представляет собой взвешенную по времени интегральную форму максимального характеристического показателя Ляпунова. Как известно, этот показатель определяет количественную меру скорости расхождения первоначально близких траекторий [7].

Работа выполнена в рамках ФЦП «Научные и научно-педагогические кадры инновационной России» на 2009–2013 гг., госконтракт № П882 от 26 мая 2010 г.

Если траектории хаотические, то расстояние между траекториями растет экспоненциально и скорость $\gamma(t)$ их расхождения стремится к некоторой положительной константе. Зависимость величины у от времени выявляет различие регулярных и хаотических траекторий. Таким образом, используя эту характеристику, можно определить время перехода от регулярного режима движения к хаотическому, т. е. определить время предсказуемости движения исследуемого объекта. Реализовать этот подход можно с помощью различных алгоритмов. В работе [8] представлены результаты сравнительного анализа трех численных алгоритмов: метода теневой траектории, вариационного метода и MEGNO-анализа. Недостатком первых двух алгоритмов является тот факт, что момент времени перехода с регулярной орбиты на хаотическую уверенно определяется только на большом интервале времени. Для АСЗ практически это осуществить трудно из-за быстрого накопления ошибок вычислений вследствие тесных сближений с планетами. Алгоритм, построенный на использовании MEGNOанализа, позволяет достаточно точно разделять регулярный и хаотический режимы движения астероидов на относительно небольших интервалах времени. Поэтому в данной работе был использован MEGNOанализ.

Остановимся кратко на алгоритме MEGNOанализа. Пусть $q = \{x, \dot{x}\}$ есть вектор состояния исследуемого астероида в прямоугольной системе координат. Уравнения его движения имеют вид

$$\frac{d}{dt}\boldsymbol{q}(t) = \boldsymbol{f}(\boldsymbol{q}(t), \boldsymbol{p}), \qquad (3)$$

где p – вектор параметров модели сил. Обозначим начальное малое отклонение вектора состояния q через $\delta = \delta(t_0)$. Эволюция этого отклонения со временем $\delta(t)$ показывает расхождение первоначально близких траекторий и с точностью до малых первого порядка может быть описана вариационным уравнением вида

$$\dot{\boldsymbol{\delta}} = \boldsymbol{J}(\boldsymbol{q})\boldsymbol{\delta}(t), \quad \boldsymbol{J}(\boldsymbol{q}) = \frac{\partial \boldsymbol{f}}{\partial \boldsymbol{q}}(\boldsymbol{q}).$$
 (4)

Параметр MEGNO характеризует среднее экспоненциальное расхождение первоначально близких траекторий и вычисляется по формуле [9]

$$Y(t) = \frac{2}{t} \int_0^t \frac{\delta(s)}{\delta(s)} s ds , \qquad (5)$$

а его усредненная величина равна

$$\overline{Y}(t) = \frac{1}{t} \int_0^t Y(s) ds , \qquad (6)$$

где $\delta = \|\delta(t)\|$ – евклидова длина вектора отклонения $\delta(t)$; $\dot{\delta} = \dot{\delta} \times \delta / \delta$. Интегральные соотношения (5), (6) при численном моделировании заменяются дифференциальными уравнениями

$$\frac{d}{dt}y = \frac{\hat{\mathbf{\delta}} \cdot \mathbf{\delta}}{\mathbf{\delta} \cdot \mathbf{\delta}}t, \quad \frac{d}{dt}w = 2\frac{y}{t}, \tag{7}$$

которые интегрируются совместно с уравнениями (3) и (4). Усредненный параметр MEGNO связан со

вспомогательными величинами у и w с помощью соотношений

$$Y(t) = 2y(t)/t$$
, $\overline{Y}(t) = w(t)/t$. (8)

Эволюция усредненного параметра MEGNO позволяет выявить регулярный и хаотический режимы движения. Для хаотических орбит с экспоненциальным расхождением близких траекторий $\overline{Y}(t) > 2$, для квазипериодических орбит – осциллирует вблизи 2, а для устойчивых орбит типа гармонического осциллятора $\overline{Y}(t) = 0$ [10].

Приведем результаты численного моделирования, полученные по описанной методике. Как было сказано выше, построение и исследование области начальных параметров орбит, приводящих к резонансному движению, определяемому соизмеримостью 3/1 средних движений астероида и Юпитера, выполнялись на модельных примерах, построенных путем вариации начальных значений элементов a_0 и M_0 Остальные начальные элементы орбит модельных объектов выбраны равными реальным AC3 4179 Toutatis и 2608 Seneca. Для этих АСЗ представлены эволюция резонансной характеристики α и тесные сближения с большими планетами на интервале времени 6000 лет (рис. 1). Начальные параметры орбит этих астероидов взяты из каталога Е. Боуэлла, электронную версию которого можно найти по адресу: ftp://ftp.lowell.edu/pub/elgb/astorb.dat. Эволюция построена для полной модели сил, включающей влияние на астероиды всех больших планет, Плутона, Луны и трех наиболее крупных астероидов: Цереры, Паллады и Весты. Эти астероиды имеют множество тесных сближений с большими планетами и неустойчивый резонанс с Юпитером (рис. 1). Эволюция резонансных характеристик α и β, построенных в рамках задачи 3-х тел – Солнце, Юпитер, астероид, представлена на рис. 2. В случае упрощенной модели резонансные характеристики α и β имеют регулярные колебания около значения точной соизмеримости средних движений астероида и Юпитера. На рассмотренном интервале оба объекта находятся в резонансе 3/1 с Юпитером, однако амплитуда колебаний критического аргумента β является предельно большой.

Далее построение и исследование области начальных параметров орбит, приводящих к резонансному движению 3/1 с Юпитером, осуществлялось в рамках задачи трех тел. Отметим, что резонансная область, построенная в рамках полной модели сил на множестве начальных значений большой полуоси *а* и средней аномалии M_0 при начальных значениях остальных параметров орбит, соответствующих астероиду (2608) Seneca, представлена в работе [2].

Результаты численного моделирования резонансных областей и построения хаотического слоя в окрестности границ этих областей представлены на рис. 3, 4. При построении областей начальных параметров, приводящих к резонансу, численное моделирование осуществлялось с шагом 0.001 а. е. по a_0 и 10° по M_0 (в некоторых случаях шаг по M_0 уменьшался до 1°). Для построения хаотического слоя начальные параметры модельных астероидов выбирались в окрестности границы резонансной области: внутри, на границе и вне области. Для каждого из модельных астероидов, взятых вдоль всей границы, была построена эволюция индикатора хаотичности MEGNO, резонансной щели α и критического аргумента β.

В качестве примера показана эволюция перечисленных характеристик на интервале времени 1 000 лет для некоторых модельных объектов, для которых большая полуось a_0 варьировалась в окрестности границы резонансной области в пределах от 2.438 до 2.460 а. е., $M_0 = 20^\circ$, остальные параметры соответствуют астероиду 4179 Toutatis (рис. 3). Продемонстрированны различные режимы движения (резонансные

и нерезонансные, хаотические и регулярные) для объектов с близкими начальными орбитальными параметрами.

Области начальных параметров орбит, приводящих к резонансному движению 3/1 с Юпитером представлены на рис. 4. Области построены на множестве начальных значений орбитальных элементов a_0 и M_0 при двух различных наборах остальных параметров, соответствующих АСЗ 4179 Toutatis и 2608 Seneca. Границы областей показаны сплошной черной линией. В окрестности границ резонансных областей показан хаотический слой.



Рис. 1. Эволюция характеристик:









Рис. 3. Эволюция характеристик:

a – параметра MEGNO; δ – резонансной щели α ; e – критического аргумента β для модельных объектов вне резонансной области, на границе и внутри резонансной зоны при значении $M_0 = 20^\circ$



Рис. 4. Примеры областей начальных параметров орбит, приводящих к резонансному движению 3/1 с Юпитером: *a* – 4179 Toutatis и *б* – 2608 Seneca: границы областей показаны сплошной черной линией, хаотический слой – серым цветом, знаком «*» отмечено положение начальных параметров орбит астероидов

Полученные численным моделированием оценки показали, что для рассмотренных примеров максимальная ширина хаотического слоя по большой полуоси не превышает значения $\Delta a \leq 0.015$ а. е.

Таким образом, в данной работе представлены некоторые результаты исследования хаотического поведения траекторий астероидов в окрестности границ орбитальных резонансов, разделяющих различные режимы движения. Изложена методика построения хаотического слоя в окрестности границ резонансных областей, в основу которой положено численное моделирование долгосрочной орбитальной эволюции астероидов, резонансных характеристик и индикатора хаотичности движения. В качестве критерия хаотичности движения использован такой индикатор, как параметр MEGNO, представляющий собой взвешенную по времени интегральную форму максимального ляпуновского характеристического показателя. Основным достоинством индикатора MEGNO является то, что он позволяет достаточно точно разделять регулярный и хаотический режимы движения даже на относительно небольших интервалах времени, что особенно важно для таких объектов, как АСЗ.

Данная методика была применена для построения областей начальных параметров орбит, приводящих к резонансному движению, определяемому соизмеримостью 3/1 средних движений АСЗ и Юпитера. Использование индикатора хаотичности MEGNO позволило выявить хаотический слой в окрестности границ исследуемых резонансных областей и определить его размеры.

Сравнение оценок времени предсказуемости движения различных АСЗ, полученных методом MEGNO, с другими методами, показывает, что эти оценки определяются методом MEGNO достаточно точно, в то время как, например, методом теневой траектории их уверенно определить трудно. Результаты сравнения методов, а также сравнение с оценками других авторов приведены в работе [8].

Все приведенные в данной работе результаты были получены на многопроцессорной вычислительной системе СКИФ Суberia ТГУ, что позволило проводить численное моделирование для больших совокупностей тестовых частиц.

Библиографические ссылки

1. Шустер Г. Детерминированный хаос. Введение. М.: Мир, 1988.

2. Быкова Л. Е., Ниганова Е. Н. Численное моделирование резонансных областей астероидов, сближающихся с Землёй и движущихся в окрестности соизмеримостей 2/1, 3/1 и 7/3 с Юпитером // Изв. вузов. Физика. 2009. Т. 52, № 10/2. С. 30–38.

3. Гребеников Е. А., Рябов Ю. А. Резонансы и малые знаменатели в небесной механике. М. : Наука, 1978.

4. Everhart E. Implicit Single-Sequence Methods for Integrating Orbits // Celest. Mech. 1974. Vol. 10. P. 35–55.

5. Быкова Л. Е., Галушина Т. Ю. Алгоритмическое и программное обеспечение решения задач динамики астероидов, сближающихся с Землей, в среде параллельного программирования // Изв. вузов. Физика. 2009. Т. 52. № 10/2. С. 12–19.

6. Cincotta P. M., Giordano C. M., Simob C. Phase space structure of multi-dimensional systems by meansof the mean exponential growth factor of nearby orbits // Physica D. 2003. Vol. 182. P. 151–178.

7. Murray C. D., Dermott S. F. Solar system dynamics. Cambridge : Cambridge University Press., 1999.

8. Быкова Л. Е., Галушина Т. Ю., Раздымахина О. Н. Сравнительный анализ численных методов оценивания времени предсказуемости движения АСЗ // Изв. вузов. Физика. 2011.

9. Breiter S., Wytrzyszczak, I., Melendo, B. Longterm predictability of orbits around the geosynchronous altitude // Adv. Space Res. 2005. Vol. 35. P 1313–1317.

10. Valk S., Delsate N., Lemaître A., Carletti T. Global dynamics of high area-to-mass ratios GEO space debris by means of the MEGNO indicator // Adv. Space Res. 2009. Vol. 43. P. 1509–1526.

L. E. Bykova, E. N. Niganova

NUMERICAL SIMULATION OF CHAOTIC MOTION OF ASTEROIDS COMING CLOSE TO THE EARTH AROUND BOUNDARY OF RESONANT ZONE 3/1 WITH JUPITER

The paper presents the results of construction and investigation of the domains of initial orbits leading to resonance motion defined with commensurability 3/1 of mean motions of the asteroid and Jupiter. A resonance area was constructed by numerical simulation on the set of initial values of the semi-major axis and the mean signature at fixed values of the other orbital elements. To identify whether the motion was regular or chaotic, a parameter MEGNO (Mean Exponential Growth of Nearby Orbit) as a chaotic criterion was used. As a result of the investigation, a chaotic zone was constructed and numerical evaluations of width of this zone were obtained.

Keywords: near-Earth asteroids (NEAs), orbital evolution, numerical simulation, orbital resonances, deterministic chaos.

© Быкова Л. Е., Ниганова Е. Н., 2011

УДК 523.64+523.4

Н. Ю. Емельяненко

АСТЕРОИДЫ С ВЫСОКИМ ЗНАЧЕНИЕМ ПОСТОЯННОЙ ТИССЕРАНА ОТНОСИТЕЛЬНО ЗЕМЛИ*

На примере сближения с Юпитером кометы D/1993 F2 Shoemaker-Levy 9 выделяются два возможных варианта падения космического тела на планету: прямое столкновение в окрестности точки пересечения орбит и выпадение тела или его частей после гравитационного захвата и перехода на спутниковую орбиту. На плоскости (a,e) выделяются опасные области орбит. Из-за трудности наблюдений в этих областях мало орбит известных астероидов. Поиск этих объектов важен в решении проблемы опасности соударения небесных тел с Землей.

Ключевые слова: астероид, комета, низкоскоростное сближение, плоскость (a, e), постоянная Тиссерана, временный спутниковый захват.

В последние десятилетия повышенный интерес у небесных механиков вызывают околоземные объекты (кометы, астероиды) как космические тела, представляющие опасность для Земли. Как правило, исследуется возможность проникновения наблюдаемого околоземного объекта в атмосферу с последующим выпадением тела или его частей на земную поверхность. Для решения этой задачи необходимо изучить эволюцию элементов орбиты. В настоящее время известно более восьми тысяч околоземных астероидов. Вычисление и тщательный анализ эволюции для всех околоземных объектов может быть осуществлен за достаточно большой промежуток времени. Трудно решаемой проблемой до сегодняшнего дня остается организация службы обзора небосвода для своевременного обнаружения опасного объекта. Актуальная задача выделить параметры орбит малых тел, которые могут способствовать опасному сближению с Землей. Решение этой задачи позволит, во-первых, сократить общий объем наблюдений, увеличив наблюдательный материал для потенциально опасных объектов; вовторых, уменьшить время на исследование эволюции орбит и поиски возможных выпадений околоземных объектов на Землю.

Комета D/1993 F2 Shoemaker–Levy 9. Ядра кометы D/1993 F2 Shoemaker-Levy 9 были первыми наблюдаемыми объектами в Солнечной системе, которые испытали столкновение с большой планетой (Юпитером) в 1994 г. Моменты столкновения ядер были заранее рассчитаны, само столкновение наблюдалось астрономами в реальном времени, было записано на камеру, земляне могли увидеть событие на экранах телевизоров. Пример ядер кометы D/1993 F2 Shoemaker–Levy 9 показал реальность столкновения малого тела, находящегося на гелиоцентрической орбите, с большой планетой в наше время и стимулировал развитие нового направления в изучении околоземных объектов – кометно-астероидной опасности для Земли.

Гравитационные возмущения от Юпитера и его спутников, а также негравитационные возмущения различной природы привели к несовпадению элементов гелиоцентрических орбит ядер в момент их открытия, например, в элементе *a* на величину $\Delta a_{\text{max}} \approx 0.4$ а. е.

^{*}Работа поддержана РФФИ (грант 09-02-00511) и Федеральной целевой программой «Научные и научно-педагогические кадры инновационной России» на 2009–2013 гг.

Интегрирование уравнений движения ядер в прошлое позволило выделить две компактные группы осколков накануне рокового сближения. Для группы из 13 ядер (назовем ее первой) средние для всех ядер – йовицентрическое расстояние в минимуме, элементы гелиоцентрической орбиты и постоянная Тиссерана равны: $\rho = 0.00061$ а. е. $\approx 1.42R$ (R – средний радиус Юпитера), a = 4.24 а. е., e = 0.21, q = 3.35 а. е., Q = 5.13 а. е., $\Delta a_1 = 0.09$ а. е., $T_J = 2.96$; для второй группы из шести ядер (для этих ядер $\rho \approx R$,) a = 3.95 а. е., e = 0.65, q = 1.41 а. е., Q = 6.45 а. е., $\Delta a_2 = 0.04$ а. е., $T_J = 2.31$. Заметим, что ядра в группах имели на порядок меньшие расхождения в большой полуоси по сравнению с величиной Δa_{max} после 70–98 обращений вокруг Юпитера с сильными минимумами: $\rho < 0.0008$ а. е.

Исследование движения ядер в прошлом показало, что скорее всего они принадлежали одной комете, которая с большей вероятностью (частота W = 13/19) находилась на низкоэксцентрической гелиоцентрической орбите с высоким, порядка $T_J \approx 3$, значением постоянной Тиссерана относительно Юпитера. В окрестности точек пересечения орбит и афелия она испытала сильное ($\rho \approx 0.0006$ a. е.) сближение с планетой и раскололась на две части. Части стали спутниками Юпитера, т. е. перешли на эллиптические йовицентрические орбиты, продолжали дробиться в течение многих обращений вокруг планеты и в конце концов упали на нее. Ядра второй группы (или осколок, их составляющий), если бы они существовали до сближения, просто упали на планету в прошлом $(\rho \approx R)$ и не наблюдались в 93–94 гг. прошлого века. Наличие двух компактных групп ядер в прошлом позволяет предположить первоначальное разделение кометы на две части.



Рис. 1. Йовицентрическая траектория ядра G кометы D/1993 F2 Shoemaker-Levy 9

Основные уроки наблюдения кометы D/1993 F2 Shoemaker-Levy 9:

 Возможно сильное сближение малого тела (вплоть до столкновения) с большой планетой в окрестности точки пересечения орбит.

2. Возможен захват малого тела на спутниковую относительно большой планеты орбиту с последующим падением самого тела или его осколков на планету.

Более подробную информацию о последнем сближении кометы D/1993 F2 Shoemaker–Levy 9 можно найти в статье [1].

Временный спутниковый захват наблюдаемой или фиктивной кометы как ее переход на эллиптическую планетоцентрическую орбиту (ВСЗ в смысле Эверхарта) был известен за несколько десятков лет до события 1994 г. [2–4]. Но это были захваты теоретические, они получались при численном интегрировании уравнений движения кометы или астероида в прошлое или в будущее. Ядра кометы D/1993 F2 Shoemaker–Levy 9 вращались вокруг Юпитера на глазах у астрономов (рис. 1).

Околоземные астероиды. На 13.08.11 г. открыто 8 078 астероидов, которые могут испытать сближение с Землей. В последние годы число околоземных объектов продолжает стремительно увеличиваться. Актуальная задача сегодняшнего дня – быстро оценить каждый вновь открываемый объект на предмет потенциальной опасности для Земли. Исследование движения ядер кометы D/1993 F2 Shoemaker–Levy 9 показало, что опасным может быть не только столкновение в окрестности точки пересечения орбит (теоретическая вероятность такого события равна нулю), но и переход малого тела на орбиту спутника Земли с последующим падением тела или его частей на планету.

В наших работах, например в [5], на плоскости (a, e) в рамках парной задачи двух тел (Солнце – планета, Солнце – малое тело) построена область орбит малых тел с особенностями в сближениях с планетой (области ω). Область ω_3 для Земли, на которую нанесены орбиты всех известных околоземных астероидов, представлена на рис. 2.



Рис. 2. Положение околоземных объектов на плоскости (*a*, *e*) и в области ω_3

В области ω_3 выделим орбиты, допускающие низкоскоростные сближения астероидов с Землей, в которых возможен спутниковый захват. Афелийные (A_i) и перигелийные (P_i) сближения с различными начальными условиями разделяют область ω_3 на части, орбиты которых могут привести к тем или иным особенностям в сближениях или их комбинациям. Вероятности перехода астероида на орбиту спутника Земли для объектов, расположенных в этих частях области ω_3 , существенно различны. Выделим ту часть области ω_3 , в которой сближения с Землей наиболее вероятны.

Определим предельные размеры и форму орбиты астероида, позволяющие ему испытать низкоскоростное сближение, выделим часть области ω_3 с потенциально опасными объектами.

В работе [5] в рамках парной задачи двух тел (Солнце – планета, Солнце – малое тело) показано, что абсолютная величина радиуса-вектора точек M_i (*i* = 1, 2), в которых величины гелиоцентрических скоростей астероида и Земли равны, находится по формуле:

$$r_M = \frac{2a}{a+1},\tag{1}$$

где 1, a – большая полуось Земли и астероида соответственно (в силу симметрии орбиты астероида относительно линии апсид в общем случае на ней имеются две такие точки M_1 и M_2).

Для того, чтобы точки M_i принадлежали области сближения, как минимум, они должны быть расположены не далее, чем на $6R_X$ а. е. от орбиты планеты по радиусу-вектору астероида (R_X – радиус сферы Хилла Земли, $6R_X \approx 0.06$ а. е.), т. е. орбиты малых тел должны удовлетворять условию:

$$0.89 \le a \le 1.13$$
(a.e). (2)

Так как $q \le r_M \le Q$, орбиты малых тел, содержащие точки M_i , должны удовлетворять условию:

$$\frac{|1-a|}{1+a} \le e < 1. \tag{3}$$

Условия (2), (3) задают на плоскости (*a*, *e*) некоторую конечную область. Функция e = e(a), ограничивающая эту область снизу, определена и непрерывна при условии (2) и имеет единственный экстремумминимум: $e_{\min} (a = a_p) = 0$. Ее график – это ломаная линия $A_1 P_1$. Часть области ω_3 и линия $A_1 a_3 P_1$ изображены на рис. 3.

Орбиты астероидов с особенностями в сближениях с Землей должны иметь постоянную Тиссерана относительно Земли, приблизительно равную трем. Пусть, например, она заключена в интервале:

$$2.9 \le T \le 3.1$$
. (4)

Нанесем на рис. 3 астероиды, удовлетворяющие условию (4). Мы существенно уменьшим число известных потенциально опасных для Земли астероидов.

Таким образом, на примере кометы D/1993 F2 Shoemaker–Levy 9 показано, что малое тело может выпасть на планету не только в результате прямого столкновения, но и предварительно выйдя на спутниковую планетоцентрическую орбиту. На плоскости (a, e) построена область орбит малых тел с особенностями в сближениях с Землей (область ω_3). Выделена часть области ω_3 с орбитами астероидов, потенциально опасных для нашей планеты.



Рис. 3. Околоземные объекты с 2.9 < T < 3.1 в области ω_3

В области ω_3 из-за трудности наблюдений имеются участки, бедно заселенные орбитами известных астероидов. Околоземные объекты с низкоэксцентрическими орбитами, целиком расположенными как внутри орбиты Земли, так и снаружи, чрезвычайно опасны.

Библиографические ссылки

1. Емельяненко Н. Ю. Анализ движения ядер кометы Шумейкер-Леви 9 в области сближения с Юпитером // Околоземная астрономия – 2007 : материалы Междунар. конф. Нальчик, 2008. С. 139–143.

2. Казимирчак-Полонская Е. И. Захват комет Юпитером и некоторые закономерности в вековой эволюции кометных орбит // Астрометрия и небесная механика. Проблемы исследования Вселенной : сб. ст. Вып. 7. М.; Л. : Наука, 1978. С. 340–383.

3. Everhart E. Horseshoe and Trojan orbits associated with Jupiter and Saturn // Astron. J. 1973. Vol. 76, № 4. P. 316–328.

4. Емельяненко Н. Ю. Сближение кометы Герельс 3 с Юпитером. Киев : изд-во КГУ. Кометный циркуляр. 1985. № 341.

5. Емельяненко Н. Ю. Качественный анализ и модели низкоскоростных сближений комет с Юпитером. Челябинск : Издат. центр Южно-Урал. гос. ун-та. 2010.

N. Yu. Emelyanenko

ASTEROIDS WITH HIGH VALUES OF THE TISSERAND CONSTANT DETERMINING THEIR POSITION RELATIVE TO THE EARTH

An example of proximity of the comet Shumaker–Levy 9 with Jupiter is investigated. There exist two possible variants of a cosmic body to fall on a planet: direct collision of the body and the planet in the neighborhood of the cross point of orbits and the collision of the body or its fractions after the gravitational capture on the satellite orbit. The areas of the possible gravitational capture in the (a, e) plane are differentiated. Though there are few discovered asteroids in these areas due to difficulties of observations of such asteroid orbits, the search of these objects is important to solve the problem of the terrestrial impact hazard.

Keywords: asteroid, comet, low-velocity proximity, (a, e) plane, the Tisserand constant, temporary satellite capture.

© Емельяненко Н. Ю., 2011

УДК 521.3

М. А. Баньщикова, В. О. Шагдурова

ИССЛЕДОВАНИЕ ОРБИТ АСТЕРОИДОВ, ОТКРЫТЫХ В 2010–2011 гг. КОСМИЧЕСКИМ ТЕЛЕСКОПОМ WISE*

Приводятся результаты численного моделирования орбит 132 астероидов, открытых в 2010–11 гг. WISE. По всем имеющимся наземным и космическим наблюдениям определены параметры астероидных орбит, а также оценена их точность. Для всех астероидов численно исследована их орбитальная эволюция с целью выявления тесных сближений объектов с большими планетами, в частности с Землей, на ближайшие 100 лет. Как показали результаты, точность орбит астероидов 2010 AR85, 2010 CO1, 2010 DG77, 2010 JE87, 2010 EX7, 2010 LG64 из списка NASA потенциально опасных AC3 настолько плоха, что еще рано делать выводы о том, являются ли они действительно опасными.

Ключевые слова: астероид, АСЗ, WISE, точность орбит, численная модель движения.

Как известно, проведение космических миссий, таких как WISE, приводит к открытию новых астероидов, в том числе и потенциально опасных для нашей планеты. Поэтому весьма важно заблаговременно выявить такие опасные объекты и оценить степень их угрозы.

К астероидам, сближающимся с Землей (АСЗ) [1] относят астероиды с перегелийными расстояниями менее 1.3 а. е. Среди АСЗ выделяют потенциально опасные астероиды, к которым относятся все астероиды со звездной величиной менее 22^m, орбиты которых в настоящую эпоху сближаются с орбитой Земли до расстояний, меньше 0.05 а. е. (около 7,5 млн км). Подобные тела заслуживают пристального внимания и аккуратного отслеживания изменения их орбит в будущем. На 21 апреля 2011 г. космическим телескопом WISE было открыто 17 комет и 132 околоземных астероида, из которых 22 астероида, по данным NASA, являются потенциально опасными [2].

Данная работа посвящена исследованию орбит AC3, открытых WISE, на предмет сближений с большими планетами, в частности с Землей. Для достижения данной цели мы построили численную модель движения астероидов для решения обратной задачи динамики по всем имеющимся космическим и наземным наблюдениям, определили орбиты астероидов и оценили их точность.

Моделирование движения астероидов по наблюдениям. Движение астероида рассматривалось в прямоугольной гелиоцентрической геоэкваториальной системе координат, отнесенной к эпохе J2000.0, под действием сил от притяжения Луны и больших планет. Дифференциальные уравнения движения с начальными условиями имеют следующий вид:

$$\frac{d\mathbf{x}}{dt} = \dot{\mathbf{x}},$$

$$\frac{d\dot{\mathbf{x}}}{dt} = \mathbf{F}(t, \mathbf{x}) = -\frac{\mu \mathbf{x}}{r^3} + \sum_{j=1}^{N} \mu_j \left(\frac{\mathbf{x}_j(t) - \mathbf{x}}{\Delta_j^3} - \frac{\mathbf{x}_j(t)}{r_j^3} \right), \quad (1)$$

$$\mathbf{x}_0 = \mathbf{x}(t_0), \quad \dot{\mathbf{x}}_0 = \dot{\mathbf{x}}(t_0),$$

где **x** – вектор положения; **x** – вектор скорости астероида; $r = |\mathbf{x}|$; μ , μ_j – гравитационный параметр Солнца и больших планет соответственно; \mathbf{x}_j – вектор положения j-го возмущающего тела в гелиоцентрической прямоугольной системе координат; r_j и Δ_j – расстояние от j-го возмущающего тела до центра системы координат и до астероида соответственно; N – число возмущающих тел; t – эфемеридное время.

Параметры орбитальной модели определяются из наблюдений в рамках задачи наименьших квадратов, которая, как правило, сводится к минимизации некоторой целевой функции, выражающей степень близости наблюдаемых и моделируемых положений объекта:

$$S(\mathbf{q}) = \frac{1}{2} \sum_{i=1}^{M} \left[\left(\alpha_i^O - \alpha_i^C(\mathbf{q}) \right)^2 \cos^2 \delta_i^O + \left(\delta_i^O - \delta_i^C(\mathbf{q}) \right)^2 \right], \quad (2)$$

где $\mathbf{q} = (\mathbf{x}_0, \dot{\mathbf{x}}_0) - 6$ -мерный вектор определяемых параметров (начальный вектор динамической системы); M – число моментов наблюдений; $\alpha_i^C(\mathbf{q}) = \alpha^C(t_i, \mathbf{q})$ и $\delta_i^C(\mathbf{q}) = \delta^C(t_i, \mathbf{q})$. Минимизация функции $S(\mathbf{q})$ (2) осуществлялась итерационным демпфированным методом Гаусса–Ньютона [3]:

$$\mathbf{q}_{k+1} = \mathbf{q}_k - h \mathbf{Q}_{\mathbf{q}_k}^{-1} \left. \frac{\partial S}{\partial \mathbf{q}} \right|_{\mathbf{q}_k}, \qquad (3)$$

где $\mathbf{Q} = \mathbf{A}^T \mathbf{A}$ – нормальная матрица; $\mathbf{A} = (\partial S / \partial \mathbf{q})$ – матрица изохронных производных; h – демпфирующий множитель (0 < h < 1).

Дифференциальные коэффициенты матрицы **A**; вычислялись путем численного интегрирования их дифференциальных уравнений (ДУ) совместно с уравнениями движения. Таким образом, системы ДУ состояла из 42 уравнений. Дифференциальные уравнения интегрировались методом Эверхарта 15-го порядка точности с шагом, обеспечивающим точность интегрирования 10⁻¹² а. е. [3].

^{*}Работа выполнена при поддержке гранта РФФИ № 11-02-00918.

Параметры орбитальной модели мы определяли из всех космических и наземных наблюдений, доступных на сайте IAU Minor Planet Center [4].

Оценка точности орбитальных параметров. Не менее важной задачей при определении из наблюдений орбитальных параметров является оценка их точности. В последнее время все чаще прибегают к моделированию областей возможных орбитальных параметров [3], которые широко используются при планировании наблюдений и идентификации небесных тел, а также в задачах астероидной опасности.

Область возможных параметрических значений представляет собой множество точек в параметрическом пространстве, плотность которого отвечает вероятностной плотности нахождения истинных орбитальных параметров.

Для построения области возможных движений существуют разные способы, но один из самых простых способов состоит в использовании матрицы Холецкого $C^{1/2}$. Матрица Холецкого $C^{1/2}$ – нижнетреугольная матрица, произведение которой на транспонированную дает ковариационную матрицу C. Такая матрица существует и единственна, поскольку ковариационная матрица симметрична и положительно определена:

$$\mathbf{C} = \sigma^2 \left(\mathbf{A}^T \mathbf{A} \right)^{-1} = \mathbf{C}^{1/2} \left(\mathbf{C}^{1/2} \right)^T, \qquad (4)$$

где **о** – среднеквадратическая ошибка.

Алгоритм моделирования области возможных движений с использованием матрицы Холецкого основан на формуле [5; 6]

$$\mathbf{q} = \hat{\mathbf{q}} + \mathbf{C}^{1/2} \boldsymbol{\eta},\tag{5}$$

где $\hat{\mathbf{q}}$ – оценки параметров; $\mathbf{\eta}$ – 6-мерный случайный вектор, несмещенный и нормально распределенный с единичной дисперсией.

Вероятностные области обычно строятся на основе оценок линейной задачи наименьших квадратов (НК), поэтому их плотность асимптотически соответствует многомерному нормальному распределению. Для линейного случая предполагается, что связь между представлениями наблюдений и параметрами линейна, хотя для используемых орбитальных моделей это, вообще говоря, не так. Поэтому использование оценок линейной задачи наименьших квадратов для моделирования областей возможных движений будет обосновано только в том случае, если эти области достаточно малы, где указанная связь может хорошо представляться ее линейной аппроксимацией. Иначе оценки линейной НК-задачи будут недостоверно описывать вероятностные области. Проблема нелинейности может усугубляться следующими факторами: вопервых, достаточно большими ошибками в наблюдениях; во-вторых, скудной информацией о движении объекта в случае, когда имеется мало наблюдений, рассредоточенных на короткой дуге орбиты. Используя полученные оценки, введем некий коэффициент χ, позволяющий в нелинейном случае приближенно оценить степень отклонения уровенной поверхности от эллипсоидальной, определяемой ковариационной матрицей параметров:

$$\chi = \frac{1}{2} \frac{\hat{S} - \bar{S}}{\bar{S} - \hat{S}},\tag{6}$$

где $\overline{S} = \hat{S} \left(1 + \frac{\kappa_{\alpha}^2}{J - K} \right),$

где J – число измерений; K – число определяемых параметров; κ характеризует размер доверительного эллипсоида с заданной вероятностью α ; $\hat{S} = S(\hat{\mathbf{q}})$; \tilde{S} – значения целевой функции нелинейной задачи на поверхности доверительного эллипсоида линеаризированной задачи. В нашем случае при $\alpha = 0.999$, K = 6, $\kappa_{\alpha} \approx 4.7$ [3].

Естественно, коэффициент χ можно также рассматривать как показатель степени нелинейности задачи. Подобный показатель нелинейности был введен в работе [7]. В линейном случае χ равен нулю. Если коэффициент $\chi \leq 0.1$, то можно использовать оценки линейной задачи наименьших квадратов для моделирования областей возможных движений в нелинейной задаче, иначе нужно прибегать к нелинейным методам.

Выявление сближений астероидов с планетами. Минимальное расстояние от астероида до планеты вычисляется путем нахождения локального минимума квадрата функции расстояния, который аппроксимируется интерполяционным многочленом Лагранжа третьей степени относительно времени. Полином Лагранжа строится по узлам таблицы интегрирования [8].

Многочлен Лагранжа третьей степени по четырем узлам имеет вид

$$L_{3}(t) = \sum_{i=0}^{3} r_{i}^{2} \prod_{j \neq i} \frac{t - t_{j}}{t_{i} - t_{j}}, j = \overline{0, 3},$$
(7)

где r_i – расстояние между астероидом и планетой в момент времени t_i .

Чтобы определить минимум функции расстояния, вычислим производную многочлена Лагранжа (7) и приравняем ее к нулю:

$$\frac{dL_{3}(t)}{dt} = \sum_{i=0}^{3} r_{i}^{2} \frac{\sum_{j \neq i} \prod_{k \neq i, j} t - t_{k}}{\prod_{i \neq i} t_{i} - t_{j}} = 0, j = \overline{0, 3}, k = \overline{0, 3}.$$

Решая полученное квадратное уравнение, получим момент сближения t_{\min} . Затем, подставляя t_{\min} в формулу (7), получим минимальное расстояние до планеты $r_{\min} = \sqrt{L_3(t_{\min})}$. Обращение к процедуре осуществляется на каждом шаге интегрирования. Предполагалось, что если расстояние до планеты меньше 0.1 а. е., то происходит сближение.

Численные результаты. В данной работе мы рассмотрели 132 астероида, которые наблюдались на наземных обсерваториях и с КА WISE. Максимальное число наблюдений из рассмотренных нами объектов – у астероида 2010 LF86 N = 338. Данные наблюдения покрывают интервал времени, соответствующий 289.3 сут. Объект наблюдался на 22 обсерваториях в период с июня 2010 г. по март 2011 г. Наиболее интересными объектами для исследования являются 32 астероида из всей совокупности рассматриваемых объектов, у которых число наблюдений покрывает интервал времени до 3 месяцев. Данные объекты наблюдались только с космической обсерватории WISE. Номенклатура 32-х астероидов, количество и интервалы времени, покрываемые наблюдениями, представлены на рис. 1, 2.



Рис. 1. Количество наблюдений для астероидов



Рис. 2. Временные интервалы наблюдений для астероидов

На основе всех доступных наземных и космических наблюдений мы определили орбитальные параметры объектов и оценили их точность. Для минимизации целевой функции (2) был использован демпфированный метод Гаусса-Ньютона (3) с демпфирующим множителем, равным h = 0.01. В качестве начальных приближений использовались орбитальные элементы астероидов с сайта IAU Minor Planet Center [4]. Для оценки точности полученных элементов моделировались области возможных значений параметров (10 000 возможных решений) по формуле (5), а затем по дисперсиям ковариационных матриц вычислялись среднеквадратические ошибки для каждого элемента орбиты. В качестве примера представлены ошибки в средней аномалии М для 32 объектов наблюдавшихся на короткой дуге (рис. 3).

Для остальных астероидов значения ошибок в элементах порядка 10^{-3} и ниже, поэтому на графиках они не приведены.

Для всех 132 объектов полученные оценки параметров дают среднеквадратические ошибки σ , не превышающие величину 1" (рис. 4), что говорит о хорошей согласованности построенной численной модели и наблюдений.



Рис. 3. Ошибки в средней аномалии М для астероидов



Рис. 4. Среднеквадратические ошибки о для астероидов

Для оценки ошибок параметров также были получены их ковариационные матрицы С (4). Сингулярный анализ матриц С показал, что параметрические ошибки коррелируют, а матрицы имеют большие числа обусловленности от 10^9 до 10^{17} (рис. 5). В данном случае это вызвано, прежде всего, тем фактом, что наблюдательные данные для многих объектов распределены на достаточно малых интервалах времени, что приводит к большой неопределенности в орбитальных параметрах вдоль направления от наблюдателя к объекту.

В процессе численного моделирования орбит астероидов были вычислены значения коэффициента χ_{max} (6). Астероиды имеют широкий диапазон значений коэффициента χ_{max} (от 0.001 до 1 000). Опытным путем было установлено [3; 7], если коэффициент нелинейности превышает 0.1, то для построения начальных вероятностных областей применять линейные методы нецелесообразно, ввиду того, что ковариационная матрица плохо описывает разброс параметрических ошибок. Коэффициенты нелинейности для 32 астероидов, для которых $\,\chi_{max}^{}>0.1,$ приведены на рис. 6. Это можно объяснить тем, что наблюдения покрывают очень короткую дугу на интервале времени меньше суток. Поэтому параметрические ошибки достаточно большие вследствие скудной информации о движении объекта. Для данных объектов по этой же причине мы получили большие среднеквадратические ошибки для элементов орбиты, описанные выше.

Тем не менее для всех 132 астероидов были построены начальные вероятностные области на моменты времени t_0 и рассмотрена эволюция данных областей на 100 лет ($t_0 + 100$). В связи с большим количеством исследуемых объектов и большими временными затратами на численное моделирование на интервале времени порядка 100 лет, мы рассмотрели всего 100 возможных орбит для каждого из астероидов.



Рис. 5. Степень обусловленности ковариационной матрицы



нелинейности χ_{max}

Графики сближения возможных орбит астероидов с Землей на интервале времени порядка 100 лет представлены на рис. 7, где серым крестиком обозначены сближения номинальной орбиты астероида, а черными точками – сближения возможных орбит, по оси абсцисс (рис. 7), откладываются даты сближений, а по оси ординат – расстояния d между астероидом и планетой в а. е. В правой части рисунка в столбце указано процентное попадания точек в интервалы расстояний 0.01i - 0.01(i+1), i = 0, ..., 9.

Как показали результаты, из всей совокупности исследуемых объектов у 50 астероидов есть возможные орбиты, которые имеют сближения с Землей меньше, чем 0,1 а. е., причем у 27 из них минимальное расстояние между возможными орбитами объекта и Землей становится меньше чем 0.05 а. е. В соответствии с вышеприведенными оценками (рис. 1–6), орбиты 17 астероидов определены еще неточно, и мы не можем делать однозначные выводы о сближениях. В таблице представлен список астероидов, для которых номинальные орбиты имеют сближения с Землей меньше 0.1 а. е., а также указаны минимальные расстояния между астероидом и Землей и даты сближений.

На сайте НАСА [2] есть список потенциально опасных АСЗ (обозначенные буквой Y в столбце PHA), открытых КА WISE. В данный список входят 6 АСЗ (22010 AR85, 2010 CO1, 2010 DG77, 2010 JE87, 2010 EX7, 2010 LG64), по оценкам НАСА они являются потенциально опасными. Но как показали наши результаты, точность определяемых орбит данных астероидов настолько плоха, что еще рано делать выводы являются ли они действительно опасными или нет, так как необходима еще дополнительная информация об этих объектах.



Рис. 7. Сближения астероидов 2010 AR85, 2010 CO1, 2010 DG77, 2010 JE87, 2010 EX7, 2010 LG64 с Землей
Астероид	<i>d</i> , (a. e.)	Год	Месяц	День	Астероид	<i>d</i> , (a. e.)	Год	Месяц	День
	0.047	2042	2	6		0.040	2014	8	12
2010AR85	0.055	2078	2	7		0.060	2018	8	5
	0.085	2114	2	10		0.029	2055	8	11
2010CC55	0.085	2109	10	31	2010LE15	0.070	2059	8	4
2010(2)1141	0.079	2024	11	3		0.098	2096	8	12
2010CN141	0.078	2123	10	26		0.025	2100	8	11
	0.090	2011	3	4		0.056	2104	8	6
	0.088	2012	3	9		0.073	2023	8	21
2010CO1	0.029	2021	9	12	2010LH14	0.073	2072	5	22
	0.058	2021	9	12		0.072	2030	5	15
	0.038	2022	2	21	2010LJ61	0.072	2050	5	15
	0.078	2070	2	20	20101 168	0.001	2075	3	2
2010DJ56	0.058	2077	2	20	20101508	0.037	2080	6	10
	0.000	2004	2	20		0.074	2020	6	24
	0.080	2091	2	5	20101 169	0.040	2023	12	24
	0.059	2011	/	5	20101100	0.090	2028	12	9
2010DJ77	0.057	2025	/	4		0.030	2084	6	23
	0.068	2039	/	4		0.089	2087	12	10
	0.089	2122	7			0.091	2011	3	24
	0.063	2027	9	16		0.054	2011	9	14
2010DM56	0.012	2030	9	11		0.084	2012	2	4
201021100	0.061	2091	9	16		0.059	2049	8	10
	0.064	2094	9	8		0.082	2050	3	2
	0.100	2060	4	26		0.075	2050	10	8
2010EN44	0.071	2067	4	15		0.092	2051	1	8
2010EIN44	0.077	2074	4	17	2010LU134	0.099	2088	4	11
	0.088	2129	3	19		0.051	2088	8	22
2010EX11	0.030	2053	3	22		0.081	2089	2	19
	0.031	2067	3	20		0.091	2089	10	24
	0.070	2096	3	29		0.071	2126	7	29
	0.027	2110	3	21		0.085	2127	3	11
	0.041	2074	5	8		0.064	2127	9	26
2010FA81	0.055	2091	5	9		0.088	2128	1	20
2010FB81	0.073	2013	1	7		0.059	2024	5	1
2010FC81	0.073	2045	1	0		0.039	2024	6	0
20101/001	0.024	2043		23	2010I V108	0.048	2050	7	5
2010EC81	0.037	2037	2	23	20101.0108	0.080	2003	/	17
20101/081	0.077	2072	2	22		0.067	2102	4	27
	0.059	2119	2	20		0.061	2111	5	27
2010/00/7	0.075	2037	4	20		0.088	2031	4	2
2010GP67	0.080	2090	4	19	2010) (D112	0.044	2031		2
	0.0//	2110	4	21	2010MB113	0.080	2068	6	10
2010HO80	0.009	2073	4	27		0.060	2088	5	8
	0.051	2120	5	l		0.019	2088	10	31
	0.087	2033	6	1	2010MU111	0.077	2058	6	8
	0.030	2038	5	13	2010MU112	0.020	2075	12	14
	0.064	2043	4	4	20100010112	0.008	2082	12	13
	0.031	2056	5	29	2010NG1	0.089	2050	9	2
	0.034	2061	4	20	20101001	0.080	2097	9	3
201011107	0.015	2084	5	23		0.063	2013	6	26
2010/17/10/	0.032	2089	4	19		0.030	2014	6	25
	0.075	2094	4	3.	2010NY65	0.018	2015	6	24
	0.020	2117	5	28		0.040	2016	6	22
	0.020	2122	5	21	1	0.074	2017	6	21
	0.035	2127	5	1		0.092	2037	7	4
	0.029	2132	4	9	2010OC101	0.094	2064	7	4
	0.035	2037	6	11		0.078	2038	10	18
2010HZ104	0.033	2057	6	12		0.076	2036	10	21
	0.047	2004	1	25	2010OF101	0.000	2070	10	18
	0.047	2013	1	25		0.060	2009	10	21
2010JE87	0.074	204/	1	23		0.002	2021	10	∠1 1
	0.069	2000	1	28	2010OH126	0.069	2031		17
	0.048	2098	1	27	1	0.085	2052	6	1/

Сближение астероидов с Землей

Астероидно-кометная опасность и малые тела Солнечной системы

Астероид	<i>d</i> , (a. e.)	Год	Месяц	День	Астероид	<i>d</i> , (a. e.)	Год	Месяц	День
	0.072	2130	1	29	2010ON101	0.046	2035	5	29
	0.050	2079	2	12	201001101	0.045	2087	5	28
	0.041	2110	2	5	2010PP58	0.075	2051	8	10
	0.067	2059	5	19		0.027	2036	8	14
2010KB61	0.060	2095	5	19	2010PW58	0.025	2057	8	14
	0.072	2131	5	21		0.064	2078	8	14
	.070	2011	5	6		0.088	2094	8	13
	.042	2012	5	4		0.070	2020	9	15
	.098	2017	11	2	2010QA5	0.093	2085	9	19
2010KX7	.040	2072	5	5		0.073	2105	9	17
	.073	2073	5	5	2010QD2	0.093	2033	2	11
	.031	2132	5	6	2010V767	0.064	2013	12	29
					2010XZ67	0.066	2084	12	26

Окончание таблицы

Библиографические ссылки

1. Астероидно-кометная опасность: вчера, сегодня, завтра / под ред. Б. М. Шустова, Л. В. Рыхловой. М. : ФИЗМАТЛИТ, 2010.

2. WISE Discovery Statistics [Электронный ресурс]. URL: http://neo.jpl.nasa.gov/stats/wise/ (дата обращения: 24.10.2011).

3. Авдюшев В. А. Численное моделирование орбит. Томск : НТЛ, 2010.

4. IAU Minor Planet Center [Электронный ресурс]. URL: http://minorplanetcenter.org/db_search (дата обращения: 24.10.2011).

5. Авдюшев В. А., Баньщикова М. А. Области возможных движений новых спутников Юпитера // Астрономический вест. 2007. Т. 41, № 5. С. 446–452.

6. Draper N. R., Smith H. Applied Regression Analysis. John Wiley and Sons Ltd., 1981.

7. Черницов А. М., Дубас О. М., Тамаров В. А. Способы уменьшения нелинейности задачи наименьших квадратов при построении областей возможных движений астероидов // Изв. вузов. Физика. 2006. Т. 49, Вып. 2. С. 44–51 (Приложение).

8. Шефер В. А. Комплекс программ для исследования движения особых малых планет и комет // Астрономия и геодезия. 1989. Вып. 15. С. 35–39.

M. A. Banschikova, V. O. Shagdurova

INVESTIGATION OF ASTEROID ORBITS DISCOVERED WITH SPACE TELESCOPE WISE OVER 2010–2011

This paper presents the results of numerical orbit simulation for 132 asteroids discovered with WISE in 2010–2011. The parameters of the asteroid orbits are determined from all available ground and space observations and their accuracies are evaluated. For all the asteroids we numerically studied their orbital evolution so as to reveal the close encounters of the objects with major planets (particularly with the Earth) for 100 years. The results showed that the accuracy of the orbits of asteroids 2010 AR85, 2010 CO1, 2010 DG77, 2010 JE87, 2010 EX7, 2010 LG64 from the list of potentially hazardous NEAs of NASA is so low that it is too early to conclude whether they are really dangerous.

Keywords: asteroid, NEA, WISE, orbit precision, numerical model of motion.

© Баньщикова М. А., Шагдурова В. О., 2011

УДК 521.1

Л. Л. Соколов, Т. П. Борисова, Н. А. Петров, Н. П. Питьев, В. Ш. Шайдулин

ТРАЕКТОРИИ ВОЗМОЖНЫХ СОУДАРЕНИЙ АСТЕРОИДА АПОФИС*

Рассматриваются траектории возможных соударений астероида Апофис с Землей после 2036 г. Используется интегратор Эверхарта. Приведено более 50 возможных соударений в XXI в., включая 13 соударений до 2050 г. Минимальные геоцентрические расстояния, полученные с использованием различных эфемерид (DE405, DE423, EPM) и различных начальных данных Апофиса, отличаются друг от друга незначительно, как и размеры «щелей», ведущих к соударениям. Обсуждается устойчивость структуры множества возможных соударений. Аналогичные результаты, приведенные в работе Deflecting a hazardous Near-Earth Object (Yeomans D. K. et al.), хорошо согласуются с нашими результатами.

Ключевые слова: астероиды, сближающиеся с Землей, траектории соударения, Апофис.

Астероид Апофис, открытый в 2004 г. в обсерватории Китт Пик (США), имеет достоверно установленное сближение с Землей на расстояние 37-38 тыс. км (точность порядка тысячи км) 13 апреля 2029 г. Тесное сближение увеличивает разброс возможных траекторий и тем самым усиливает неизбежные ошибки при численном интегрировании. Среди возможных траекторий, в частности, имеются траектории, приводящие к столкновению 13 апреля 2036 г. Их вероятность оценивается в настоящее время как малая. Размеры Апофиса около 270 м, и соударение вызовет катастрофу, масштабы которой трудно предвидеть. В настоящее время условия наблюдения астероида Апофис неблагоприятны [1]. Однако в марте 2011 г. удалось провести несколько его наблюдений, уточняющих орбиту. Точность орбиты Апофиса анализируется, в частности, в работах российских авторов [2-4]. Проведенные исследования возможностей по изменению орбиты этого астероида показывают, что коррекция орбиты эффективна лишь при проведении ее достаточно заблаговременно до сближения в 2029 г. [5-8]. Однако в апреле 2036 г. возможно не только соударение, но и просто тесное сближение Апофиса с Землей. Второе после сближения в 2029 г. тесное сближение в 2036 г. и последующее за ним рассеяние возможных траекторий приведет к практически недетерминированному движению астероида Апофис, содержащему множество возможных опасных сближений и соударений сразу после 2036 г. Очевидно, разрабатывая методы предотвращения соударения в 2036 г., их нужно учитывать, несмотря на малую вероятность. Сами оценки вероятности столкновения Апофиса с Землей оказываются весьма чувствительными относительно исходных данных, как показано в работах [2; 3], и поэтому разброс их значений велик. В ИПА РАН проведено уточнение орбиты Апофиса с учетом самого полного набора наблюдений, известных на конец 2010 г. Полученые результаты, которые должны быть опубликованы в журнале «Астрономический вестник», указывают на то, что номинальная

траектория Апофиса по данным ИПА РАН несколько приблизилась к «щели», ведущей к соударению в 2036 г. Однако из-за уменьшения размеров трубки этих траекторий вероятность столкновения ничтожно мала. Учет мартовских наблюдений 2011 г. качественно не меняет ситуацию, однако возможные траектории астероида, наоборот, несколько отклоняются от «щели» 2036 г. В то же время при других способах обработки наблюдений вероятность столкновения может достигать 0.000027. Следует также учитывать возможность дополнительных негравитационных ускорений, в частности, связанных с эффектом Ярковского. Если выбрать самое «опасное» значение дополнительного негравитационного ускорения из диапазона возможных, то вероятность соударения достигает 0.0022 (В. А. Шор, частное сообщение). Как отмечается в работе [9], «поскольку потенциальные последствия столкновения с опасным объектом имеют глобальный масштаб», то «разговор о его (незначительной) вероятности неуместен». Когда условия наблюдения Апофиса снова будут благоприятны, соответствующие вероятности будут радикально пересмотрены. Естественно, необходимо подготовиться заранее и рассмотреть различные варианты развития событий, включая самые неблагоприятные.

Основная цель настоящей работы – выделение возможных траекторий соударения астероида Апофис с Землей после 2036 г. и исследование их свойств.

В работах [10; 11] приводятся аргументы в пользу того, что соударению астероида с планетой обычно должны предшествовать сближения с ней. В этом смысле особенности движения астероида Апофис не являются исключительными и могут встретиться у других опасных астероидов. Методы, используемые для исследования этих особенностей, могут тогда оказаться полезными. В то же время особенности движения Апофиса, связанные с сильным «разбеганием» траекторий, среди обычных астероидов встречаются очень редко.

^{*}Работа выполнена при финансовой поддержке Совета по грантам Президента РФ для поддержки ведущих научных школ (грант НШ-3290.2010.2), Программы проведения фундаментальных исследований СПбГУ по приоритетным направлениям (грант 6.37.110.2011), гранта РФФИ 11-02-00232-а.

Для уточнения орбиты астероида Апофис эффективно использование радиотехнических измерений орбиты спутника Апофиса [12; 13]. Отметим, что сближение с астероидом Апофис с использованием современных ракет-носителей (для выведения спутника-зонда около астероида, для доставки средств противодействия, для изменения орбиты астероида и т. п.) не представляет принципиальных трудностей, в то время как достижение многих потенциально опасных объектов с использованием стандартных средств в настоящее время невозможно [9; 14, с. 309–314]. Это ставит перед небесной механикой новые задачи.

Построение возможных траекторий соударения Апофиса с Землей. Для прямого численного интегрирования с нынешними начальными данными и поиска таким образом опасных траекторий астероида Апофис со сближениями после 2036 г. во многих случаях не хватает значащих цифр в начальных данных [8; 15]. Причина – рассеяние возможных траекторий при сближениях с Землей в 2029 и 2036 гг., вызывающее рост ошибок численного интегрирования. Поэтому для поиска интересующих нас движений доверительная область допустимых начальных данных, размеры которой зависят от приводимых значений погрешности начальных данных, транспортируется вдоль траекторий за момент тесного сближения в 2029 г., например в 2035 г. При этом размеры области начальных данных, включающей условия для множества опасных траекторий, увеличиваются на несколько порядков. В новой области поиск этих данных уже не вызывает принципиальных затруднений. Использование порождающих квазислучайных решений, составленных из резонансных орбит соударения с помощью метода точечных гравитационных сфер, оказывается весьма полезным как для качественного описания множества опасных траекторий, так и в качестве начального приближения [8].

Для численного построения траекторий использовался интегратор Эверхарта [16]; для получения положений больших планет и Луны в процессе интегрирования использовались численные планетные эфемериды DE405 [17], DE423 (2010 г.) и EPM2008 [18]. Вычисления проводились в барицентрической экваториальной системе координат ICRF, эпоха J2000.0.

Использовались два набора начальных данных. Первый взят с сайта HACA (URL: http://neo.jpl.nasa.gov/ cgi-bin/db?name=99942), он был опубликован там 18 мая 2006 г. Вторые начальные условия получены в ИПА РАН на 23 июля 2010 г. (решение «А»; В. А. Шор, частное сообщение).

Важно то, что для поиска соударений оказывается достаточно варьировать начальные данные на одномерном многообразии. Это может быть среднее движение или большая полуось, или просто одна из фазовых координат.

Возможные соударения в XXI в. В таблице, содержащей 67 возможных соударений в XXI в. после 2036 г., приводится дата соударения, минимальное геоцентрическое расстояние, а также отклонение на-

чального значения большой полуоси от значения, ведущего к соударению 2036 г. (к минимальному геоцентрическому расстоянию в 2036 г.). Кроме того, приведены значения минимальных геоцентрических расстояний в 2036 г. Результаты получены по «старым» начальным данным НАСА 2006 г. и модели эфемерид DE405. Входящие в таблицу соударения были получены нами также по «новым» начальным данным ИПА РАН 2010 г. и эфемеридам DE405. Максимальное отличие минимальных геоцентрических расстояний, найденных по начальным данным НАСА и ИПА РАН, не превосходит 100 км, а в большинстве случаев - 10 км. Большинство столкновений происходит 12-14 апреля указанного года. Несколько найденных столкновений происходят в другой точке пересечения орбит, и для этих случаев указан не только год, но и число, месяц.

Не вызывает сомнений, что в малой окрестности траектории каждого приведенного соударения существуют траектории тесных сближений, часть из них являются траекториями новых столкновений. Поэтому ясно, что найдены не все возможные соударения в текущем столетии. Однако размеры соответствующих «щелей» будут, как правило, значительно меньше, чем для приведенных возможных соударений, как и вероятность попадания в них. Кроме того, не найденные возможные соударения происходят позднее, ближе к концу века или за его пределами.

Описанные выше траектории возможных соударений проходят в 2036 г. вблизи Земли и связаны с соответствующим рассеянием. Однако вероятность траекторий, ведущих к этому сближению, очень мала, что подтверждается последними уточнениями орбиты Апофиса, включая уточнения с учетом наблюдений в марте 2011 г. Похоже, в 2036 г. астероид пройдет сравнительно далеко от Земли. Однако вблизи номинальной орбиты возможны другие траектории с опасными сближениями и соударениями. В докладе Chesley [19] указано множество возможных тесных сближений с Землей в 2051 г. на траекториях вблизи номинальной орбиты и следующие за ними возможные соударения в 2056, 2068, 2076 гг., при этом отмечаются малые размеры соответствующих «щелей». В результате, наибольшая вероятность для приведенных соударений в 2068 г. оказывается того же порядка, что и вероятность соударения в 2036 г. (10^{-6}) . Первая «щель» узкая, но рядом с номинальной орбитой, вторая, наоборот, широкая, но далеко от номинальной орбиты [19]. Мы подтверждаем наличие возможных соударений в 2056, 2068, 2076 гг. Очевидно, вблизи номинальной орбиты возможных соударений гораздо больше, не говоря уже о тесных сближениях. Например, там нами найдены дополнительно к вышеупомянутым еще 19 узких «щелей», ведущих к соударениям в промежутке между 2055 и 2100 гг. В 2057 г. Апофис может пройти на высоте 70 км над Землей. Роль основного «рассеивателя» вблизи номинальной траектории играют тесные сближения в 2051 г. (вместо 2036 г.).

N	Пото	$r = (10^3 \text{ mg})$	$r = (2026)(10^3 \text{ ms})^*$	Λ_{0} (y)*
19	Дага	$I_{min}(10 \text{ kM})$	$I_{\rm min}(2030)(10 \text{ KM})$	$\Delta a_0 (M)$
0	2036	2.1	2.1	0
1	2040	2.8	101	10.2
1	2040	2.8	101.	-18.3
2	2041a	5.6	30.7	-6.5
-	20 114	5.0	202	25.0
	20416	5.7	203.	-35.0
4	2042	29	500	-83.6
	2012	2.9	500.	05.0
5	2043	3.8	25.3	-5.6
6	2044	6.0	771	1277
0	2044	0.0	//1.	127.7
7	2045a	5.0	142.	-25.0
0	20451	2.6	22.6	5.1
8	20450	2.0	22.6	-5.1
9	2047a	3.0	20.9	-4.8
10	20174	1.0	20.5	
10	20476	4.0	39.5	-8.0
11	2048	3.1	27.5	-6.0
11	2040	5.1	21.5	-0.0
12	2049a	0.045	19.8	-4.6
13	2040b	16	502	83.0
15	20490	1.0	502.	-05.9
14	2051a	2.0	164.	28.5
15	20511	0.026	10.0	15
15	20310	0.026	19.0	-4.3
16	2053a	3.0	551	91.9
17	20521	0.57	10.4	1.2
17	20536	0.57	18.4	-4.3
18	2054a	63	33.2	-69
10	20514	0.000	10.0	
19	2055	0.022	18.0	-4.3
20	2057	1 1	17.6	_4 2
20	2037	1.1	17.0	7.4
21	2059a	0.44	123.	21.8
22	20505	57	17.2	_/ 1
22	20390	5.7	17.5	-4.1
23	2059c	5.4	32.6	-6.8
24	2060-	47	120	21.2
24	2000a	4./	120.	21.3
25	2060b	0.030	20.3	-4.7
20	20.01.20(1-	0.44	20.1	5 4
26	30.01.2061a	0.44	20.1	5.4
27	2061b	2.6	17.0	-4 1
20	20010	2.0	7/.0	105.0
28	2061c	2.9	/60.	125.9
29	2062	0.029	542	90.4
2)	2002	0.02)	542.	20.4
30	2063a	4.3	547.	91.2
31	2063b	0.030	16.8	_4.0
51	20030	0.039	10.8	-4.0
32	16.10.2064	0.32	129.	22.8
22	20650	15	176	20.5
55	2005a	4.5	170.	30.5
34	2065b	0.65	22.0	-5.0
25	2067.	5.2	162	28.4
33	2007a	3.2	105.	28.4
36	2067b	2.6	154	27.0
27	20(7-	0.0(7	21.4	4.0
37	206/c	0.067	21.4	-4.9
38	2068	61	18.7	-4 4
20	2000	()	26.1	- 7
39	2069	6.2	26.1	-5./
40	2070a	16	23.1	_5.2
10	20700	1.0	23.1	5.2
41	20706	0.31	/61.	126.0
42	2071	0.036	20.5	_4 7
12	2071	0.050	10.0	
43	2072	5.5	18.2	-4.5
44	2073	3.5	20.2	_4 7
	2075	5.5	16.0	-r./
45	2075a	5.2	16.0	-3.9
46	2075h	0.030	2260	370.2
10	20750	5.050	100	21.6
4/	2077a	5.9	182.	31.0
48	2077b	63	177	30.7
40	2079-	2.0	102	21.7
49	2078a	3.9	183.	31./
50	2079a	0.028	170	29 5
51	20701	2.0	16.7	2.04
51	20796	3.0	15.7	-3.84
52	16 10 2083	4 5	125	22.2
52	2004	0.22	226	22.2
55	2084	0.33	2260.	570.2
54	2085	0.24	245	41.9
	2005	0.40	215.	12.2
55	2086	0.49	97.8	1/./
56	2088a	5.8	542	90.4
	20000	5.0	140	20.T
57	2088b	6.1	16.8	-4.1
58	20880	0.86	116	20.6
50	20000	0.00	110.	20.0
59	2088d	5.0	534.	89.0
60	2001a	0.20	120	21.3
00	2071a	0.20	120.	<u> </u>
61	2091b	0.041	15.3	-3.74
62	2002	0.70	182	31.6
02	2092	0.79	102.	51.0
63	2095a	0.049	95.0	17.2
61	2005h	1 0	205	25 1
04	20930	1.0	203.	33.4
65	2099a	1.8	279.	47.5
66	20001	0.20	9150	1220
00	20990	0.29	8139.	1330.
67	2099c	0.041	280.	47.7

Возможные соударения Апофиса с Землей (DE405, начальные данные НАСА 2006)

*Примечание: г_{min}(2036) – минимальные геоцентрические расстояния при сближении 2036 г.; Δa₀ – сдвиг начальной (в 2006 г.) большой полуоси от значения, соответствующего соударению в 2036 г.

Список столкновений в таблице включает также возможные соударения, указанные в работе [17]. Речь идет о 12 соударениях: 2042, 2041b, 2045а, 2040, 2059а, 2051а, 2077а, 2099а, 2099с, 2088d, 2062а, 2053а (см. таблицу). Из них три соударения (2040, 2042, 2051а) были найдены нами независимо, существование остальных мы подтвердили нашими средствами с использованием данных об относительном положения «щелей» [17]. Совпадают и относительные положения «щелей», и минимальные геоцентрические расстояния.

Кроме указанных возможных соударений, при численном интегрировании нами было зафиксировано множество возможных опасных сближений Апофиса с Землей в XXI в. Количество обнаруженных сближений было существенно больше, чем найденных столкновений, как и в работе [17]. Большинство этих сближений можно выявить с помощью метода точечных гравитационных сфер, что иллюстрируется в работе [8].

Возможных случаев соударений между 2036 и 2050 гг. было найдено 14, включая соударение в 2036 г., и соответствующие траектории были исследованы подробнее. Они были получены в четырех вариантах с использованием «старых» и «новых» начальных данных и планетных эфемерид DE405 и DE423. Кроме того, была использована модель планетных эфемерид ЕРМ2008 [18]. Мы считаем исключительно важным исследование устойчивости структуры найденных соударений по отношению к малым изменениям («шевелениям») параметров модели движения. Исследуемые траектории вследствие наличия тесного сближения, и, возможно, не одного, очень неустойчивы по Ляпунову, а абсолютно точное значение правых частей дифференциальных уравнений движения нам неизвестно. Имеются малые отличия в ускорениях при использовании различных версий DE и EPM, невозможен в настоящее время корректный учет эффекта Ярковского и т. д. Поэтому возникает естественный вопрос о надежности и достоверности полученных результатов, их устойчивости по отношению к малым «шевелениям» правых частей уравнений движения.

Полученные результаты (более подробно они изложены нами в статье, поданной в журнал «Астрономический вестник) свидетельствуют об устойчивости структуры рассматриваемых возможных соударений. Характеристики соударений (минимальное геоцентрическое расстояние, относительное положение «щелей» в начальный момент и их размеры) мало зависят от модели движения, а также и от используемой программы численного интегрирования, поскольку для общих случаев в работе [17] независимо получены практически те же характеристики. Сходятся также до нескольких минут моменты минимальных геоцентрических расстояний при столкновениях и сближениях.

В результате рассеяния возможных траекторий астероида Апофис после сближений с Землей имеет место множество возможных соударений. Исследо-

ванные в настоящей работе траектории соударения связаны с тесным сближением в 2036 г. и, видимо, маловероятны согласно последним уточнениям орбиты Апофиса. Однако вблизи номинальной орбиты существуют траектории с тесными сближениями в 2051 г., и соответствующее рассеяние дает другое аналогичное множество возможных соударений с уже большей вероятностью. Обращает на себя внимание устойчивость характеристик найденных возможных соударений при изменении модели движения (эфемерид DE, EPM и т. п.).

Авторы выражают благодарность В. Г. Полю и В. А. Шору за плодотворное сотрудничество, А. А. Башакову – за высококачественное программирование, О. И. Захарову – за проведенные вычисления.

Библиографические ссылки

1. Chesley Steven R. Potential impact detection for Near-Earth asteroids: the case of 99942 Apophis (2004 MN) // Asteroids, Comets, Meteors : Proc. IAU Symp. № 229. 2005. Cambridge University Press., 2006. P. 215–228.

2. Орбита астероида (99942) Апофис, определенная из оптических и радарных наблюдений / Т. А. Виноградова, О. М. Кочетова, Ю. А. Чернетенко и др. // Астроном. вестн. 2008. Т. 42, № 4. С. 291–300.

3. Кочетова О. М., Чернетенко Ю. А., Шор В. А. Насколько точна орбита астероида (99942) Апофис и какова вероятность столкновения с ним в 2036–2037 гг. // Астроном. вестн. 2009. Т. 43, № 4. С. 338–347.

4. Ягудина Э. И., Шор В. А. Орбита АСЗ (99942) Арорhis = 2004 MN4 из анализа оптических и радарных наблюдений // Астероидно-кометная опасность – 2005 (АКО-2005) : материалы Всерос. конф. (3–7 окт. 2005, г. Санкт-Петербург). СПб., 2005. С. 355–358.

5. Ивашкин В. В., Стихно К. А. О проблеме коррекции орбиты сближающегося с Землей астероида (99942) Апофис // Доклады Академии наук. 2008. Т. 419. № 5. С. 624–627.

6. Ивашкин В. В., Стихно К. А. Анализ проблемы коррекции орбиты астероида Апофис // Околоземная астрономия – 2007 : материалы междунар. конф. (3–7 сент. 2007, п. Терскол). Нальчик, 2008. С. 44–48.

7. Ивашкин В. В., Стихно К. А. О предотвращении возможного столкновения астероида Апофис с Землей // Астроном. вестн. 2009. Т. 43, № 6. С. 502–516.

8. Соколов Л. Л., Башаков А. А., Питьев Н. П. Особенности движения астероида 99942 Apophis // Астроном. вестн. 2008. Т. 42, № 1. С. 20–29.

9. Широкомасштабная программа защиты от потенциально опасных объектов / У. Ф. Хюбнер [и др.] // Астроном. вестн. 2009. Т. 43,. № 4. С. 348–356.

10. Елькин А. В., Соколов Л. Л. О последовательных прохождениях АСЗ в окрестностях Земли // Астероидная опасность – 95 : тез. докл. (23–25 мая 1995, г. С.-Петербург). СПб., 1995. Т. 2. С. 41.

11. Соколов Л. Л., Башаков А. А., Питьев Н. П. Резонансные орбиты астероидов, сближающихся с Землей // Астроном. вестн. 2009. Т. 43, № 4. С. 333–337. 12. Поль В. Г., Симонов А. В., Суханов Г. К. О миссии разведки астероида Апофис // Околоземная астрономия – 2007 : материалы междунар. конф. (3–7 сент. 2007, п. Терскол). Нальчик, 2008. С. 200–213.

13. Насущные проблемы астероидной опасности / Л. В. Рыхлова, Б. М. Шустов, В. Г. Поль, К. Г. Суханов // Околоземная астрономия – 2007 : материалы междунар. конф. (3–7 сент. 2007, п. Терскол). Нальчик, 2008. С. 25–33.

14. Шустов Б. М., Рыхлова Л. В. Астероидная опасность: вчера, сегодня, завтра. М. : Физматлит, 2010.

15. Быкова Л. Е., Галушина Т. Ю. Эволюция вероятной области движения астероида 99942 Apophis // Околоземная астрономия – 2007 : материалы междунар. конф. (3-7 сент. 2007, п. Терскол). Нальчик, 2008. С. 48-54.

16. Everhart E. Implicit single-sequence methods for integrating orbits // Celest. Mech. 1974. Vol. 10. P. 35–55.

17. Deflecting a Hazardous Near-Earth Object / D. K. Yeomans [et al.] // Protecting Earth from Asteroids : 1 IAA Planetary Defense Conf. (27–30 April, 2009, Granada). Granada, 2009.

18. Pitjeva E. V. EPM ephemerides and relativity // Relativity in fundamental astronomy : Proc. IAU Symp. No 261 / S. Klioner, P.K. Seidelmann, M. Soffel (eds.). Cambridge University Press, 2010. P. 170–178.

19. Chesley Steven R. Asteroid Impact Hazard Assessment With Yarkovsky Effect. IAA Planetary Defense Conf. (9–12 May 2011, Bucharest). Bucharest, 2011.

L. L. Sokolov, T. P. Borisova, N. A. Petrov, N. P. Pitjev, V. Sh. Shajdulin

TRAJECTORIES OF POSSIBLE COLLISIONS OF ASTEROID APOPHIS

We discuss the possible collisions of asteroid Apophis and the Earth after 2036. The Everhart integrator is applied. We present more than 50 possible collisions in XXI century, including 13 collisions before 2050. The minimum geocentric distances, derived with the use of different ephemerides (DE405, DE423, EPM) and different initial data of Apophis, differ not large, as well as sizes of holes, leading to collisions. The stability of a set of collisions structure is discussed. The similar results, presented in Deflecting a hazardous Near-Earth Object (Yeomans D.K. et al.), are in agreement with our results.

Keywords: Near-Earth Objects, Collisions trajectories, Apophis.

© Соколов Л. Л., Борисова Т. П., Петров Н. А., Питьев Н. П., Шайдулин В. Ш., 2011

УДК 521.182

Е. А. Смирнов

ПРОГНОЗИРОВАНИЕ ОРБИТЫ АСТЕРОИДА АПОФИС: РОЛЬ ИНТЕГРАТОРОВ

В задаче о тесном сближении 13 апреля 2029 г. астероида 99942 Апофис с Землёй реализованы и применены современные методы численного интегрирования: методы Йошиды, Эрмита, Паркера–Сочаки, Булирша– Штера и предиктор-корректор (ПК-8). Каждым интегратором рассчитаны орбиты (с учетом всех существенных возмущений) и найдены минимальные расстояния между центром Земли и Апофисом 13 апреля 2029 г. и их статистические ошибки; найдены условия, приводящие к соударению в последующие годы. Проведен сравнительный анализ эффективности интеграторов в данной задаче.

Ключевые слова: Апофис, АСЗ, интегратор.

19 июня 2004 г. наблюдатели Такер, Толен и Бернарди в обсерватории Китт Пик открыли астероид 2004 MN4 [1]. В декабре того же года после выполнения предварительных расчетов была предсказана возможность его соударения с Землей в 2029 г. Проведенные через некоторое время дополнительные наблюдения и вычисления исключили эту возможность, однако выявили шанс столкновения в 2036 г. 19 июля 2005 г. астероиду было присвоено имя Апофис.

Прогнозированию орбиты Апофиса посвящено множество работ российских и зарубежных авторов

[1–5]. Основным содержанием данной работы является исследование и сопоставление точности методов численного интегрирования орбиты Апофиса, таких как симплектический метод Йошиды [6], самостартующий метод Эрмита [7], интегратор Эверхарта [8], восьмишаговый метод типа предиктор-корректор (ПК-8) [9], экстраполяционный метод Булирша– Штера [10], а также оценка величины погрешности каждого из интеграторов.

Методы численного интегрирования. Для прогнозирования орбиты Апофиса принято использовать

методы численного интегрирования уравнений движения. При подобных расчетах возникает несколько видов ошибок, связанных с неустранимой погрешностью в исходных данных, погрешностью метода и вычислительной погрешностью. В ряде работ [2; 5] для прогнозирования орбиты Апофиса был выбран интегратор Эверхарта [8] – неявный одношаговый метод типа Рунге-Кутты, который использует полиномиальные разложения правых частей уравнений движения по времени, опираясь на приближение производных высоких порядков разделенными разностями, которое дает сравнительно большую погрешность метода в случае интегрирования вблизи особой точки дифференциального уравнения [11; 12]. Поэтому для прогнозирования орбиты Апофиса предпочтительнее использовать другие численные методы, не использующие подобную интеграционную схему. Нами были написаны программы, реализующие методы Йошиды [6], Эрмита [7], Булирша-Штера [10] и восьмишаговый метод типа предиктор-корректор [9]. В качестве языка программирования для реализации интеграторов нами был выбран язык ruby (URL: http://ruby-lang.org). В нем отсутствуют ограничения на количество знаков в дробной части вещественных чисел, так как последние могут быть представлены в виде строк, что позволяет практически избежать погрешности округления при выборе достаточно большой длины строки (мы положили длину в 100 значащих цифр). Также, являясь современным языком программирования, ruby позволяет быстро разрабатывать понятные и гибкие программы.

Модель и уравнения движения. Интегрирование уравнений движения Апофиса проводилось в рамках следующей модели: гелиоцентрическая экваторитальная прямоугольная система координат, наличие возмущений от больших планет и Плутона, которые рассчитывались с помощью эфемерид DE405 [13], несферичность Земли с точностью до гармоники 2 порядка при входе астероида в сферу действия планеты [4; 14]. Мы не учитывали эффект Ярковского и солнечное давление, хотя их влияние может присутствовать [4; 5].

Уравнение движения, в приближении пренебрежимо малой массы астероида, выглядят следующим образом:

$$\frac{d^2\mathbf{x}}{dt^2} = -k^2 \frac{\mathbf{x}}{\mathbf{x}^3} + k^2 \sum_i m_i \left(\frac{\mathbf{x}_i - \mathbf{x}}{(\mathbf{x}_i - \mathbf{x})^3} - \frac{\mathbf{x}_i}{\mathbf{x}_i^3} \right) + \Delta,$$

где масса Солнца принята за единицу; **х** – радиусвектор возмущаемого тела; **x**_i, m_i , – координаты и относительные массы возмущающих тел; Δ – влияние гармоники второго порядка Земли; k – гауссова постоянная. Начальные данные для Апофиса взяты с сайта NASA [13] на эпоху JD = 2454101.5 (табл. 1).

Следует отметить, что принятая нами модель отличается от модели, использовавшейся NASA для вычисления данных, взятых нами за начальные. Однако различия между моделями относительно малы (в положении Апофиса на момент сближения – десятки километров и меньше), поэтому в нашем исследовании ими можно пренебречь. Такая же модель использовалась и в других работах [2], результаты которых не противоречат результатам, полученным в исследовании [4], использовавших полную модель.

Начальные данные на дату JD = 2454101.5, x, y, z – в a. e., x', y', z' – в a. e./сут.

Таблица 1

Координата	Значение
Х	1.043406748756247E+00
у	3.125580257280309E-01
Z	8.948500834246172E-02
x'	3.711057094315510E-03
y'	1.344966150998682E-02
z'	5.098876019078703E-03

Сближение 2029 г. Используя разработанное программное обеспечение с начальными данными NASA (табл. 1), нами была проинтегрирована орбита Апофиса всеми вышеуказанными интеграторами и вычислены соответствующие минимальные расстояния между Землей и астероидом при сближении 13 апреля 2029 г. (табл. 2).

	Таблица 2
Минимальное расстояние Земля–Апоф	ис
13 апреля 2029 г.	

Метод	<i>D</i> (a. e.)	<i>D</i> (км)
Эрмита 6	0.00025603283	38300±1800
Йошиды 8	0.00025476945	38110±1290
ПК-8	0.00025498335	38150±1420
Паркера-Сочаки	0.00025555822	38230±2920
Булирша–Штера	0.00025481646	38120±940
Эверхарта	0.00025168785	37650±3490

Полученные результаты хорошо согласуются с данными других исследователей [2; 4; 5]. Для каждого минимального расстояния методом Монте-Карло была рассчитана ошибка. Для ее расчета интегрировались орбиты 10 000 виртуальных астероидов с начальными данными, взятыми по нормальныму распределению и находящимися в пределах погрешности исходных данных (использовались погрешности из работы [5]). За ошибку было принято среднеквадратичное отклонение минимального расстояния между Землей и Апофисом от аналогичной величины для номинальной орбиты. Ошибки составили: для метода Йошиды – 38 110 ± 1 290 км, ПК-8 – 38 150 ± 1 420 км, Эрмита – 38 300 ± 1 800 км, Паркера-Сочаки - 38 230 ± 2 920 км, Булирша-Штера 38 120 ± 940 км, Эверхарта – 37 650 ± 3 490 км. Таким образом, наименьшую ошибку при прочих равных условиях имеют методы Булирша-Штера, Йошиды и ПК-8, а наибольшую – интеграторы Эверхарта и Паркера-Сочаки.

Анализируя еще раз результаты, представленные в табл. 2 можно сделать следующий вывод: для прогно-

зирования орбиты Апофиса предпочтительно использовать интеграторы Булирша–Штера, Йошиды и ПК-8, так как они имеют наименьшую полную погрешность.

Для прогнозирования движения Апофиса нами реализован ряд методов численного интегрирования: Йошиды, Эрмита, ПК-8, Паркера-Сочаки, Эверхарта, Булирша-Штера. С помощью разработанного программного обеспечения для начальных данных NASA [13] вычислено минимальное расстояние «центр Земли – Апофис» на 13 апреля 2029 г. и его ошибка: $38\ 110 \pm 1\ 290$ км, $38\ 150 \pm 1\ 420$ км, $38\ 300 \pm 1\ 800$ км, $38\ 230\pm 2\ 920\ {
m km},\ 38\ 120\pm 940\ {
m km}$ и 37 $650\pm 3\ 490\ {
m km}$ при использовании методов Йошиды, ПК-8, Эрмита, Паркера-Сочаки, Булирша-Штера и Эверхарта соответственно. Впервые проведен анализ различий в расстояниях между центром Земли и Апофисом до и после сближения 13 апреля 2029 г., вычисленных различными интеграторами. Наиболее оптимальными для прогнозирования орбиты Апофиса методами оказались методы ПК-8, Булирша-Штера и Йошиды.

Автор благодарит О. М. Кочетову, Л. Л. Соколова, И. И. Шевченко и В. А. Шора за замечания и комментарии к работе.

Библиографические ссылки

1. Chesley S. R. Potential impact detection for near-Earth asteroids: The case of 99942 Apophis (2004 MN4) // Proc. of the Intern. Astronomical Union. 2006.

2. Башаков А. А., Питьев Н. П., Соколов Л. Л. Особенности движения астероида 99942 Апофис // Астроном. вестн. 2008. Т. 42, № 1. С. 20–29.

3. Орбита астероида (99942) Апофис, определенная из оптических и радарных наблюдений / Т. А. Виногра-

дова, О. М. Кочетова, Ю. А. Чернетенко и др. // Астроном. вестн. 2008. Т. 42, № 4. С. 291–300.

4. Predicting the earth encounters of (99942) Apophis / J. D. Giorgini, L. A. Benner, S. J. Ostro et al. // Icarus. 2008. Vol. 193. P. 1–19.

5. Kochetova O. M., Chernetenko Y. A., Shor V. A. How precise is the orbit of asteroid (99942) Apophis and how probable is its collision with the earth in 2036–2037 // Solar System Research. 2009. Vol. 43, N 4. P. 324–333.

6. Yoshida H. Construction of higher order symplectic integrators // Phys. Lett. 1990. A. 150:262.

7. Makino J. Optimal order and time-step criterion for Aarseth-type N-body integrators // Astrophys. J. 1991. 369, 200–12.

8. Everhart E. Implicit single methods for integrating orbits // Cel. mech. 1974. Vol. 10, № 1. P. 35–55.

9. Hut P., Makino J. The art of computational science. The Kali code. 2005.

10. Chambers J. E. A Hybrid Symplectic Integrator that Permits Close Encounters between Massive Bodies // Monthly Notices of the Royal Astronomical Society. 1999. Vol. 304. P. 793–799.

11. Смирнов Е. А. Современные численные методы интегрирования уравнений движения астероидов, сближающихся с Землей // Околоземная астрономия – 2007. Нальчик : Изд. М. и В. Котляровы. С. 54–59.

12. Татевян С. К., Сорокин Н. А., Залёткин С. Ф. Численное интегрирование обыкновенных дифференциальных уравнений на основе локальных многочленных приближений // Вычислительные методы и програм. 2000. Т. 1. С. 28–61.

13. Nasa jpl solar system dynamics [Электронный pecypc]. URL: http://www.jpl.nasa.gov/ // 2008.

14. Грушинский Н. П. Основы гравиметрии. М. : Наука, 1983.

E. A. Smirnov

PREDICTING THE ORBIT OF APOPHIS: THE ROLE OF INTEGRATORS

To decide the task of a close approach of the asteroid 99942 Apophis to the Earth on April 13, 2029, the author uses various methods of numerical integration: the Yoshida, Bulirsch–Stoer, Hermite, Everhart, Adams–Bashforth, Parker–Sochacki methods (all essential perturbations are taking into account). The numerical error is estimated for each integrator by the Monte-Carlo method. The possible close encounters after 2029 till 2060 are calculated by varying the initial value of the semimajor axis. The analysis of integrators is provided.

Keywords: Apophis, NEA, integrator.

© Смирнов Е. А., 2011

УДК 521.1+523.44

К. А. Стихно

МЕТОД ПОИСКА ТРАЕКТОРИЙ ОПАСНЫХ НЕБЕСНЫХ ТЕЛ, ПРИВОДЯЩИХ К СТОЛКНОВЕНИЮ С ЗЕМЛЕЙ*

Приводится метод поиска опасных траекторий астероидов, сближающихся с Землей (AC3), приводящих к столкновению с Землей. На первом этапе предлагается исследовать наличие возможных сближений при помощи интегрирования относительно небольшого числа траекторий из доверительного множества, фиксируя моменты сближения. Затем, рассматривая локальное минимальное расстояние от AC3 до Земли в окрестности некоторого момента времени как функцию его начальных координат и скоростей, предлагается минимизировать эту функцию при помощи метода безусловной минимизации, разновидности метода градиентного спуска.

Проведен поиск опасных траекторий для астероидов 2007 VK184 и 2011 AG5. Найдено и исследовано множество траекторий астероида Apophis, приводящих к столкновению с Землей в 2036 г. Результаты расчетов хорошо согласуются с данными, полученными другими исследователями.

Ключевые слова: АСЗ, траектория столкновения, методы минимизации, Apophis.

Для недавно открытых сближающихся с Землей объектов, т. е. АСЗ, прежде всего является актуальной задача определения траекторий, приводящих к их столкновению с Землей. Для ее решения по астрономическим наблюдениям определяются характеристики опорной орбиты на некоторый момент времени и разброс этих параметров, возникающий вследствие ошибок наблюдений. Затем проводится интегрирование большого количества траекторий, случайным образом выбранных из доверительного множества найденных начальных условий, для каждой из которых ищутся тесные сближения с Землей. Подобные вычисления требуют больших затрат машинного времени. Для формирования выборки начальных данных, соответствующей всего 10 различным вариациям по каждой фазовой переменной (например, начальных координат и скоростей), требуется взять 10⁶ точек в фазовом пространстве. Их интегрирование на современных кластерных компьютерах занимает достижимое, но, тем не менее, значительное время. При этом, уже при вероятности столкновения порядка 10⁻⁵ миллиона вариаций может оказаться недостаточно для получения сталкивающихся траекторий, не говоря уже о том, чтобы исследовать все множество сталкивающихся траекторий. В то же время варьирование начальных условий в окрестности номинальных значений с учетом корреляции фазовых параметров, необходимо в основном для определения вероятности столкновения. Для вычисления и изучения собственно множества сталкивающихся траекторий можно ограничиться лишь небольшим набором вариаций начальных параметров, применив затем другие методы поиска

Предварительный этап. Поиск сближений. Будем считать, что задача определения орбиты небесного тела решена и задан вектор номинальных параметров (элементы орбиты или координаты и скорости) на некоторый момент времени, а также ковариационная матрица для этих параметров. Тогда основным индикатором опасности небесного тела является наличие в небольшой окрестности его номинальной орбиты траекторий, приводящих к тесным сближениям с Землей в ближайшие десятилетия.

Для построения грубой карты сближений объекта с Землей генерировалось небольшое количество (порядка 1 000) вариаций номинальных параметров и затем проводилось их численное интегрирование в рамках возмущенной задачи двух тел. Расстояние между АСЗ и Землей r_{π} отслеживалось. И если оно становилось меньше некоторого наперед заданного расстояния r_{\min} , проводился поиск точного минимума и фиксировалась вариация начальных параметров, время достижения минимального расстояния и значение r_{π} . На выходе был получен массив вариаций номинальных параметров, приводящих к сближениям с Землей на расстояние меньше r_{\min} .

Практически, для AC3 значение этого параметра можно выбирать в интервале от 1 млн км (примерно соответствует сфере действия Земли) до 10 млн км. В противном случае или приходится значительно увеличивать число вариаций, чтобы набрать полную карту сближений, или массив данных будет перенасыщен периодическими сближениями.

Минимальное расстояние как функция набора начальных параметров. Условимся считать все физические тела материальными точками. Рассмотрим фазовое пространство **D** координат и скоростей небесного тела на заданный момент времени t_0 , за вычетом начальных условий, приводящих к центральным соударениям. Для каждого вектора фазовых переменных из этого пространства x_0 (r_0 , v_0) зададим скалярную функцию расстояния от небесного тела до Земли как

$$y(\boldsymbol{x}_0, t) = |\boldsymbol{r}(\boldsymbol{x}_0, t) - \boldsymbol{r}_E(t)|,$$

где $r(x_0, t)$ – радиус-вектор, определяющий положение небесного тела в момент времени t; $r_{\rm E}(t)$ – радиус-вектор Земли.

^{*}Работа выполнена при поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (грант РФФИ 09-01-00710).

Скалярная функция $y(\mathbf{x}_0, t) > 0$ и определена на всем интервале времени **T**. Также она является непрерывной и имеет все частные производные на этом интервале.

Рассмотрим некоторый конечный интервал времени $T_k = [t_k - \Delta t, t_k + \Delta t]$. Определим локальное минимальное расстояние от небесного тела до Земли как

$$r_{\pi}(y, t_k, \Delta t) = \min_{t \in T_k} (y(\boldsymbol{x}_0, t))$$

Тогда $r_{\pi}(y, t_k, \Delta t)$ – непрерывный на **D**х**T**х**T** функционал. Полагаем, что на траекториях нет центральных столкновений. Тогда, зафиксировав интервал времени T_k , получим непрерывную функцию от начальных координат и скоростей $r_{\pi}(x_0)$, у которой существуют все частные производные.

Поиск траекторий, приводящих к столкновению с Землей. Задачу поиска траекторий, приводящих к столкновению с Землей в окрестности момента времени t_k , будем рассматривать как определение вектора начальных состояний, минимизирующего функцию $r_n(x_0)$ на некотором наперед заданном интервале времени $T_k \ni t_k$ и, прежде всего, приводящего к тому, что значение $r_n(x_0)$ становится меньше среднего радиуса Земли. Интервал времени T_k будем выбирать так, чтобы он включал только один пролет АСЗ около Земли.

Так как у функции $r_{\pi}(\mathbf{x}_0)$ в отсутствие центральных соударений существуют все частные производные, для ее минимизации на заданном интервале воспользуемся одной из модификаций метода градиентного спуска.

Алгоритм метода выглядит следующим образом:

1. Пусть известен вектор переменных в фазовом пространстве на k-й итерации метода – z, а также значение минимизируемой функции в этой точке – f(z).

2. Тогда приближенно значение частных производных функции f в точке z будем вычислять как

$$\frac{\Delta f}{\Delta z_i} = \frac{f_+ - f_-}{2 \cdot h},$$

где $f_{\pm} = f(z_1,...,z_i \pm h,...,z_6)$; h – приращение, малое по сравнению с размерами доверительного множества, но достаточно большое, по сравнению с машинной точностью. Полученный вектор совпадает с вектором градиента **grad**(f) в точке **z** с точностью порядка $O(h^2)$.

Точку на k + 1 итерации будем искать как

$$z_i^+ = z_i - \Theta_k \cdot \frac{\Delta f}{\Delta z_i} ,$$

где θ_k – шаг в направлении антиградиента. На первой итерации $\theta_k = f(\mathbf{z})$.

3. Найдем $f(\mathbf{z}^+)$. Если будет выполнено неравенство $f(\mathbf{z}^+) - f(\mathbf{z}) > 0$, будем уменьшать шаг $\theta_k = \alpha \theta_k$, $0 < \alpha < 1$, и пересчитывать \mathbf{z}^+ до тех пор, пока не будет выполнено неравенство $f(\mathbf{z}^+) - f(\mathbf{z}) < 0$ или пока θ_k не станет меньше малого параметра ε_1 . В первом случае переобозначим $\mathbf{z} = \mathbf{z}^+$ и продолжим итерационный

процесс, в последнем случае будем считать, что точка z^{\dagger} является точкой локального минимума функции *f*.

4. Будем выполнять итерационный процесс до тех пор, пока значение функции $f(\mathbf{z})$ не станет меньше малого параметра ε_2 или до выполнения заданного числа итераций n_0 . В последнем случае точкой локального минимума будем считать значение вектора \mathbf{z} , вычисленного на последней итерации.

Подробная блок-схема применяемого алгоритма приведена на рис. 1.

Тестирование метода на прикладных задачах. Для проверки возможностей метода и отладки системных параметров была решена задача поиска траекторий, приводящих к столкновению с Землей, для двух недавно открытых астероидов 2007 VK184 и 2011AG5, до сих пор сохраняющих оценку 1 по Туринской шкале. Векторы номинальных параметров, в данном случае – элементы орбиты, и матрицы ковариаций были взяты из решений Otto Matic, доступных на сайте JPL [1; 2]. Результаты расчетов сравнивались с данными NASA, доступными там же.

Уравнения движения включали в себя возмущения от всех больших планет по теории DE405, солнечного давления и полярного сжатия Земли. Интегрирование велось методом восьмого порядка точности [3].

На этапе поиска начальных приближений было исследовано 1 000 вариаций начальных координат и скоростей (с учетом ковариационной матрицы) на интервале 100 лет от момента решения. Фиксировались все попадания в сферу с радиусом 10 млн км и центром в центре Земли (табл. 1).

Отдельными сближениями считались сближения, между которыми был промежуток в несколько месяцев, обычно в окрестности линии узлов номинальной орбиты. Устойчивыми считались сближения с наибольшим количеством попаданий в сферу радиусом 10 млн км вокруг Земли.

Затем массив вариаций, приводящих к тесным сближениям в отдельные годы, был взят в качестве начальных данных для алгоритма минимизации (рис. 1). По итогам работы алгоритма был получен ряд траекторий, приводящих к столкновению с Землей. Сводная информация о них представлена в табл. 2.

Расположение начальных данных для траекторий, приводящих к столкновению с Землей, относительно проекций эллипсоидов рассеивания астероидов на плоскость (r, v) – модуля гелиоцентрического радиуса-вектора и модуля гелиоцентрической скорости в начальный момент времени, представлено на рис. 2 и 3.

Если сравнить полученную карту столкновений с данными NASA [1; 2], то можно отметить два момента. Во-первых, наибольшее число попадающих траекторий пришлось на наиболее вероятные столкновения, из-за которых астероиды имеют единицу по Туринской шкале. Во-вторых, найденные столкновения совпадают с данными NASA с точностью до сближений с вероятностью столкновения менее 10⁻⁷, что является хорошим признаком устойчивой сходимости метода. Поиск опасных траекторий астероида Apophis. Астероид Apophis отличается большой неустойчивостью орбиты после тесного сближения с Землей в 2029 г. Актуальной остается задача поиска его траекторий, приводящих к столкновению с Землей в последующие годы, и предотвращения подобного столкновения [4; 5]. С помощью нашего метода поиска было исследовано множество траекторий, приводящих к столкновению Апофиса с Землей в 2036 г. На первом этапе были исследованы траектории, построенные по более чем 8 500 случайных вариаций начальных условий [6]. Для них в пределах от 2036 до 2113 гг. были получены параметры более чем 16 500 сближений астероида Арорhis с Землей, из которых около 2 000 – с минимальным расстоянием менее 1 млн км. В частности, в 2036 г. было зафиксировано 612 сближений. Из них 131 – с минимальным расстоянием менее 1 млн км.



Рис. 1. Алгоритм метода минимизации функции минимального расстояния от АСЗ до Земли

Тестирование работы метода

Таблица 1

	20	2011AG5				
Число вариаций начальных данных			1 000			
Число попаданий в сферу радиусом 10 млн км.	1 287			2 988		
Число отдельных сближений	54			95		
Устойчивые сближения. Года сближений	2048	2075	2084	2023	2052	2093
Устойчивые сближения. Число траекторий, попадающих в	712	203	76	976	252	463
сферу радиусом 10 млн км						
Устойчивые сближения. Минимальное расстояние до Земли,	0.014	1.637	1.662	0.049	0.012	0.089
млн км						

Таблица 2

Результаты тестирования

	2	007 VK18	2011AG5		
Число векторов начальных данных для минимизации		1 287		2 988	
Число траекторий, приводящих к столкновению	596			103	
Число сближений, порождающих столкновения	3			6	
Наибольшее число столкновений, г.	2048	2057	2055	2052	2040
Наибольшее число столкновений в одном сближении		11	2	94	6



Рис. 2. Столкновительные траектории и эллипс рассеивания для астероида 2007 VK184 в начальный момент времени в проекции на плоскость (*r*, *v*)



Рис. 3. Столкновительные траектории и эллипс рассеивания для астероида 2011 AG5 в начальный момент времени в проекции на плоскость (*r*, *v*)

Далее, начальные координаты, приводящие к сближению в 2036 г., были использованы в качестве отправных точек для метода градиентного спуска. Каждая из них породила вектор начальных координат и скоростей астероида, приводящих к его столкновению с Землей в апреле 2036 г. Множество этих положений в проекции на эллипс рассеивания во время тесного сближения в 2029 г. приведено на рис. 4 [7].

Множество траекторий, приводящих к столкновению, имеет овражный вид и пересекает эллипс рассеивания. Ширина зоны резонансного возврата в 2029 г. составляет всего 600 м (рис. 5) [7], что хорошо согласуется с данными других авторов. Центральная зона «щели» соответствует траекториям с перигейным расстоянием в 2036 г. в 2 070 км от центра Земли.

Были исследованы возможности метода поиска сталкивающихся с Землей траекторий для недавно

открытых опасных небесных тел. Показано, что интегрируя небольшое число траекторий, можно получить достаточно подробную карту столкновений в окрестности эллипсоида рассеивания. Более чем для 99 % начальных данных метод минимизации локального минимального расстояния как функции начальных координат и скоростей сходился к решению за 2–3 итерации.

С увеличением интервала времени до сближения и, соответственно, с ростом ошибок округления точность метода падает. С некоторого момента (~70 лет) точности уже не хватает для устойчивой сходимости к значению $r_{\pi} < 6$ 371 км. Решить эту проблему можно, применив более точный метод интегрирования, использовав более точную процедуру вычисления градиента или взяв за основу иной метод минимизации функции многих переменных.



Рис. 4. Множество траекторий Апофиса, сближающихся с Землей в 2036 г., и эллипс рассеивания в проекции на картинную плоскость у Земли в 2029 г.:

широкая темная полоса – сближения в 2036 г. на расстояние менее 5 млн км; узкая светлая полоса – сближения в 2036 г. на расстояние менее 1 млн км; узкая темная линия – траектории, приводящие к столкновению в 2036 г.





Представленный метод позволяет уверенно определять траектории АСЗ, приводящие к столкновению с Землей, и может быть использован для анализа опасности новых открытых астероидов.

Библиографические ссылки

1. Решение в рамках программы JPL Solar System Dynamics для астероида 2007 VK184 от 20.12.2010 г. [Электронный ресурс]. URL: http://ssd.jpl.nasa.gov/ sbdb.cgi?sstr=2007%20VK184.

2. Решение в рамках программы JPL Solar System Dynamics для астероида 2011 AG5 от 21.02.2011 г. [Электронный ресурс]. URL: http://ssd.jpl.nasa.gov/ sbdb.cgi?sstr=2011%20AG5.

3. Степаньянц В. А., Львов Д. В. Эффективный алгоритм решения системы дифференциальных уравнений движения // Математ. моделирование. 2000. Т. 12, № 6. С. 9–14.

4. Ivashkin V. V., Stikhno C. A. An Analysis of the Correction Problem for the Near-Earth Asteroid (99942) Apophis=2004 MN4. // 2007 Planetary Defense Conf. (March 5–8, 2007). G. Washington University, Washington, D. C., USA [Электронный pecypc]. URL: http://www.aero.org/conferences/planetarydefense/2007p apers/P1-2--Ivashkin-Paper.pdf.

5. Ивашкин В. В., Стихно К. А. О проблеме коррекции орбиты сближающегося с Землей астероида (99942) Apophis // Доклады АН. 2008. Т. 419, № 5. С. 624–627.

6. Ягудина Э. И., Шор В. А. Орбита АСЗ (99942) Арорhis = 2004 МN4 из анализа оптических и радарных наблюдений // Астероидно-кометная опасность – 2005 (АКО-2005) : материалы Всерос. конф. (3–7 окт. 2005, г. Санкт-Петербург). СПб. : ИПА РАН, 2005. С. 355–358.

7. Ивашкин В. В., Стихно К. А. О предотвращении возможного столкновения астероида Apophis с Землей // Астрономический вестник. 2009. Т. 43, № 6. С. 502–516.

C. A. Stikhno

METHOD OF DETERMINATION OF TRAJECTORIES OF PERNICIOUS STELLAR BODIES LEADING TO COLLISIONS

A method for search of pernicious stellar bodies trajectories leading to collisions with the Earth is studied in this paper. At first the author considers possibilities of close approaches to the Earth with the help of integrating a comparatively not large number of trajectories from a confidence set, recording the cases of close approach. Then a local minimal distance between the Earth and asteroid is considered as a function of initial coordinates and velocities and is minimized by gradient descent method.

Search of collision trajectories was performed for asteroids with rank 1 on Torino Scale: 2007 VK184 and 2011 AG5. Also a keyhole for asteroid Apophis collision in 2036 was investigated. Results obtained are in good correlation with data presented by the other authors.

Keywords: NEO, collision trajectories, minimization methods, Apophis.

© Стихно К. А., 2011

УДК 521.1+629.78

В. В. Ивашкин, К. А. Стихно

ГРАВИТАЦИОННАЯ КОРРЕКЦИЯ ОРБИТЫ АСТЕРОИДА АРОРНІS*

В настоящее время существует небольшая вероятность столкновения астероида Apophis с Землей в 2036 г. Исследуется задача предупреждения этого столкновения с помощью гравитационной коррекции орбиты астероида. Рассматривается воздействие с помощью специального космического аппарата (КА), удерживаемого управляющими реактивными двигателями в некоторой точке пространства вблизи астероида и оказывающего гравитационное возмущение на его движение. Изучается изменение перигейного расстояния орбиты Апофиса в 2036 г. и расход массы КА в зависимости от длительности воздействия, массы КА, его расстояния до астероида, времени начала коррекции, скорости истечения струи двигателей КА. Показано, что при проведении коррекции до 2029 г. можно предупредить столкновение астероида с Землей в 2036 г. при помощи КА массой около 1 т.

Ключевые слова: астероид, коррекция орбиты, гравитационное воздействие, Apophis.

В соответствии с обработанными результатами наблюдений [1], астероид Арорhis в 2029 г. пролетит на расстоянии ~ 38 000 км от центра Земли. Однако существуют траектории астероида, которые близки к номинальной и приводят к его соударению с Землей при следующем сближении в 2036 г. Так как энергия, выделившаяся в результате такого столкновения, будет эквивалентна 800 Мт, важен анализ задачи коррекции орбиты астероида.

Некоторые особенности движения астероида Арорhis. В силу значительного влияния возмущений на движение астероида, а также наличия тесного сближения с Землей, приходится использовать достаточно полную модель движения и интегрировать ее численно. За основную систему координат принята гелиоцентрическая геоэкваториальная невращающаяся прямоугольная система координат $OX_1Y_1Z_1$. Учитывалось поле притяжения Солнца, а также всех больших планет и Луны, как точечных тел, с учетом сжатия Земли (с точностью до второй зональной гармоники), а также давление солнечного света:

$$\frac{d^{2}\mathbf{r}_{A}}{dt^{2}} = -\frac{\mu_{S} + \mu_{A}}{r_{A}^{3}}\mathbf{r}_{A} + \sum_{i} \mu_{i} \left(\frac{\mathbf{r}_{i} - \mathbf{r}_{A}}{\left|\mathbf{r}_{i} - \mathbf{r}_{A}\right|^{3}} - \frac{\mathbf{r}_{i}}{\left|\mathbf{r}_{i}\right|^{3}}\right) + \Delta_{E} + \mathbf{a}_{SP};$$
(1)

где t – время; \mathbf{r}_A , μ_A (= Gm_A) – гелиоцентрический радиус-вектор и гравитационный параметр астероида; G – универсальная гравитационная постоянная; m_A – масса астероида; μ_S – гравитационный параметр Солнца; \mathbf{r}_i , μ_i – радиусы-векторы и гравитационные параметры больших планет и Луны, их координаты определяются по JPL-эфемеридам DE405; Δ_E – возмущающее ускорение из-за полярного сжатия Земли; \mathbf{a}_{SP} – возмущающее ускорение из-за давления солнечного света. В данной модели не учитывается влияние малых планет, релятивистских поправок, эффекта Ярковского и некоторых других малых возмущений, что допустимо для анализа характеристик коррекции.

На всех этапах работы интегрирование выполнено высокоточным методом, разработанным и используемым в ИПМ им. Келдыша РАН [2]. В качестве номинальных начальных данных для уравнений движения (на начальный момент $t_0 = 2005$, JAN. 30.0) и их возможных отклонений были использованы результаты ИПА РАН по обработке оптических и радиолокационных наблюдений астероида [1].

Прежде всего, нами была исследована номинальная орбита астероида, получены характеристики орбиты до его тесного сближения с Землей в 2029 г., параметры сближения, а также характеристики орбиты после этого сближения. В процессе сближения в 2029 г. (13 апреля) перигей орбиты Апофиса достигает ~ 38 тыс. км, т. е. астероид подлетит к Земле внутрь геостационарной орбиты. Это вызовет резкое изменение элементов его орбиты. Поменяется его класс: из группы Атона он перейдет в группу Апполона. В результате этого сближения заметно меняется большая полуось, а также период.

Подлетная скорость «на бесконечности» относительно Земли $V_{\infty} \approx 5,5$ км/с, это в случае столкновения с Землей привело бы к скорости соударения с поверхностью планеты $V_C \approx 12,6$ км/с. При принятых допущениях, что астероид имеет средний диаметр $2R_A = 320$ м, среднюю плотность 2,5 г/см³, его масса $m_A \approx 4,3 \cdot 10^{10}$ кг. Это дает оценку энергии возможного соударения ~ 800 Мт ТНТ, что означает катастрофу регионального масштаба.

Было найдено [3; 4] множество траекторий, имеющих столкновение с Землей в 2036 г. Это односвязное множество в картинной плоскости у Земли в 2029 г., пересекающее эллипс рассеивания траекторий Апофиса, соответствующий отклонениям [1]. Ширина этой зоны резонансного возврата в картинной плоскости у Земли в 2029 г. составляет около 600 м при большой полуоси эллипса рассеивания порядка 3 тыс. км.

^{*}Работа выполнена при поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (Грант РФФИ 09-01-00710) и программы поддержки научных школ (Грант НШ 6700.2010.1). Также по итогам конкурса Российской АН в 2010 г. работа получила премию РАН для молодых ученых по направлению «ракетно-космическая наука и техника».

Схема гравитационного воздействия на астероид. Одним из наиболее простых способов избежать попадания траектории астероида в зону резонансного возврата и возможного столкновения с Землей является коррекция опасной орбиты. Возможны два основных типа коррекционных воздействий: а) импульсные кратковременные воздействия (кинетическое, ядерное) [4]; б) слабые долговременные воздействия (солнечное давление, малая тяга, гравитационный тягач и др.). Слабые воздействия проигрывают импульсным по простоте и скорости реализации, однако выигрывают по точности оказываемого воздействия и возможностям управления.

Коррекция при помощи гравитационного тягача не зависит от вращения астероида и его состава и слабо зависит от его формы. Она не требует проведения сложных работ в условиях космического пространства и сложной технической оснащенности, помимо системы навигации, стабилизации и маневровых двигателей. Пожалуй, главным недостатком такого вида коррекции по сравнению с другими является малость влияния, оказываемого на астероид. Однако когда подобного эффекта оказывается достаточно (например, при наличии впоследствии тесных сближений астероида с большими планетами), гравитационная коррекция является дешевым и технически просто осуществимым воздействием.

Схема гравитационного воздействия на астероид (рис. 1) выглядет следующим образом [5]. В специальную точку пространства вблизи астероида помещается КА и удерживается в неизменном положении относительно астероида при помощи маневровых двигателей.



Рис. 1 Схема гравитационного воздействия на астероид

На схеме *S*, *A* – центры масс Солнца и астероида; **r**_A и **V**_A – радиус-вектор и вектор скорости астероида относительно Солнца; *C* – точка вблизи астероида, где с момента *t*_{c0} помещается КА; **р** = **AC** – радиус-вектор КА относительно астероида; р (=|**р**|) – расстояние между КА и астероидом; **r** – гелиоцентрический радиусвектор КА, **r** = **r**_A + **р**. Полагаем, что в течение некоторого времени, при $t_{c0} \le t \le t_{c0} + \Delta t_c$, КА с помощью его двигателей удерживается в данном положении *C*, неизменном в «орбитальной» системе координат, связанной с радиусом-вектором и вектором скорости астероида \mathbf{r}_A , \mathbf{V}_A . Например, КА помещается и удерживается на прямой, проходящей через точку *A* вдоль скорости \mathbf{V}_A , при этом $\rho(t) = \text{const.}$ Вектор **P** есть общая тяга двигателей КА.

Математическая модель гравитационной коррекции орбиты астероида. Рассмотрим «активную» дугу траектории, где производится гравитационное воздействие, при $t_{c0} \le t \le t_{c0} + \Delta t_c$. Здесь движение астероида, возмущаемое притяжением КА, удовлетворяет дифференциальному уравнению, получаемому из уравнения (1) добавлением в правую часть слагаемого, соответствующего гравитационному воздействию КА на движение астероида:

$$\mathbf{a}_{SC} = Gm \ \left(\frac{\mathbf{\rho}}{\mathbf{\rho}^3} - \frac{\mathbf{r}}{r^3}\right); \ t_{c0} \le t \le t_{c0} + \Delta t_c, \tag{2}$$

где $Gm = \mu$ – гравитационный параметр КА; $m = m_{SC}$ – масса КА; $r = |\mathbf{r}|$. Параметр μ уменьшается со временем вследствие уменьшения массы КА m:

$$\frac{dm}{dt} = -\frac{\sum_{k} P_k}{c_e}, \quad t_{c0} \le t \le t_{c0} + \Delta t_c.$$
(3)

В правой части суммируются величины тяги P_k двигателей на КА, обеспечивающих его удержание в выбранной точке у астероида; c_e – скорость истечения струи из сопла двигателя. Если $c_e \rightarrow \infty$, то $dm/dt \rightarrow 0$, в пределе $m(t) = \text{const} = m(t_{c0}) = m_0$ при $t_{c0} \le t \le t_{c0} + \Delta t_c$, мы имеем «идеальный» вариант с максимальным воздействием КА.

При вычислении изменения массы КА будем рассматривать схему, аналогично [5]. Чтобы избежать силового воздействия реактивной струи на астероид и обеспечить возможность управления положением КА, полагаем, что на КА имеется несколько двигателей, которые образуют симметричную относительно продольной оси КА систему, причем ось каждого двигателя, т. е. линия его тяги, отклонена от продольной оси КА, возвышаясь над горизонтом астероида на некоторый угол $\beta = 20^{\circ}$ (рис. 2).



Рис. 2. Схема размещения аппарата у астероида

Как показано в [6], с относительной погрешностью ~10⁻⁵ общий вектор тяги и его величина определяются как

$$\mathbf{P} = \sum \mathbf{P}_k = -m \ \mathbf{a}_A = m \ \frac{\mu_A}{\rho^3} \ \mathbf{\rho}, \ P = m\mu_A/\rho^2.$$
(4)

При $m_A \approx 4,3 \cdot 10^{10}$ кг, $\mu_A \approx 2,87 \text{ м}^3/\text{c}^2$, $\rho \approx 320$ м следует, что величина ускорения, сообщаемого аппарату астероидом, $a_A = |\mathbf{a}_A| = \mu_A/\rho^2 \approx 2,8 \cdot 10^{-5} \text{ м/c}^2$. Вектор суммарной тяги (и продольная ось КА) направлен фактически по вектору **р**.

Тогда тяга каждого двигателя **Р**_k составит с суммарной тягой **Р** угол

$$\alpha = \arcsin(R_A/\rho) + \beta, \tag{5}$$

(равный 50° при $\rho = 2R_A$), поэтому $P = \Sigma P_k \cos \alpha$. Отсюда и из уравнений (3), (4) получим ΣP_k , dm/dt:

$$\Sigma P_k = P/\cos\alpha = ma_A/\cos\alpha = m\mu_A/(\rho^2 \cos\alpha); \qquad (6)$$

$$\frac{dm}{dt} = -\frac{m\mu_A}{\rho^2 c_e \cos \alpha}, \ \mathbf{t}_{\kappa 0} \le t \le t_{\kappa 0} + \Delta t_{\kappa}.$$
(7)

Используя уравнения (6), можно сделать оценку суммы тяг: если m = 1 т, $a_A = 2,8 \cdot 10^{-5}$ м/с², $\alpha = 50^{\circ}$, то $\Sigma P_k \approx 0,044$ Н.

Тогда, интегрируя (7), получим закон изменения массы КА *m*(*t*):

$$m(t) = m_0 \exp(-\frac{\mu_A(t - t_{c0})}{\rho^2 c_e \cos \alpha}).$$
 (8)

Численное моделирование. При численном моделировании коррекции начальные кинематические параметры – радиус-вектор $\mathbf{r}_0(x_0, y_0, z_0)$ и вектор скорости $\mathbf{V}_0(V_{0x}, V_{0y}, V_{0z})$ выбираются таким образом, чтобы движение астероида без коррекции приводило к столкновению с Землей в 2036 г. [7].

При анализе, для интегрирования уравнений (1)–(3), задаются начальная масса КА m_0 , момент начала коррекции t_{c0} и ее продолжительность Δt_c , а также скорость истечения реактивной струи c_e и расстояние от КА до астероида р. Вектор **р** взят вдоль вектора гелиоцентрической скорости астероида V_A , $\rho = \rho V_A / V_A$. При подлете к Земле в 2036 г. для траектории с гравитационной коррекцией определяется перигейное расстояние $r_{\pi f}$ и его изменение по сравнению с начальной траекторией без коррекции $\Delta r_{\pi f} = r_{\pi f - r}(r_{\pi f})_0$.

Далее для различных моментов t_{c0} начала коррекции производится поиск такого значения интервала коррекции Δt_c , что $\Delta r_{\pi f}(\Delta t_c) = \Delta r_{\pi 0}$, где $\Delta r_{\pi 0}$ – заданное изменение перигейного расстояния. Также определяется расход массы топлива для такой коррекции.

Приведем основные характеристики коррекции с помощью гравитационного воздействия.

Продолжительность коррекции Δt_c в зависимости от времени начала коррекции t_{c0} (отсчитываемого от 2000 г.) представлена для трех случаев (рис. 3): $c_e = \infty$ (идеальный, сплошные линии), $c_e = 15$ км/с (электрореактивный двигатель, штрих-пунктирные линии) и $c_e = 3$ км/с (химический двигатель, пунктирные линии) для трех случаев $\Delta r_{\pi f} = (0.1; 0.5; 1) \cdot 10^6$ км,

для КА, имеющего начальную массу $m_0 = 1$ т и расположенного на расстоянии $\rho = 320$ м до центра астероида. Расход топлива, необходимого для проведения данной коррекции, показан на рис. 4. Продолжительность коррекции была ограничена величиной $\Delta t_{c \max} = 730$ суток.



Рис. 3. Продолжительность гравитационного воздействия в зависимости от времени начала коррекции, скорости истечения и изменения перигейного расстояния в 2036 г.



Рис. 4. Расход топлива в зависимости от времени начала коррекции, скорости истечения и изменения перигейного расстояния

Отметим основные особенности полученных кривых. Данное воздействие позволяет заметно (на 0,1–1 млн км) отклонить траекторию астероида от Земли в 2036 г. за сравнительно небольшое время. Так, при коррекции аппаратом, массой 1 т в 2013–2017 гг. время коррекции составляет ~ 6–12 месяцев для отклонения на $\Delta r_{\pi f} = 500$ тыс. км. Для другой величины изменения перигейного расстояния $\Delta r_{\pi f}$ время коррекции Δt_c меняется примерно пропорционально $\Delta r_{\pi f}$ и обратно пропорционально начальной массе КА.

Качественно зависимость длительности воздействия от начального времени $\Delta t_{\rm c}$ ($t_{\rm c0}$) аналогична зави-

симости импульса скорости коррекции от времени коррекции ΔV_c (t_c) для импульсных воздействий [3]. Виден колебательный характер зависимости Δt_c (t_c), что соответствует периодичности движения астероида по орбите.

Для зависимости Δt_c (t_{c0}) характерен также рост времени активной дуги коррекции Δt_c при приближении к правой наклонной прямой, выходящей из точки на оси абсцисс для времени сближения с Землей в апреле 2029 г. и соответствующей окончанию воздействия до этого сближения. Правая вертикальная прямая показывает данный момент сближения. Гравитационная коррекция после сближения с Землей в 2029 г. малоэффективна. Это сближение играет роль дополнительного гравитационного маневра, на 3–4 порядка усиливающего воздействие КА [3].

В случае конечных скоростей истечения из-за уменьшения массы КА со временем требуется несколько большее время воздействия, чем в случае $c_e = \infty$. Это расхождение тем больше, чем меньше скорость истечения и чем больше продолжительность коррекции.

Расход топлива для указанных вариантов не превосходит 900 кг, если коррекцию не проводить близко к сближению в 2029 г. При этом для случая $c_e = 15\ 000\ \text{м/c}$ масса топлива в несколько (~5) раз меньше, чем в случае $c_e = 3\ 000\ \text{м/c}$. Расход массы прямо пропорционально зависит от величины изменения перигейного расстояния $\Delta r_{\pi f}$. Интересна также качественная особенность: при $t_{c0} < ~2025\ \text{г.}$ расход массы Δm_c слабо зависит от начальной массы КА m_0 . Это объясняется уменьшением времени коррекции с ростом массы КА.

Продолжительность воздействия КА на астероид Арорhis в зависимости от времени начала коррекции для разных начальных масс КА m = 1, 2, 5; 7,5; 10 т, для «идеального» варианта управления $c_e = \infty$ представлена на рис. 5 Здесь расстояние от КА до центра астероида $\rho = 320$ м, изменение конечного перигейного расстояния $\Delta r_{\pi f} = 1 \cdot 10^6$ км. Качественно время коррекции примерно обратно пропорционально массе КА m_0 .



Рис. 5. Продолжительность гравитационного воздействия в зависимости от времени начала коррекции и массы КА

Для случая «идеального» варианта управления $c_e = \infty$ представлена зависимость продолжительности воздействия КА на астероид Арорhis от времени начала коррекции для трех расстояний от КА до центра астероида $\rho = 240$; 320; 400 м (рис. 6). Здесь масса КА m = 5 т; изменение конечного перигейного расстояния $\Delta r_{\pi f} = 1.10^6$ км. Время воздействия примерно пропорционально квадрату расстояния ρ^2 .



Рис. 6. Продолжительность гравитационного воздействия в зависимости от времени начала коррекции и расстояния от КА до астероида

Таким образом, качественно длительность коррекции Δt_c примерно пропорциональна параметру $\rho^2 \Delta r_{\pi}/m_0$. Она увеличивается с ростом расстояния ρ (квадратично), изменения конечного перигейного расстояния Δr_{π} и уменьшения начальной массы КА m_0 .



Рис. 7. Расход массы КА в зависимости от времени начала коррекции, скорости истечения и расстояния до астероида

Зависимость произведения расхода массы КА Δm_c на $\cos(\alpha)$ от времени начала коррекции, расстояния до астероида в диапазоне 240–400 м, скорости истечения при начальной массе КА $m_0 = 1$ т и при изменении перигея в 2036 г. представлена на рис. 7 $\Delta r_{\pi f} = 0.5 \cdot 10^6$ км. Интересен качественный результат: при коррекции примерно до 2025 г. произведение расхода массы Δm_c на соз (α) почти не зависит от расстояния ρ . При этом, так как угол α уменьшается с ростом расстояния, согласно уравнению (5), расход массы немного уменьшается с ростом расстояния ρ при одновременном увеличении времени коррекции Δt_c (см. рис. 6). Качественно расход массы примерно пропорционален параметру $m_A \Delta r_{\pi f}/c_e \cos \alpha(\rho)$.

Отмеченный выше ряд качественных особенностей слабого гравитационного воздействия на орбиту астероида соответствует результатам, полученным в аналитических приближениях [5; 6].

Таким образом, из-за пока сохраняющейся возможности столкновения астероида Apophis с Землей важен анализ проблемы предотвращения этого столкновения. Для этого могут быть использованы различные импульсные и слабые воздействия. Каждое из них имеет свои достоинства и недостатки. Для Апофиса, с учетом особенностей его траектории, необходимое воздействие для предотвращения столкновения довольно мало, если воздействие реализовать до сближения в 2029 г. В этом случае становится возможным использование слабого гравитационного воздействия, которое обладает несомненными преимуществами как перед импульсным воздействием ударного типа в отношении точности коррекции орбиты астероида, так и по отношению к другим слабым воздействиям в простоте реализации.

Выполненный анализ показывает, что для отклонения Апофиса от Земли в 2036 г. может быть использовано гравитационное воздействие с помощью сравнительно небольшого специального КА массой около 1 т. При коррекции до 2022 г. продолжительность воздействия для отклонения астероида от Земли в 2036 г. на 0,5 млн км составит 1–2 года. Для управления и удержания КА в специальном положении относительно астероида могут быть использованы как электрореактивные, так и обычные химические двигательные установки. Расход массы для этого управления составляет 200-800 кг.

Сейчас представляется очень важным уточнить орбиту астероида, а также его физические характеристики как с помощью наземных, так и, что очень эффективно, с помощью космических наблюдений на базе специальных КА, особенно при близких сближениях в 2013 и 2021 гг.

Библиографические ссылки

1. Ягудина Э. И., Шор В. А. Орбита АСЗ (99942) Арорhis = 2004 МN4 из анализа оптических и радарных наблюдений // Астероидно-кометная опасность – 2005 (АКО-2005) : материалы Всерос. конф. (3–7 октября 2005, г. Санкт-Петербург). СПб. : ИПА РАН, 2005. С. 355–358.

2. Степаньянц В. А., Львов Д. В. Эффективный алгоритм решения системы дифференциальных уравнений движения // Математ. модел. 2000. Т. 12, № 6. С. 9–14

3. Ивашкин В. В., Стихно К. А. Анализ проблемы коррекции орбиты астероида Апофис // Околоземная астрономия – 2007 : тр. Междунар. конф. (3–7 сент. 2007, п. Терскол). Нальчик : Изд. КБНЦ РАН, 2008. С. 44–48.

4. Ивашкин В. В., Стихно К. А. О проблеме коррекции орбиты сближающегося с Землей астероида (99942) Apophis // Доклады Академии Наук. 2008. Т. 419, № 5. С. 624–627.

5. Lu E. T., Love S. G. Gravitational tractor for towing asteroids // Nature. 2005. Vol. 438. P. 177–178.

6. Ivashkin V. V., Stikhno C. A. Using a weak gravity effect for correction of the asteroid Apophis orbit // 59th International Astronautical Congress. Glasgow, 2008.

7. Ивашкин В. В., Стихно К. А. О предотвращении возможного столкновения астероида Апофис с Землей // Астрономический вестник. 2009. Т. 43 № 6. С. 502–516.

V. V. Ivashkin, C. A. Stikhno

GRAVITATIONAL CORRECTION OF ASTEROID'S APOPHIS ORBIT

Now days there still exists a not large probability of the Apophis–Earth collision in 2036. In this paper we study the characteristics of gravity correction of the asteroid orbit with the help of a special spacecraft kept by the controlling jet-propulsion engines in a special space position near the asteroid and influencing the asteroid motion by producing a gravity perturbation on its motion. The authors investigated the change of the perigee radius for Apophis orbit in 2036 depending on the spacecraft mass consumption, distance to asteroid, initial correction time, and duration of gravity effect. The fuel mass consumption for the control of spacecraft is determined. It is shown that this gravity effect can be used to deflect the asteroid from Earth if correction is performed before 2029 by a small spacecraft with initial mass of about 1 ton.

Keywords: asteroid, orbit correction, gravitational tractor, Apophis.

© Ивашкин В. В., Стихно К. А., 2011

УДК 523.44 +004.42

С. А. Нароенков, М. А. Шеляков

ИНФОРМАЦИОННЫЙ КОМПЛЕКС ОБРАБОТКИ И ХРАНЕНИЯ ДАННЫХ О МАЛЫХ ТЕЛАХ СОЛНЕЧНОЙ СИСТЕМЫ*

Описан интернет-портал информационной системы «Кластер». Интернет-портал позволяет получить доступ к базе данных информационной системы «Кластер» и оперировать данными, содержащимися в базе данных. Например, можно провести поиск по определенным параметрам, таким как класс астероида, тип орбиты и т. д. Кроме того, можно провести отбор астероидов по физическим и орбитальным параметрам. Для выбранного астероида можно провести расчеты эфемерид на заданном интервале времени.

Ключевые слова: околоземный астероид, интернет-портал, астероидно-кометная опасность.

Знание населенности околоземного пространства небесными телами очень актуально в наши дни. Огромные объемы информации, накопленные и получаемые при наблюдениях объектов, сближающихся с орбитой Земли, с одной стороны, требуют хранения и оперативной обработки, а с другой - предоставляют все больше возможностей для исследования малых тел Солнечной системы. С момента обнаружения первого астероида (1801 г.) в течение 90 лет астрономы визуально открыли 322 малые планеты. В 1891 г. Макс Вольф открыл первый фотографический астероид (№ 323). Ровно через 100 лет, к 1 января 1991 г., всего было обнаружено 4 655 астероидов. Таким образом, «фотографический век» по сравнению с «визуальным веком» увеличил число астероидов на порядок. В 1990-е гг. фотопластинку и глаз заменили электронные приемники света – ПЗС-матрицы. В результате, в конце 2010 г. открыто более 500 тыс. астероидов. Из них около 7 500 астероидов являются астероидами, сближающимися с орбитой Земли (АСЗ). А потенциально опасными для Земли (т. е. астероидами, сближающимися с орбитой Земли на расстояние меньше 0.05 а. е.) являются около 1 200 астероидов. Менее чем за 20 лет количество известных астероидов выросло на 2 порядка. На данный момент обсерватории, ведущие планомерный поиск астероидов, могут обнаруживать тела с диаметром только более одного километра на значительном удалении от Земли. По прогнозам, новое поколение телескопов (LSST, PanStarrs) будет способно обнаруживать объекты диаметром от 140 м. Суммарное количество потенциально опасных астероидов с размерами от 140 м оценивается в 20 тыс. штук [1].

Развитие информационных систем (ИС), в которых будут содержаться большие объемы данных о малых телах Солнечной системы и инструментарий для обработки этих данных, является актуальным и перспективным направлением работ. В рамках проблемы астероидно-кометной опасности для Земли, такие информационные системы, объединившие в себе все данные об астероидах, помогут оценить потенциальные риски и угрозы для человечества и дать оценки для рисков при ударе астероида или кометы в Землю. Зная точные орбитальные характеристики небесного тела, можно будет более точно предсказать место падения такого тела.

Текущее состояние проблемы в мире и России. На сегодняшний день насчитывается три крупных информационных центра по всему миру, занимающихся сбором и анализом информации об астероидах. Главным центром хранения и обработки данных о малых телах Солнечной системы является Центр малых планет (ЦМП) [2]. Центр малых планет находится Смитсоновской астрофизической обсерватории (SAO), которая является частью Гарвард-Смитсоновского центра астрофизики (CFA). ЦМП собирает и систематизирует данные о наблюдениях малых тел Солнечной системы и комет. Из наблюдений, поступающих со всего мира, ЦМП вычисляет орбиты небесных тел и публикует данные через циркуляры Центра малых планет. ЦМП также присваивает имена малым телам Солнечной системы. Центр имеет свой сайт, на котором расположены каталоги астероидов, комет и инструменты для работы астрономовнаблюдателей. На данный момент Центр малых планет обладает главенствующей ролью в каталогизации малых тел Солнечной системы. Параллельно с ЦМП, свои работы по каталогизации и исследованию астероидов ведут несколько центров по всему миру. Это JPL Sentry System (NASA) и NEODYS. JPL Sentry System [3] является головной организацией в структуре NASA и отвечает за исследования астероидов и комет, прогноз движения таких тел в будущем и уточнения орбиты. JPL Sentry System постоянно публикует обновленные данные на своем сайте http://neo.jpl.nasa.gov по всем известным новым, а также опасным астероидам. Лаборатория реактивного движения NASA (Jet propulsion laboratory - JPL) поддерживает интернет-портал с информацией об астероидах JPL Solar system dynamics (ssd.jpl.nasa.gov). Основой этого портала является база данных астероидов с интерфейсом обращения к базе (поиск по имени астероида и его параметрам) и система HORIZONSсервис для вычисления эфемерид небесных тел (планет, их спутников, астероидов, комет). Система HORIZONS поддерживает 3 разных способа доступа: терминальный доступ, доступ через электронную почту и веб-интерфейс. Кроме сервиса HORIZONS на интернет-портале JPL Solar system dynamics представлена справочная информация о миссиях к астероидам и кометам.

^{*}Работа выполнена при поддержке Федеральной целевой программы «Научные и научно-педагогические кадры инновационной России» на 2009–2013 гг.

NEODYS (Near Earth Objects Dynamic Site) [4] – это информационная система, поддерживаемая и наполняемая в университете Пизы (Италия). Данная система через веб-интерфейс позволяет получать информацию о AC3 – параметры орбиты, прогноз движения астероида и таблицу вероятности столкновения астероидов с Землей а также другую справочную информацию.

На сегодняшний день в России не существует информационного центра мирового уровня для хранения астрометрических и фотометрических данных о малых телах Солнечной системы. Но предпринимаются попытки создать информационные системы для хранения, обработки и распространения данных о малых телах Солнечной системы. Можно отметить интернетресурс «Каталог орбитальной эволюции малых тел Солнечной системы» [5], который создан аспирантами и преподавателями Самарского государственного университета. Данная информационная система появилась совсем недавно. Начиналось все с работ А. Ф. Заусаева о математическом моделировании орбитальной эволюции малых тел Солнечной системы [6]. На данный момент эта информационная система содержит сведения об эволюции орбиты тел, сближающихся с орбитой Земли, в период времени с 1800 до 2204 гг. В базе данных находится информация (орбитальные параметры, близкие сближения с планетами) об астероидах групп Амуров, Атонов, Аполлонов, а также о короткопериодических кометах.

В начале 2011 г. Институтом прикладной астрономии РАН была представлена первая версия электронного каталога комет Halley. Каталог позволяет работать с регулярно обновляемой базой данных. В число задач, выполняемых электронным каталогом, помимо управления базой данных, включено исследование эволюции орбит комет и их визуализация, определение обстоятельств сближений комет с большими планетами на заданном интервале [7]. На сайте ИПА РАН данную программу можно скачать бесплатно [8].

Интернет-портал информационной системы «Кластер» Института астрономии РАН. В 2005 г. в ИНАСАН была создана периодически обновляемая база данных малых тел Солнечной системы (астероидов, комет, метеороидов), разработан ряд программ, автоматизирующих обновления банка данных и обработку результатов наблюдений. На этой основе был создан прототип информационной системы, предназначенной решать задачи хранения, обработки и обмена информацией в рамках исследования проблем астероидно-кометной опасности. ИС, создаваемая в ИНАСАН и названная «Кластер» [9], уже сейчас позволяет решать как задачи околоземной астрономии, связанные с прогнозированием столкновения Земли с опасным небесным телом, так и задачи эволюции вещества в Солнечной системе.

В результате работ по расширению функциональности информационной системы «Кластер» создается интернет-портал, позволяющий работать с базой данных ИС «Кластер» через всемирную сеть Интернет. В базе данных информационной системы «Кластер» содержится информация об орбитальных и физических свойствах астероидов, сближающихся с Землей, моменты и параметры близких сближений астероидов с Землей и другая информация. На интернет-портале ИС «Кластер» реализованы возможности поиска астероидов по имени или части имени, а также расширенного поиска по орбитальным параметрам и физическим свойствам астероидов. Интернет-портал предоставляет возможности по вычислению эфемерид для любого астероида из базы данных. Интернет-портал реализован на языке HTML, динамически обновляемые страницы реализованы с помощью языка PHP.

Описание интернет-портала информационной системы «Кластер». Первой страницей, которую видит пользователь при входе на интернет-портал, является страница-приглашение, содержащая некоторую информацию об астероидах, сближающихся с Землей (рис. 1). На интернет-странице представлены сведения о АСЗ, типах орбит АСЗ и их количестве. По левой стороне страницы расположена полоса навигации по веб-узлу: ссылки на страницы, на которых можно произвести какие-либо действия с АСЗ, а также информационно-познавательный раздел «Это интересно», в котором будут располагаться занимательные сведения об астероидах, последствиях падений таких тел на поверхность Земли и других планет и другая информация. Данный раздел сейчас находится в стадии наполнения информацией.



Рис. 1. Вид первой страницы интернет-портала ИС «Кластер»

Раздел «Навигация» позволяет перейти по ссылкам на страницы поиска по имени, поиска по параметрам, страницу расчета эфемерид, страницу определения видимости объектов и др.

Раздел интернет-портала «Поиск по имени» позволяет найти астероид по имени или части имени (рис. 2). Если астероид с указанным именем будет найден в базе данных, то сведения об астероиде отобразятся на странице в виде карточки объекта. Если же в результате поиска будет найдено несколько астероидов со схожими именами, тогда появится возможность выбрать именно тот астероид, который нужен.

Раздел «Поиск по параметрам» интернет-портала информационной системы «Кластер» позволяет искать астероиды, составляя сложные условия отбора (рис. 3). Например, можно выбрать все АСЗ или некоторую группу по орбитальному признаку (Амуры, Атоны, Апполоны, Атиры) или степени опасности астероида (потенциально опасные астероиды). К этому запросу, используя логические связки «И» или «ИЛИ», можно добавить условия отбора по орбитальным или физическим параметрам.

Поля вывода с результатами запроса можно выбрать двумя способами:

1. Воспользоваться конструктором «Выбор параметров объекта» и выбрать, какие орбитальные и физические свойства астероида мы хотим получить.

2. Использовать готовые шаблоны для вывода орбитальных или физических параметров.

Кроме этих двух способов можно использовать и совмещение, т. е выбрать, например, орбитальные

параметры через готовый шаблон и добавить физические свойства через конструктор.

В результате выполнения запроса будет получена выборка объектов в виде списка (рис. 4).

Результаты выполненного запроса можно сохранить в текстовый файл для дальнейшей обработки. Кроме того, можно щелкнуть по названию астероида и получить карточку объекта со всеми орбитальными параметрами и физическими свойствами выбранного астероида (рис. 5).

Раздел «Эфемериды» интернет-портала информационной системы «Кластер» позволяет вычислить точные эфемериды для возмущенного движения астероида (рис. 6).



Рис. 2. Общий вид интернет-страницы «Поиск по имени»

	-		
Навигация • Поиск по	Поиск астер	ооидов по параметрам	
параметрам	Тип орбиты	Семейства астероидов	Объект риска
 Эфинериан На пазнук Это интересно 	□ Все ☑ Амуры □ Апполоны □ Атоны □ IEO	년 Околоземные астероиды(выбран п умолчанию)	о 🗹 Потенциально-опасные астероиды
 Астроблены Земли Кометы 	Параметры отбор	pa	
• Астероиды	Орбитальные пара Физические параг	аметры • Условие • 0 Дос метры • Условие • 0 Дос	бавить=>) =<2 // • бавить=> // • Очистить
	Вывод параметр Орбитальные сво Имя Большая ролиось(ов объекта И́ства Фл ан	изические свойства везовая величина всбало
	Эксцентриситет Перигелийное раст. Афелийное раст. В Наклонение(гр.) Аргумент перигел Долгота восходяш Среднее движение Дата прохожа, пер	та (ас) Ба а.о) Д ини(гр.) П е рузла(гр.) П е учителия у	акоероникерски клаас наметр Баса ериод вращения лотность
	Добавить выб	браное Очистить выбраное	
	Поля вывода Шаблоны выводы	 Добавить 	

Рис. 3. Общий вид интернет-страницы «Поиск по параметрам»

👌 Каталог околозенных аст	терондов			1		2	
Навигация • <u>Почек по</u> параметрам	Результаты за в результате запроса получ	проса чено 26					
• Поиск по имени	Имя в каталоге	a (a.e.)	Ecc	Inc (rp.)	w (rp.)	Node (rp.)	н
 На главную 	3122 Florence (1981 ET3)	1.76855739559781	0.423013018763806	22.1647703515466	27.6934029487256	336.147503088999	14.2
	3757 (1982 XB)	1.83494031776304	0.445285572114732	3.86805812998596	17.1441021128589	74.9878975362825	18.95
Это интересно	67367 (2000 LY27)	1.30858763049084	0.21266670610635	9.02238523717925	184.780426473434	264.570739288344	16.853
 Астроблены Земли 	139211 (2001 GN2)	1.859584618225	0.452267800952392	26.0726486352657	3.36548597507363	173.600912303866	17.731
• Кометы	(1994 AW1)	1.10475728534372	0.0753927825339308	24.0984467417591	37.0787372409144	290.408263630431	17.331
• Астеронды	(1996 FO3)	1.44245555773298	0.290437184995782	5.81557030481325	162.631579798193	333.654344105247	20.442
	(2000 QW7)	1.94652851876148	0.467978615086537	4.1633404607675	190.633516723864	158.726456905384	19.456
	(2000 RD53)	1.78678231360847	0.427929661848851	9.28173770151462	192.647198118198	176.021759339564	19.887
	(2002 AT4)	1.8664124208707	0.447356024739638	1.5059535358487	202.767092482647	323.694342432386	20.892
	(2002 BM26)	1.83236515955933	0.444894907182416	16.2259071393193	180.400136568414	319.697573875357	20.089
	(2002 KK8)	1.95671638488083	0.46560988212629	24.515963016769	174.055643338973	77.0536408356128	20.365
	(2002 PF43)	1.64387621191146	0.366186188403041	13.860855993539	191.518996899896	142.816144718355	20.648
	(0001.0010)						



۵ or	солоземные астероиды							
	Навигация • <u>Поиск по</u> параматрам	Информация о выбранном объ Имя объ	.екте екта:3122 Florence (1981 ET3)					
	 Поиск по имени Эфимериды 	Параметр	Величина / Неопределенность					
	• На главную	Орбитальные параметры						
	TO HUTEDECHO	Большая полуось	1.76855739559781 a.e. / 6.3335e-09 a.e.					
	• Астроблемы Земли	Эксцентриситет	0.423013018763806 / 8.2075e-08					
	• Кометы	Перигелийное раст.	1.02043459282893 a.e. / 1.443e-07 a.e.					
	• Астероиды	Афелийное раст.	2.5166801983667 a.e. / 9.0127e-09 a.e.					
		Наклонение	22.1647703515466 rp. / 9.3396e-06 rp.					
		Аргумент перигелия	27.6934029487256 rp. / 1.982e-05 rp.					
		Долгота восходящего узла	336.147503088999 rp. / 1.6534e-05 rp.					
		Средняя аномалия	341.908639829428 rp. / 1.2695e-05 rp.					
÷		Среднее движение	0.419059157829723 гр./день / 2.2511е-09гр./день					
		ТР	2455443.67137528					
		Орбитальный период	2.3519979576918 года					

Рис. 5. Общий вид интернет-страницы «Карточка объекта»



Рис. 6. Общий вид интернет-страницы «Эфемериды астероида»

Вид результата расчета можно задать на интернетстранице. Например, можно выбирать тип эфемериды (геометрические элементы или Кеплеровы элементы). При геометрическом представлении эфемериды можно выбрать тип координат (прямоугольные или сферические) и основную плоскость (экватор или эклиптика).

Вычисление эфемерид проводится с помощью интегратора Эверхарта 15 порядка, с учетом возмущений от 8 больших планет и Плутона. Для получения координат возмущающих планет используются эфемериды DE405, полученные в Лаборатории реактивного движения. Негравитационные эффекты не учитываются. Алгоритмы и реализация вычислительного модуля были любезно предоставлены кандидатом физико-математических наук В. В. Чазовым (ГАИШ МГУ). Раздел «Эфемериды» постоянно улучшается и обновляется. В дальнейшем функциональность раздела будет улучшена: появится возможность вычислять координаты объекта с привязкой к месту наблюдения на Земле, планируется улучшить алгоритмы расчета эфемерид.

В дополнении к разделу «Эфемериды» планируется добавить раздел «Что наблюдать?». С помощью этого раздела астрономы-наблюдатели смогут получить информацию о видимости астероида в определенном месте в определенное время, определить визуальную звездную величину, фазовый угол и т. д.

В 2011 г. интернет-портал проходит тестирование и апробацию на базе Института астрономии РАН. Доступ к ресурсу невозможен из глобальной сети Интернет, но в скором времени данный ресурс получит доступ в Интернет, и любой желающий сможет воспользоваться возможностями данного интернетпортала.

К проблеме астероидно-кометной опасности в последнее время стали относиться более серьезно. Обнаружение астероидов на очень близком расстоянии от Земли, внутри орбиты Луны и близкое сближение астероида 99942/Апофис заставляют задуматься над проблемой астероидно-кометной опасности. Падение небесного тела даже небольшого размера где-нибудь в населенном пункте, вблизи атомной станции или другого источника опасности может вызвать катастрофу регионального масштаба с большими экономическими последствиями. Создание информационного центра по проблеме астероидно-кометной опасности позволит России располагать независимыми источниками информации и собственным мнением для принятия ответственных решений по противодействию падению того или иного космического тела. В таком центре информационная система по хранению и обработке астрометрических и фотометрических данных будет являться важным ключевым звеном, так как в ней будут сосредоточены все данные об астероидах. Информационный центр сможет обеспечить достоверную информацию о потенциально опасных объектах с помощью наблюдательных средств различного назначения как наземного, так и космического базирования, обработку полученной из наблюдений информации на современном уровне, обеспечить надежный прогноз сближений ОНТ с Землей и оценку последствий их возможных столкновений. В результате будет определена степень риска для каждого конкретного угрожающего события и выданы рекомендации по минимизации его последствий. На сегодняшний день у России есть все возможности, чтобы такой информационный центр был создан. Объединение усилий академических институтов РАН, объединение накопленного опыта в создании и улучшении алгоритмов вычисления эфемерид, создании единой базы данных физических и орбитальных свойств потенциально опасных небесных тел, создание системы оценки потенциального ущерба от падения небесного тела позволят создать единый информационный центр по проблеме астероидно-кометной опасности [10]. Реализация интернет-портала информационной системы «Кластер» является первым шагом по созданию в России такого центра.

Библиографические ссылки

1. Stokes G. H., Yeomans D. K. Study to Determine the Feasibility of Extending the Search for Near-Earth Objects to Smaller Limiting Diameters // Report of the Near-Earth Object Science Definition Team. NASA, 2003. P. 21.

2. Minor planer center [Электронный ресурс]. URL: http://www.cfa.harvard.edu/iau/mpc.html.

3. JPL Sentry System [Электронный ресурс]. URL: http://neo.jpl.nasa.gov/.

4. Near Earth Objects Dynamic Site [Электронный pecypc]. URL : http://newton.dm.unipi.it/neodys/.

5. Каталог орбитальной эволюции малых тел Солнечной системы [Электронный ресурс]. URL: http://smallbodies.ru.

6. Заусаев А. Ф., Абрамов В. В., Денисов С. С. Каталог орбитальной эволюции астероидов, сближающихся с Землей с 1800 по 2204 гг. М. : Машиностроение, 2007.

7. Электронный каталог комет Halley [Электронный ресурс]. URL: http://www.ipa.nw.ru/halley/ru/.

8. Бондаренко Ю. С. Электронный каталог кометных орбит «Галлей» // Труды Института прикладной астрономии РАН. СПб., 2009. Вып. 19. С. 57–67.

9. Нароенков С. А. Информационная система электронной обработки данных о малых телах Солнечной системы. // Изв. вузов. Геодезия и аэрофотосъемка. 2009. № 3. С. 38–45.

10. Нароенков С. А. Хранение и обработка астрометрических и фотометрических данных об АСЗ: настоящее и будущее в России // Космические исследования. 2010. Т. 48, № 5. С. 467–470. S. A. Naroenkov, M. A. Shelyakov

INFORMATION COMPLEX OF PROCESSING AND STORAGE OF DATA ON SMALL BODIES OF SOLAR SYSTEM

The authors describe the web-version of information system named «Cluster». The web-service provides with the access to database of the information system and to operate with the data. For example, the system makes possible to carry out a parameter search according to orbital and physics properties of asteroids. For selected asteroid the web-service allows to carry out calculation of ephemerides on a specified time interval.

Keywords: near-Earth asteroid, web-service, asteroid-comet hazard.

© Нароенков С. А., Шеляков М. А., 2011

УДК 523.44

С. А. Нароенков

ИССЛЕДОВАНИЕ ПАР ОКОЛОЗЕМНЫХ АСТЕРОИДОВ*

Проведено выделение среди околоземных астероидов пар астероидов с близкими орбитальными параметрами. В качестве меры расстояния был выбран D-критерий. Исследование проводилось среди 3 022 объектов с хорошо известными орбитами. Для каждой пары астероидов в выборке было вычислено расстояние между орбитами. Для анализа были выбраны 200 пар астероидов с наименьшим значением расстояния. Для этих пар проведено исследование динамической эволюции на интервале времени в 13 тыс. лет в прошлое и выделены 15 пар, у которых величина D-критерия уменьшается. Для таких пар проведено исследование долговременной эволюции в прошлое (1,6 млн лет) с целью определения источника происхождения этих пар.

Ключевые слова: околоземные астероиды, ассоциация астероидов.

Общеизвестно, что астероиды в процессе динамической эволюции могут сталкиваться между собой, порождая семейства астероидов с близкими орбитальными параметрами. Такие семейства постоянно выделяются среди астероидов главного пояса. Первые попытки выделить семейства среди астероидов главного пояса были проведены Хираямой в 20-х гг. прошлого века и не прекращаются до сих пор. В последнее время число обнаруженных астероидов резко возросло благодаря специальным службам поиска этих объектов. Значительно расширилась популяция известных астероидов, как главного пояса, так и АСЗ. Среди астероидов главного пояса нашлось множество пар и семейств астероидов, произошедших от одного родительского тела [1].

В 1990-х гг. были предприняты попытки найти пары и семейства астероидов среди околоземных астероидов [2; 3]. Поиск пар и ассоциаций для AC3 затрудняет то, что эти астероиды подвержены сильному влиянию внутренних планет. Такое влияние вносит хаос в процесс эволюции астероидов на больших интервалах времени. Но если рассмотреть небольшой интервал времени, то можно попытаться выделить близкие пары астероидов, которые образовались недавно. Примером может служить астероид-комета P/2010 A2. На снимках явно прослеживается группа астероидов, образовавшаяся в результате столкновения двух астероидов. В работе [4] исследована пара околоземных астероидов и показано, что эта пара может иметь одно происхождение. Существует много работ, которые связывают существующие метеорные потоки с околоземными астероидами [5].

Целью данной работы является определение близких пар среди околоземных астероидов, исследование эволюции этих пар с целью определения общности происхождения.

Поиск близких пар околоземных астероидов. Для определения близких пар и семейств астероидов используются *метрики близости орбит* таких тел. Величина близости орбит рассматривается как расстояние между орбитами в 5-мерном пространстве Кеплеровых элементов – большой полуоси *а*, эксцентриситета *е*, наклона *i*, долготы восходящего узла Ω , аргумента перигелия ω . Изначально такие метрики применялись для отождествления метеорных потоков, но с 1990-х гг. метрики расстояния применяются для поиска близких ассоциаций среди околоземных астероидов [2]. В работе [1] величина расстояния между орбитами астероидов явилась предпосылкой для проведения подробного исследования близких пар астероидов.

Для отождествления близких пар астероидов могут использоваться несколько версий D-критерия: Dsh [6], Dd [7], Dv [8]. Анализ перечисленных критериев проведен в работе [9].

^{*}Работа выполнена при поддержке Федеральной целевой программы «Научные и научно-педагогические кадры инновационной России» на 2009–2013 гг.

Выделение пар астероидов было проведено с помощью критерия *Dsh*. Приведем формулы данного критерия.

Пусть *k* и *l* – два рассматриваемых астероида, тогда критерий *Dsh* выражается формулой:

$$D_{SH}^{2} = (e_{k} - e_{l})^{2} + (q_{k} - q_{l})^{2} + \left(2\sin\left(\frac{I_{kl}}{2}\right)\right)^{2} + \left(\frac{e_{k} + e_{l}}{2}\right)^{2} \left(2\sin\left(\frac{\pi_{kl}}{2}\right)\right)^{2}$$
(1)

где

 $\begin{aligned} \pi_{kl} &= (\omega_k - \omega_l) + 2 \arcsin\left(\cos\left(\frac{i_k + i_l}{2}\right)\sin\left(\frac{\Omega_k - \Omega_l}{2}\right)\sec\left(\frac{I_{kl}}{2}\right)\right);\\ I_{kl} &= \arccos(\cos(i_k)\cos(i_l) + \sin(i_k)\sin(i_l)\cos(\Omega_k - \Omega_l)),\\ \text{здесь } I_{kl} - \text{угол между плоскостями орбит; } \pi_{kl} - \text{раз-}\\ \text{ница между долготами перигелиев; } e_k, e_l - \text{эксцен-}\\ \text{триситеты орбит объектов } k \text{ и } l; \ q_k, q_l - \text{перигелий-}\\ \text{ные расстояния объектов } k \text{ и } l; \ \Omega_k, \Omega_l - \text{долгота вос-}\\ \text{ходящих узлов объектов } k \text{ и } l; \ i_k, i_l - \text{наклонение ор-}\\ \text{биты объектов } k \text{ и } l \text{ к эклиптике; } \omega_k, \omega_l - \text{долгота перигелиев объектов } k \text{ и } l. \end{aligned}$

При поиске близких пар среди околоземных астероидов мы использовали каталог астероидов НАСА (URL: http://ssd.jpl.nasa.gov). Для анализа были отобраны околоземные астероиды с хорошо известными орбитами. Для исследования были отобраны такие астероиды, у которых неточности по большой полуоси меньше чем 10^{-5} а. е. Количество АСЗ, удовлетворяющих такому условию, составило 3 022 объекта. Для каждой пары астероидов мы вычислили меру близости орбит и выбрали первые 200 пар с минимальными значениями этой величины. Распределение величины *Dsh* для 200 пар околоземных астероидов представлено на рис. 1.

Статистическое распределение пар и ассоциаций околоземных астероидов подробно исследовано в работе [3]. В этой работе показано, что могут существовать среди околоземных астероидов как крупные ассоциации астероидов, так и пары астероидов с близкими орбитальными параметрами. Среди пар, которые попали в наш список, есть пара астероидов Icarus и 2007 МК6, для которых показано, что они, возможно, имеют общее происхождение [4].



Рис. 1. Распределение величины Dsh для 200 пар околоземных астероидов

Среди выявленных пар могут оказаться как истинные пары, так и ложные. Ложные пары могут образоваться из-за того, что две орбиты оказались рядом по случайным обстоятельствам. Чтобы это выявить, были проведены исследования пар астероидов на стабильность орбиты. Для пар астероидов была исследована эволюция орбитальных параметров на интервале времени примерно в13 000 лет. По скорости изменения величины *Dsh* мы судили, как ведет себя пара астероидов. Если величина *Dsh* увеличивалась, т. е. орбиты астероидов расходились, то тогда такая пара астероидов считалась ложной.

Эволюция метрики близости орбит для пар околоземных астероидов. Исследование динамической эволюции околоземных астероидов проведено с помощью интегратора Эверхарта из пакета Mercury 6. Точность интегрирования для проведения расчетов была определена как 10⁻¹². Шаг выдачи результата равнялся 100 годам.

Проведенное исследование динамической эволюции пар астероидов показало, что не все пары, полученные на первом этапе исследования, являются истинными. Все пары астероидов можно разделить на 2 группы: 1 группа – величина *Dsh* уменьшается (орбиты сходятся); 2 группа величина *Dsh* увеличивается (орбиты расходятся.). Примеры таких изменений величины *Dsh* приведены на рис. 2.



Рис. 2. График величин *Dsh* для пар астероидов: a - y которых орбиты сходятся; $\delta - y$ которых орбиты расходятся (14 пар)

Проведя исследование эволюции величины *Dsh* для полученных пар астероидов мы получили следующие результаты: 15 пар астероидов на интервале времени в 13 000 лет показывают уменьшение величины *Dsh*, и причина этому – сближение орбитальных параметров. В таблице приведены орбитальные параметры 15 пар астероидов, у которых величина *Dsh* уменьшается. Это может являться указанием на то, что данные астероиды в парах имеют общее происхождение. Для всех пар астероидов характерно медленное изменение орбитальных параметров с некоторой периодичностью.

Все астероиды в парах, кроме одной пары, принадлежат к семейству астероидов Амуров, а одна пара (2007 МК13 – 2003 МS2) – к Аполлонам. Распределение астероидов по размерам в парах можно разделить так: 1/3 астероидов, у которых один астероид превосходит по звездной величине другой на 2,5–3 звездных величины, 1/3 астероидов, у которых один астероид превосходит по звездной величине другой на 1–2,5 звездной величины, и оставшаяся часть астероидов – приблизительно равные по абсолютной звездной величине.

Возможно, данные пары образовались в результате распада родительского тела. Причин для такого события может быть несколько: столкновение двух тел или распад одного родительского тела. Очень близкие орбитальные параметры могут быть подтверждением того, что эти пары астероидов образовались относительно недавно.

Долговременная эволюция избранных пар астероидов. Для того чтобы исследовать источник происхождения пар астероидов, которые показывают уменьшение расстояния, мы провели численное моделирование эволюции избранных астероидов на интервале времени в 1,6 млн лет. Интегрирование проводилось с помощью пакета Mercury 6. Шаг выдачи результата равнялся 100 годам. Для определения происхождения будем рассматривать астероиды каждой пары как самостоятельные тела, но эволюционный путь будем оценивать для самой пары. Таким образом, если два астероида в паре будут показывать схожее динамическое поведение, будем считать, что эти тела могут имеет общее происхождение.

Численно моделирование показало, что среди избранных пар астероидов можно выделить пары, которые показывают схожую эволюцию орбит на длительном интервале времени. Например, можно выделить пары астероидов с регулярным изменением орбитальных параметров. К парам астероидов с регулярным изменением орбитальных параметров относятся 4 пары астероидов: 5, 8, 10, 15. Изменение орбитальных параметров этих пар астероидов представлено на рис. 3.

Графики изменения эксцентриситета у астероидов первого типа представлены на рис. 3, δ . Можно отметить регулярное колебание величин эксцентриситетов. Пример изменения эксцентриситета у пары астероидов № 8 190161 (2005 ТЈ174) – 276397 (2002 ХА40) приведен на рис. 4. На рисунке отчетливо видно периодическое изменение эксцентриситетов. Таким же образом, синусоидально, меняется и перигелийное расстояние для всех пар астероидов 1-го типа. Это показано на рис. 3, *a*, где приведены графики изменения большой полуоси астероидов.

Такое периодическое изменение эксцентриситета является характерным при попадании астероида в зону действия векового резонанса иб с Сатурном. В этом можно убедиться, если построить графики изменения разности долготы перигелиев астероида и Сатурна. В качестве примера приведем график изменения разности долготы перигелия пары астероидов № 8 и планеты Сатурн (рис. 5). Можно отметить периодические либрации и циркуляции разности долготы перигелиев. Такой же характер изменения разности долготы перигелиев присущ всем парам астероидов 1-го типа. С периодом изменения эксцентриситета изменяется и перигелийное расстояние: оно то возрастает и становится больше, чем 1,3 а. е, то меньше. Таким образом, пары астероидов 5, 8, 10, 15 становятся то околоземными, то - марс-кроссерами.

К парам астероидов с периодичным изменением орбитальных параметров можно отнести пару астероидов № 6. Данная пара астероидов также находится в резонансе об, но есть существенное отличие (рис. 6). Изменение орбитальных параметров у астероида 2000 SB8 происходило не периодически, а скачками. В моменты времени –1,6...–0,8 млн лет у астероида изменяется эксцентриситет с величины 0.8 до 0.4, большая полуось резко уменьшается (рис. 7). После этого момента изменение орбиты становится периодическим, плавным.



Рис. 3. Изменение орбитальных элементов у пар астероидов с регулярным изменением орбитальных параметров: *a* – изменение большой полуоси; *б* – изменение эксцентриситета

№ пары	Имя	е	<i>q</i> (a. e.)	Inc (град.)	Node (град.)	w (град.)	М (град.)	<i>Dsh</i> (Эпоха: 0)	<i>Dsh</i> (Эпоха: –13000)
1	(2000 KL33)	0.430361	1.203157	6.909281	134.1631	160.2135	220.7579	0.025972	0.017146
1	(2001 NE13)	0.420384	1.221463	7.697258	129.9995	162.2401	106.2321		
2	13553 (1992 JE)	0.461985	1.178896	5.870949	193.7585	109.6482	312.945	0.038494	0.03325
2	(2006 JU)	0.468186	1.147611	5.355486	214.003	89.32491	211.0128		
2	(2000 HW23)	0.424008	1.240523	7.756633	46.60698	244.752	173.9134	0.030792	0.021256
3	(2006 JU41)	0.429227	1.211878	7.611524	52.16343	235.9277	226.5998		
4	66251 (1999 GJ2)	0.198057	1.231408	11.27729	196.2572	142.4244	58.95277	0.044702	0.033193
4	189700 (2001 TA45)	0.191237	1.183243	10.72179	204.9756	126.5364	252.3607		
5	136564 (1977 VA)	0.394382	1.129837	2.981006	224.5736	172.4653	99.66199	0.061886	0.033193
3	(2005 TE45)	0.398499	1.104656	1.363246	204.3187	200.2727	118.1723		
6	154589 (2003 MX2)	0.457323	1.242808	7.171203	59.01612	300.0178	85.17793	0.066602	0.046339
0	(2000 SB8)	0.480583	1.182602	8.781321	42.99951	312.0005	67.15587		
7	168378 (1997 ET30)	0.449864	1.175245	6.815051	23.44258	263.148	152.5798	0.069419	0.041172
/	(2006 JU41)	0.429227	1.211878	7.611524	52.16343	235.9277	226.5998		
0	190161 (2005 TJ174)	0.454438	1.220741	3.991294	305.0633	55.68539	293.2092	0.065034	0.060168
0	276397 (2002 XA40)	0.481595	1.173449	4.45108	300.8999	66.55658	240.6913		
0	(1998 QQ52)	0.456186	1.145872	4.823253	206.0061	106.2276	96.00425	0.055845	0.039248
9	(2009 OC)	0.445982	1.183423	4.573104	178.5668	138.029	236.7225		
10	(2001 MQ3)	0.456314	1.213514	5.585058	313.5558	24.95236	356.0807	0.055131	0.032201
10	(2008 MR1)	0.464728	1.216808	5.620432	313.053	32.23215	316.5231		
11	(2001 NE13)	0.420384	1.221463	7.697258	129.9995	162.2401	106.2321	0.062964	0.036936
11	(2005 MP13)	0.450848	1.181317	7.31326	114.8814	182.3803	337.3595		
12	(2001 PF14)	0.409913	1.251103	6.782087	38.41246	254.0518	102.1761	0.043668	0.031057
12	(2003 UN12)	0.4032	1.287274	6.908105	40.82477	257.3467	221.0415		
12	(2003 BQ35)	0.244965	1.075798	8.484567	137.0565	223.8553	127.9399	0.040733	0.023004
15	(2007 PQ9)	0.241167	1.082413	8.556226	136.0225	215.3598	115.4381		
14	(2003 MS2)	0.126269	0.910152	20.02642	100.8939	254.5845	178.1846	0.040346	0.030159
14	(2007 MK13)	0.139707	0.88146	19.88026	95.11376	259.9378	303.8991		
15	(2004 RN335)	0.416681	1.288961	8.84082	70.5712	242.6069	57.94779	0.060455	0.025145
15	(2005 UY5)	0.416513	1.299945	7.135499	56.63435	261.961	323.8794		

Избранные 15 пар астероидов





Рис. 4. Изменение эксцентриситета пары астероидов № 8

Рис. 5. Изменение разности долготы перигелия пары астероидов № 8 и планеты Сатурн

Пример пары астероидов № 6 показывает, что не всегда два астероида, находящиеся на близких орбитах, ведут себя одинаково. В данном случае, астероид 2000 SB8 вел себя не так, как астероид 154589 (2003 MX2). Поэтому для данной пары нельзя сказать, какой вариант эволюции орбитальных параметров является истинным.

Интересной парой для дополнительного исследования является пара астероидов № 13. Примеча-

400

тельным является тот факт, что орбиты астероидов 2003 BQ35 и 2007 PQ9 находятся на очень близком расстоянии друг от друга, и такое расстояние сохраняется почти 0,5 млн лет. Графики изменения орбитальных параметров для пары астероидов № 13 представлены на рис. 8-9, где достаточно хорошо видно, что орбиты двух астероидов почти накладываются друг на друга в течение пятисот тысяч лет.

-0,6

-0.4

-0.2

0.0





Рис. 8. Изменение элементов орбиты для пары астероидов № 13: а – изменение большой полуоси; б – изменение перигелийного расстояния



Рис. 9. Изменение элементов орбиты для пары астероидов № 13: а – изменение эксцентриситета; б – изменение наклонения

Это может говорить о том, что данные астероиды образовались в результате разрушения родительского тела. Данная пара астероидов является довольно необычной и требует более тщательного дальнейшего исследования. Следует отметить, что такая пара астероидов обнаружена впервые.

Подводя итог всему вышесказанному, можно утверждать, что пары астероидов 5, 6, 8, 10, 13, 15, вероятно, имеют общее происхождение, так как им присуще схожее изменение орбитальных параметров. Только детальное изучение физико-химических свойств астероидов может прояснить общее происхождение этих пар.

Остальные пары астероидов показывают неоднозначное изменение орбитальных параметров. И точно определить, являются ли эти астероиды в парах одного происхождения или нет, не представляется возможным. Основной причиной этого является действие Сатурна на астероиды, а именно, попадание астероидов в вековой резонанс с Сатурном.

На примере данной работы показано, что среди астероидов, сближающихся с Землей, могут существовать пары астероидов с близкими орбитальными параметрами и имеющие, вероятно, одно общее прошлое. Для такого количества АСЗ работа по выделению пар астероидов и детальному изучению орбитальной эволюции проведена впервые. Хотя в работе [10] сделано предположение, что пары астероидов среди АСЗ могут быть только случайностью, данная работа может являться опровержением такого предположения. Кроме того, в уже упоминавшейся работе [4] показано, что среди АСЗ могут быть астероиды с общим динамическим прошлым.

Библиографические ссылки

1. Vokrouhlický D., Nesvorný D. Pairs of Asteroids Probably of a Common Origin // The Astronomical Journal. 2008. Vol. 136. Iss. 1. P. 280–290.

2. Drummond J. D. A test of comet and meteor shower associations // Icarus. 1981. № 45. P. 545.

3. Drummond J. D. The D Discriminant and Near-Earth Asteroid Streams // Icarus. 2000. Vol. 146. Iss. 2. P. 453–475.

4. Apollo Asteroids 1566 Icarus and 2007 MK6: Icarus Family Members? / K. Ohtsuka, H. Arakida, T. Ito et al. // Astrophysical Journal. 2007. Vol. 668. Iss. 1. P. L71–L74.

5. Babadzhanov P. B., Williams I. P., Kokhirova G. I. Near-Earth asteroids among the Piscids meteoroid stream // Astronomy and Astrophysics. 2008. Vol. 479. Iss. 1. P. 249–255.

6. Southworth R. B., Hawkins G. S. Statistics of meteor streams // Smithsonian Contributions to Astrophysics. 1963. Vol. 7. P. 261.

7. Drummond J. D. A test of comet and meteor shower associations // Icarus. 1981. N_{0} 45. P. 545.

8. Jopek T. J. Remarks on the meteor orbital similarity D-criterion // Icarus. 1993. Vol. 106. P. 603.

9. Rożek A., Breiter S., Jopek T. J. Orbital similarity functions – application to asteroid pairs // Monthly Notices of the Royal Astronomical Society. 2011. Vol. 412. Iss. 2. P. 987–994.

10. Identifying near-Earth object families / H. Fu, R. Jedicke, D. Durda et al. // Icarus. 2005. Vol. 178. Iss. 2. P. 434–449.

S. A. Naroenkov

STUDYING OF NEAR-EARTH ASTEROID PAIRS

In this paper the author presents the results of investigation of pairs of near-Earth asteroids with similar orbital parameters. We have performed the detection of the closest pairs of asteroids from a set of NEA with relative uncertainty of eccentricity being $\sim 10-5$ or higher. For detecting of the closest pairs of asteroids we used D-criterion in Drummond's version. We have performed the investigation of dynamical evolution for pairs of asteroids for the last 13000 years. Our investigation shows that some pairs are «false» pairs. We have performed the detailed investigation of the closest asteroid pair 2003 BQ35 – 2007 PQ9 for the purpose of studying their origin.

Keywords: near-Earth asteroids, pair of asteroids.

© Нароенков С. А., 2011

УДК 521.13

Е. А. Смирнов, И. И. Шевченко

МАССОВОЕ ОТОЖДЕСТВЛЕНИЕ АСТЕРОИДОВ В ТРЁХТЕЛЬНЫХ РЕЗОНАНСАХ

Существенную роль в динамике астероидов играют трёхтельные резонансы средних движений. Отождествление астероидов в трёхтельных резонансах впервые было выполнено Д. Несворным и А. Морбиделли (1998). Они отождествили 255 астероидов в трёхтельных резонансах Юпитер–Сатурн–астероид, при этом отождествление было выполнено визуально, исходя из характера изменения резонансных аргументов во времени. Предложены специализированные алгоритмы и разработан комплекс программ для массового автоматического отождествления астероидов в трёхтельных резонансах Юпитер–Сатурн–астероид произвольного порядка. При расчете орбит астероидов учитываются все существенные возмущения. Проект предназначен для анализа базы орбитальных данных «Asteroids – Dynamic Site» (AstDyS), поддерживаемой А. Милани, З. Кнежевичем и их сотрудниками. В рамках проекта проведены расчеты и резонансный анализ орбит более чем 400 000 астероидов из базы AstDyS на интервале времени 100 тыс. лет и отождествлены астероиды в трёхтельных резонансах Юпитер–Сатурн–астероиды в трёхтельных резонансах Юпитер–Сатурн–астероиды в трёхтельных резонанся.

Ключевые слова: астероиды, резонанс средних движений, трёхтельный резонанс.

Открытие Д. Кирквудом в 1867 г. так называемых «люков» в поясе астероидов впервые показало важнейшую роль резонансов в динамике этих малых тел Солнечной системы. Наиболее существенные минимумы в распределении астероидов по большим полуосям их орбит соответствуют резонансам средних движений 2/1, 3/1, 4/1, 5/2 и 7/3 с Юпитером [1]. Резонансы средних движений представляют собой целочисленные соотношения (соизмеримости) между средними частотами орбитальных движений астероида и планет. Они подразделяются на два важных класса: помимо обычных (двухтельных) резонансов средних движений астероида и планеты, существенную роль в динамике астероидов играют так называемые трёхтельные резонансы средних движений [2-7]. В этом случае резонансная фаза является алгебраической суммой с целочисленными коэффициентами угловых переменных движения астероида и двух планет, например, Юпитера и Сатурна. Ввиду «перенаселенности» фазового пространства орбитального движения астероидов трёхтельными резонансами, Д. Несворный и А. Морбиделли указали, что «трехтельные резонансы средних движений, по всей вероятности, являются главными "действующими лицами", формирующими динамическую структуру главного пояса астероидов» [3].

Часто неизвестно, какой именно резонанс обусловливает хаотическое поведение того или иного небесного тела. Особенно трудно отождествить трёхтельные резонансы. Как отличить резонансное движение от нерезонансного? В реальности наблюдаемая соизмеримость между частотами движения никогда не бывает совершенно точной – хотя бы из-за ошибок наблюдений. Для решения этой проблемы вводится резонансная фаза (часто называемая также резонансным аргументом или критическим аргументом) – алгебраическая сумма угловых переменных системы с целочисленными коэффициентами. Если резонансная фаза осциллирует (подобно колебаниям маятника), то система находится в резонансе, если же она вращается (циркулирует), то система находится вне резонанса. Движение системы на границе между либрацией и вращением соответствует «сепаратрисе». Таким образом, динамика маятника предоставляет собой наглядную модель резонанса. В определенном смысле эта модель резонанса является универсальной [8]. В частности, движение в трёхтельных резонансах может быть описано в модели возмущенного маятника [2–5]. Важным параметром резонанса средних движений является его порядок – модуль алгебраической суммы коэффициентов при средних долготах в резонансном аргументе.

Нами проведено отождествление текущих трёхтельных резонансов в движении астероидов с известными элементами орбиты, включая разработку алгоритмов отождествления. Приняты следующие ограничения: рассматриваются астероиды только главного пояса (т. е. большие полуоси орбит лежат в пределах от 2 до 4 а. е.), во внимание принимаются только резонансы с Юпитером и Сатурном; резонансный анализ проводится в плоской задаче, т. е. мы игнорируем долготы узлов в выражениях для резонансного аргумента; максимальный порядок q_{max} для отождествляемых трёхтельных резонансов установлен равным 7.

В качестве источника исходных орбитальных данных для анализа, по соглашению с З. Кнежевичем (Сербия) и А. Милани (Италия), взят поддерживаемый З. Кнежевичем, А. Милани и их коллегами интернет-ресурс – сайт AstDyS (Asteroids – Dynamic Site) [9]. Анализируемая выборка содержит сотни тысяч объектов. Цель работы состоит в отождествлении текущих трехтельных резонансов для всех включенных в выборку астероидов. Каждый объект выборки сопоставляется с резонансом (или же устанавливается отсутствие резонанса до заданного порядка).

Методика отождествления. Первая попытка массового отождествления астероидов в трёхтельных резонансах была предпринята в работе [3]. В ней была исследована выборка из ~1 000 астероидов на хаотических орбитах. Либрация/циркуляция критического аргумента для астероидов, предположительно находящихся в резонансах, анализировалась визуально. В нашем случае выборка объектов на два порядка больше, поэтому используется автоматическая процедура отождествления. Кроме того, в работе [3] каждый объект с самого начала рассматривался индивидуально без каких-либо ограничений на порядок резонанса; в результате были выявлены резонансы до 10-го порядка. Нами отождествляются резонансы до 7 порядка включительно.

Процедура отождествления состоит из двух этапов. На первом этапе строятся идентификационные матрицы. Идентификационная матрица состоит из двух столбцов. Первый столбец содержит обозначение резонанса в следующей записи: $k_I k_S k(q)$ для трёхтельных резонансов с Юпитером и Сатурном, где k_L , k_S , k – целочисленные коэффициенты при средних долготах Юпитера, Сатурна и астероида в резонансном аргументе; q – порядок резонанса. Значения k_J, k_S, k задаются вместе с их знаками. Примеры трехтельных резонансов в принятой записи: 5 - 2 - 2(1), 5 + 4 - 2(7). Второй столбец матрицы содержит координаты резонанса по большой полуоси а с точностью не менее 10⁻³ а. е. Координаты рассчитываются по методике, предложенной в [4, с. 244-245]. Итогом первого этапа является предварительное отождествление резонансов по идентификационной матрице исключительно на основе близости больших полуосей астероидов резонансным значениям.

Таким образом, первый этап можно назвать «формальным» отождествлением. Следующий (второй) этап посвящен точному «динамическому» отождествлению. Некоторые элементы алгоритма точного отождествления предложены и обсуждены в работах [3; 4]. Наш метод динамического отождествления является единым для всех объектов: сначала численно интегрируется орбита астероида, и в ходе интегрирования критический аргумент резонанса (формально отождествленного на первом этапе) анализируется на предмет либрации/циркуляции. Учитываются возмущения от всех планет Солнечной системы и Плутона. В отличие от [3], в нашем алгоритме обнаружения либрации не применяется низкочастотный фильтр для сглаживания траектории. Если выявлена либрация, то резонанс считается отождествленным. В случае, если либрация не обнаружена, делаем вывод о том, что движение астероида нерезонансно (с точностью до порядка q_{max}). На предмет либрации/циркуляции анализируются одновременно несколько критических аргументов, соответствующих субрезонансам в резонансном мультиплете. В целом, в число анализируемых резонансов входят все, находящиеся в интервале ± 0.02 а. е. по большой полуоси. Это значение выбрано эмпирически, исходя из анализа известных трехтельных резонансов [3].

В случае сильно хаотических орбит, когда субрезонансы в мультиплете перекрываются или даже мультиплеты перекрываются и скорость диффузии достаточно велика, чтобы переходы между субрезонансами или даже резонансами стали частым явлением на выбранном для анализа интервале времени (до 100 тыс. лет), анализ на втором этапе является индивидуальным в каждом конкретном случае (сильное перекрытие резонансов типично для орбит астероидов с большими эксцентриситетами) [3, рис. 6].

Численные результаты. На этапе формального отождествления нами вычислена идентификационная матрица для всех трехтельных резонансов порядка меньше или равного 7. Примеры строк идентификационной матрицы, соответствующих пяти наиболее «населённым» трёхтельным резонансам, представлены в таблице (где k_j , k_s , k – целочисленные коэффициенты в резонансном аргументе; q – порядок резонанса; a – соответствующее резонансу значение большой полуоси).

Идентификационная матрица для пяти наиболее «населенных» резонансов

k_J	k_S	k	q	<i>a</i> , a. e.
5	-2	-2	1	3.1746
4	-2	-1	1	2.3981
3	-2	-1	0	3.0801
2	2	-1	3	2.6151
1	3	-1	3	3.0676

На первом этапе проекта динамического отождествления нами проинтегрированы орбиты всех нумерованных объектов из каталога AstDyS [9] (более 200 000 объектов) на интервале времени 100 тыс. лет. Для каждого астероида вычислены резонансные аргументы и определена их либрация или циркуляция. В качестве примера резонансные аргументы и элементы орбит двух астероидов (12 065 Jaworski и 51 926 2001QE₉₈) в функции времени представлены на рисунке. Резонансный аргумент для ведущего субрезонанса резонанса первого порядка определяется формулой $\sigma = k_J \lambda_J + k_S \lambda_S + k \lambda - \tilde{\omega}$ [4], где $\lambda_J, \lambda_S, \lambda$ – средние долготы Юпитера, Сатурна и астероида, $\tilde{\omega}$ – долгота перигелия астероида.

Резонансные аргументы обоих астероидов либрируют, что позволяет заключить, что они оба находятся в резонансах.

Нами предложены методика и алгоритмы для массового автоматического отождествления астероидов в трёхтельных резонансах Юпитер-Сатурн-астероид произвольного порядка. Разработан основанный на этих алгоритмах специализированный комплекс программ, включающий программное обеспечение для расчета идентификационных матриц для трехтельных резонансов. При расчете орбит астероидов учитываются все существенные возмущения. Рассчитана идентификационная матрица трёхтельных резонансов (до 7-го порядка включительно) Юпитер-Сатурнастероид с точностью до 10^{-3} а. е. Проведены расчеты и резонансный анализ орбит астероидов из базы AstDyS на интервале времени 100 тыс. лет и отождествлены астероиды в трёхтельных резонансах Юпитер-Сатурн-астероид до 7-го порядка включительно. Наши результаты по уже известным объектам в трехтельных резонансах хорошо согласуются с результатами [3; 4]. Приведены примеры эволюции орбит астероидов, находящихся в трехтельных резонансах.



Критические аргументы и элементы орбит астероидов 12065 и 51926 в функции времени: sigma – критический аргумент; *a*, *e*, *i*, $\tilde{\omega}$, node – большая полуось, эксцентриситет, наклонение, долгота перигелия и долгота восходящего узла соответственно

Библиографические ссылки

1. Мюррей К., Дермотт С. Динамика Солнечной системы. М.: Физматлит, 2009.

2. Murray N., Holman M., Potter M. On the origin of chaos in the asteroid belt // Astron. J. 1998. № 116. P. 2583–2589.

3. Nesvorný D., Morbidelli A. Three-body mean motion resonances and the chaotic structure of the asteroid belt // Astron. J. 1998. № 116. P. 3029–3037.

4. Nesvorný D., Morbidelli A. An analytic model of three-body mean motion resonances // Celest. Mech. Dyn. Astron. 1999. № 71. P. 243–271.

5. Shevchenko I. I. On the Lyapunov exponents of the asteroidal motion subject to resonances and encounters // Near Earth Objects, our Celestial Neighbors: Opportunity

and Risk : Proc. IAU Symp. 236 / Ed. by A. Milani, G. B. Valsecchi and D. Vokrouhlicky. Cambridge : Cambridge Univ. Press, 2007. P. 15–29.

6. Morbidelli A. Modern Celestial Mechanics. Aspects of Solar System Dynamics. Padstow: Taylor and Francis, 2002.

7. Шевченко И. И. Резонансы и хаос в динамике тел Солнечной системы // Астрономия: традиции, настоящее, будущее / под ред. В. В. Орлова, В. П. Решетникова, Н. Я. Сотниковой. СПб. : СПбГУ : ВВМ, 2007. С. 284–314.

8. Chirikov B. V. A universal instability of manydimensional oscillator systems // Phys. 1979. Reports 52. P. 263–379.

9. AstDyS website [Электронный ресурс]. URL: http://hamilton.dm.unipi.it/cgi-bin/astdys/.

E. A. Smirnov, I. I. Shevchenko

MASSIVE IDENTIFICATION OF ASTEROIDS IN THREE-BODY RESONANCES

A reasonable effect to the asteroidal dynamics is produced by the so-called three-body mean motion resonances. Identification of asteroids in three-body resonances was first made by Nesvorný and Morbidelli (1998), who found 255 asteroids to be located in Jupiter–Saturn three-body resonances. They determined the association to the resonances visually by analyzing the alterations of behavior of the resonant arguments in the course of time. We develop specialized algorithms and software for massive automatic identification of asteroids in the three-body Jupiter–Saturn–asteroid resonances of arbitrary order. All essential perturbations are taken into account. The project is aimed to the resonance analysis of the orbital data presented at the «Asteroids – Dynamic Site» (AstDyS) maintained by A. Milani, Z. Knežević and their stuff. We integrate the asteroidal orbits within the time interval of 100000 years and identify objects in the threebody resonances of the order up to 7 inclusive, from the AstDyS database, of more than 400000 asteroids.

Keywords: asteroids, mean motion resonance, three-body resonance.

© Смирнов Е. А., Шевченко И. И., 2011

УДК 523.2+[523.44+552.63]-(355+36+52)

В. В. Бусарев

ГИПОТЕЗА О ПРОИСХОЖДЕНИИ УГЛИСТЫХ ХОНДРИТОВ НА МАЛЫХ ТЕЛАХ И ЕЕ ПОДТВЕРЖДЕНИЕ*

Выдвигается гипотеза о происхождении углистых хондритов на астероидах главного пояса из гидратированного силикатно-углистого вещества, образовавшегося во внутренних водных океанах допланетных тел, которые существовали в зонах формирования планет-гигантов, в частности, Юпитера. Гравитационное рассеяние таких тел Юпитером на завершающем этапе его роста в астероидный пояс должно было привести к их дроблению и реаккреции их вещества на поверхностях астероидов всех типов и образованию углистых хондритов. Гипотеза основана на теоретическом моделировании тепловой эволюции каменно-ледяных допланетных тел, изучении полученных спектров отражения астероидов главного пояса и анализе известных характеристик углистых хондритов.

Ключевые слова: ранняя эволюция допланетных тел, спектры отражения астероидов, углистые хондриты.

В соответствии с классическими представлениями астероиды главного пояса (ГП) (2.1-3.3 а. е.), образовались in situ, в результате дробления родительских тел астероидов (РТА) [1; 2]. А согласно развиваемой сейчас так называемой «ницевской модели» [3] часть примитивных астероидов с высоким содержанием органики могла быть «вброшена» в ГП из транснептуновой зоны в результате ранней миграции планетгигантов [3; 4]. Но распределения астероидов с разным составом вещества по гелиоцентрическим расстояниям могли возникнуть под влиянием не только ранних динамических, но и физико-химических процессов и, значит, должны содержать о них ключевую информацию. Дистанционная оценка состава вещества астероидов сейчас осуществляется преимущественно путем получения их спектров отражения. При изучении образцов-аналогов (метеоритов, образцов земных горных пород и минералов), имитирующих вещество астероидов, было показано, что спектры диффузного отражения при небольших световых фазовых углах достаточно хорошо описывают химикоминеральный состав поверхностного вещества этих тел [5; 6]. По спектрам отражения и альбедо астероидов установлено существование их таксономических (спектральных) типов [7; 8]. Они чередуются от преимущественно высокотемпературных (М, V, E, S и др.) к низкотемпературным (С, P, F, G, и D) от внутреннего края ГП к внешнему [2; 8]. Однако пока не вполне ясно, почему эти распределения значительно перекрываются, а количество астероидов примитивных типов нарастает к внешней периферии ГП (рис. 1).

Важнейшим физико-химическим процессом, протекавшим в ранней Солнечной системе (СС) и существенно изменившим состав РТА и, значит, современных астероидов, была их первичная тепловая эволюция. Она происходила при распаде ²⁶Al (с периодом ~ 0,73 млн лет) и менее обильных короткоживущих изотопов (⁶⁰Fe и др.), имевшихся в каменной (главным образом, силикатной) компоненте вещества допланетных тел. Интересно, что тепловая эволюция РТА по времени почти совпала с процессом их аккреции из более мелких планетозималей. Обнаружение в дифференцированных метеоритах (ахондритах) повышенного содержания ²⁶Mg, продукта распада ²⁶Al, является прямым подтверждением этой эволюции и ее энергетического источника [9]. Как показали спутниковые измерения [10], в плоскости нашей Галактики, где происходят частые взрывы новых и сверхновых звезд, имеется повышенная концентрация ²⁶Al.



Рис. 1. Представленные в одном масштабе распределения спектральных типов астероидов согласно таксономическим классификациям:

а – Толена (по спектрам отражения ~ 600 астероидов ГП) [2; 7]; *б* – Бас (по спектрам отражения ~ 1500 астероидов ГП) [8]

^{*}Работа выполнена при финансовой поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (код проекта 10-02-90457-Укр).

Поэтому естественно предполагать, что взрыв одной из таких звезд, с одной стороны, был толчком для формирования СС, а с другой – обогатил ее первичное вещество изотопами, возникшими при термоядерных реакциях в недрах звезды [9; 11]. Как следует из расчетов, чем быстрее протекала аккреция малых планет и чем большей в их веществе оказалась доля каменной компоненты (и, соответственно, содержание ²⁶Al), тем более высокой была температура их разогрева [12]. Изучение дифференцированных метеоритов (фрагментов магматических малых планет) позволило установить, что самое короткое время аккреции этих тел составляло всего ~ 1 млн лет, а время их плавления и дифференциации не более 3 млн лет [13]. Заметим, что за «нулевое» время СС принимается момент формирования в каменных метеоритах кальций-алюминиевых включений (или CAIs согласно английской аббревиатуре) - наиболее древних высокотемпературных образований, с возрастом ~ 4,56 млрд лет [14].

Внутренние водные океаны на допланетных телах. В недрах допланетных каменно-ледяных тел в результате распада ²⁶Al могла возникнуть водная среда или даже глобальный океан. Согласно космогоническим моделям [15–17], планетозимали с высоким содержанием льдов могли образоваться во внешней СС, за границей конденсации водяного льда. Из них, вероятно, сформировались не только тела Эджворта– Койпера (ТЭК), но и допланетные тела в зонах роста всех планет-гигантов [1].

В качестве предельного случая нами была рассмотрена возможность тепловой эволюции ранних ТЭК на гелиоцентрических расстояниях 30-50 а. е., т. е. при крайне низких температурах (~ 15-30 К) и давлениях (10⁻⁹-10⁻¹⁰ бар) [15]. По опубликованным данным о химическом составе космической пыли и кометного вещества [18] ранние ТЭК могли состоять примерно из равных пропорций льдов (включающих ~ 80 % водяного льда), частиц горных пород (в основном силикатов) и органики (преимущественно тугоплавкой, включающей алифатические, циклические и ароматические углеводороды, в которых основные химические элементы находятся в пропорции C:H:O:N = 1:1:0.5:0.12 [19], или просто CHON). Решение уравнения теплового баланса [18] показало, что при условии аккреции ТЭК за минимальное время (с учетом повышенной плотности вещества в этой зоне) ~ 10⁶ лет [13; 16; 20] на самых крупных из них (с радиусом *R* ≥ 100 км) должно было произойти полное плавление льда и образование внутреннего водного океана. Он мог существовать на ТЭК при температурах ~ 4 °С до замерзания 2-3 млн лет, а в относительно неизменном состоянии на этих телах могла оставаться только внешняя кора из пористого «грязного» льда с толщиной около 10 км [18]. За указанное время в водном океане все силикаты могли преобразоваться в гидросиликаты, а также должны были пройти процессы седиментации материалов с удельным весом > 1 г/см³ и формирования силикатноорганических ядер с размером до $\sim 0.7 R$ ТЭК [18]. Приведенные аналитические оценки согласуются с результатами численного моделирования тепловой эволюции подобных тел при распаде²⁶Al ([21; 22]). Взаимные столкновения ТЭК могли, с одной стороны, обеспечить их дополнительный разогрев и продлить время существования внутреннего водного океана, а с другой стороны (после замерзания океана) - дробление их ледяных оболочек и экскавацию гидросиликатов и органики. Возможно, что действовал и механизм взрывной ломки и обновления ледяной коры ТЭК при разогреве и переходе в газообразное состояние летучей органики [18], а также при образовании в водном океане гидросиликатов с выделением больших объемов Н₂ и СН₄ [23; 24]. Подтверждениями ранней тепловой эволюции ТЭК, вероятно, служат обнаружения в их спектрах отражения полос поглощения у 0.5-0.9 мкм [25] и 0.43 мкм [26], соответствующие полосам поглощения в спектрах отражения углистых хондритов [27] и земных гидросиликатов [28; 29]. Эти полосы поглощения являются индикаторами окисленного или гидратированного состояния силикатного вещества. Их возникновение связано с действием механизма электронного переноса заряда между гетеровалентными ионами железа (Fe²⁺ и Fe³⁺) в соседних кристаллографических позициях при поглощении электромагнитного излучения [30; 31].

Подобные тела, возникшие из смеси льдов и пыли, имелись в зонах роста всех планет-гигантов [1]. Первоначальный разогрев таких тел мог произойти уже при их аккреции из более мелких планетозималей. Их внутренняя температура могла значительно возрасти при последующем распаде ²⁶Al, что привело к полному плавлению льда и образованию водного океана в недрах самых крупных из них (≥ 200 км) [18]. Учитывая более высокую долю каменного вещества (и 26 Al), можно утверждать, что на крупных телах юпитерианской зоны (ТЮЗ) внутренний водный океан при распаде ²⁶А1 был разогрет до более высоких температур и дольше оставался в незамерзшем состоянии (~ 10 млн лет), чем на ТЭК. В водном океане ТЮЗ должны были протекать аналогичные процессы дифференциации и седиментации вещества, образования гидросиликатов и формирования ядер из минералов, окислов, тугоплавкой органики и т. п. В то же время температура в ядрах ТЮЗ могла достигать десятков и даже сотен градусов, возрастая к центру, что соответствует численным моделям эволюции подобных тел [21; 22]. Таким образом, в силикатно-органических ядрах ТЮЗ имелись благоприятные условия для образования не только простейшего органического вещества (типа керогена или битума), но и более сложных соединений.

Расчеты и моделирование показывают, что размер внутреннего турбулентного (и поэтому имеющего относительно однородный состав) газопылевого диска в ранней СС, из которого формировались допланетные тела и ядра планет-гигантов, мог меняться в пределах от ~ 6 до 10–25 а. е. [32–34]. Кроме того, имеются данные о совпадении средних величин отношения D/H в водных включениях углистых хондритов (УХ), земных океанах и органических соединениях Титана [35–38]. То есть от границы испарения силикатов и металлов вблизи молодого Солнца и до зон роста Юпитера и Сатурна пылевое вещество имело углисто-хондритовый (или солнечный) состав, для которого характерно содержание CHON не более нескольких процентов [37]. Это означает, что сами УХ и их родительские тела могли образоваться в пределах указанных расстояний, как, по-видимому, и преобладающая часть остальных астероидов.

Динамическая эволюция ТЮЗ и гипотеза об образовании углистых хондритов. В рассматриваемый период масса прото-Юпитера должна была достичь ~ 5-10 масс Земли и аккреция им ТЮЗ сменилась выбросом большей их части за пределы его зоны формирования, как во внешнюю, так и во внутреннюю часть СС [1; 39-42]. Диапазон относительных скоростей ТЮЗ, проникающих в зону астероидов, оценивается от 2-3 до 30 км/с [39; 40; 43]. Их прямые столкновения с самыми высокими скоростями с родительскими телами астероидов должны были приводить к практически полному «выметанию» последних из ГП. Такой предельный случай взаимодействия ТЮЗ и РТА рассматривался как один из механизмов удаления основной массы вещества из зоны астероидов [39; 40]. В соответствии с численным моделированием [44] значительная доля вещества РТА могла быть потеряна также при их дроблении до мелких фрагментов и пыли, которые выносились из ГП под влиянием других факторов. Но как показывают расчеты и эксперименты, при любых вариантах столкновений тел в окрестности эпицентра удара всегда остается какая-то часть материала как «мишени», так и «ударника» [45; 46]. Это означает, что наряду с удалением вещества из зоны астероидов при столкновениях ТЮЗ и РТА происходила и его доставка. Под доставленным веществом мы понимаем раздробленное вещество ТЮЗ (от крупных фрагментов до пыли), оставшееся в зоне астероидов после столкновений. Очевидно, что доля доставленного вещества должна была возрастать при снижении скорости столкновения ТЮЗ и РТА. Решающее значение могли также иметь различия механической прочности и структуры ТЮЗ и РТА. Если у первых в период проникновения в зону астероидов были неоднородное внутреннее строение и низкая прочность (как следует из теоретического моделирования [18]), то вторые, с учетом их преимущественно силикатного состава и плавления при высоких температурах (до ~ 1500 °C), наоборот, должны были обладать монолитной структурой и высокой прочностью. С другой стороны, пористые ледяные (или даже жидкие) мантии ТЮЗ, вероятно, служили своего рода «демпферами» и несколько снижали катастрофические последствия столкновений этих тел с РТА. Еще одним значительным фактором в рассматриваемый ранний период времени СС было, вероятно, наличие небулярного газа [1; 15; 17], который мог эффективно снижать скорости разлета фрагментов ТЮЗ и РТА при столкновениях. Итак, выжившие после катастрофических ударов крупные фрагменты ТЮЗ в случае потери большей части кинетической энергии могли остаться в ГП и пополнить число примитивных (низкотемпературных) астероидов. А частично переработанные в ударном процессе пыль и мелкие фрагменты ТЮЗ (ледяного и углистого состава, включающего гидросиликаты) должны были выпасть преимущественно на соседние РТА. Следует также заметить, что в соответствии с законом сохранения количества движения основная масса раздробленного материала ТЮЗ должна была двигаться в направлении к центру СС и могла достичь зоны планет земной группы. Этот механизм переноса значительной массы примитивного вещества в ГП астероидов из зоны формирования Юпитера нами уже обсуждался [47]. Было сделано предположение о том, что многие РТА, прошедшие тепловую эволюцию в пределах первых нескольких миллионов лет [12; 13] (разогрев и дифференциацию при распаде ²⁶Al), после периода катастрофических столкновений с ТЮЗ могли быть покрыты значительным слоем нетипичного для них раздробленного вещества и стали неотличимы от примитивных астероидов, образовавшихся in situ [47]. Рассматриваемый сценарий позволяет объяснить «всеохватывающий» характер для ГП распределения наиболее многочисленных астероидов С-типа, взаимное перекрытие распределений астероидов высокотемпературных и низкотемпературных типов, а также нарастание количества последних к периферии ГП (см. рис. 1). Таким образом, может быть сформулирована гипотеза об образовании углистых хондритов на астероидах различных типов. Она основывается не только на результатах нашего теоретического моделирования ранней тепловой эволюции силикатно-ледяных тел [18], но и на ряде полученных спектральных данных.

Спектры отражения показывают, что на поверхности значительного количества астероидов высокотемпературных (магматических) типов (М, V, S и E) присутствует нетипичное примитивное вещество типа углистых хондритов, включающее гидросиликаты [48-53]. В качестве примеров на рис. 2 приведены спектры отражения раздробленных образцов углистых хондритов и земных серпентинов, имею-щие полосы поглощения Fe³⁺ (у 0,44-0,50 мкм) и $Fe^{2+} \rightarrow Fe^{3+}$ (у 0,60-1,00 мкм), а также магматических астероидов 21 Лютеции (М-тип) и 4 Весты (V-тип) с признаками тех же полос поглощения или их следов (в виде депрессий на спектрах). Спектральные характеристики этих астероидов (вогнутая форма спектров отражения) могут быть объяснены наличием относительно тонкого слоя выпавших на них в ранний период примитивных материалов, изпод которого при последующих ударных событиях были экскавированы их собственные высокотемпературные материалы.

Как известно, УХ группы СІ состоят из одной матрицы, в которой содержание гидросиликатов (серпентинов, хлоритов и др.) достигает 90 %, а содержание воды в последних – до 20 % [54–57]. Авторами перечисленных публикаций сделан вывод о том, что гидратированные силикаты СІ-хондритов могли образоваться в обильной водной среде.


Рис. 2. Спектры отражения:

а – раздробленных образцов (размер частиц < 0,25 мм) углистых хондритов [27]; б – раздробленных образцов (размер частиц < 0,25 мм) земных серпентинов [28]; в – астероида М-типа 21 Лютеции при разных значениях относительной фазы вращения (указаны в скобках) [50; 51]; е – астероида V-типа 4 Весты (значения относительной фазы вращения указаны в скобках) [51]

Кроме того, в УХ обнаружен почти весь перечень известных на Земле органических соединений – вплоть до аминокислот и спиртов [37; 58–60]. В соответствии с описанным здесь сценарием формирования допланетных тел в ранней СС гидратированные и сложные органические соединения могли образоваться еще при химической эволюции вещества в ядрах ТЭК, ТЮЗ и подобных им тел. Поэтому СІ-хондриты рассматриваются нами как аналог исходного углистого вещества, возникшего в недрах ТЮЗ и перенесенного ими в зону астероидов.

Возможно, что астероиды-Троянцы (или значительная часть их), движущиеся по орбите Юпитера в окрестностях лагранжевых точек L₄ и L₅, представляют собой сохранившиеся фрагменты ТЮЗ. Интересно, что примерно половина исследованных Троянцев имеет спектральные признаки пониженного содержания органики (менее красные спектры отражения) [61], что сближает их с астероидами С-типа. В то же время УХ других групп (СМ, СV, СО и т. д.), включающие последовательно возрастающую долю хондр (высокотемпературных сферических включений в матрице от миллиметрового до сантиметрового размера), могут быть ударными продуктами исходного вещества типа СІ, переработанного в разной степени при столкновениях ТЮЗ и РТА. Выше уже отмечалось, что их минимальные относительные скорости столкновения могли составлять несколько километров в секунду. А ударные нагрузки, которые испытали УХ, соответствуют столкновениям тел астероидных размеров именно с такими скоростями [62]. Здесь не рассматриваются физико-химические характеристики хондр УХ и вероятные механизмы их образования, так как это выходит за рамки данной статьи. Ограничимся только замечанием, что наша концепция тепловой эволюции ТЮЗ и переноса их вещества в зону астероидов согласуется с гипотезой возникновения хондр УХ в ударном выбросе или «плюме» как капель расплавленного вещества, успевших затвердеть за время своего полета до падения на поверхность ближайшего небесного тела [63; 64]. Это подтверждается обнаружением подобных хондр кристаллических сферических образований в лунных и земных ударных брекчиях [64-66].

Петрологические исследования показывают, что УХ всех групп являются поверхностными аккреционными брекчиями [54–58; 62; 67; 68]. Упомянем еще один важный экспериментальный факт, который может быть прямым подтверждением реальности рассматриваемого нами механизма переноса примитивного вещества из зон формирования планет-гигантов в ГП астероидов и на меньшие гелиоцентрические

расстояния. Давно известно, что ряд образцов УХ имеют значительную остаточную намагниченность, которую сложно как-либо объяснить, если их родительские тела считать недифференцированными объектами [69-71]. Имеются попытки объяснить этот феномен как результат нагревания до высоких температур и частичной дифференциации недр родительского тела УХ (при распаде ²⁶Al) еще на стадии непрерывной аккреции [72]. Но при моделировании структуры такого тела, включающей расплавленное металлическое ядро и холодную кору, было сделано упрощающие предположение об отсутствии выделения тепла на поверхности тела при аккреции [72], что, по-нашему мнению, физически нереально. В то же время остаточная намагниченность УХ вполне могла возникнуть в рассматриваемом нами случае, т. е. после завершения процесса первоначальной аккреции, частичного охлаждения дифференцированных РТА и реаккреции на них раздробленного вещества ТЮЗ.

Таким образом, на основе решения уравнения теплового баланса для каменно-ледяных допланетных тел [18], изучения спектров отражения астероидов ГП [48-53] и анализа известных характеристик УХ выдвигается гипотеза о том, что в результате дробления при столкновениях и переноса в зону астероидов вещества ТЮЗ (льда, гидросиликатов, органики и других соединений), а также его реаккреции и литификации на поверхностях РТА сформировались все типы УХ. Возможно, что при ударных процессах часть вещества ТЮЗ была дегидратирована или даже переплавлена. Но, как показывает моделирование [23; 24], оказавшись в контакте со льдом на поверхностях РТА, это вещество могло быть снова гидратировано. Так, вероятно, образовались не только УХ, но и наиболее многочисленные астероиды С-типа, которые традиционно рассматриваются как родительские тела УХ [2; 6].

Библиографические ссылки

1. Сафронов В. С. Эволюция допланетного облака и образование Земли и планет. М. : Наука, 1969.

2. Asteroids: The big picture / J. F. Bell, D. R. Davis, W. K. Hartmann, M. J. Gaffey // Asteroids II. Tucson : Univ. Arizona Press, 1989. P. 921–945.

3. Evidence from the asteroid belt for a violent past evolution of Jupiter's orbit / A. Morbidelli, R. Brasser, R. Gomes et al. // Astron. J. 2010. Vol. 140. P. 1391–1401.

4. Contamination of the asteroid belt by primordial trans-neptunian objects / H. F. Levison, W. F. Bottke, M. Gounelle et al. // Nature. 2009. Vol. 460. P. 364–366.

5. Gaffey M. J., Bell J. F., Cruikshank D. P. Reflectance spectroscopy and asteroid surface mineralogy / Asteroids II. Tucson: Univ. of Arizona Press, 1989. P. 98–127.

6. Mineralogy of asteroids / M. J. Gaffey, E. A. Cloutis, M. S. Kelley, K. L. Reed // Asteroids III. Tucson: Univ. of Arizona Press, 2002. P. 183–204.

7. Tholen D. J. Asteroid taxonomic classifications // Asteroids II. Tucson: Univ. of Arizona Press, 1989. P. 1139–1150. 8. Bus S. J., Binzel R. P. Phase II of the Small Main-Belt Asteroid Spectroscopic Survey. A Feature-Based Taxonomy // Icarus. 2002. Vol. 158. P. 146–177.

9. Srinivasan G., Goswami J. N., Bhandari N. ²⁶Al in eucrite Piplia Kalan: Plausible heat source and formation chronology // Science. 1999. Vol. 284. P. 1348–1350.

10. HEAO 3 discovery of ²⁶Al in the interstellar medium / W. A. Mahoney, J. C. Ling, Wm. A. Wheaton, A. S. Jacobson // Astron. J. 1984. Vol. 286. P. 578–585.

11. Goswami J. N. Short-lived nuclides in the early solar system: the stellar connection // New Astronomy Reviews. 2004. Vol. 48. P. 125–132.

12. Grimm R. E, McSween H. Y. Jr. Heliocentric zoning of the asteroid belt by aluminum-26 heating // Science. 1993. Vol. 259. P. 653–655.

13. Rapid timescales for accretion and melting of differentiated planetesimals inferred from ${}^{26}Al{-}^{26}Mg$ chronometry / M. Bizzaro, J. A. Baker, H. Haack, K. L. Lundgaard // Astrophys. J. 2005. Vol. 632. P. L41–L44.

14. Lead isotopic ages of chondrules and calciumaluminum-rich inclusions / Y. Amelin, A. N. Krot, I. D. Hutcheon, A. A. Ulyanov // Science. 2002. Vol. 297. P. 1678–1683.

15. Макалкин А. Б., Дорофеева В. А. Строение протопланетного аккреционного диска вокруг Солнца на стадии Т Тельца II. Результаты расчета моделей // Астроном. вестн. 1996. Т. 30. С. 496–513.

16. Chick K. M., Cassen P. Thermal processing of interstellar dust grains in the primitive solar environment // Astrophys. J. 1997. Vol. 477. P. 398–409.

17. Origin of volatiles in the main belt / O. Mousis, Y. Alibert, D. Hestroffer et al. // Mon. Not. Royal Astron. Soc. 2008. Vol. 383. P. 1269–1280.

18. Busarev V. V., Dorofeeva V. A., Makalkin A. B. Hydrated silicates on Edgeworth-Kuiper objects – probable ways of formation // Earth, Moon and Planets. 2003. Vol. 92. P. 345–357.

19. Jessberger E. K., Christoforidis A., Kissel J. Aspects of the major element composition of Halley's dust // Nature. 1988. Vol. 332. P. 691–695.

20. Weidenschilling S. J. The Origin of Comets in the Solar Nebula: A Unified Model // Icarus. 1997. Vol. 127. P. 290–306.

21. Prialnik D., Bar-Nun A. Heating and melting of small icy satellites by the decay of ${}^{26}A1$ // Astrophys. J. 1990. Vol. 355. P. 281–286.

22. Structure and Evolution of Kuiper Belt Objects and Dwarf Planets / W. B. McKinnon, D. Prialnik, S. A. Stern, A. Coradini // The Solar System Beyond Neptune. Tucson: Univ. Arizona Press, 2008. P. 213–241.

23. Early aqueous alteration, explosive disruption, and reprocessing of asteroids / L. Wilson, K. Keil, L. B. Browning et al. // Met. Planet. Sci. 1999. Vol. 34. P. 541–557.

24. Rosenberg N. D., Browning L., Bourcier W. L. Modeling aqueous alteration of CM carbonaceous chondrites // Met. Planet. Sci. 2001. Vol. 36. P. 239–244.

25. The ESO large program of physical studies of TNOs and Centaurs / H. Boehnhardt, A. Delsanti, O. Hainaut et al. // Proc. of ACM 2002. ESA-SP-500. Berlin, 2002. P. 47–50.

26. ESO Large Program on physical studies of Trans-Neptunian objects and Centaurs: Final results of the visible spectrophotometric observations / S. Fornasier, A. Doressoundiram, G. P. Tozzi et al. // Astron. & Astrophys. 2004. Vol. 421. P. 353–363.

27. Busarev V. V., Taran M. N. On the spectral similarity of carbonaceous chondrites and some hydrated and oxidized asteroids // Proc. of ACM 2002. ESA-SP-500. Berlin, 2002. P. 933–936.

28. Possible spectral signs of serpentines and chlorites in reflectance spectra of celestial solid bodies / V. V. Busarev, M. N. Taran, V. I. Fel'dman, V. S. Rusakov // Vernadsky Inst. Brown Univ. Microsimp. 40th. Moscow, 2004. Abstract № 15.

29. Results of reflectance spectral, Mössbauer, X-ray and electron microprobe investigations of terrestrial serpentine samples / V. V. Busarev, M. V. Volovetskij, M. N. Taran et al. // Vernadsky Inst. – Brown Univ. Microsimp. 48th. Moscow, 2008. Abstract № 6.

30. Платонов А. Н. Природа окраски минералов / Киев : Наукова думка, 1976.

31. Burns R. G. Mineralogical applications of crystal field theory. New York : Cambridge Univ. Press, 1993.

32. Рузмайкина Т. В., Маева С. В. Исследование процесса формирования протопланетного диска // Астроном. вестн. 1986. Т. 20. С. 212–227.

33. Cassen P. Utilitarian models of the solar nebula // Icarus. 1994. Vol. 112. P. 405–429.

34. Макалкин А. Б. Особенности эволюции вязкого протопланетного околосолнечного диска // Астроном. вестн. 2004. Т. 38. С. 559–576.

35. Lodders K., Fegley B. Jr. The planetary scientist's companion. N. Y. ; Oxford : Oxford Univ. Press, 1998.

36. Deloule E., Robert F. Interstellar water in meteorites? // Geochim. Cosmochim. Acta. 1995. Vol. 59. P. 4695–4706.

37. Pizzarello S., Cooper G. W., Flynn G. J. The nature and distribution of the organic material in carbonaceous chondrites and interplanetary dust particles // Meteorites and the early solar system II. Tucson : Univ. of Arizona Press, 2006. P. 625–651.

38. Detection of C_2HD and the D/H ratio on Titan / A. Coustenis, D. E. Jennings, A. Jolly et al. // Icarus. 2008. Vol. 197. P. 539–548.

39. Safronov V. S. On the origin of asteroids / Asteroids. Tucson : Univ. Arizona Press, 1979. P. 975–991.

40. Сафронов В. С., Зиглина И. Н. Происхождение пояса астероидов // Астроном. вестн. 1991. Т. 25. С. 190–199.

41. Wetherill G. W., Stewart G. Formation of planetary embryos: Effects of fragmentation, low relative velocity, and independent variation in eccentricity and inclination // Icarus. 1987. Vol. 106. P. 190–209.

42. Zuckerman B., Forville T., Kastner J. H. Inhibition of giant planet formation by rapid gas depletion around young stars // Nature. 1995. Vol. 373. P. 494–496.

43. Витязев А. В., Печерникова Г. В., Сафронов В. С. Планеты земной группы. Происхождение и ранняя эволюция. М. : Наука, 1990.

44. Collisional evolution of asteroids: Populations, rotations and velocities / D. R. Davis, C. R. Chapman, R. Greenberg et al. // Asteroids. Tucson : Univ. Arizona Press, 1979. P. 528–557.

45. Melosh H. J., Vickery A. H. Melt droplet formation in energetic impact events // Nature. 1991. Vol. 350. P. 494–496.

46. Мелош Г. Образование ударных кратеров. М. : Мир, 1994.

47. Бусарев В. В. Где могут быть скрыты родительские тела астероидов? // Околоземная астрономия – 2003 : сб. тр. конф. / под ред. Л. В. Рыхловой и др. ; Инт астрономии РАН. СПб. : BBM, 2003. Т. 1. С. 184–192.

48. Busarev V. V., Krugly Yu. N. A spot of hydrated silicates on the M-asteroid 201 Penelope? // Lunar Planet. Sci. Conf. 26th. 1995. P. 197–198.

49. Busarev V. V. Spectral features of M-asteroids: 75 Eurydike and 201 Penelope // Icarus. 1998. Vol. 131. P. 32–40.

50. Busarev V. V. Spectral signs of carbonaceous chondritic material on (21) Lutetia // Asteroids, Comets, Meteors 2008. Baltimore, 2008. Abstract № 8010.

51. Бусарев В. В. Спектральные исследования астероидов 21 Лютеция и 4 Веста как объектов космических миссий // Астроном. вестн. 2010. Т. 44. С. 539–551.

52. The nature of M-class asteroids from $3-\mu m$ observations / A. S. Rivkin, E. S. Howell, L. A. Lebofsky et al. // Icarus. 2000. Vol. 145. P. 351–368.

53. Hydrated Minerals on Asteroids: The Astronomical Record / A. S. Rivkin, E. S. Howell, F. Vilas, L. A. Lebofsky // Asteroids III. Tucson : Univ. of Arizona Press, 2002. P. 33–62.

54. Dodd R. T. Meteorites – A petrologic-chemical synthesis. Cambridge : Cambridge Univ. Press, 1981.

55. Jarosewich E. Chemical analyses of meteorites: A compilation of stony and iron meteorite analyses // Meteoritics. 1990. Vol. 25. P. 323–337.

56. Rubin A. E. Mineralogy of meteorite groups // Meteorit. Planet. Sci. 1997. Vol. 32. P. 231–247.

57. Weisberg M. K., McCoy T. J., Krot A. N. Systematics and evaluation of meteorite classification // Meteorites and the early solar system II. Tucson : Univ. of Arizona Press, 2006. P. 19–52.

58. Космическая петрология / А. А. Маракушев, Л. Б. Грановский, Н. Г. Зиновьева и др. М. : Наука, 2003. С. 183–249.

59. Evidence for extraterrestrial amino-acids and hydrocarbons in the Murchison meteorite / K. A. Kvenvolden, J. Lawless, K. Pering et al. // Nature. 1970. Vol. 228. P. 923–926.

60. Cooper G. Polyhydroxylated compounds in the Murchison meteorites // Origins of Life. 1996. Vol. 26. P. 332–333.

61. Emery J. P., Burr D. M., Cruikshank D. P. Near-Infrared Spectroscopy of Trojan Asteroids: Evidence for Two Compositional Groups // Astron. J. 2011. Vol. 141.

62. Scott E. R. D., Keil K., Stoffler D. Shock metamorphism of carbonaceous chondrites // Geochim. Cosmochim. Acta. 1992. Vol. 56. P. 4281–4293. 63. Urey H. C. Chemical fractionation in the meteorites and the abundance of the elements // Geochim. Cosmochim. Acta. 1952. Vol. 2. P. 269–282.

64. Fredriksson K., Noonan A., Nelen J. Meteoritic, lunar and Lonar impact chondrules // The Moon. 1973. Vol. 7. P. 475–482.

65. The crystalline lunar spherules: Their formation and implications for the origin of meteoritic chondrules / S. J. K. Symes, D. W. G. Sears, D. G. Akridge et al. // Meteorit. Planet. Sci. 1998. Vol. 33. P. 13–29.

66. Ruzicka A., Snyder G. A., Taylor L. A. Crystalbearing lunar spherules: Impact melting of the Moon's crust and implications for the origin of meteoritic chondrules // Meteorit. Planet. Sci. 2000. Vol. 35. P. 173–192.

67. Mineralogy and noble-gas signatures of the carbonate-rich lithology of the Tagish Lake carbonaceous chondrite: evidence for an accretionary breccia / T. Nakamura, T. Noguchi, M. E. Zolensky, M. Tanaka // Earth Planet. Sci. Lett. 2003. Vol. 207. P. 83–101. 68. Nakashima D., Nakamura T., Noguchi T. Formation history of CI-like phyllosilicate-rich clasts in the Tsukuba meteorite inferred from mineralogy and noble gas signatures // Earth Planet. Sci. Lett. 2003. Vol. 212. P. 321–336.

69. Stacey F. D., Lovering J. F., Parry L. G. Thermomagnetic properties, natural magnetic moments, and magnetic anisotropies of some chondritic meteorites // J. Geophys. Res. 1961. Vol. 66. P. 1523–1534.

70. Banerjee S. K., Hargraves R. B. Natural remanent magnetization of carbonaceous chondrites // Earth Planet. Sci. Let. 1971. Vol. 10. P. 392–396.

71. Butler R. F. Natural remanent magnetization and thermomagnetic properties of the Allende meteorite // Earth Planet. Sci. Let. 1972. Vol. 17. P. 120–128.

72. Elkins-Tanton L. T., Weiss B. P., Zuber M. T. Chondrites as samples of differentiated planetesimals // Earth Planet. Sci. Lett. 2011. Vol. 305. P. 1–10.

V. V. Busarev

A HYPOTHESIS ABOUT THE ORIGIN OF CARBONACEOUS CHONDRITES ON SMALL BODIES AND ITS CONFIRMATIONS

The author sets forward a hypothesis about the origin of carbonaceous chondrites on the Main belt asteroids of hydrated stony-organic substance, originated in the internal water oceans of pre-planetary bodies, which existed in the areas of giant planets formation, and particularly of Jupiter. The gravitational dispersing of such bodies by Jupiter, at the final stage of its formation, to the asteroid belt, might have led to their fragmentation and re-accretion of their elements on the surfaces of asteroids of all types and to formation of carbonaceous chondrites. The hypothesis is based on a theoretical model of the thermal evolution of stony-ice pre-planetary bodies, study of obtained reflectance spectra of the Main belt asteroids and analysis of the known characteristics of carbonaceous chondrites.

Keywords: previous evolution of the pre-planetary bodies, reflectance spectra of asteroids, carbonaceous chondrites.

© Бусарев В. В., 2011

УДК 533.6.011.6

В. С. Сазонов

ОБ ИСПАРЕНИИ КРУПНЫХ МЕТЕОРИТОВ В ПЛОТНЫХ СЛОЯХ АТМОСФЕРЫ

Исследуются газо- и термодинамические особенности испарения крупных метеоритов в плотных слоях атмосферы Земли. Рассмотрены режимы движения паров и связь между параметрами фазового перехода и характеристиками движения метеорита.

Ключевые слова: ударная волна, испарение, фазовый переход, тепловые потоки.

Наиболее интенсивное испарение крупных метеоритов при входе в плотные слои атмосферы происходит под действием потоков тепла, связанных с излучением отошедшей ударной волны. При известном гиперзвуковом движении метеорита давление P_0 за фронтом и тепловой поток F_0 в направлении контактной поверхности, разделяющей ударно-сжатый слой и пары, задаются в виде $P_0 = K_p \rho u_0^2$, $F_0 = K_F \rho^3/2$, где ρ – плотность атмосферы на данной высоте; u_0 – скорость движения метеорита. Коэффициенты пропорциональности K_p и K_F в квазистационарном режиме обтекания медленно меняются со временем и оцениваются следующим образом: $K_p \approx 1$, $0 \le K_F \le 1$. Определение K_p обычно не вызывает затруднений, а величина K_F зависит от условий обтекания. В режиме сильного высвечивания этот параметр даже в плоской геометрии (если тела очень крупные) не превосходит величины порядка $K_F = 0.2$, что в стадии «развитой» ударной волны реализуется при коэффициенте высвечивания $\varepsilon = 2\sigma(\mu/R_o)^4 u_0^{5}/\rho \approx 10^4$, где σ – постоянная

Стефана-Больцмана; µ – молекулярная масса невозмущенного газа; R_g – универсальная газовая постоянная [1]. Коэффициент K_F для тела радиусом R = 1 м (характерным для космических аппаратов) при $u_0 = 18$ км/с на высоте Н = 50 км равен 0.1 [2]. При относительно больших u_0 , ρ и *R* радиационные потери с фронта в значительной мере ослаблены предшествующим слоем, и при оценках лучистых потоков на внешней и внутренней границах паров, наряду с излучением ударно-сжатого газа, необходимо учитывать излучение указанного слоя, приводящее к дальнейшему росту K_F [3]. Например, перенос излучения перед контактной поверхностью при движении того же самого тела радиусом R = 1 м, но при более высокой скорости $u_0 = 20$ км/с и плотности $\rho = 0.9 \cdot 10^{-4}$ г/м³ (H = 20 км), можно рассматривать в приближении лучистой теплопроводности. Примерно половина гидродинамической энергии тогда переходит в лучистую ($K_F = 0.48$), излучаемую в направлении тела [4].

В зависимости от физических характеристик задачи реализуются те или иные режимы испарения метеорита. В качестве примера рассматривался предельный случай, когда излучение нагретого воздуха «заперто» прогревным слоем, и гидродинамический поток полностью преобразуется в лучистый на контактной поверхности (т. е. $K_F = 1$). Такая постановка представляет интерес в связи с актуальностью проблемы астероидно-кометной опасности, поскольку внеатмосферная геоцентрическая скорость рассматриваемых небесных тел может достигать 72 км/с, а их размеры в поперечнике – 50 м и более. Так как боковое растекание паров для крупных тел происходит довольно медленно, пары успевают нагреться до высокой температуры и сами становятся интенсивным излучателем, существенно влияющим на процесс испарения. В рамках модели поверхностного испарения в квазистационарном приближении распределение параметров паров и режимы испарения определяются с помощью размерного параметра $x = P_0/F_0$ [5–7]. Такой вывод получен путем исследования полной системы законов сохранения массы, импульса и энергии, описывающей течение в парах и на фазовом переходе, относительно которого приняты замыкающие предположения, сводящиеся к условию Чепмена-Жуге (Ч-Ж) (детонационная аналогия) и изотермичности перехода [5]. Теплоотвод вглубь конденсированной фазы задавался законом Михельсона, часто применяемым в моделях стационарного горения твердых топлив [8]. В случае невозможности выполнения условий Ч-Ж анализ проводился путем введения приведенного показателя адиабаты, позволяющего учесть возможность дозвуковых течений паров.

В зависимости от величины параметра x (от роли противодавления) возможны следующие режимы движения паров по отношению к границе испарения [5]: сверхзвуковой Ч–Ж, дозвуковой Ч–Ж и существенно дозвуковой режим с запиранием течения на границе поглощения излучения (или с протеканием частиц пара на этой границе). Сверхзвуковой режим Ч–Ж реализуется при $0 = x_A < x < x_C$, дозвуковой ре-

жим Ч–Ж – при $x_C < x < x_{E, E'}$. При $x > x_E$ имеем дозвуковой режим с запиранием течения на контактной поверхности, при $x > x_{E'}$ – существенно дозвуковой режим с протеканием частиц на контактной поверхности, причем $x_{E'} > x_E$. Граничные значения x_C , x_E и $x_{E'}$ являются функциями внутренних характерных параметров, к которым относятся показатель адиабаты паров у, число Маха по отношению к границе испарения M₂, теплота испарения Q, удельная теплоемкость С₁ конденсированной фазы (жидкости), начальная температура Т₀ жидкости на бесконечности, молекулярный вес µм метеорита и температура фазового перехода Т2. Эти функции приведены в [1; 5]. В них входит также приведенный показатель адиабаты паров $\gamma_{M2} = \gamma M_2^2$. Здесь и далее индекс 1 относится к конденсированной фазе, 2 – к парам.

Были получены выражения, связывающие параметры на волне испарения с величинами теплового потока F_2 , температуры T_2 и приведенного показателя адиабаты γ_{M2} на границе фазового перехода, а также зависимости газодинамических величин в парах от теплового потока F в произвольной точке паров. Важную роль в стационарной постановке играет величина $y = F_2/F_0$, характеризующая коэффициент передачи энергии от контактной поверхности к волне испарения. Для потока, меняющегося с оптической координатой т по закону Бугера $F(\tau) = F_0 \exp(-\tau)$, эволюция таких профилей в направлении увеличения параметра x, указанном стрелками, показана на рис. 1. На рисунке ведены следующие обозначения: Р – давление, V – удельный объём, U – скорость, T – температура, М – число Маха. В точках A, C, E, E' (рис. 1) режимы меняются в соответствии с приведенными выше неравенствами для параметра х. Кривые В и D приведены для иллюстрации перехода от одного профиля к другому по мере непрерывного увеличения х от 0 до достаточно большого значения $x \leq \infty$. Плоскость $\tau = 0$ соответствует контактной поверхности, $\tau = \tau_2 = \lg y - \varphi$ азовому переходу. Характерно, что в точке С при стационарном течении оптическая толщина равна нулю (пары полностью прозрачны при $\tau_{2C} = 0$), и передача энергии к волне испарения наиболее эффективна (у = 1). Стационарность режима испарения обеспечивается условием $F_2 = \text{const}$ (или в частном случае τ_2 = const), которое выполняется благодаря наличию нестационарных зон прозрачности, возникающих из-за неравномерности газодинамических величин. В сверхзвуковом режиме Ч-Ж профили плотности и температуры пара спадают к периферии, и поэтому указанная зона, очевидно, граничит с контактной поверхностью. Аналогичная ситуация имела место в вакууме [9] при электронном прогреве сферических мишеней бесконечно большого радиуса. В качестве вывода следовало, что к стационарному слою примыкает нестационарный «хвост», например, изотермическая волна разрежения.

Если излучение нагретого перед телом воздуха полностью «заперто» прогревным слоем, то $K_F = 1$ и $x = 2/u_0$, т. е. режимы испарения и движения паров не зависят от плотности набегающего потока (или от высоты полета тела).





Рис. 1. Распределения газодинамических величин по оптической толщине пара при различной роли противодавления (x): *a* – давление; *δ* – удельный объем; *в* – скорость; *г* – температура; *δ* – число Маха

Аналогичный вывод, но в несколько ином виде (независимость скорости испарения от плотности набегающего воздуха), был получен численным методом в работе [10], в которой принималось приближение лучистой теплопроводности, свойственное рассматриваемому предельному случаю. Отмеченное совпадение выводов свидетельствует о правильности выбранной модели испарения и полученных результатов.

Если размеры тела достаточно велики, то его поверхность можно считать плоской, а скорость u_0 квазипостоянной. Воспользовавшись данными [5] для значений x_C, x_E и x_{E'}, получим следующие режимы движения паров: при 13.18 км/с < u₀ – сверхзвуковой Ч-Ж, при 7.95 < u₀ ≤ 13.18 км/с – дозвуковой Ч-Ж и при $u_0 ≤ 7.95$ км/с – существенно дозвуковой. В качестве примера по данным [11] построены зависимости скорости и₀ движения Тунгусского метеорита от высоты Н над поверхностью Земли для двух начальных скоростей u₀₀ входа в атмосферу: u₀₀= 30 км/с и *u*₀₀= 40 км/с (рис. 2). Пунктирная линия на уровне и₀ = 13.2 км/с разделяет сверхзвуковой и дозвуковой режимы. Видно, что для варианта с меньшей скоростью входа сверхзвуковой режим сохраняется до более низких высот полета тела.

Считая фазовый переход изотермическим, воспользуемся законом соответственных состояний [12], а также свойствами плотности ρ_{κ} конденсированного вещества в критической точке [13] и скрытой теплоты фазового превращения *Q* [14]:

$$P_{1} = P_{1} / P_{\kappa} = f(T_{1}), \ \rho_{\kappa} = \rho_{1} / 3, Q\mu_{1}(R_{g}T_{\kappa})^{-1} = f_{1}(\overline{T}_{1}), \ \overline{T}_{1} = T_{1} / T_{\kappa}$$

где индекс «1» относится к конденсированной фазе, а «к» – к критической точке.



Рис. 2. Зависимости скорости Тунгусского метеорита u_0 от высоты H над поверхностью Земли для двух начальных скоростей U_{T0} входа в атмосферу:

 $1 - u_{00} = 30$ км/с; $2 - u_{00} = 40$ км/с; пунктир разделяет области различных режимов течения паров



Рис. 3. Зависимости относительных величин от характерного параметра b_2 : a – температуры $\overline{T_1}$ фазового перехода; δ – давления $\overline{P_1}$ отдачи паров; e – зависимость характерных параметров b_2 и z_2 от падающего потока F_2

Тогда для температуры фазового перехода T_1 и давления отдачи паров P_1 можно получить алгебраическое уравнение [1]

$$\overline{P}_{1} = \exp\left(-10\frac{\sqrt{1-\overline{T}_{1}}}{\overline{T}_{1}}\right) = z_{2}\frac{(\gamma_{M_{2}}+1)\sqrt{\overline{T}_{1}}}{\sqrt{\gamma_{M_{2}}}(\overline{T}_{1}+10\sqrt{1-\overline{T}_{1}})},$$

где $z_2 = 8F_2\mu_1^{1.5}\rho_1^{-1}(R_gT_\kappa)^{-1.5}$ – приведенный тепловой поток. Поскольку $F_2 \approx F_0$, то данное уравнение дает закон подобия, устанавливающий связь между безразмерной температурой и комбинацией характеристик, учитывающих термодинамические свойства вещества и особенности движения метеорита. Графики зависимостей $\overline{T_1}(b_2)$ и $\overline{P_1}(b_2)$ от характерного параметра задачи $b_2 = z_2(\gamma_{M_2} + 1)(\gamma_{M_2})^{-0.5}$ построены на рис. 3. Справа приведены зависимости параметров b_2 и z_2 от падающего потока F_2 . Найдя один раз искомые параметры (давление отдачи паров, испаренную массу и др.) при каком–либо наборе определяющих характеристик (например, для каменных метеоритов), можно легко пересчитать упомянутые параметры для других условий задачи (например, для железных метеоритов).

Таким образом, проанализированы режимы движения паров крупных метеоритов при входе в плотные слои атмосферы Земли в условиях противодавления. Показано, что по мере их снижения реализуется сначала сверхзвуковой режим течения паров, затем – дозвуковой режим. Получено соотношение подобия, связывающее температуру фазового перехода и параметры движения метеорита.

Библиографические ссылки

1. Сазонов В. С. Ударные волны с высвечиванием, образуемые при воздействии газового потока на преграду // Теоретические и экспериментальные исследования вопросов общей физики : сб. науч. тр. Калининград : ЦНИИмаш, 1994. С. 43–56.

2. Стулов В. П., Мирский В. Н., Вислый А. И. Аэродинамика болидов. М. : Наука, 1995.

3. Немчинов И. В., Новикова В. В., Попова О. П. Анализ результатов наблюдений за движением и свечением быстрых и крупных метеорных тел в атмосфере Земли // Метеоритика. 1989. Вып. 48. С. 124–137.

4. Лосева Т. В., Косарев И. Б., Немчинов И. В. Тепловая абляция крупных космических тел // Астрономический вестник. 1998. Т. 32. № 2. С. 169–176.

5. Сазонов В. С. Газодинамические особенности испарения металлов потоками энергии в газе при заданных условиях на контактной поверхности // Физико-химические процессы обработки материалов концентрированными потоками энергии. М. : Наука, С. 234–262.

6. Сазонов В. С. Газо- и термодинамические особенности испарения крупных метеоритов в плотных слоях атмосферы // Тез. докладов XXII метеоритной конф. М. : Комитет по метеоритам РАН ; ИГИАХ им. В. В. Вернадского, 1994. С. 70, 71.

7. Сазонов В. С. Об испарении крупных метеоритов в плотных слоях атмосферы // XXXIII науч. чтения, посвященные разработке творческого наследия К. Э. Циолковского. М. : ИИЕТ, 1998. С. 148, 149.

8. Новожилов Б. В. Нестационарное горение твердых ракетных топлив. М. : Наука, 1973.

9. Стационарная модель «короны» сферических лазерных мишеней / Ю. В. Афанасьев [и др.] // ЖЭТФ. 1976. Т. 71, № 2 (8). С. 594–602.

10. Немчинов И. В., Цикулин М. А. Оценка теплопередачи излучением для крупных метеоритов, движущихся в атмосфере Земли с очень большими скоростями // Геомагненизм и аэрономия. 1963. Т. 3, № 4. С. 635–646.

11. Фесенков В. Г. Проблемы падения Тунгусского метеорита // Астрономический журнал. 1966. Т. 43, № 2. С. 242–265.

12. Ландау Л. Ф., Лифшиц М. М. Статистическая физика. М. : Наука, 1964. С. 568.

 Афанасьев Ю. В., Крохин О. Н. Высокотемпературные и плазменные явления, возникающие при взаимодействии лазерного излучения с веществом // Физика высоких плотностей энергии / под ред. П. Кальдиролы и Г. М. Кнопфеля. М. : Мир, 1974. С. 311–353.

14. Скрипов В. П. Метастабильная жидкость. М. : Наука, 1972. С. 312.

V. S. Sazonov

ON THE EVAPORATION OF LARGE METEORITES IN DENSE ATMOSPHERE

Gas dynamic and thermodynamic features of evaporation of large meteorites in upper atmosphere are investigated. Regimes of vapor movement and parameters of phase transition are considered.

Keywords: blast pressure wave, evaporation, phase transition, heat flows.

© Сазонов В. С., 2011

УДК 523.68

Х. М. Мадидо, Н. А. Коновалова

ФИЗИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ МЕТЕОРОИДОВ МЕТЕОРНЫХ ПОТОКОВ КОМЕТНОГО ПРОИСХОЖДЕНИЯ, СОДЕРЖАЩИХ МЕТЕОРИТОПРОИЗВОДЯЩИЕ ТЕЛА

Приводятся результаты определения некоторых физических характеристик метеороидов о-Драконид и июньских Боотид. Плотность метеороидов определялась на основе моделирования кривых свечения метеоров в рамках модели квазинепрерывного дробления и сравнения их с наблюдаемыми, полученными в результате фотометрической обработки метеоров. Полученные плотности нескольких о-Драконид и июньских Боотид составили, соответственно, 1.2–2.4 г/см⁻³ и 0.6–2.0 г/см⁻³. Болид Вејаг из метеорного потока о-Драконид, сфотографированный 11 июля 2008 г. испанской болидной сетью, испытал первое дробление при аэродинамическом давлении в 14 МПа, что говорит о его высокой прочности и возможности падения метеорита. У наблюдавшегося 23 июля 2008 г. в Таджикистане суперболида 230708, связанного с метеорным потоком июньских Боотид, ярчайшая вспышка произошла при аэродинамическом давлении в 1.5 МПа. Болид проник до высоты 19 км при низкой скорости около 5.8 км/с⁻¹, что позволяет предположить падение метеорита.

Ключевые слова: метеороид, метеорит, квазинепрерывное дробление, кривая блеска, плотность, аэродинамическое давление.

До недавнего времени было общепринято считать, что источниками, поставляющими метеориты на Землю, являются астероиды с землепересекающими орбитами. Везерилл исключил кометы как вероятный источник типичных метеоритов [1]. Метеороидные рои, пересекающие орбиту Земли, сформировались в результате продолжительной сублимации богатой льдом поверхности кометного ядра [2-4]. Другим возможным механизмом образования метеороидных роев кометного происхождения является разрушительное деление кометного ядра [5-7]. В таком случае, существование в метеороидных роях кометного происхождения тел метровых и декаметровых размеров, способных выжить при вторжении в атмосферу Земли и выпасть на ее поверхность метеоритами, представляется весьма вероятным и имеет большое значение в плане доставки на Землю различных типов кометного материала. Кометное происхождение метеоритопроизводящих тел не находится в противоречии с космохимическими данными о хондритах СІІ типа и может дать ключ к пониманию вещества внутренней части комет.

На сегодняшний день имеются наблюдательные факты обнаружения метеоритов, выпавших после полета ярких болидов, которые как наблюдались случайными очевидцами, так и были зарегистрированы оптическими системами наблюдения болидов – болидными сетями, а также любительскими видеокамерами и фотоаппаратами, а в некоторых случаях - акустической и сейсмической аппаратурой сейсмостанций. Полученные наблюдательные данные позволили определить атмосферные траектории болидов, их скорость и радиант и вычислить их орбиты в Солнечной системе. Точные сведения об орбитах метеоритов позволяют установить генетическую связь с их родительскими телами – астероидами и кометами. Из менее чем десятка метеоритов, для которых по наблюдательным данным определены орбиты, было установлено, что они происходят в основном из главного пояса астероидов, имеют астероидные орбиты и по своему составу относятся к различным типам хондритов. Но среди этих метеоритов два случая занимают особое место: это метеорит Orgueil с плотностью 1.6 г/см⁻³, орбита которого подобна кометной орбите из семейства Юпитера (JFCs) [8], и метеорит Tagish Lake - по типу вещества среднее между типом II (углистый хондрит) и типом IIIa (прочный кометный материал) с плотностью 1.6 г/см⁻³ и орбитой, близкой к орбите болидного потока µ-Орионид [9].

В работе приводятся данные о физических характеристиках метеоритопроизводящих кометных болидов: Вејаг из метеорного потока о-Драконид, сфотографированного 11 июля 2008 г. испанской болидной сетью [7], и суперболида 230708, наблюдавшегося 23 июля 2008 г. в Таджикистане и связанного с метеорным потоком июньских Боотид [10], а также физических характеристиках мелких метеороидов из этих потоков. Анализ наблюдательных данных о 259 болидах, зарегистрированных канадской болидной сетью, показал, что среди них небольшой процент болидов имеют кометное происхождение. Средняя плотность болидов из кометной группы составляет около 1 г/см⁻³, у семи болидов плотность >1.6 г/см⁻³, и у шести из них плотность от 2.4 г/см⁻³ и более, что относит их по типу вещества к прочному кометному материалу [11].

Методика анализа и результаты. Хорошо известно, что анализ особенностей свечения метеоров в атмосфере Земли, представленного кривыми блеска, позволяет получить информацию как о механизме разрушения метеорного тела во время полета, так и о его физических характеристиках, таких как плотность, структурная прочность и тип вещества. Целью исследования, проведенного в данной работе, является анализ наблюдаемых кривых блеска некоторых метеоров из потоков о-Драконид и июньских Боотид и определение плотностей и прочностных характеристик их метеорных тел. В качестве исходного материала использовались наблюдаемые кривые блеска о-Драконид и июньских Боотид и сведения об их атмосферных траекториях, опубликованные в работах [12; 13], и наблюдательные данные, полученные испанской болидной сетью SPMN. Метод проводимого анализа основывался на моделировании кривых блеска метеоров в рамках модели квазинепрерывного дробления метеороида на мельчайшие частицы с последующим их испарением. Модельные кривые блеска рассчитывались по уравнениям теории квазинепрерывного дробления, описывающим свечение метеора вдоль траектории полета [14]:

$$I = -\frac{\tau V^2}{2} \frac{dM_u}{dt}$$

где выражение для скорости испарения метеорного вещества dM_u/dt имеет вид

$$\frac{dM_u}{dt} = -\rho \frac{\Theta(\rho_k - \rho)}{m_0} \int_{\rho_0}^{\rho} \frac{dM}{d\rho'} \frac{dm_k}{d\rho} \Theta(b - \rho') d\rho'.$$

Уравнения расхода массы метеороида $dM/d\rho'$ и фрагмента $dm_k/d\rho$ имеют вид

$$\frac{dM}{d\rho'} = -\frac{\Lambda A H V^2 M^{1/3}}{2Q_f \delta_o^{2/3} \cos Z_r};$$
$$\frac{dm_k}{d\rho} = -\frac{\Lambda A' H' V^2 m_k^{1/3}}{2(Q - Q_f) \delta_f^{2/3} \cos Z_r}$$

В уравнения входят следующие величины: ρ – плотность атмосферы на участке метеорной траектории, изменяющаяся по экспоненциальному закону: $\rho = 3 \cdot 10^{-9} \exp(-h/H)$; $\rho_{\rm H}$, ρ_{κ} – плотность атмосферы на высоте начала дробления и прекращения явления метеора соответственно; $a = \rho_{\rm H} + R_1$ – плотность атмосферы на высоте исчезновения фрагментов, которые

отделились на высоте начала дробления; $b = \rho_{\rm H} + R_0$ плотность атмосферы на высоте прекращения дробления; ρ' – плотность атмосферы на произвольной высоте; M_0 , m_0 – начальная масса метеороида и фрагментов; M, m_κ – масса метеороида и фрагментов на произвольной высоте; δ , δ_f – плотность метеороида и фрагментов. Для фрагментов, массы которых очень малы ($\leq 10^{-5}$ г), коэффициент теплопередачи $\Lambda' = 1$, коэффициент формы A = 1.21; для метеороида коэффициент теплопередачи Λ принимался согласно [15] в зависимости от массы метеороида, а коэффициент формы A = 1.5; Q_f – удельная энергия дробления метеороида, зависящая от типа вещества метеороида [15]; $\theta(x)$ – функция Хевисайда: $\theta(x) = 1$ при x > 0, $\theta(x) = 0$ при x < 0.

Выражения для параметров *R*₀ и *R*₁, определяющих квазинепрерывное дробление, имеют вид:

$$R_{\rm o} = \frac{6Q_f (M_{\rm o} \delta_{\rm o}^2)^{1/3} \cos Z_r}{\Lambda A H V^2},$$
$$R_1 = \frac{6(Q - Q_f) (m_{\rm o} \delta_f^2)^{1/3} \cos Z_r}{\Lambda A' H V^2}$$

Рассчитанные модельные кривые блеска исследуемых метеоров сравнивались с наблюдаемыми, и из условия наилучшего совпадения модельных и наблюдаемых кривых блеска были определены плотности индивидуальных метеороидов и массы фрагментов, отделяющихся в процессе квазинепрерывного дробления. В результате получено, что плотности нескольких о-Драконид и июньских Боотид составили, соответственно, 1.2–2.4 г/см⁻³ и 0.6–2.0 г/см⁻³, а массы отделяющихся фрагментов заключены в интервале 10^{-7} – 10^{-6} г.

Дробление метеороидов в атмосфере Земли происходит под действием аэродинамического давления набегающего потока воздуха и возникает в тот момент, когда его сила достигает предела прочности материала метеороида - одной из фундаментальных физических характеристик метеорного вещества. Согласно наблюдательным данным, катастрофическое разрушение метеороида сопровождается выделением огромной энергии, приводящей к возникновению яркой вспышки болида. Из анализа материала метеоритов было получено, что предельные значения прочности составляют для железных метеоритов 44 МПа, а для каменных – 15 МПа [16]. Наблюдательные данные о высоте и скорости болидов в момент их максимальной яркости (вспышки) позволяют определить аэродинамическое давление на метеороид из выражения $P_{dyn} = K \rho_a V^2$, где ρ_a – плотность атмосферы, V - скорость метеора, и по его величине сделать заключение о типе вещества метеороида. Болид Bejar из метеорного потока о-Драконид испытал первое дробление при аэродинамическом давлении в 14 МПа, что говорит о его высокой прочности и возможности падения метеорита. Болид о-Драконид 830251 из каталога [12], яркостью -4.6 зв. вел. и с начальной массой 121.18 г, проникший до высоты 49 км и испытавший аэродинамическое давление 0.3 МПа, согласно расчетам имел плотность 2.2 г/см⁻³. Яркая –7 зв. вел. концевая вспышка о-Драконида 20 июля 2007 г. (SPAN) произошла при аэродинамическом давлении 0.21 МПа, расчетная плотность метеороида составила 1.2 г/см⁻³. У суперболида 230708, связанного с метеорным потоком июньских Боотид, ярчайшая вспышка произошла на высоте 35.0 ± 0.5 км при аэродинамическом давлении в 1.5 МПа, что соответствует прочному кометному веществу. Болид проник до высоты 19 км, где его скорость составляла около 5.8 км/с⁻¹, что позволяет предположить возможность падения метеорита.

Полученные в работе результаты позволяют сделать вывод, что в метеорных потоках о-Драконид, родительской кометой которых является комета Metcalf, и июньских Боотид, родительской кометой которых является комета 7P/Pons-Winnecke, присутствуют прочные и плотные фрагменты родительских комет. Из их числа крупные, достигающие метровых размеров, фрагменты при попадании в земную атмосферу, дающие болиды и суперболиды, могут выжить в течение атмосферного полета и выпасть на поверхность Земли метеоритами.

Авторы благодарят доктора J. M. Trigo-Rodriguez и болидную сеть Испании SPMN за некоторые наблюдательные данные, предоставленные для использования в этой работе.

Библиографические ссылки

1. Weherill G. W. Asteroidal source of ordinary chondrites Meteoritics. 1985. Vol. 20. P. 1–22.

2. Whipple F. L. A comet model. I. The acceleration of Comet Encke // Ap. J. 1950. Vol. 111. P. 375–394.

3. Whipple F. L. A Comet Model. II. Physical Relations for Comets and Meteors // Ap. J. 1951. Vol. 113. P. 464-474.

4. Whipple F. L. A Comet Model. III. The Zodiacal Light // Ap. J. Vol. 121. 1955. P. 750–770.

5. Jeniskens P., Vaubaillon J. Minor Planet 2008 ED69 and the Kappa Cygnid Meteor Shower // Astron. J. 2008. Vol. 136. P. 725–730.

6. The outburst of the κ Cygnids in 2007: clues about the catastrophic break up of a comet to produce an Earthcrossing meteoroid stream / J. M. Trigo-Rodriguez, J. M. Madiedo, I. P. Williams, A. J. Castro-Tirado // Mon. Not. R. Astron. Soc. 2009. Vol. 392. P. 367–375.

7. Observations of a very bright fireball and its likely link with comet C/1919 Q2 Metcalf / J. M. Trigo-Rodriguez, J. M. Madiedo, I. P. Williams et al. // Mon. Not. R. Astron. Soc. 2009. Vol. 394. P. 569–576.

8. Gounelle M., Spurny P., Bland P. A. The orbit and atmospheric trajectory of the Orgueil meteorite from historical Records // Meteorit. & Planet. Sci. 2006. Vol. 41. P. 135–150.

9. Terentjeva A., Barabanov S. The fireball stream of the Tagish Lake meteorite // WGN JIMO. 2004. Vol. 32. P. 60–62.

10. Konovalova N. A., Madiedo J. M., Trigo-Rodriguez J. M. The physical properties of the June Bootids and the July 23, 2008 superbolide // LPS. 42. Abstract N° 1355, 2011.

11. Halliday I., Griffin A. A., Blackwell A. T. Detailed data for 259 fireballs from the Canadian camera network and inferences concerning the influx of large meteoroids. Meteorit. & Planet. Sci. 1996. Vol. 31. P. 185–217.

12. Бабаджанов П. Б. Сводный каталог элементов орбит и кривых блеска метеоров, сфотографированных в Институте астрофизики Академии наук Республики Таджикистан. Душанбе : Дониш, 2006.

13. TV observation of the 2004 June Bootid meteors / S. Okamoto, M. Ueda, Y. Fujiwara, S. Uehara // WGN JIMO. 2005. Vol. 33(4). P. 105–107.

14. Novikov G. G., Pecina P., Konovalova N. A. The determination of the parameters of fragmenting meteoroids // Astron. & Astrophys. 1998. Vol. 329. P. 769–775.

15. Лебединец В. Н. Пыль в верхней атмосфере и космическом пространстве. Метеоры. Л. : Гидрометеоиздат, 1981.

16. Beech M. The age of the Geminids: a constraint from the spin-up time-scale // Mon. Not. R. Astron. Soc. 2002. Vol. 336. P. 559.

Kh. M. Madido, N. A. Konovalova

THE PHYSICAL PROPERTIES OF METEOROIDS OF METEOR STREAMS OF COMET ORIGINE CONTAINING METEORITE-DROPPING BODIES

We present here the results of determination of some physical properties of meteor showers of o-Draconids and July Bootids. Observed and simulated light curves of several meteoroids have been analyzed to determine the bulk density of these particles. Simulated light curves were calculated in the frame of a quasi-continuous fragmentation model. The bulk densities of the o-Draconids range from 1.2 to 2.4 g/cm⁻³ and those of July Bootids are of 0.6 to 2.0 g/cm⁻³. Heights and velocities at the moment of maximum brightness or flares have been used for the calculation of the aerodynamic pressure used to infer the strength properties of the Bejar fireball, recorded on July 11, 2008 (Spain), and the fireball recorded on July 23, 2008 (Tajikistan). The first break-up of the Bejar fireball occurred under aerodynamic pressure of 14 MPa and the brightest flares were exhibited by the fireball recorded on July 23, 2008 and occurred at a height where the aerodynamic pressure was 1.5 MPa. Thus we can conclude that the bolides imaged on July 11, 2008 and July 23, 2008 were sufficiently large and exhibited high enough tensile strength.

Keywords: meteoroid, meteorite, quasi-continuous fragmentation, light curve, bulk density, aerodynamic pressure.

© Мадидо Х. М., Коновалова Н. А., 2011

УДК 521.401-523.44

В. М. Чепурова, Н. В. Куликова

ОБ УЧЕТЕ ГРАВИТАЦИОННЫХ ВОЗМУЩЕНИЙ ПРИ КОМПЬЮТЕРНОМ МОДЕЛИРОВАНИИ ПРОЦЕССА ОБРАЗОВАНИЯ МЕТЕОРОИДНЫХ КОМПЛЕКСОВ

Эволюция малого тела в космическом пространстве происходит прежде всего под действием гравитационных возмущений, которые рассмотрены в виде трех составляющих. Гравитационные возмущения в задаче N-тел определяются численным интегрированием. При сближении с планетой-гигантом используются аналитические формулы промежуточной некеплеровской гиперболической орбиты. Третья составляющая представляет собой возмущения от гравитационного потенциала Земли, когда малое тело сближается с ней. Применяются аналитические формулы промежуточной гиперболической орбиты, основанной на несимметричном варианте обобщенной задачи 2-х неподвижных центров. Приводится математический алгоритм третьей составляющей.

Ключевые слова: динамика метеороидных комплексов, гравитационные возмущения, аналитика.

До недавнего времени проводимые нами исследования по образованию и динамике метеороидных комплексов осуществлялись в рамках невозмущенного движения, так как ранее было показано малое изменение элементов орбит фрагментов под влиянием как негравитационных эффектов, так и эффектов гравитации вне тесных сближений с планетами [1]. В данный момент в базовую технологию «Исследование образования и эволюционного развития метеороидных комплексов в космическом пространстве» [2], созданную нами, включен новый отдельный программный модуль для учета гравитационных возмущений. Этот модуль включает три составляющих:

– гравитационные возмущения в задаче *N*-тел, определяемые численным интегрированием; применяется программа RADAU – алгоритм Э. Эверхарта [3] для *N* от двух до восьми;

– возмущения от гравитационного потенциала большой планеты при сближении с нею малых тел; используются аналитические формулы построенной ранее промежуточной некеплеровской гиперболической орбиты, основанной на симметричном варианте обобщенной задачи двух неподвижных центров и учитывающей сжатие центрального тела [4–7], за которое принимается планета сближения;

– возмущения от гравитационного потенциала Земли, когда малое тело приближается к ней; расчет осуществляется по аналитическим формулам промежуточной гиперболической орбиты, основанной на несимметричном варианте обобщенной задачи двух неподвижных центров [4; 8–10].

В данный момент программно реализованы две первые составляющие гравитационных возмущений. Это позволяет проследить вариации орбитальных элементов выбросовых фрагментов гравитационных возмущений при различном составе возмущающих планет (численно и графически), а также получить трехмерную модель расположения небесных тел в пространстве при прохождении кометой некоторой заданной точки на орбите.

Поскольку первоначальный метеороидный комплекс имеет границы, определенные максимальными и минимальными значениями отклонений элементов орбит фрагментов от элементов родительского тела, то в процессе эволюции сама комета всегда остается внутри границ метеороидного комплекса. Для дальнейшего приближения модели к действительности был разработан математический алгоритм учета третьей гравитационной составляющей, а именно, возмущения от гравитационного потенциала Земли.

Пусть x, y, z – прямоугольные планетоцентрические координаты малого тела, его составляющие скорости, соответственно, x', y', z'. Определим величины: $r^2 = x^2 + y^2 + (z - c\sigma)^2$ – квадрат радиуса-вектора малого тела, $V^2 = x'^2 + y'^2 + z'^2$ – квадрат скорости малого тела и $\hat{r} = rr' = xx' + yy' + (z - c\sigma)z'$; постоянные (для каждой планеты свои) с и σ , характеризующие обобщенную задачу 2-х неподвижных центров, связаны с первыми гармониками разложения потенциала планеты J_2 и J_3 :

$$c = R_0 \left\{ -J_2 - \left(\frac{J_3}{2J_2}\right)^2 \right\}^{\frac{1}{2}},$$

$$\sigma = \frac{J_3}{2J_2} \left\{ -J_2 - \left(\frac{J_3}{2J_2}\right)^2 \right\}^{-\frac{1}{2}}$$
(1)

(для Земли c = 209.73, $\sigma = -0.0357583$, $r_0 = 6378.165$ км – средний экваториальный радиус). Элементы промежуточной орбиты легче выражаются через эллипсоидальные координаты для момента времени $t = t_0 - \xi_0$, η_0 , w_0 :

$$\xi_{0}^{2} = \frac{1}{2} \left(\overline{r_{0}}^{2} - c^{2} \right) \left\{ 1 + \frac{1}{\overline{r_{0}}^{2} - c^{2}} \sqrt{1 + 4c^{2} \left(z_{0} - c\sigma \right)^{2}} \right\},$$

$$\eta_{0} = z_{0} - c\sigma / \xi_{0} , \quad \sin w_{0} = y_{0} / \sqrt{x_{0}^{2} + y_{0}^{2}},$$

$$\cos w_{0} = x_{0} / \sqrt{x_{0}^{2} + y_{0}^{2}}, \quad w_{0} = \operatorname{arctg} \frac{y_{0}}{x_{0}}.$$
(2)

Их составляющие скорости:

$$\begin{aligned} \xi_0' &= \xi_0' r_0' + c^2 \eta_0 z_0' / J_0, \quad \eta_0' = \xi_0 z_0' - \eta_0 r_0' / J_0, \\ w_0' &= x_0 y_0' - y_0 x_0' / x_0^2 + y_0^2, \quad J_0 = \xi_0^2 + c^2 \eta_0^2, \\ J_0' &= \xi_0'^2 + c^2 \eta_0'^2. \end{aligned}$$

Найдем значения произвольных постоянных дифференциальных уравнений движения:

$$2h = V_0^2 - 2fm(\xi_0 - c\sigma\eta_0)/J_0 - интеграл энергии,$$

$$c_1 = x_0 y_0' - y_0 x_0' - интеграл площадей, \qquad (3)$$

$$2c_2 = c_1^2 + J_0^2 \eta_0'^2/1 - \eta_0^2 + 2hc^2\eta_0^2 - 2fmc\sigma\eta_0,$$

где fm – гауссова постоянная (f – гравитационная постоянная; m – масса планеты), для Земли равная 3.986032 $\cdot 10^5$ км³/с². Введем новые постоянные, положив

$$a_{0} = fm/2h, \quad e_{0}^{2} - 1 = -4c_{2}h/(fm)^{2},$$

$$1 - s_{0}^{2} = -c_{1}^{2}/2c_{2}, \quad \varepsilon_{0} = c/a_{0}(e_{0}^{2} - 1).$$
(4)

Постоянные *a*, *e*, *s* принимаем за первые три элемента промежуточной орбиты:

$$a=a_{0}\left\{1+\varepsilon_{0}^{2}\left(e_{0}^{2}-1\right)\left(1-s_{0}^{2}\right)\left\langle1+\varepsilon_{0}^{2}\left[e_{0}^{2}+3-s_{0}^{2}\left(3e_{0}^{2}+5\right)\right]\right\rangle\right\},\$$

$$e^{2}-1=\left(e_{0}^{2}-1\right)\left\{1-\varepsilon_{0}^{2}\left(1-s_{0}^{2}\right)\left[3e_{0}^{2}+1-\varepsilon_{0}^{2}\times\right]\right\},\$$

$$\times\left\{3e_{0}^{4}-14e_{0}^{2}-5+2s_{0}^{2}\left(e_{0}^{4}+12e_{0}^{2}+3\right)\right\}\right\},\$$

$$1-s^{2}=\left(1-s_{0}^{2}\right)\left\{1-\varepsilon_{0}^{2}s_{0}^{2}\left(e_{0}^{2}-1\right)\times\right],\$$

$$\times\left[1+\varepsilon_{0}^{2}\left(e_{0}^{2}-1\right)\left(1-2s_{0}^{2}\right)\right]-\varepsilon_{0}^{2}\sigma^{2}\left(1-7s_{0}^{2}\right)\right\},\$$

$$(5)$$

 $n' = \sqrt{fm/a_0^3}$ – среднее движение.

Введем вспомогательные величины:

$$\hat{e} = e \Big[1 - \varepsilon^{2} (e^{2} - 1) P \Big],$$

$$\hat{p} = a (e^{2} - 1) (1 - \varepsilon^{2} e^{2} P),$$

$$\chi = \varepsilon^{2} e \Big(P + \varepsilon^{2} e^{2} (1 - 2s^{2})^{2} \Big),$$

$$P = 1 - 2s^{2} + \varepsilon^{2} \Big[3 - 2e^{2} + 4s^{2} (e^{2} - 4) - 2s^{4} (e^{2} - 7) \Big],$$

$$e^{*} = e \Big\{ 1 + \varepsilon^{2} (1 - s^{2}) (e^{2} - 1) \Big[1 - \varepsilon^{2} s^{2} (e^{2} + 3) \Big] \Big\},$$

$$(6)$$

$$v = \frac{\varepsilon^{2}}{4} \Big\{ \Big(12 - 15s^{2} \Big) (1 + \sigma^{2}) - \frac{\varepsilon^{2}}{16} \times$$

$$\times \Big[144 (e^{2} - 2) + 144s^{2} (2e^{2} + 9) - 15s^{4} (34e^{2} + 69) \Big] \Big\},$$

$$d = -\varepsilon \sigma \Big\{ 1 - 2s^{2} - \varepsilon^{2} \Big[e^{2} + 3 - 12s^{2} - 2s^{4} (e^{2} - 5) \Big] \Big\},$$

$$g = \varepsilon \sigma s \Big\{ 1 + \varepsilon^{2} \Big[e^{2} - 5 - 2s^{2} (e^{2} - 3) \Big] \Big\}.$$

C этими величинами можно получить следующие выражения для ξ и η :

$$\xi = \frac{\hat{p}(1 + \chi \cos \psi)}{1 + \hat{e} \cos \psi}, \quad \eta = \frac{s \cos \varphi + d}{1 + g \cos \varphi}, \tag{7}$$

где переменные ү и ф удовлетворяют соотношениям

$$\int_{0}^{\Phi} \frac{d\phi}{\sqrt{1 - k_{1}^{2} \sin^{2} \phi}} = \sigma_{1} (\tau + c_{3}),$$
(8)
$$\int_{0}^{\Psi} \frac{d\psi}{\sqrt{1 - k_{2}^{2} \sin^{2} \psi}} = \sigma_{2} (\tau + c_{3}).$$

Модули k_1^2 и k_2^2 и коэффициенты σ_1 и σ_2 получаются из выражений

$$k_{1}^{2} = \varepsilon^{2}s^{2} \left\{ e^{2} - 1 - \sigma^{2} - \varepsilon^{2} \left(e^{2} - 1 \right) \left[4 + s^{2} \left(e^{2} - v5 \right) \right] \right\},$$

$$k_{2}^{2} = \varepsilon^{2}e^{2} \left\{ s^{2} - \varepsilon^{2} \left[1 - 10s^{2} + s^{4} \left(e^{2} + 11 \right) \right] \right\},$$

$$\sigma_{1} = \sqrt{fma(e^{2} - 1)} \left\{ 1 + \frac{\varepsilon^{2}}{2} \left(e^{2} + 3 - 4s^{2} \right) + \varepsilon^{2}\sigma^{2} \left(3 - 4s^{2} \right) - 5\varepsilon^{3}\sigma s \left(1 - s^{2} \right) - \frac{\varepsilon^{4}}{8} \left[\left(e^{2} + 3 \right)^{2} + 8s^{2} \left(5e^{2} - 1 \right) - 48s^{4}e^{2} \right] \right\},$$

$$\sigma_{2} = \sqrt{fma(e^{2} - 1)} \left\{ 1 + \frac{\varepsilon^{2}}{2} \left(e^{2} - 3 + 4s^{2} \right) - \frac{\varepsilon^{4}}{8} \left[e^{4} + 2e^{2} + 9 - 8s^{2} \left(5e^{2} + 9 \right) + 16s^{4} \left(3e^{2} + 4 \right) \right] \right\}.$$
(9)

Из формул (7) для ξ и η получаем непосредственно и с помощью их дифференцирования:

$$\cos \varphi_{0} = \frac{d - \eta_{0}}{g \eta_{0} - s}, \quad \sin \varphi_{0} = \frac{\eta_{0}' (g d - s)}{(g \eta_{0} - s)^{2} \varphi_{0}'}$$

где

И

$$\varphi_0' = \frac{\sigma_1}{J_0} \sqrt{1 - k_1^2 \left[1 - \left(\frac{d - \eta_0}{g \eta_0 - s} \right)^2 \right]}$$

$$\cos \psi_{0} = \frac{\hat{p} - \xi_{0}}{\hat{e}\xi_{0} - \hat{p}\chi}, \quad \sin \psi_{0} = \frac{\xi_{0}'\hat{p}(\hat{e} - \chi)}{(\hat{e}\xi_{0} - \hat{p}\chi)^{2}\psi_{0}'},$$

где

$$\psi_0' = \frac{\sigma_2}{J_0} \sqrt{1 - k_2^2 \left[1 - \left(\frac{\hat{p} - \xi_0}{\hat{e}\xi_0 - \hat{p}\chi} \right)^2 \right]},$$

откуда

$$\phi_{0} = \operatorname{arctg} \frac{\eta_{0}'(gd - s)}{(g\eta_{0} - s)(d - \eta_{0})\phi_{0}'},$$

$$\psi_{0} = \operatorname{arctg} \frac{\xi_{0}'\hat{p}(\hat{e} - \chi)}{(\hat{e}\xi_{0} - \hat{p}\chi)(\hat{p} - \xi_{0})\psi_{0}'}.$$
(10)

Интегрируя соотношения (8) для ψ и ϕ , исключая из полученных после интегрирования равенств величину $\tau + c_3$, найдем для ϕ :

$$\varphi = u + A_{02} \sin 2\psi + A_{04} \sin 4\psi + A_{20} \sin 2u + A_{40} \sin 4u + A_{22} \sin 2(u + \psi) + A_{2-2} \sin 2(u - \psi),$$
(11)

где

$$u = (1 - v)\psi + \omega_0,$$

$$A_{02} = -\frac{\varepsilon^2 e^2}{8} \Biggl\{ s^2 - \varepsilon^2 \Biggl[1 - 13s^2 + \frac{s^4}{4} (59 + 2e^2) \Biggr] \Biggr\}, \quad (12)$$

$$A_{04} = \frac{3\varepsilon^4 e^4 s^4}{256},$$

$$A_{20} = \frac{\varepsilon^2 s^2}{8} \Biggl\{ e^2 - 1 - \sigma^2 - \frac{\varepsilon^2}{2} (e^2 - 1) \Biggl[8 + s^2 (e^2 - 9) \Biggr] \Biggr\},$$

$$A_{40} = \frac{\varepsilon^4 s^4 e^2}{64} (e^2 - 1), \quad A_{22} = -A_{2-2} = \frac{\varepsilon^4 s^4 e^2}{64} (e^2 - 1),$$

откуда определяем четвертый элемент промежуточной орбиты

$$\omega_0 = u_0 - (1 + v) \psi_0.$$
 (13)

Рассмотрим теперь квадратуру для третей эллипсоидальной координаты:

$$w = c_1 \int_0^{\tau} \frac{\xi^2 + c^2 \eta^2}{\left(\xi^2 + c^2\right) \left(1 - \eta^2\right)} d\tau + c_5.$$
(14)

Разлагая подынтегральное выражение по степеням c^2, k_1^2, k_2^2 и учитывая формулы (7), вычисляем

$$w = \arctan \frac{\sin \varphi}{\alpha \cos \varphi + \beta} + \hat{\Omega} \text{ (sgncos } w = \operatorname{sgncos } \varphi),$$

где

 $\hat{\Omega} = \mu \psi + C_{01} \sin \psi + C_{02} \sin 2\psi + C_{03} \sin 3\psi +$

$$\begin{split} + C_{04} \sin 4\psi + C_{10} \sin u + C_{20} \sin 2u + \Omega_0 &= f_1(\psi) + \Omega_0, \\ \alpha &= \pm \sqrt{1 - s^2}, \beta = 2\varepsilon\sigma s\alpha \Big[1 - \varepsilon^2 \Big\{ 4 + s^2 \Big(e^2 - 5 \Big) \Big\} \Big], \\ \mu &= -\frac{3\alpha\varepsilon^2}{2} \Big\{ 1 + \sigma^2 + \frac{\varepsilon^2}{8} \Big[6 - s^2 \Big(24e^2 + 17 \Big) \Big] \Big\}, \\ C_{01} &= -2\varepsilon^2 e\alpha \Big\{ 1 - \frac{\varepsilon^2}{8} \Big[6e^2 - 4 + 7s^2 \Big(e^2 + 4 \Big) \Big] \Big\}, \end{split}$$
(15)
$$C_{02} &= -\frac{\varepsilon^2 e^2 \alpha}{4} \Big\{ 1 - \frac{\varepsilon^2}{4} \Big[2e^2 + 22 + s^2 \Big(e^2 + 4 \Big) \Big] \Big\}, \\ C_{03} &= \frac{1}{4} \varepsilon^4 e^3 \alpha \Big(2 - s^2 \Big), \quad C_{04} = \frac{\varepsilon^4 e^4}{64} \alpha \Big(2 + s^2 \Big), \\ C_{10} &= \varepsilon^3 \sigma s\alpha \Big(e^2 - 1 \Big), \quad C_{20} &= -\frac{\varepsilon^4 s^2 \alpha}{32} \Big(e^2 - 1 \Big)^2. \\ 3 десь \Omega_0 &= w_0 - \operatorname{arctg} \frac{\sin \varphi_0}{\alpha \cos \varphi_0 + \beta} - f_1(\psi_0) - \operatorname{пятый} \end{split}$$

элемент промежуточной орбиты.

Нам осталось установить зависимость ψ от времени и найти шестой элемент.

Из первых интегралов дифференциальных уравнений промежуточного движения можно получить квадратуру:

$$t - t_0 = \int_0^\tau \left(\xi^2 + c^2 \eta^2\right) d\tau + c_6.$$
 (16)

Подставляя в нее выражения для ξ и η, учитывая связи φ и ψ с τ и интегрируя, получим

$$n'(t-t_{0}) + M_{0} = e^{*}\sqrt{\hat{e}^{2} - 1} \frac{\sin\psi}{1 + \hat{e}\cos\psi} - \frac{1 + \sqrt{\frac{\hat{e} - 1}{\hat{e} + 1}} \operatorname{tg}\frac{\psi}{2}}{1 - \sqrt{\frac{\hat{e} - 1}{\hat{e} + 1}} \operatorname{tg}\frac{\psi}{2}} + f_{2}(\psi), \qquad (17)$$

где M_0 заменяет произвольную постоянную c_6 и является искомым шестым элементом промежуточной орбиты,

$$n' = \sqrt{\frac{fm}{a^3}} \left\{ 1 + \frac{3}{2} \varepsilon^2 \left(1 - s^2 \right) \left(e^2 - 1 \right) \left[1 + \frac{\varepsilon^2}{4} \left\langle e^2 - 1 - s^2 \left(5e^2 + 11 \right) \right\rangle \right] \right\},$$

$$f_2(\psi) = \lambda \psi + \lambda_{01} \sin \psi + \lambda_{02} \sin 2\psi + \lambda_{10} \sin u + \lambda_{20} \sin 2u + \lambda_{30} \sin 3u + \lambda_{40} \sin 4u + \lambda_{22} \sin 2(u + \psi) + \lambda_{2-2} \sin 2(u - \psi)$$

И

$$\lambda = \frac{3\epsilon^{4}}{16} (e^{2} - 1)^{\frac{3}{2}} (8 - 32s^{2} + 25s^{4}),$$

$$\lambda_{01} = -\frac{\epsilon^{4}}{4} (e^{2} - 1)^{\frac{3}{2}} es^{2} (4 - 5s^{2}),$$

$$\lambda_{02} = \frac{\epsilon^{4}s^{4}}{32} e^{2} (e^{2} - 1)^{\frac{3}{2}}, \lambda_{10} = -\frac{\epsilon^{3}}{2} \sigma (e^{2} - 1)^{\frac{3}{2}} s (4 - 5s^{2}),$$

$$\lambda_{20} = \frac{\epsilon^{2}}{4} (e^{2} - 1)^{\frac{3}{2}} s^{2} \left\{ 1 + \frac{\epsilon^{2}}{4} \left[4e^{2} - 12 - s^{2} (5e^{2} - 13) \right] \right\},$$

$$\lambda_{30} = -\frac{\epsilon^{3}}{6} \sigma s^{3} (e^{2} - 1)^{\frac{3}{2}}, \lambda_{40} = \frac{\epsilon^{4}s^{4}}{64} (e^{2} - 1)^{\frac{5}{2}},$$

$$\lambda_{22} = -\lambda_{2-2} = -\frac{\epsilon^{4}s^{4}}{32} e^{2} (e^{2} - 1)^{\frac{3}{2}}.$$
(18)

Положив $t = t_0$, легко записать выражение для M_0 .

Таким образом, получены формулы для всех элементов промежуточной орбиты, позволяющие при наличии начальных данных на входе в сферу действия планеты сближения получить положение малого тела в любой точке его траектории.

Библиографические ссылки

1. Куликова Н. В., Мышев А. В., Пивненко Е. А. Космогония малых тел / под ред. В. М. Чепуровой. М. : Космосинформ, 1993.

2. Kulikova N. V., Tishchenko V. I. Computer Technologics for processing and presenting Semulation Results and astronomical observational Date // Astronomical and Astrophysical Transactions. 2003. Vol. 22. № 4–5. P. 535.

3. Everhart E. Implicit single Methods for integrating Orbit // Celest Mechanics and Dynamical Astronomy. 1974. № 10. P. 35.

4. Аксенов Е. П. Теория движения искусственных спутников Земли. М. : Наука, 1977.

5. Чепурова В. М. Решение обобщенной задачи 2-х неподвижных центров в гиперболическом случае // Бюллетень ИТА. 1970. Т. 12, № 2. С. 216.

6. Чепурова В. М. О возмущенном гиперболическом движении комет в окрестности больших планет // Бюллетень ИТА. 1980. Т. 15, № 5. С. 288.

7. Чепурова В. М. Теория возмущенного гиперболического движения в близкой окрестности больших планет. 1985. Деп. в ВИНИТИ 08.85 № 5953-85.

8. Chepurova V. M., Kulikova N. V. Consideration of gravitational Perturbations in Evolution of meteor Complexes // Astronomical and Astrophysical Transactions. 2007. Vol. 25, № 4. P. 291.

9. Носков Б. Н. Орбиты гиперболического типа в задаче 2-х неподвижных центров // Сообщения Государственного астрономического института им. П. К. Штернберга. 1970. № 159. С. 14.

10. Chepurova V. M., Kulikova N. V., Poljakov N. V. Evolutionary Development of Comet Tempel-Tuttle meteoroid Complexes // Astronomical and Astrophysical Transactions. 2010/2011. Vol. 27, № 1. P. 105.

V. M. Chepurova, N. V. Kulikova

CONSIDERATION OF GRAVITY EXITATIONS IN COMPUTER SIMULATION OF METEOROID COMPLEX FORMATION

Evolution of the celestial small main body in space reflects first of all the gravity excitations. These excitations can be considered in terms of three constituents. Gravity excitations in an N-bodies problem arte generally determined by numerical integration. Excitations from the major planet gravity potential in case of a small main body approach are found from analytical formulas of the intermediate non-Keplerian hyperbolic orbit based on the symmetric version of a generalized problem of two fixed centers. The third constituent is excitations from the Earth's gravity potential when a small main body approaches it. The paper presents analytical formulas of an intermediate hyperbolic orbit based on the asymmetrical version of a generalized two fixed centers problem. In computer Simulation of the meteoroid complex formation as a result of parent comet nuclear disintegration the special emphasis is put on the third constituent. The Paper briefly presents a mathematical algorithm of the third constituent.

Keywords: Dynamics of meteoroid complexes, gravity excitations, analytical formulas.

© Чепурова В. М., Куликова Н. В., 2011

УДК 523.532

Г. И. Кохирова, У. Х. Хамроев

РАСПРЕДЕЛЕНИЕ МЕТЕОРОИДОВ ПО ДИНАМИЧЕСКОМУ И ФИЗИЧЕСКОМУ КРИТЕРИЯМ^{*}

В результате фотографических наблюдений метеоров в Институте астрофизики АН РТ за период 1957–1983 гг. получены базисные снимки 570 метеоров, для которых определены основные параметры атмосферных траекторий, радианты, элементы орбит и кривые блеска. Приведено распределение орбит этих метеоров на кометные и астероидальные по критерию Тиссеранда, а также по высотам погасания метеоров определен РЕ-критерий и получено распределение метеороидов по плотности.

Ключевые слова: метеороид, комета, астероид, болид, орбита, плотность.

Изучение динамических и физических параметров метеороидов представляет большой интерес для понимания физических свойств родительских тел метеороидов, т. е. комет и астероидов, что является весьма важным как с научной точки зрения, так и потому, что астероиды и кометы представляют потенциальную опасность для биосферы и человечества, так как они могут пересекать земную орбиту. Такие изыскания позволяют выявить генетические связи между малыми телами Солнечной системы.

Для исследования использованы 570 метеоров, сфотографированных в Институте астрофизики АН РТ, для которых основные параметры атмосферных траекторий, радианты, элементы орбит и кривые блеска приведены в [1].

Динамические критерии позволяют разделить орбиты околоземных объектов на кометные и астероидальные и, таким образом, определить принадлежность объекта к той или другой группе. В настоящее время существуют несколько критериев для разграничения типично кометных и типично астероидальных орбит. Одним из основных критериев является постоянная Тиссеранда T_j , или упрощенный интеграл Якоби, учитывающая изменение элементов орбит малых тел Солнечной системы под возмущающим действием притяжения Юпитера [2]. Данный критерий происходит из ограниченной задачи трех тел и имеет следующее выражение:

$$T_{j} = \frac{a_{j}}{a} + 2 \left[\frac{a}{a_{j}} \left(1 - e^{2} \right) \right]^{0.5} \cos i,$$
(1)

где a_j – большая полуось орбиты Юпитера; a, e, i – большая полуось, эксцентриситет и наклон орбиты рассматриваемого тела. Оказалось, что для орбит подавляющего большинства околоземных астероидов $T_i > 3.1$, а для всех околоземных комет $T_i < 3.1$ [2].

^{*}Работа выполнена при поддержке Международного научно-технического центра (номер проекта Т-1629).

Для разделения орбит сфотографированных метеоров на кометные и астероидальные мы применили постоянную Тиссеранда.

Для определения природы происхождения метеороидов мы использовали эмпирический *PE*-критерий равный [3]:

$$PE = \lg \rho_E - 0.42 \lg m_{\infty} + 1.49 \lg v_{\infty} - 1.29 \lg \cos z_R, \quad (2)$$

где $\rho_{E_{-}}$ плотность атмосферы на высоте h_E конца видимой траектории болида; m_{∞} и v_{∞} – внеатмосферные фотометрическая масса и скорость метеороида; z_R – зенитное расстояние радианта. *PE*-критерий характеризует прочность или способность к разрушению метеороидов и разделяет болиды на 4 группы согласно классификации Цеплехи и МакКроски [3]: к группе I относятся тела, являющиеся по составу обыкновенными хондритами с плотностью 3.7 г/см⁻³; метеороиды группы II имеют плотность 2.1 г/см⁻³ и являются углистыми хондритами; метеороиды группы IIIA со средней плотностью 0.6 г/см⁻³ состоят из кометного материала; метеороиды группы IIIB имеют плотность 0.2 г/см⁻³ и являются рыхлым кометным веществом типа Драконид.

В зависимости от типов болидов значения *PE*-критерия изменяются в следующих пределах: для I-го типа PE > -4.60; для II-го типа $-5.25 < PE \le -4.60$; для типа IIIA $-5.70 < PE \le -5.25$, для типа IIIB $PE \le -5.70$ [4].

В результате оказалось, что согласно критерию Тиссеранда 86 % метеороидов двигались по кометоподобным орбитам и 14 % – по астероидальным (рис. 1).



Рис. 1. Распределение метеороидов на кометные и астероидальные согласно критерию Тиссеранда

Распределение метеороидов по типам и, соответственно, по плотности, в результате применения *PE*-критерия приведено на рис. 2. Оказалось, что 72 % метеороидов имели плотность в интервале 0.2–0.6 г см⁻³, т. е. соответствующую кометному веществу. Остальные 28 % имели плотность от 2.1 до 3.7 г см⁻³ и представляли астероидное вещество (рис. 3).

Сравнивая распределение исследуемых метеороидов по динамическому и физическому признакам, можно сделать вывод, что в обоих случаях наблюдается общая тенденция – количество кометных метеороидов больше количества астероидальных. Это согласуется с общепринятым несомненным фактом, что основным источником происхождения метеороидов являются кометы. Небольшая разница результатов двух распределений объясняется тем, что среди типично кометных существуют метеороиды с аномально плотной структурой, соответствующей астероидному веществу. Таким образом, несмотря на типично кометные орбиты, по физическим свойствам такие тела были отнесены к астероидальной группе, повысив этим процент содержания данной группы.



Рис. 2. Распределение метеороидов по типам согласно *РЕ*-критерию



Рис. 3. Распределение метеороидов на кометные и астероидальные согласно *PE*-критерию

Факт существования среди кометных метеороидов тел, состоящих из материала с гораздо большей плотностью, подтвержден в работе [5], где среди изученных 191 метеороида Персеид, являющихся по происхождению кометными, было выявлено 11 с плотностью более 3 г/см⁻³.

Существование болидов различных типов среди кометных метеороидов Леонид было также обнаружено в [6; 7], где согласно *PE*-критерию идентифицированы болиды, соответствующие I, II, IIIA и IIIB типам, на основе чего сделан вывод о неоднородном составе родительской кометы.

Результаты, полученные согласно критерию Тиссеранда, хорошо согласуются с выводами Терентьевой [8]. По данным 554 болидов, сфотографированных Прерийной и канадской болидными сетями, применяя критерий Тиссеранда, Терентьева заключила, что 60 % болидов связано с кометами, а остальные 40 % – с астероидами.

В работе показано, что согласно критерию Тиссеранда из 570 метеоров, сфотографированных в Таджикистане, 86 % двигались по кометоподобным орбитам, и, следовательно, они кометного происхождения, и 14 % – по астероидальным орбитам и, соответственно, имеют астероидную природу.

Эмпирический *PE*-критерий показал, что по физическим характеристикам большинство метеороидов (72 %) принадлежат кометным группам IIIA/IIIB, имеющими объемную плотность $\delta = 0.6-0.2$ г/см⁻³, и 28 % связаны с астероидальными группами I/II с плотностью $\delta = 3.7-2.1$ г/см⁻³. Несколько большее количество астероидальных метеороидов, полученное согласно *PE*-критерию, обусловлено фактом существования метеороидов с более плотной субстанцией среди типично кометных тел.

Библиографические ссылки

1. Сводный каталог элементов орбит и кривых блеска метеоров, сфотографированных в Институте астрофизики Академии наук Республики Таджикистан / сост. : П. Б. Бабаджанов, Г. И. Кохирова, Н. А. Коновалова ;

отв. ред. П. Б. Бабаджанов. Душанбе : Изд-во «Дониш», 2006.

2. Kresak L. On a Criterion Concerning the Perturbing Action of the Earth on Meteor Streams // Bull. Astr. Inst. Czech-Sl. 1954. Vol. 5, № 3. P. 45–49.

3. Ceplecha Z., McCrosky R. E. J. Fireball end heights – A diagnostic for the structure of meteoric material // J. Geophys. Res. 1976. Vol. 81, № 35. P. 6257–6275.

4. Ceplecha Z. Earth's influx of different populations of sporadic meteoroids from photographic and television data // Bull. Astron. Inst. Czechosl. 1988. Vol. 39, № 4. P. 221–236.

5. Babadzhanov P. B., Kokhirova G. I. Densities and porosities of meteoroids // Astron. & Astrophys. 2009. Vol. 495, Iss. 1. P. 353–358.

6. Shrbeny L., Spurný P. Precise data on Leonid fireballs from all-sky photographic records // Astron. & Astrophys. 2009. Vol. 506. P. 1445–1454.

7. Кохирова Г. И., Литвинов С. П., Хамроев У. Х. Аномальный болид метеорного потока Леонид // Докл. АН РТ. 2010. Т. 53, № 9. С. 674–678.

8. Terentjeva A. K. Fireball streams // Asteroids, Comets, Meteors III. Uppsala Universitet Reprocentralen. 1989. P. 579–584.

G. I. Kokhirova, U. Kh. Khamroev

ARRANGEMENT OF METEOROIDS ACCORDING TO DYNAMICAL AND PHYSICAL CRITERION

As a result of photographic observations in the Institute of Astrophysics of the Academy of Sciences of Tajikistan during a period of 1957–83 there were obtained basis images of 570 meteors, the main parameters of atmospheric trajectories, radiants, orbital elements and light curves of which are given in [1]. The paper presents the arrangement of meteor orbits on cometary and asteroidal types using the Tisserand invariant along with the empirical PE criterion of end heights of meteors and the arrangement of meteoroids according to their densities.

Keywords: meteoroid, comet, asteroid, fireball, orbit, density.

© Кохирова Г. И., Хамроев У. Х., 2011

УДК 523.44:523.6

А. К. Терентьева, С. И. Барабанов

АПОФИС И СИСТЕМА МЕТЕОРНЫХ ТЕЛ ЦИКЛИД*

Одной из систем метеорных тел, существующих во внутренней области Солнечной системы, в которую целиком вписывается Апофис, является система Циклид. Все элементы орбиты Апофиса лежат внутри пределов изменений элементов орбит Циклид. Наши вычисления показали, что орбита Апофиса имеет сближения с земной орбитой (до заданного предела $\rho \le 0.20$ а. е.) на большей части своей орбиты на протяжении длительного интервала времени в 8 месяцев. В течение трёх месяцев геоцентрический радиант Апофиса движется по кривой, расположенной к северу от эклиптики и соответствующей области аппульса в районе нисходящего узла орбиты 20 декабря ($\odot = 268^\circ.736$, эпоха 2000.0) при $\rho = 0.0520$ а. е.; далее радиант перебрасывается в область к югу от эклиптики и в течение пяти месяцев перемещается по петлеобразной кривой, соответствующей области аппульса в районе восходящего узла орбиты 13 апреля ($\odot = 24^\circ.144$, эпоха 2000.0) при $\rho = 0.000307$ а. е., охватывая, таким образом, обширную площадь небесной сферы.

Ключевые слова: метеорное тело, орбита, радиант, аппульс.

Цель настоящей работы – показать место Апофиса в системе метеорных тел и исследовать движение его геоцентрического радианта.

Апофис (99942) является потенциально опасным для Земли астероидом. Ближайшее сближение его с Землей ожидается 13 апреля 2029 г. на геоцетрическое расстояние 5.98 земных радиусов [1]. Диаметр его составляет около 270 м. Найдено, что Апофис относится к астероидам Sq-класса и по спектральным и минералогическим характеристикам наиболее близок к метеоритам типа обычных LL-хондритов [2].

Одна из систем метеорных тел, существующих во внутренней области Солнечной системы, по отношению к которой следует рассматривать астероид Апофис, - это система Циклид. Эта система обнаружена в 1963 г. Р. Б. Саусвортом и Г. С. Хокинсом [3], в 1968 и 1973 гг. детально исследовалась А. К. Терентьевой [4; 5]. Метеорные тела Циклид движутся по орбитам, почти совпадающим с орбитой Земли $(e \le 0.14, q' \le 1.2 \text{ a. e.}, i \le 15^\circ)$. Очевидно, Циклиды не составляют какой-либо физической системы, как обычные метеорные рои, в которых тела объединены общностью их происхождения. Они являются примером набора эволюционирующих орбит, отобранных по признаку их сходства с орбитой Земли в настоящее время. Пути достижения этого сходства для каждой орбиты могли быть совершенно разными. Можно думать, что в этой эволюции большое значение имеют такие физические факторы возмущения орбит, как, например, эффекты Пойнтинга-Робертсона и Радзиевского, приводящие к уменьшению большой полуоси и эксцентриситета. В процессе эволюции спирализующих орбит на место частиц, переходящих ближе к Солнцу (a < 1), поступают новые частицы из внешних областей (a > 1), так что система Циклид находится в динамическом равновесии [4].

По данным таблицы приведенных орбит Циклид [4] пределы изменений элементов орбит этой системы та-

ковы: a = 0.86-1.09 а. е.; e = 0.02-0.14; q = 0.74-1.01 а. е.; q' = 1.0-1.2 а. е. Все элементы орбиты Апофиса лежат внутри пределов изменений элементов орбит Циклид, отличаясь лишь на незначительную величину 0.05 в эксцентриситете. Таким образом, можно считать, что Апофис целиком вписывается в систему метеорных тел Циклид.

В основу исследований была положена следующая система элементов Апофиса (эклиптика и равноденствие 2000.0) [6]:

$$a = 0.922$$
 a. e.; $\omega = 126^{\circ}.41858$;
 $e = 0.1911107$; $\Omega = 204^{\circ}.43196$;
 $q = 0.746$ a. e.; $i = 3^{\circ}.33172$.

Вычислив сближения орбиты Апофиса с земной орбитой и теоретические геоцентрические радианты во всех точках сближения, мы получили следующие результаты. Орбита Апофиса имеет сближения с земной орбитой (до расстояния $\rho \le 0.20$ а. е.) на большей части своей орбиты (за исключением перигелийной области на дуге 117° по истинной аномалии) на протяжении длительного интервала времени в 8 месяцев. Имеются две точки наибольшего сближения орбиты Земли с орбитой Апофиса (два аппульса): в районе восходящего узла орбиты 13 апреля ($\odot = 24^\circ.144$, эпоха 2000.0) при $\rho = 0.000307$ а.е. и в районе нисходящего узла орбиты 20 декабря ($\odot = 268^\circ.736$, эпоха 2000.0) при $\rho = 0.0520$ а.е.

В течение трёх месяцев геоцентрический радиант Апофиса движется по кривой *a* (см. рисунок), расположенной к северу от эклиптики и соответствующей области аппульса в районе нисходящего узла орбиты, но далее за небольшой промежуток времени радиант перебрасывается в область к югу от эклиптики и в течение пяти месяцев перемещается по петлеобразной кривой *b*, соответствующей области аппульса в районе восходящего узла орбиты.

^{*}Работа выполнена при финансовой поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (код проекта № 10-02-90457-Укр_а), государственного контракта № 02.740.11.0574.

Исследование продолжительных сближений орбиты Апофиса (как и орбит Циклид) приводит к выводу, что метеорные тела, существующие на таких орбитах, могут наблюдаться на протяжении длительного интервала времени до 8 месяцев и более (в зависимости от характера орбит и условий сближения [5]).



Рис. 1. Эфемериды теоретического геоцентрического радианта Апофиса (99942):

 а – в районе нисходящего узла; b – в районе восходящего узла орбиты; звездочка ▲ – радианты для моментов аппульса За это время их геоцентрические радианты описывают на небесной сфере различные протяженные дуги, охватывая обширную площадь небесной сферы от $70 \times 100^{\circ}$ и более.

Библиографические ссылки

1. Chesley S. R. Potential impact detection for near-Earth asteroids: The case of 99942 Apophis (2004 MN4). In: IAU Symposium. 2005. № 229. P. 215–228.

2. Spectral properties and composition of potentially hazardous Asteroid (99942) Apophis / Binzel R. P. et al. // Icarus. 2009. № 200. P. 480–485.

3. Southworth R. B, Hawkins G. S. Statistics of Meteor Streams // Smithson. Contr. Astrophys. 1963. Vol. 7. P. 261–285.

4. Terenteva A. K. Investigation of minor meteor streams // Physics and Dynamics of Meteors. Dordrecht-Holland, 1968. P. 408–427.

5. Терентьева А. К. О движении геоцентрических радиантов Циклид // Проблемы космической физики. Киев : Изд-во Киев. ун-та, 1973. Вып. 8. С. 140–146.

6. Эфемериды малых планет на 2010 г. / ИПА РАН. СПб. : Наука, 2009.

A. K. Terentieva, S. I. Barabanov

APOPHIS AND SYSTEM OF CYCLID METEOR BODIES

The Cyclids system is one of the systems of meteor bodies in inner Solar system. Apophis orbit fits well and fully into Cyclids system. As our calculations have shown, the Apophis orbit approaches the Earth orbit (up to given limit $\rho \leq 0.20 \text{ AU}$) on large part of its orbit for a long period of time, namely 8 months. During 3 months the geocentric radiant of Apophis moves along curve that is situated on North from ecliptic and corresponds to appulse (Dec., 20, $\rho = 0.0520 \text{ AU}$) in area of the descending node. Further the radiant of Apophis transfers to South from ecliptic and during 5 months moves along a folded line corresponding to appulse (April, 13, $\rho = 0.000307 \text{ AU}$) in the area of the ascending node. Thus, the geocentric radiant of Apophis envelops vast area of celestial sphere.

Keywords: meteor body, orbit, radiant, appulse.

© Терентьева А. К., Барабанов С. И., 2011

УДК 523.532

Г. И. Кохирова, П. Б. Бабаджанов

БОЛИДЫ, СВЯЗАННЫЕ С АСТЕРОИДОМ 2004МВ6*

В 2009 г. болидной сетью Таджикистана сфотографированы 2 ярких болида, согласно РЕ-критерию имеющих астероидное происхождение. Радианты и орбиты болидов оказались близкими между собой и с тремя метеоритообразующими болидами, сфотографированными канадской болидной сетью.

В результате поиска возможного родительского тела этой группы среди околоземных астероидов (O3A) оказалось, что их орбиты весьма близки к орбите O3A 2004MB6. Для проверки выявленного родства исследована эволюция орбит 2004MB6 и метеороида, произведшего болид TN170809a. Результаты показывают, что оба объекта имеют хорошо совпадающие вековые изменения элементов орбити значения критерия схожести их орбит не превышают 0.14 в течение всего времени.

Мы предполагаем, что исследуемые метеоритопроизводящие болиды порождены фрагментами O3A 2004MB6 и эти крупные тела являлись составной частью астероидного метеороидного роя, родительским телом которого является 2004MB6.

Ключевые слова: болид, метеороид, астероид, метеорит, орбита, эволюция, плотность.

Выявление генетических взаимосвязей малых тел Солнечной системы является актуальным как с общей естественно-научной, так и с прикладной точки зрения. Результаты таких исследований пополняют наши знания об околоземном космическом пространстве и необходимы для учета астероидно-метеороидной опасности.

Сегодня связь метеорных потоков с кометами не вызывает сомнения. Вопрос изучен достаточно хорошо, и дезинтеграция комет рассматривается как основной источник образования метеорных потоков. В то же время родственные с астероидами метеороидные рои, способные производить метеоритообразующие болиды, остаются пока малоизученными. Существование таких роев впервые было предположено Halliday [1]. Позже Halliday и др. [2] по результатам наблюдений болидных сетей Канады и США [3; 4], используя критерий схожести орбит, выделили 4 группы предположительно метеороидных роев, образующих метеориты, и сделали вывод о том, что фрагменты астероидов являются родительскими телами этих роев.

Цель нашей работы – продолжить выявление возможных связей метеороидных роев с реальными астероидами, используя также результаты болидных наблюдений в Таджикистане.

Наблюдательный материал и поиск похожих болидов. В августе 2009 г. болидной сетью Таджикистана [5] сфотографированы 2 ярких болида с максимальной яркостью -9.2 и -8.5 звездных величин и доатмосферными массами 5.7 и 7.8 кг. Все основные данные атмосферных траекторий, радиантов и орбит в равноденствии 2000.0 приведены в табл. 1, где использованы следующие обозначения: номер болида, h_B и h_E – высоты начала и конца видимой траектории над уровнем моря; z_R – зенитное расстояние радианта; α_g , δ_g – прямое восхождение и склонение геоцентрического радианта; V_{∞} и v_E – доатмосферная скорость и скорость в конце видимой траектории; v_g – геоцентрическая скорость; M_P – максимальная абсолютная звездная величина болида; m_{∞} – доатмосферная фотометрическая масса метеороида; m_d – конечная динамическая масса метеороида; PE – эмпирический критерий конечных высот болидов и тип болидной группы согласно классификации [6], к которой принадлежит болид; a – большая полуось; e – эксцентриситет; q – перигелийное расстояние; ω – аргумент перигелия; Ω – долгота восходящего узла; i – наклон орбиты.

Конечные высоты видимых атмосферных траекторий составили 39.3 и 35.4 км. Вычисленные радианты и орбиты болидов, которые согласно РЕ-критерию [6] относятся ко II болидной группе и имеют астероидное происхождение, оказались близкими между собой. Поиск родственных им наблюдаемых болидов в опубликованных каталогах выявил, что таковыми являются болиды MORP18, MORP123 и MORP886, сфотографированные канадской болидной сетью 19 августа 1971 г., 13 августа 1974 г. и 7 сентября 1983 г. [3]. Основные параметры этих объектов также приведены в табл. 1. Болиды MORP18 и MORP123 включены в группу, состоящую из 46 болидов, вероятно завершившихся выпадением метеоритов, из которых найден лишь метеорит Иннисфри. Кроме того, MORP123 и MORP886 являются членами третьей группы вероятно родственных метеоритообразующих болидов, выделенной Halliday и др. по наблюдательному материалу болидных сетей Канады и США [2]. На этой основе они предположили существование метеоритообразующих или астероидных метеороидных роев.

Фотографические наблюдения болидов, завершившихся падением метеоритов, как обнаруженных, так и пока не найденных, позволили определить общие статистические параметры, характеризующие типичное метеоритное явление.

^{*}Работа выполнена при поддержке Международного научно-технического центра (номер проекта T-1629).

Таблица	1
---------	---

Основные параметры атмосферных траекторий, координаты радиантов и элементы орбит пяти бол	идов (2000, ())
---	----------------------	----

			MORP18	MORP123	MORP886
	TN170809a	TN220809a	1290871	130874	070983
$h_B(\kappa M)$	$67.2 \pm .02$	$86.7 \pm .02$	75.5	81.0	72.0
h_E (км)	$39.3 \pm .03$	$35.4 \pm .01$	27.6	32.6	32.0
<i>z_R</i> (град)	$31.06 \pm .01$	$43.78 \pm .02$	61.9	65.4	72.1
α _g (град)	$301.41 \pm .07$	$305.48 \pm .07$	304.7	295.7	297.8
δ_{g} (град)	$4.64 \pm .10$	$-6.16 \pm .02$	-10.5	-12.5	-4.7
V_{∞} (км c ⁻¹)	$19.10 \pm .24$	$18.97 \pm .02$	18.4	16.3	13.8
v_E (км c ⁻¹)	$14.76 \pm .83$	$9.08 \pm .10$	5.7	8.7	7.4
$v_g(\mathrm{KM} \mathrm{c}^{-1})$	$15.56 \pm .30$	$15.50 \pm .02$	14.6	12.1	8.5
$\tilde{T}(c)$	1.7	3.7	5.4	5.8	5.8
M_p	-9.2	-8.5	-9.8	-7.1	-7.4
$m_{\infty}(\mathrm{K}\Gamma)$	5.68	7.81	6.00	1.90	3.20
$m_e(\mathrm{K}\Gamma)$.032	.030	0.0	0.0	0.0
$m_d(\kappa \Gamma)$			0.30	0.74	1.10
PE/Type	-4.94/II	-4.74/II\I	-3.86/I	-4.00/I	-4.00/I
<i>a</i> (a. e.)	$2.54 \pm .10$	$3.14 \pm .02$	2.42	1.98	1.90
е	$.668 \pm .014$	$.730 \pm .001$.655	.558	.494
<i>q</i> (a. e.)	$.843 \pm .002$	$.845 \pm .000$.833	.875	.962
ω (град)	$234.36 \pm .10$	$232.31 \pm .09$	236.5	231.7	210.2
Ω (град)	$144.84 \pm .00$	$149.67 \pm .00$	144.9	139.5	164.4
<i>i</i> (град)	$10.60 \pm .21$	$5.58 \pm .01$	3.7	3.1	3.8

Потенциальными кандидатами в метеоритообразующие являются болиды, имеющие в совокупности следующие данные: внетамосферную скорость, как правило, не выше 22 км/с⁻¹ и конечную скорость ниже 15 км/с⁻¹, сравнительно низкую высоту погасания или исчезновения, составляющую менее 40 км, доатмосферную массу в среднем от 0.5 кг и выше и конечную динамическую массу метеороида, отличающуюся от нуля. Длительность болида должна составлять от 2 с и больше. Подавляющее большинство таких тел должны быть каменными с объемной плотностью порядка нескольких г/см⁻³ и до вторжения в земную атмосферу двигаться по астероидальным орбитам.

В установлении взаимной схожести двух орбит важным средством является D_{S-H} -критерий Саутворта–Хокинса [7], величина которого определяет расстояние между орбитами двух тел в фазовом пространстве элементов e, q, i, Ω и ω :

$$D_{S-H}^{2} = (e_{2} - e_{1})^{2} + (q_{2} - q_{1})^{2} + (2\sin\frac{i_{2} - i_{1}}{2})^{2} + \\ +\sin i_{1}\sin i_{2}(2\sin\frac{\Omega_{2} - \Omega_{1}}{2})^{2} +$$
(1)
$$+ \left[(\frac{e_{1} + e_{2}}{2})2\sin\frac{(\Omega_{2} + \omega_{2}) - (\Omega_{1} + \omega_{1})}{2} \right]^{2},$$

где индексы 1 и 2 соответствуют элементам сравниваемых орбит. Когда D_{S-H} достаточно мал, то предполагается, что эти два тела, вероятно, генетически связаны и имеют общее происхождение.

Вычисленные значения D-критерия для различных комбинаций исследуемых болидов приведены в табл. 2. Видно, что величина D_{S-H} -критерия для любой пары из этих болидов заключена в пределах от 0.08 до 0.28, что указывает на то, что все они находятся на очень схожих орбитах. Таким образом, согласно D_{S-H} -критерию Саутворта–Хокинса подтверждена родственная связь между этими 5 болидами.

Поиск родительского тела группы метеоритообразующих болидов. Так как эти связанные орбитальным родством болиды имеют астероидное происхождение, мы провели поиск их возможного родительского тела среди околоземных астероидов. В результате оказалось, что их орбиты близки к орбите сближающегося с Землей астероида группы Аполлона 2004MB6. Элементы орбиты 2004MB6 в равноденствии 2000.0 приведены в табл. 3, где также дано значение абсолютной звездной величины астероида H. Вычисленные значения D_{S-H} -критерия каждой пары «болид–астероид» не превышают 0.30 (табл. 2) и доказывают, что все объекты в действительности двигаются по схожим орбитам.

Таблица 2

				[·		
Болид	TN170809a	TN220809a	MORP18	MORP123	MORP886	2004MB6
TN170809a	0.00	0.11	0.12	0.19	0.25	0.21
TN220809a	0.11	0.00	0.08	0.20	0.28	0.25
MORP18	0.12	0.08	0.00	0.15	0.22	0.25
MORP123	0.19	0.20	0.15	0.00	0.12	0.25
MORP886	0.25	0.28	0.22	0.12	0.00	0.30
2004MB6	0.21	0.25	0.25	0.25	0.30	0.00

Величины Де и-критерия

Таблица 3

Элементы орбиты астероида 2004МВ6 (2000.0)

Астероид	<i>a</i> , a. e.	е	q, a. e.	<i>і</i> , град	Ω, град	ω, град	Н
2004MB6	2.570	.707	.753	11.1	134.3	229.7	19.3

Отсутствие связанных с этим астероидом наблюдаемых метеорных потоков свидетельствует о том, что этот объект не является угасшей кометой.

Опыт показывает, что простое сравнение современных орбит космических объектов иногда допускает их случайное совпадение, и поэтому необходимо учитывать вековые изменения элементов орбиты.

Для проверки выявленного родства мы исследовали эволюцию орбиты астероида 2004MB6 и метеороида, произведшего болид TN170809a, на временном интервале около 7000 лет, охватывающем один цикл изменения аргумента перигелия методом Альфана– Горячева [8] с учетом гравитационных возмущений шести планет (Меркурий–Сатурн).

Вековые изменения радиусов-векторов восходящего R_a и нисходящего R_d узлов орбиты каждого из объектов в зависимости от аргумента перигелия ω за период одного цикла изменений ω приведены на рис. 1 и 2. Оказалось, что эти зависимости идентичны между собой. Результаты показывают, что оба объекта имеют хорошо совпадающие вековые изменения элементов орбит. Также мы определили модифицированный Ашером и др. [9] *D*-критерий сходства орбит астероида и метеороида

$$D^{2} = \left(\frac{a_{1} - a_{2}}{3}\right)^{2} + \left(e_{1} - e_{2}\right)^{2} + \left\{2\sin\left[\left(i_{1} - i_{2}\right)/2\right]\right\}^{2}, (3)$$

определяемый большой полуосью, эксцентриситетом и наклоном сравниваемых двух орбит. Результаты показывают (рис. 3), что величина этого *D*-критерия не превышает значения 0.14 в течение всего времени, что также свидетельствует о несомненном родстве между 2004MB6 и метеороидом.



Рис. 1. Вековые изменения радиусов-векторов восходящего *R_a* узла орбит астероида 2004МВ6 (сплошная линия) и метеороида TN170809a (пунктир) в зависимости от аргумента перигелия

Таким образом, можно сделать следующие выводы: 1. Значения доатмосферных скоростей и масс, конечных высот, принадлежность ко II болидной группе, имеющей астероидную природу, позволяют классифицировать болиды TN170809a и TN220809a как метеоритообразующие.

 Координаты радиантов и скорости данных болидов оказались схожими с радиантами и скоростями
 3-х метеоритообразующих болидов, зарегистрированных канадской болидной сетью.



Рис. 2. Вековые изменения радиусов-векторов нисходящего *R_d* узла орбит астероида 2004МВ6 (сплошная линия) и метеороида TN170809a (пунктир) в зависимости от аргумента перигелия



Рис. 3. Зависимость *D*-критерия Ашера и др. [9] от времени для астероида 2004MB6 и метеороида, произведшего болид TN170809a

3. Согласно D_{S-H} -критерию, все 5 объектов двигались по очень близким орбитам, следовательно, родственны между собой и, вероятно, принадлежат к одному и тому же метеороидному рою.

4. В результате поиска родительского тела этой группы метеороидов, произведших болиды, выявлено, что орбита ОЗА 2004МВ6 схожа с орбитами метеороидов. Исследование эволюции орбит 2004МВ6 и метеороида TN170809a показало, что оба объекта имеют совпадающие вековые изменения элементов

орбит за один цикл изменения аргумента перигелия в течение 7000 лет. Несомненное родство 2004MB6 и метеороида также подтверждает *D*-критерий, значения которого не превышают величины 0.14 в течение всего времени.

5. Мы предполагаем, что исследуемые метеоритопроизводящие болиды порождены фрагментами ОЗА 2004МВ6, и эти крупные тела являлись составной частью астероидного метеороидного роя, родительским телом которого является 2004МВ6. Исследование этого интересного нововыявленного болидного потока требует дальнейших наблюдений болидов.

Библиографические ссылки

1. Halliday I. Detection of a meteorite stream' – Observations of a second meteorite fall from the orbit of the Innisfree chondrite // Icarus. Iss. 3. Vol. 69. 1987. P. 550–556.

2. Halliday I., Blackwell A. T., Griffin A. A. Evidence for the existence of groups of meteorite-producing asteroidal fragments //Meteoritics. 1990. Vol. 25. P. 93–99.

3. Halliday I., Griffin A. A., Blackwell A. T. Detailed data for 259 fireballs from the Canadian camera network

and inferences concerning the influx of large meteoroids // Meteoritics & Planetary Science. 1996. Vol. 31. P. 185–217.

4. Мак-Кроски Р. Е., Шао С. И. Позен А. Прерийная болидная сеть. І – Общая информация и орбиты // Метеоритика. 1978. №. 37. С. 44–68.

5. Бабаджанов П. Б., Кохирова Г. И. Поиск метеорных потоков, связанных с астероидами, сближающимися с Землей (АСЗ). І. Теоретические геоцентрические радианты и скорости // Известия АН РТ. Отд-ние физ.-мат., хим., геол. и техн. наук. 2009. № 2 (135). С. 46–55.

6. Ceplecha Z., McCrosky R. E. J. Fireball end heights – A diagnostic for the structure of meteoric material // J. Geophys. Res. 1976. Vol. 81, № 35. P. 6257–6275.

7. Southworth R. B., Hawkins G. S. Statistics of meteor streams // Smith. Contrib. Astrophys. 1963. Vol. 7. P. 261–285.

8. Горячев Н. Н. Метод Альфана для вычисления вековых возмущений планет и его применение. Томск : Красное Знамя, 1937.

9. Asher D. S, Clube S. V. M., Steel D. I. Asteroids in the Taurid Complex // MNRAS. 1993. Vol. 264, $N_{\rm P}$ 1. P. 93–105.

G. I. Kokhirova, P. B. Babadzhanov

FIREBALLS ASSOCIATED WITH THE ASTEROID 2004MB6

In 2009 two bright fireballs of the -9.2 and -8.5 maximum absolute magnitudes and with initial masses of 5.7 and 7.8 kg were captured by the Tajikistan fireball network. It turned out, that the coordinates of radiants and orbits of the fireballs, which according to the PE criterion have asteroidal origin, are nearly identical to each other. Three meteorite-dropping fireballs with the similar parameters earlier were recorded by the MORP camera network in Canada.

We searched for the possible progenitor of this group among the near-Earth asteroids (NEAs). It was found that their orbits are very close to the orbit of the NEA 2004MB6 that is confirmed by their coinciding with each other values of the secular changes and Hawkins D-criterion. For verification of the revealed coincidence the orbital evolution of the 2004MB6 and the meteoroid produced TN170809a was investigated. It was concluded that both objects coincide with each other in the secular changes of orbital elements, and the values of the modified D-criterion do not exceed the value of 0.14 during all the time.

We suggested that a source of origin of the meteorite-dropping fireballs being investigated, probably, are fragments of the NEA 2004MB6 and these large bodies were constituent components of the asteroidal meteoroid stream for which the asteroid 2004MB6 is the progenitor.

Keywords: fireball, meteoroid, asteroid, meteorite, orbit, evolution, density.

© Кохирова Г. И., Бабаджанов П. Б., 2011

УДК 523.68

Н. А. Коновалова, М. Нарзиев

О ДРОБЛЕНИИ И ПЛОТНОСТЯХ МЕТЕОРНЫХ ТЕЛ ПО ДАННЫМ КОМБИНИРОВАННЫХ РАДИООПТИЧЕСКИХ НАБЛЮДЕНИЙ

Исследован механизма разрушения метеороидов и их плотности на основе моделирования кривых блеска как в рамках теории единого тела, так и теории квазинепрерывного дробления. Установлено, что для 60 % исследованных метеоров с массами менее 10^{-2} г основным механизмом разрушения является квазинепрерывное дробление на мельчайшие фрагменты. Наиболее плотными среди исследованных метеоров являются Геминиды ($\delta = 3.6 \ r/cm^3$) и δ -Аквариды ($\delta = 3.5 \ r/cm^3$), а наименьшая объемная плотность у Орионид ($\delta = 0.5 \ r/cm^3$) и Леонид ($\delta = 0.6 \ r/cm^3$). По сравнению с плотностями более крупных метеороидов из тех же потоков, мелкие метеороиды более плотны и однородны по структуре.

Ключевые слова: метеороид, плотность, кривые блеска, квазинепрерывное дробление, радиооптические наблюдения.

Движение метеорного тела в атмосфере Земли сопровождается его нагревом, плавлением, испарением и различными механизмами разрушения. Возбужденные атомы и ионы метеорного вещества излучают, и это излучение регистрируется различными приемниками, на основе данных которых получают кривые блеска и ионизации метеоров. Наиболее ценную информацию о физико-динамических характеристиках и механизмах разрушения метеороида содержат кривые блеска и ионизации индивидуальных метеоров, которые получают в результате базисных оптических (фотографических, электронно-оптических, телевизионных) или многостанционных радиолокационных наблюдений. Ввиду того, что при одновременных комплексных оптических и радиолокационных наблюдениях одних и тех же метеоров существенно расширяется объем полученной информации, представляет особый интерес изучение механизма разрушения метеороидов и их физических характеристик по данным комплексных радиооптических наблюдений.

Наблюдательные данные. К настоящему времени на основе комплексных радиооптических наблюдений получено свыше ста метеоров различных скоростей и яркостей. В частности, в результате фоторадиолокационных наблюдений в 1960-х гг. в Джодрел Бэнк (Англия) [1] и в ГисАО (Таджикистан) были получены, соответственно, 7 метеоров от +3 до -1.8 абсолютной звездной величины и 8 ярких метеоров от -2.1 до -7.2 абсолютной звездной величины [2; 3]. Так как по радионаблюдениям получали информацию лишь об одной точке на следе метеоров, то позже в 1970-х и начале 1980-х гг. в США и Таджикистане с целью получения распределения свечения и ионизации вдоль следов совместных радио- и TV-метеоров были организованы параллельные телевизионные и базисные радиолокационные наблюдения метеоров [4-6]. В результате двухгодичных параллельных наблюдений в США было получено 29 совместных метеоров, а за двухгодичный цикл наблюдений в период действия главных ежегодных метеорных потоков в Таджикистане было получено 57 совместных метеоров. Методика редукции наблюдательных данных и данные о траекториях этих метеоров изложены в [4-6].

Анализ кривых блеска и ионизации а также форма амплитудно-временных характеристик (ABX) метеоров [4] и данные об ABX совместных метеоров, полученных в Душанбе, свидетельствуют о том, что в большинстве случаев в формировании АВХ как ярких, так и слабых совместных метеоров особое место занимает дробление метеорного тела. Влияние дробления на формирование ABX метеоров проявляется в виде замывания дифракционных картинок, в виде вспышек или флуктуаций на подлете дифракционных картинок и т. д. Радиолокационные наблюдения метеоров в обсерватории Аресибо (США) также показывают значительную, вплоть до 15 % от всех зарегистрированных событий, долю метеоров с концевыми вспышками даже среди метеороидов с минимальными массами, что свидетельствует о дроблении метеороидов [7]. Радиолокационные отражения от метеорных следов часто отличаются от того, что дает простая модель, и эти различия являются результатом дробления метеороидов. В [8] показано, что только около 10 % радиолокационных метеоров могут быть проанализированы классическим методом, а для 80 % метеороидов дробление является доминирующим процессом.

Методика анализа кривых блеска метеоров и результаты. Целью настоящей работы являлось выявление механизма разрушения исследуемых метеорных тел и определение их плотностей на основе моделирования кривых блеска как в рамках теории единого тела, в которой механизмом абляции является испарение поверхностного слоя, так и теории квазинепрерывного дробления метеороида на мельчайшие фрагменты. Выявление механизма разрушения исследуемых метеороидов имеет очень важное значение для решения вопроса об их составе и структуре.

В качестве наблюдательного материала для анализа использовались опубликованные данные о 8 ярких метеорах, полученные в результате совместных фоторадиолокационных наблюдений в Душанбе [2; 3], а также данные о слабых метеорах, полученные в результате совместных радиотелевизионных наблюдений в Душанбе [5; 6] и США [4]. Из массива данных, пригодных к обработке, оказалось около 60 % метеоров, для которых имелась полная кривая блеска, сведения о высоте начала H_н и конца следа H_к, абсолютной звездной величине M_m на высоте максимума блеска, массе M_0 , скорости V, зенитном расстоянии радианта Z_R и принадлежности метеора к потоку. Указанные данные для исследуемых совместных фоторадиолокационных и радиотелевизионных метеоров приведены в табл. 1.

Таблица 1

Физические характеристики метеороидов по данным комплексных радиооптических наблюдений

Источник	Данные комбинированных радиотелевизионных наблюдений в Таджикистане [6]								
N⁰	V, км/с	$\cos Z_r$	<i>H</i> _н , км	H_{κ} , км	M_m	<i>M</i> ₀ .10 ³ г	m_f, Γ	δ , Γ/cm^3	Поток
2	36.5	0.545	101.3	89.3	1.1	57.4	10 ⁻⁵	2.1	Спорад
3	59.9	0.826	115.7	98.0	-0.3	84.6	10 ⁻⁷	1.0	Персеилы
6	40.8	0.391	102.7	97.5	1.63	19.4	10 ⁻⁵	1.0	Квалрантилы
7	57.9	0.551	102.7	101	1.05	11.1	10 ⁻⁵	1.1	Спорад
8	46.2	0.367	107.5	05.0	0.0	153 /	5.10 ⁻⁶	1.0	Спорад. Крадрантици
0	40.2	0.409	107.0	95.0	0.0	10.9	5.10 ⁻⁵	1.4	Квадрантиды
9	40.1	0.373	90.0	00.7	2.3	10.8	3.10	3.9	квадрантиды
10	21.9	0.509	92.0	80.7	0.0	595.0	10 *	1.8	Спорад.
11	41.4	0./19	101.0	95.0	1.6	17.6	10 °	1.8	Квадрантиды
12	29.1	0.891	104.0	86.0	-1.6	1171	5.10-7	0.7	Спорад.
13	39.2	0.465	97.5	93.7	2.2	17.2	5.10-0	2.5	б-Аквариды
15	43.4	0.431	101.0	90.0	0.5	154.2	10 ⁻⁵	4.2	б-Аквариды
19	40.2	0.539	103.0	88.0	0.2	161.4	$5 \cdot 10^{-6}$	3.4	б-Аквариды
20	30.8	0.725	95.0	88.5	1.7	28.4	10 ⁻⁶	2.1	Спорад.
21	47.7	0 489	103.6	96.2	18	22.0	5.10^{-6}	3.4	δ-Акварилы
21	45.0	0.602	99.0	91.5	1.0	25.8	5.10-6	4.6	8 Акрарини
22	43.0	0.002	99.0	91.5	1.5	23.0	5 10 ⁻⁵	4.0	о-Аквариды
23	42.9	0.629	101.0	90.4	1.0	18.4	5.10	4.4	д-Аквариды
24	40.8	0.530	101.0	96.0	2.5	11.6	10 °	2.1	б-Аквариды
25	41.4	0.603	99.8	92.0	1.0	51.8	$5 \cdot 10^{-6}$	3.4	б-Аквариды
28	22.6	0.520	97.3	83.0	0.0	287.2	$5 \cdot 10^{-6}$	1.4	α-К Каприкорнид
29	43.9	0.598	97.8	91.0	1.3	27.8	10 ⁻⁵	3.6	б-Акварилы
31	69.4	0 460	116.6	108	-0.2	85.2	10^{-6}	0.5	Орионилы
32	60.9	0.678	107.0	102	11	12.0	10 ⁻⁶	1.2	Спорад
34	62.2	0.731	114.0	102	_0.3	23.4	3.10^{-7}	0.5	Орионилы
35	38.5	0.751	95.0	00.0	1.7	23.4	10 ⁻⁷	3.6	Сриониды
33	28.0	0.009	93.0	90.0 70.0	-1.7	223.2	10	3.0	I Сминиды Спород
30	58.0	0.788	105.0	/9.0	-0.2	217.8	10-6	1.0	Спорад.
38	58.8	0.494	110.0	91.0	-0.2	220.4	10	2.5	Персеиды
40	57.8	0.625	110.2	104	2.15	6.0	10 *	0.6	Персеиды
41	59.9	0.754	109.4	103	0.11	25.8	10 °	0.4	Персеиды
42	60.9	0.762	112.0	105	1.0	11.8	5.10^{-7}	0.5	Персеиды
43	55.7	0.742	110.9	101	1.5	12.4	5.10-7	1.1	Персеиды
44	63.4	0.779	113.5	89.5	-2.2	555.0	10-0	2.5	Персеиды
47	58.1	0.814	109.1	103	1.4	8.6	10^{-6}	0.6	Персеиды
48	62.2	0.823	111.2	102	0.8	18.6	10^{-6}	0.7	Персеиды
49	65.7	0.839	107.4	99.0	1.5	7.6	10 ⁻⁶	2.5	Персеиды
52	60.5	0.707	108.0	101	1.1	17.6	10 ⁻⁶	1.4	Спорад.
55	55.0	0.702	107.6	105	1.2	10.2	10 ⁻⁶	0.8	Персеиды
57	58.8	0.835	110.0	103	0.4	24.0	10 ⁻⁶	0.5	Персеилы
TT.		п		1			. <u> </u>		[0, 2]
Источник	71.6	Данные	комплексны	ых фоторад	циолокаци	15750	дении в $I a \square$	жикистане	[2; 3]
661345	/1.5	0.510	119.6	84.8	-9.0	15/50	10 *	0.4	Леониды
661346	/1.6	0.581	117.9	94.2	-5.2	1680	10-0	0.8	Леониды
670805	60.4	0.386	102.0	90.1	-2.3	360	Исп-е	1.5	Персеиды
670821	60.2	0.672	114.1	83.0	-3.7	1170	5·10 ⁻⁰	1.4	Персеиды
670866	61.7	0.588	107.8	93.6	-4.3	1130	$5 \cdot 10^{-6}$	1.1	Персеиды
670931	61.0	0.807	112.0	84.0	-6.3	13800	5.10^{-6}	0.4	Персеиды
670954	60.8	0.697	113.1	86.6	-5.0	2840	10^{-5}	1.0	Персеиды
770954	57.8	0.857	114.0	79.6	-7.2	19800	$5 \cdot 10^{-8}$	0.4	Персеиды
Источник		Резул	ьтаты комб	инированн	ых радио	телевизионны	х наблюден	ий в США [[4]
1	29.4	0.618	94.7	75.7	5.5	1.0	Исп-е	5.0	С. Виргиниды
2	10.0	0.745	98.8	93.1	5.8	4.9	$5 \cdot 10^{-8}$	0.1	Спорал
3	13.3	0.612	89.0	79.5	6.2	83	10 ⁻⁶	4.0	Спорад
6	17.2	0.612	96.2	86.7	6.2	53	10-6	1.0	Спорад.
7	14 1	0.751	97.1	74.6	67	14	5.10-6	0.2	Спорид.
13	17. 1 78 /	0.739	102.2	00.7	6.6	10	5.10-6	1.2	Ю Таурили
10	20.4	0.750	102.3	06.4	6.4	1.7	5.10-8	0.1	Спорад
19	20.0	0.032	112.2	90.4	0.4	1.8	3.10	0.1	Спорад.
22	20.9	0.734	99.8	83.5	1.4	1./	10-6	1.0	Спорад.
25	1/.2	0.6/3	92.7	80.1	6.6	1.2	10 °	3.2	Спорад.
26	34.0	0.744	106.6	87.2	6.2	1.4	5.10-0	2.8	Спорад.
28	13.8	0.764	93.3	84.1	5.8	7.0	5.10-1	0.2	Спорад.
29	9.9	0.640	92.1	81.7	6.6	11.0	5.10-7	0.1	Спорад.

Для моделирования кривых блеска совместных метеоров в рамках теории единого тела, для которых механизмом абляции является испарение вещества с поверхности метеороида, использовались уравнения, полученные Хокинсом и Саутвортом, для вычисления стандартной кривой блеска [9]:

$$I = (9/4) I_{\text{max}} (\rho/\rho_{\text{max}}) [1 - 1/3 (\rho/\rho_{\text{max}})]^2,$$

$$I_{\text{max}} = 2/9 (\tau M_0 V^3 \cos Z_R)/H,$$

$$\rho_{\text{max}} = 2 Q M_0^{1/3} \delta_0^{2/3} \cos Z_R / (\Lambda A H V^2),$$

где I, I_{max}, р, р_{max} – интенсивность свечения и плотность атмосферы в текущей точке и точке максимума яркости на метеорной траектории соответственно; V, Z_R – скорость и зенитный угол радианта метеора; M и δ_0 – масса и плотность метеороида; H = 6 км – высота однородной атмосферы; А = 1.5 - коэффициент формы метеороида; $Q = 8 \cdot 10^{10}$ эрг/г – энергия, необходимая для нагревания и испарения 1 г метеорного вещества; $\tau = \tau_0 V -$ коэффициент светимости, где lg $\tau_0 = -9.3$; $\Lambda - коэффициент$ теплопередачи, который вычислялся по формуле: $\Lambda = \Lambda_0 + (1 - \Lambda_0)e^{-kM}$, где $\Lambda_0 = 0.03, k = 0.25 \ r^{-1}$ [10]. В результате проведенных расчетов выявлено, что из числа всех анализируемых в данной работе слабых метеоров только у трех метеоров наблюдаемые кривые блеска описываются моделью единого недробящегося тела.

Фотографические изображения ярких метеоров, полученные с помощью обтюраторов как на малых камерах, так и длиннофокусных по методу мгновенных экспозиций, свидетельствуют о наличии метеорных хвостов (wake), образование которых связано с квазинепрерывным отделением от родительского тела мельчайших фрагментов с массами 10⁻⁷-10⁻⁵ г [11; 12]. Такие хвосты обнаружены и на снимках слабых метеоров, полученных с помощью телевизионной техники, оснащенной ПЗС-матрицами [13], что позволяет утверждать, что и мелкие метеороиды с массами менее 10⁻² г также подвержены дроблению в атмосфере. Это, а также вышеперечисленные факты, дали основание проведению анализа наблюдаемых кривых блеска слабых метеоров в рамках модели квазинепрерывного дробления.

Теоретическая кривая блеска метеора с учетом квазинепрерывного дробления рассчитывалась по следующему уравнению [14]:

$$I = -\frac{\tau V^2}{2} \frac{dM_u}{dt}$$

Выражение для скорости испарения метеорного вещества dM_u/dt имеет вид:

$$\frac{dM_u}{dt} = -\rho \frac{\theta(\rho_k - \rho)}{m_o} \int_{\rho_0}^{\rho} \frac{dM}{d\rho'} \frac{dm_k}{d\rho} \theta(b - \rho') d\rho'.$$

Уравнения расхода массы метеороида $dM/d\rho'$ и фрагмента $dm_k/d\rho$ имеют вид:

$$\frac{dM}{d\rho'} = -\frac{\Lambda A H V^2 M^{1/3}}{2Q_f \delta_0^{2/3} \cos Z_r};$$
$$\frac{dm_k}{d\rho} = -\frac{\Lambda A' H' V^2 m_k^{1/3}}{2(Q - Q_f) \delta_f^{2/3} \cos Z_r}$$

В уравнения входят следующие величины: p плотность атмосферы на участке метеорной траектории, изменяющаяся по экспоненциальному закону: $\rho = 3 \cdot 10^{-9} \exp(-h/H); \rho_{\rm H}, \rho_{\kappa} -$ плотность атмосферы на высоте начала дробления и прекращения явления метеора соответственно; $a = \rho_{\rm H} + R_1 -$ плотность атмосферы на высоте исчезновения фрагментов, которые отделились на высоте начала дробления; $b = \rho_{\rm H} + R_0 - \rho_{\rm H}$ плотность атмосферы на высоте прекращения дробления; р' – плотность атмосферы на произвольной высоте; М₀, m₀ – начальная масса метеороида и фрагментов; М, m_к – масса метеороида и фрагментов на произвольной высоте; δ_0 , δ_f – плотность метеороида и фрагментов. Для фрагментов коэффициент теплопередачи $\Lambda = 1$; коэффициент формы A = 1.21; $Q_f = 2.10^{10}$ эрг/г – удельная энергия дробления метеороида; $\theta(x) - \phi$ ункция Хевисайда: $\theta(x) = 1$ при x > 0, $\theta(x) = 0$ при x < 0.

Выражения для параметров *R*₀ и *R*₁, определяющих квазинепрерывное дробление, имеют вид:

$$R_{o} = \frac{6Q_{f} (M_{o} \delta_{o}^{2})^{1/3} \cos Z_{r}}{\Lambda A H V^{2}},$$
$$R_{1} = \frac{6(Q - Q_{f}) (m_{o} \delta_{f}^{2})^{1/3} \cos Z_{r}}{\Lambda A' H V^{2}}$$

По приведенным выше уравнениям были рассчитаны модельные кривые блеска исследуемых метеоров и из условия наилучшего совпадения модельных и наблюдаемых кривых блеска определены объемные плотности δ_0 индивидуальных метеороидов и массы отделяющихся фрагментов m_0 , данные о которых представлены в табл. 1.

Анализ полученных в работе результатов позволяет сделать следующие выводы.

Для 60 % исследованных слабых метеоров с массами менее 10^{-2} г наблюдаемые кривые свечения хорошо описываются в рамках теории квазинепрерывного дробления метеороида на мельчайшие фрагменты, а три метеора – теорией единого тела, в которой механизмом разрушения является испарение вещества с поверхности метеороида. Это позволяет утверждать, что и для малых метеорных тел основным механизмом разрушения является дробление метеороидов на мельчайшие фрагменты с их последующим испарением.

Для поточных и спорадических метеоров определены средние объемные плотности δ_0 метеороидов и массы фрагментов *m*₀, данные о которых представлены в табл. 2. Полученное распределение по плотностям среди слабых метеоров яркостью от +1 до +7 абсолютной звездной величины подобно тому, что получено для ярких фотографических метеоров [15; 16]. Наиболее плотными среди исследованных слабых метеоров являются Геминиды и б-Аквариды, вещество которых соответствует прочному и плотному кометному веществу, а наименьшая объемная плотность, соответствующая кометному веществу типа IIIа, получена для Орионид и Леонид. Из полученных результатов следует, что по сравнению с плотностями метеороидов из тех же потоков, но фотографического диапазона масс (M > 1 г), мелкие метеороиды более плотные и однородные по структуре.

Таблица 2

Поток	N	$\delta_0 \pm \delta_0$,	т, п	Поток	N	$\delta_0 \pm \delta_0$,	т, п
		г/см ³				г/см ³	
б-Аквариды	9	3.5 ± 0.3	$10^{-6} - 10^{-5}$	Квадрантиды	4	2.1 ± 0.6	$10^{-6} - 10^{-5}$
Персеиды	17	1.0 ± 0.2	$5 \cdot 10^{-6} - 5 \cdot 10^{-5}$	Каприкорниды	1	1.4	5.10^{-6}
Ориониды	2	0.5 ± 0.2	10^{-6}	С. Виргиниды	1	5.0	
Геминиды	1	3.6	10 ⁻⁶	Ю. Тауриды	1	1.8	5.10^{-6}
Леониды	2	0.6 ± 0.2	10 ⁻⁶	Спорадические	18	1.3 ± 0.2	$10^{-7} - 10^{-5}$

Плотность поточных метеороидов по результатам параллельных радиотелевизионных и фоторадиолокационных наблюдений

Библиографические ссылки

1. Davies J. G., Greenhow J. S., Hall J. E. Combined photographic and radio-echo observations of meteors // Proc. Roy. Soc. A253, 1272. 1959. P. 121–129.

2. Бабаджанов П. Б. Свечение и ионизация метеоров / ДАН СССР. Т. 184. 1969. С. 800–802.

3. Тезисы докладов Всесоюзной конференции по физике и динамике малых тел Солнечной системы / П. Б. Бабаджанов, Р. Ш. Бибарсов, В. С. Гетман, Р. П. Чеботарев (1–6 октября 1982, г. Душанбе). Душанбе, 1982. С. 31–32.

4. Evolutionary and physical properties of meteoroids / A. F. Cook, G. Forti, R. E. McCrosky et al. // IAU – Colloquium.Washington, 1973. P. 23–44.

5. Кривые свечения и ионизации метеоров по результатам параллельных телевизионных и радиолокационных наблюдений / П. Б. Бабаджанов, И. Ф. Малышев, М. Нарзиев, Р. П. Чеботарев // Кометы и метеоры. 1985. № 37. С. 28–33.

6. Нарзиев М., Малышев И. Ф. Кривые блеска метеоров и определение масс метеороидов по результатам комплексных радиотелевизионных наблюдений // Изв. АН Республики Таджикистан. 2009. № 4 (137). С. 36–45.

7. Extensive meteoroid fragmentation in V/UHF radar meteor observations at Arecibo Observatory / J. D. Mathews, S. J. Briczinski, A. Malhotra, J. Cross // Geophys. Res. Lett. 2010. Vol. 37. L04103.

8. Elford W. G. Radar observations of meteor trails, and their interpretation using fresnel holography: a new tool in meteor science // Atmos. Chem. Physics. 2004. Vol 4. P. 911

9. Hawkins G. S., Southworth R. B. The statistics of Meteors in the Earth's Atmosphere // Smithsonian Contr. Astrophys. 1958. Vol. 2. P. 349–364.

10. Лебединец В. Н. Доля потенциальных метеоритообразующих тел среди межпланетных твердых тел // Астроном. вестник. 1991. Т. 25. С. 200–207.

11. McCrosky R. E. The meteor wake // Astron. J. 1958. Vol. 63. P. 97–106.

12. Бабаджанов П. Б., Крамер Е. Н. Предварительные результаты фотографирования метеоров по методу мгновенной экспозиции // Астроном. журн. 1965. Т. 42. С. 660–665.

13. Методика и статистика телевизионных наблюдений телескопических метеоров / Ю. М. Горбанев [и др.] // Астроном. вестник. 2006. Т. 40. С. 449–464.

14. Novikov G. G., Pecina P., Konovalova N. A. The determination of the parameters of fragmenting meteoroids // Astron Astrophys. 1998. Vol. 329. P. 769–775.

15. Atmospheric fragmentation of meteoroids / Z. Ceplecha, P. Spurny, J. Borovicka et al. // Astron. & Astrophys. Vol. 279. 1993. P. 615–621.

16. Babadzhanov P. B. Fragmentation and densities of meteoroids // Astron. & Astrophys. 2002. Vol. 384. P. 317–321.

N. A. Konovalova, M. Narziev

FRAGMENTATION AND BULK DENSITIES OF METEOROIDS ACCORDING TO COMBINED RADAR-OPTICAL OBSERVATIONS

On the base of the light curves of meteors derived from combined radar-optical observations the research of fragmentation and bulk densities of meteoroids was conducted. As a result it was concluded that for 60 % of studied meteors, with mass less than 10^{-2} grams, the quasi-continuous fragmentation is a dominant process. The Geminid and Quadrantid meteoroids are more dense ($\delta = 3.5-3.6$ g/cm³) but Orionid and Leonid meteoroids could be considered structurally fragile bodies with small bulk density ($\delta = 0.5-0.6$ g/cm³).

Keywords: meteoroid, bulk density, light curve, quasi-continuous fragmentation, radar-optical observation.

© Коновалова Н. А., Нарзиев М., 2011

УДК 523.5+523.53

М. Нарзиев

ИССЛЕДОВАНИЕ МЕТЕОРНЫХ ПОТОКОВ И АССОЦИАЦИЙ ПО РЕЗУЛЬТАТАМ РАДИОЛОКАЦИОННЫХ НАБЛЮДЕНИЙ В ТАДЖИКИСТАНЕ

На основании результатов радиолокационных наблюдений с 4-х пунктов в ГисАО (Таджикистан) с декабря 1968 г. по апрель 1969 г. определены радианты и скорости 214 метеорных потоков и ассоциаций. Радианты и скорости индивидуальных метеоров определены дифракционным и пеленгационно-временным методами. Часть метеорных потоков и ассоциаций выявлены радиометодом впервые. По измеренным значениям длительности радиоэха и высот радиоотражений, с учетом факторов, влияющих на форму кривой ионизации, определены массы и плотности метеороидов. Измеренные значения масс метеороидов в потоках и ассоциациях находятся в интервале (0.6–45) · 10⁻³ г, а их плотности – в интервале 0.4–7 г/см³.

Ключевые слова: метеороид, поток, ассоциация, масса, плотность, радиант.

С целью более глубокого изучения природы и эволюции метеорных потоков и ассоциаций в 50-60 гг. прошлого столетия в ряде обсерваторий мира были созданы специальные комплексы радиолокационной аппаратуры. С помощью таких комплексов аппаратуры, созданных в Гарварде (США), Харькове, Казани, Обнинске и Душанбе, проводились наблюдения по ряду международных программ. На основе большого наблюдательного материала, полученного по Гарвардскому проекту [1], а также в Харькове [2] и Обнинске [3], был составлен каталог радиантов и элементов орбит десятка тысяч индивидуальных метеоров и на их основе выявлены от нескольких десятков до нескольких сотен метеорных потоков и ассоциаций. Однако подавляющее большинство каталогов составлено на базе результатов измерений индивидуальных замеров радиантов и скоростей, основанных на импульсно-дифракционном методе. А число дифракционных картин, пригодных к обработке этим методом, составляет всего 15-25 % от общего количества регистрируемых метеоров. Это приводит к потере ценной информации для большей части метеоров (метеоров с размытыми дифракционными картинами). В работе [4] был разработан пеленгационно-временной метод определения радиантов и скоростей индивидуальных метеоров, который имеет определенные преимущества относительно первого метода. Что касается физических характеристик метеорных тел в малых потоках и ассоциациях, то они вообще не изучены.

Данная работа посвящена изучению радиантов, скоростей метеоров, масс и плотностей метеороидов, потоков и ассоциации по результатам радиолокационных наблюдений метеоров в Таджикистане. Для этого нами использованы результаты годичных радиолокационных наблюдений метеоров с декабря 1968 по ноябрь 1969 гг. в Гиссарской обсерватории Института астрофизики АН Республики Таджикистан. Радиолокационные наблюдения были проведены на комплексе МИР-2 [5], состоящем из передатчика, 4-х приемников, 3 из которых были расположены относительно приемника центрального пункта на расстояниях от 3.8 до 4.1 км. Из этого наблюдательного массива использованы для обработки только те метеоры, которые были зарегистрированы в 4-х пунктах, имели хотя бы один четкий первый максимум в амплитудно-временных характеристиках (ABX) в каждом из 4-х пунктов и не искажены сильно помехами. Таких метеоров, пригодных к обработке, в декабре оказалось 900, феврале - 800, марте - 170, апреле -300, мае - 2 000, июне - 200, июле - 700, августе - 260, сентябре - 350, октябре - 430 и ноябре - 52. Для каждого из этих метеоров с пленки снимались и записывались следующие первичные данные: номер метеора, дата и время появления, дальность до метеорного следа от основной центральной станции, дальность метеора от каждого из 4-х приемных пунктов d_1, d_2 , d₃, d₄. По ABX каждого *i*-го канала снималось положение начала и по возможности положение первых четырех максимумов N_{i1}, N_{i2}, N_{i3} и N_{i4}. На основании вышеперечисленных первичных данных по методике изложенной в [6], находились угловые координаты (A – азимут и Z – зенитное расстояние) зеркальной точки на следе метеора. Далее по всем каналам найдено среднее значение длины соответствующих зон Френеля в импульсах, и по общеизвестной методике [2] определена скорость метеора дифракционным методом. По разности времени пролета между і-м и центральным пунктом согласно [4] определялся азимут радианта метеора A_R . Зенитное расстояние радианта Z_R и скорость метеора пеленгационно-временным методом определялись по формулам [4]

$$Z_R = \arctan\left[\operatorname{ctg} Z/ \cos \left(A - A_R\right) \right],$$

$$V_{cn} = B_i \cos \left(A_R - A_i\right) \sin Z/ t_{i \max},$$

где B_i — расстояние между выносным и центральным пунктами, по которым бралось t_i max; A_i — азимут *i*-го пункта; t_i max — измеренный максимальный сдвиг *i*-го пункта относительно центрального. По точным значениям дальности и зенитному расстоянию отражающей точки на следе определялась высота метеора *h* относительно центрального пункта. Далее горизонтальные координаты радиантов A_R и Z_R переводились в экваториальные α_R и δ_R по известным формулам.

Основные источники ошибок измерения скоростей и координат радиантов подробно обсуждались в работах [2–4]. Ошибки измерения скорости метеоров, как в первом, так и во втором методе, примерно одинаковые и составляют от 3 до 4 %. Одновременные измерения скорости обоими методами уменьшали эти ошибки до 2–3 %. Зенитное расстояние радианта оп-

ределяется с точностью 0.9°-1.2°, что точнее, чем дифракционно-временным методом, а ошибки в измерении азимута радианта для обоих методов одинаковы.

Отбор метеоров, принадлежащих потокам и ассоциациям, производился традиционными методами. При этом для каждого периода наблюдений строился график двухмерного распределения по прямому восхождению α_R и склонению δ_R радианта (причем данные за каждые сутки обозначены отдельно). Далее каждому метеору группы, отделенному от фона, присвоен номер N, который записывался в отдельном журнале вместе с соответствующими координатами радианта α_R и δ_R , дифракционной скоростью V_d , скоростью метеора по сдвигу V_с, внеатмосферной скоростью V_{∞} , зенитным расстоянием радианта Z_R и высотой точки зеркального отражения для центрального пункта h. Дальнейший отбор поточных метеоров производился по скоростям. При этом для каждой группы, где была достаточная статистика, строилась гистограмма распределения метеоров по скоростям. Среди некоторых групп иногда выделялись две подгруппы метеоров с близкими значениями скоростей, и наоборот, в некоторых группах не наблюдалось четкое распределение метеоров по скоростям. Такие группы исключены из обработки. Для оставшихся групп вычислены средние значения скорости. Например, общее количество метеоров, попадающих в область радиации Геминид до фильтрации по скоростям, оказалось равным 267, а после фильтрации – 220. Следует отметить, что в данной работе метеоры потока Геминид сосредоточены компактно в площадке, похожей на окружность. При этом более 70 % метеоров сосредоточены в окружности радиусом в 3°. Средние значения координат радиантов и скоростей, найденные нами для Геминид, хорошо согласуются с данными фотографических наблюдений. Средние квадратичные ошибки измерения V, α_R и δ_R , найденные по метеорам, принадлежащим потоку Геминид, составляют:

$\Delta V = 2 \text{ Km/c}, \Delta \alpha_R = 2.5^\circ, \Delta \delta_R = 2^\circ.$

Таким образом, в результате анализа данных координат радиантов и скоростей метеоров за цикл годичных базисных радиолокационных наблюдений метеоров в Таджикистане, нами выявлены 214 метеорных потоков и ассоциаций. Результат анализа координат радиантов показал, что около 30 % наблюдаемых метеорных потоков и ассоциаций имеют отрицательные склонения. Такие радианты в работе [2] составляют около 10 %. Результаты сопоставления радиантов и скоростей метеоров в потоках по нашим данным и данным радиолокационных наблюдений, полученных в Гарварде [1], Харькове [2] и Обнинске [3], представлены в табл. 1 (величины в табл. 1 округлены до целого значения). Несмотря на то, что наблюдения проводились в разные годы, средние значения координат радиантов практически совпадают в большинстве случаев с данными, полученными в указанных работах, что, по-видимому, указывает на периодичность этих потоков и надежность полученных результатов. Особенно хорошее сходство по координатам радиантов наблюдается между нашими данными и результатами, полученными в работе [1], для дневных потоков – Пегасид, о-Цетид, Писцид и майских Ариетид, где периоды наблюдений практически совпадают. Несколько разбросанными оказались координаты радиантов индивидуальных метеоров потока η-Аквариды (т. е. метеоры объединены в нескольких активных центрах). Из 2 000 метеоров, зарегистрированных с 6 по 12 мая, к потоку отнесены 136 метеоров. Наиболее активными потоками, четко отделяющимися от фона, за этот период оказались дневные потоки о-Цетиды (N = 91), v-Писциды (N = 106). Четко выделяются малоизученные дневные метеорные потоки: северные и южные майские Ариэтиды, где радианты метеоров этих потоков сосредоточены в окружностях радиусом в 4°. Некоторые из потоков, такие как северные и южные υ-Офиурхиды, δ-Виргиниды, α-Скорпиониды, ν-Гидриды, Южные α-Леониды, S-Либриды, а также ряд ассоциаций, радиолокационным методом выявлены впервые. Небольшие различия в координатах радиантов и значениях скоростей у некоторых потоков по различным источникам могут быть обусловлены недостаточной статистикой в численности метеоров, а также частично различием в периодах наблюдений.

Несмотря на то, что наши метеоры относятся к относительно ярким радиометеорам и наблюдения охватывают период активности потока Персеид, к данному потоку отнесено малое количество метеоров. Из 260 метеоров с измеренными координатами радиантов и скоростями за август, только 11 принадлежат к Персеидам. Это объясняется тем, что часть очень ярких Персеид дали поворотные следы. Наибольшее число метеоров за этот период отнесено к метеорному потоку δ -Акварид (N = 23). Этот поток отождествлен также по материалам, полученным за июль.

Анализ измеренных значений длительностей Т показал, что в подавляющем большинстве случаев длительность радиоэха метеоров в малых потоках и ассоциациях не превосходит 4 с, в то время как в главных метеорных потоках (например, Геминиды) наблюдаются метеоры с длительностью радиоэха до 22 с. В высокоскоростных метеорных потоках и ассоциациях измеренное значение длительности радиоэха еще меньше и не превышает, как правило, 1.5 с. Используя измеренные значения длительностей радиоэха Т и высот отражающих точек от центрального пункта h, внеатмосферные значения скоростей V_∞ и зенитные расстояния радиантов Z_R для каждого метеора, принадлежащего потоку и ассоциации, нами были вычислены значения их масс Мо и плотностей δ* по формулам [7]

$$M_{o} = 3 \mu H / 4 A' \lambda'^{2} \beta (Q - Q_{\rm H} / Q - 2/3 Q_{\rm H})^{3} \times (T e^{Tk} + r^{2} / 4D) D / \cos Z_{\rm R}$$
(1)
$$\delta = \gamma (A \lambda H V^{2} \rho_{m} / 2(Q - 2/3 Q_{\rm H}) M_{o} \cos Z_{\rm R})^{3/2}$$
(2)

где μ – масса атома метеорного вещества; H – высота однородной атмосферы; A' – постоянная; λ' – длина вольны радиолокатора; Q – энергия, необходимая для испарения 1 г метеорного вещества; $Q_{\rm H}$ – энергия, не-

обходимая для нагревания 1 г метеорного вещества до температуры испарения; k – скорость прилипания; r^* – начальный радиус следа; D – коэффициент амбиполярной диффузии; γ – поправочный коэффициент,

учитывающий приближенно влияние дробления и других факторов, определяющих форму кривой ионизации; *A* – коэффициент формы; λ – коэффициент теплопередачи; ρ – плотность атмосферы.

Таблица 1

Радианты и скорости некоторых метеорных потоков по результатам радиолокационных наблюдений в Душанбе, Харькове, Обнинске и Гарварде

Источник	Hac	тоящая р	работа	Б. Л. К	ащеев и	др. [2]	B. H.	Корпусс	ов [4]	3. C	еканина	a [1]
Потоки	α_R	δ_R	V	α_R	δ_R	V	α_R	δ_R	V	α_R	δ_R	V
Геминилы	111	32.7	37	111	33	36	112	33	36	113	32	36
и-Геминилы	93	22.1	29	95	24	31	95.3	20	31	94	22	31
Моноцертилы	106	14	40	103	15	39	_	_	_	94	14	42
σ-Гидриды	133	0.6	55	_	_	_	_	_	_	_	_	_
Лек Пеонили	144	22	60				141	24	62	150	22	56
Кома Вирринини	171	22	62				141	24	67	150	22	50
Кома-Биргиниды Ураници	210	24 76	02	_	_	_	109	22	07	_	_	
Урсийды	150	/0	41	_	_	_	- 155	12	27	_	_	
С. а-Леониды	159	0.0	22	_	_	_	155	12	21	_	_	
С. В. Порини	139	0.9	41	_	_	_	_	_	_	_	_	
С. р-леониды	179	0	41	_	_	_	_	_	_	_	_	
Ю. β-Леониды	1/2	-2	36	-	-	-	-	-	-	-	-	
С. о-Виргиниды	188	8	40	-	-	_	-	-	-	-	-	
Ю. д- Виргиниды	185	-4	39	-	-	-	-	-	-	-	-	
Виргиниды	192	-7	36	193	-9	36	191	-8	31	-	-	-
Март. Геркулиды	261	39.5	37	261	32	34	-	-	-	261	38	34
С. Либриды	225	-10	35	224	-13	28	225	-13	34	224	-13	28
Ю. Либриды	229	24	37	-	-	-	-	-	-	-	-	-
ζ-Либриды	242	-19	36	237	-19	40	-	-	-	236	-18	36
v-Геркулиды	272	28	37	-	-	-	274	28	38	272	30	34
Цигниды	305	41	42	-	-	-	-	-	-	303	44	40
ү-Пегасиды	4	18	37	8	21	37	-	-	-	1.6	18	35
v-Писциды	13	22	38	17	19	39	-	-	-	12	19	36
о-Цетиды	22	-3	37	-	-	-	-	-	-	22	-4	38
С. МАриэтиды	34	19	29	33	9	31	-	-	-	37	18	27
Ю. М-Ариэтид	34	11	30	-	-	-	-	-	-	-	-	
С. є-Ариэтиды	41	22	27	41	23	27	-	-	-	44	21	23
Ю. ε-Ариэтиды	46	13	27	-	-	-	-	-	-	-	-	
є-Таурид	55	29	22	-	-	-	-	-	-	59	22	17
μ- Виргиниды	227	-4	24	-	-	—	-	-	-	—	—	-
α-Скорпиониды	237	-16	31	-	-	—	-	-	-	—	—	-
Серпентиды	245	11	33	-	-	—	-	-	-	—	—	-
С. М-Офиухиды	250	-16	33	-	-	-	-	-	-	256	-13	31
Ю. М-Офиухиды	248	-29	33	-	-	-	-	-	-	-	-	-
С. ө-Офиухиды	262	-17	37	-	-	-	-	-	-	-	-	_
Ю. ө-Офиухиды	263	-28	37	-	-	-	-	-	-	-	-	-
є-Аквилиды	281	22	35	-	-	-	-	-	-	-	-	-
χ-Сагитариды	274	-30	24	-	-	-	-	-	-	290	-26	28
<i>ψ</i> -Кассеопеиды	27	65	46	-	-	-	-	-	-	-	-	-
Ю. 1-Аквариды	319	-17	34	328	-18	33	-	-	-	-	-	-
π-Аквариды	327	-2.7	36	330	2	36	-	-	-	334	4	37
Персеиды	49	57	58	41	57	60	46	58	60	45	59	58
α-Каприкорниды	318	-5	23	-	-	—	319	-8	24	315	-7	23
С. б-Аквариды	345	3	40	337	-5	42	-	-	-	346	5	39
Ю. б-Аквариды	348	-14	41	341	-16	41	351	-14	40	342	-16	40
ү-Ариэтиды	31	18	37	-	-	—	_	-	-	28	18	38
β-Аургиды	87	43	59	90	41	69	-	-	_	86	42	59
Окт. Андромедиды	9	22	30	_	_	_	10	25	20	9	27	25
Ю. Ариэтиды	32	14	32	40	15	33	—	_	_	32	10	28
С. Тауриды	40	22	36	33	18	30	_	_	_	46	17	27
τ-Тауриды	74	30	57	81	29	58	-		—	70	21	57
Окт. Линкциды	116	57	60	_		_	-	-	-	121	55	55

Для определения *D*, *r*^{*} мы использовали следующие выражения, принятые на Всесоюзном рабочем совещании по проблеме избирательности радионаблюдений метеоров (г. Обнинск, февраль 1982 г.) [8]:

$$lg r^* = 1.47 \cdot 10^{-10} V^{0.65} \rho^{-1}$$

lg D = 0.079 h - 6.6,

где *h* – высота; *р* – плотность атмосферы, которая, апроксимировалась по формуле

$$\rho = 3.3 \cdot 10^{-9} e^{(90 - h/H)}.$$

Значение β для заданной скорости *V* определялось согласно [9], а *k* вычислялось согласно выражению, полученному в [10]

$$\lg k = 4.99 - 0.07h.$$

При расчетах было принято, что $Q_{\rm H} = 2 \cdot 10^{10}$ эрг/г, $Q = 8 \cdot 10^{10}$ эрг/г, A = 1.2, $\mu = 3.8 \cdot 10^{-23}$ г, $\gamma = 2.1$ и $\lambda = 1$. Вычисленные значения масс и плотностей метеороидов в потоках и ассоциациях также неоднозначны и находятся в широком диапазоне. Для облегчения сравнения масс и плотностей метеороидов в разных потоках и ассоциациях нами вычислены их средние значения. Результаты вычисления средних значений массы и плотности метеороидов в виде распределения приведены на рисунке. Средние значения масс метеороидов в потоках и ассоциациях находятся в интервале 7.10^{-4} –0.3 г, а их плотности в диапазоне 0.3–7 г/см³. Результаты анализа данных плотностей показывают, что у 76 % метеорных потоков и ассоциаций среднее значение плотности метеороидов сосредоточены в диапазоне от 1 до 4 г/см³. У 11 % потоков и ассоциаций среднее значение плотности метеороидов находится в пределах от 4 до 7 г/см³, а 13 % метеороидов из потоков и ассоциаций имеют среднее значение плотности менее 1 г/с m^3 .

Анализ средних значений масс и плотностей метеороидов в потоках и ассоциациях показывает, что с увеличением среднего значения масс частиц уменьшается их средняя плотность. Тенденцию увеличения доли плотных частиц с уменьшением их масс подтверждает также анализ результатов, полученных с помощью космических аппаратов «Вега-1» и «Вега-2», а также данные, полученные на космических аппаратах HEOS-2 и HELIOS [11] для частиц межпланетной пыли. Уменьшение средней плотности с увеличением массы частиц может быть обусловлено структурой частиц: они могут иметь различную пористость. Такие частицы, обладающие одной и той же массой и скоростью, будут иметь разные поперечные сечения и, следовательно, испаряются на различных высотах.

Следовательно, при сравнении средних значений плотностей метеорных тел, полученных по результатам наблюдений в разных пунктах и на разной аппаратуре, следует иметь в виду различия в структуре частиц. Поэтому представляется интересным сравнение средних плотностей метеороидов в потоках и ассоциациях для одной и той же массы. Но имеющихся наблюдательных данных для потоков и ассоциаций еще недостаточно для проведения такого отбора. Исходя из этого, мы значение плотностей метеороидов редуцировали к массе $M = 10^{-2}$ г. Оказалось, что плотности метеороидов с одинаковыми массами также не одинаковы и заключены в интервале 0.4-7 г/см³. Такой большой разброс плотностей среди метеороидов потоков и ассоциаций частично обусловлен недостаточной статистикой, а также различием в происхождении, возрасте и эволюции этих объектов. Для проверки последнего предположения, нами проанализирована плотность метеороидов потоков-близнецов. Данные о средних значениях плотностей для некоторых потоков представлены в табл. 2. Здесь же приведены средние значения плотностей δ для ярких фотографических метеоров, полученных в Душанбе [12] и работе [13], для слабых фотографических метеоров с учетом КНД и средние значения минералогических плотностей δ_m из работы [14].

Средние плотности по данным работ [12; 13] отличаются между собой незначительно. Некоторое их различие объясняется малой статистикой данных работ [12; 13]. Из данных табл. 2 видно, что, во-первых, средние значения плотности метеорных тел в родственных потоках (на рисунке они выделены сплошными линиями) незначительно отличаются друг от друга. В других, неродственных потоках, как например, α -Каприкорниды и Геминиды, средние плотности отличаются в два раза. Причем в потоке Геминид значительная часть метеорных тел имеет плотность больше 1 г/см³, в то время как в потоке α -Каприкорнид частицы имеют, в основном, плотность меньше 1 г/см³.



Распределение среднего значения масс M (*a*) и плотностей $\delta(\delta)$ метеороидов в потоках и ассоциациях (пунктирная линия относится к плотностям, редуцированным к массе 10^{-2} г)

Название потока	Данна	я работа	по [12]	по [13]	по [14]	К, %
		Nδ	δ	δ	δ_m	
η-Аквариды	32	3.3	-	2.0	-	_
Ориониды	13	3.3	-	2.5	-	-
С-Тауриды	14	2.8	1	3.5	2.7	20
Ю-Тауриды	19	2.2	1	2.3	2.7	20
С. май. Ариэнтиды	53	1.9	-	-	-	-
Ю. май. Ариэнтиды	36	2.3	-	-	-	-
Квадрантид	28	1.7	1.4	2.8	3.4	50
С. б-Аквариды	52	2.0	1.7	3.3	4.1	50
Ю. б-Аквариды	152	2.3	1.7	3.3	4.1	40
С. і-Аквариды	26	1.5	5.1	-	-	_
Ю. і-Аквариды	50	1.9	3.2	_	_	_
о-Цетиды	89	2.7	-	-	—	-
Писциды	83	2.8	—	—	—	—
α-Каприкониды	36	1.2	1.0	2.5	2.8	60
ψ-Сагитариды	4	0.7	-	-	_	-
Геминиды	71	2.4	1.6	4.4	3.3	30
α-Скорпииды	19	1.4	_	_	_	_
СЛибриды	8	1.1	_	_	_	_
ЮЛибриды	7	2.8	-	-	-	-
Ю.О-Офиухиды	15	3.8	_	_	_	_
С.О-Офиухиды	6	3.7	-	-	-	-
С. май. Офиухиды	23	1.3	-	-	—	-
Ю. май. Офиухиды	5	2.2	-	-	-	-
С. є-Ариэтиды	6	1.3	-	-	—	-
Ю. ε-Ариэтиды	11	1.1	-	-	-	—
С. β-Леониды	9	2.8	0.4	_	_	_
Ю. β-Леониды	29	2.2	0.4	-	-	_

Средняя плотность δ (г/см³) метеорных тел в потоках (*N* – число радиометеоров)

Во-вторых, плотности, полученные по формуле (2), систематически меньше минералогических плотностей. Это можно объяснить тем, что формула (2) позволяет определять только объемную плотность. Если же предположить, что различие между минералогической и объемной плотностью обусловлено пористостью K метеорных тел, то из сравнения плотностей по данным работы [14] и нашим результатам можно получить некоторую информацию о структуре метеорных тел в родственных потоках. Как известно, объемная δ_m плотности связаны следующим образом:

$\delta = \delta_m (1 - K),$

где $K = V_P/V$, V_P – объем пор; V – полный объем тела. Вычисленная пористость K приведена также в табл. 2, согласно которой, пористость метеорных тел кометного происхождения составляет 20–60 %. Как видно, частицы в родственных потоках имеют близкие значения пористости, в то время как в других потоках (например, α -Каприкорниды и Геминиды) пористость отличается в два раза. Согласно результатам лабораторного моделирования кометных ядер [15], пористость матриц, отделяющихся с поверхности ядра, составляет 40–98 %. По теоретическим оценкам пористость составляет 26 % при самой плотной упаковке сферических частиц. Результаты лабораторного моделирования кометных явлений находятся в хорошем согласии с нашими результатами, полученными по наблюдениям метеорных потоков кометного происхождения.

Таблица 2

Таким образом, по результатам комплексных радиолокационных и фотографических наблюдений метеоров можно сделать вывод о том, что метеорные тела в родственных потоках имеют сходные физические характеристики.

Таким образом, можно сделать следующие выводы:

1. На основании данных радиолокационных наблюдений метеоров с 4-х пунктов в ГисАО с декабря 1968 по ноябрь 1969 гг. одновременно дифракционным и пеленгационно-временным методом измерены радианты и скорости свыше шести тысяч индивидуальных метеоров.

2. По результатам базисных радиолокационных наблюдений метеоров в Таджикистане выявлены 214 метеорных потоков и ассоциаций. Около половины этих потоков и ассоциаций наблюдались радиоло-кационным методом впервые.

3. Впервые по результатам радиолокационных наблюдений следов переуплотненного типа с учетом факторов, влияющих на форму ионизационных кривых, определены массы и плотности метеороидов известных ночных метеорных потоков, дневных потоков и ряда малоизученных и частично новых малых метеорных потоков и ассоциаций. 4. На основании результатов радиолокационных наблюдений изучена плотность метеорных тел потоков-близнецов и оценена величина их пористости. Установлено, что плотность и структура метеорных тел потоков с общим происхождением имеют сходные значения.

Библиографические ссылки

1. Sekanina Z. Statistical Model of Meteor Streams. IV A Study of Radio Streams from the Synoptic Year // Icarus. 1976. Vol. 27. P. 265–321.

2. Кащеев Б. Л., Лебединец В. Н., Лагутин М. Ф. Метеорные явления в атмосфере Земли. М. : Наука, 1967. С. 250.

3. Корпусов В. Н. Исследование метеорных потоков и ассоциаций радиолокационным методом : автореф. дис. ... канд. физ.-мат. наук. Обнинск, 1971.

4. Чеботарев Р. П. Возможности пеленгационновременного радиометода определения радиантов и скоростей индивидуальных метеоров // Кометы и метеоры. 1976. № 24. С. 19–27.

5. Комплекс аппаратуры для радиолокационных исследований метеоров в Душанбе / Р. П. Чеботарев [и др.] // Бюл. Ин-та астрофизики АН Тадж. ССР. 1970. № 55. С. 25–28.

6. Чеботарев Р. П. Дальномерный радиометод определения угловых координат метеорных следов // Кометы и метеоры. 1970. № 19. С. 46–52. 7. Определение масс и плотностей метеорных тел по радиолокационным наблюдениям с одного пункта / Р. Ш. Бибарсов [и др.] // Астроном. вестн. 1990. № 4. С. 326–332.

8. Волощук Ю. И., Кащеев Б. Л., Кручиненко В. Г. Метеоры и метеорное вещество. Киев : Наукова думка, 1989.

9. Нарзиев М. Масса метеороидов по результатам параллельных наблюдений. Шкала масс радиометеоров // Доклады АН РТ. 2003. Т. XLVI. № 9. С. 5–11.

10. Бибарсов Р. Ш. Высотная зависимость скорости прилипания по радиолокационным наблюдениям метеоров // АЦ. 1968. № 458.

11. An attempt to evaluate the structure of cometary dust particles / V. Smirnov [et al.] // 20th Eslab sympozium on the exploration of Halley's comet. ESA SP-250. 1986. P. 195–199.

12. Babadzhanov P. B. Fragmentation and densities of meteoroids // Astronomy & Astrophysics. 2002. № 384. P. 317–321.

13. Лебединец В. Н. Торможение слабых фотографических метеоров и плотность метеорных тел // Астроном. вестн. 1987. Т. 21, № 1. С. 65–74.

14. Бенюх В. В. О минералогической плотности метеорных тел в некоторых потоках // Астроном. вестн. 1974. Т. 8, № 2. С. 96–101.

15. Ибадинов Х. И. Дезинтеграция кометных ядер. М.: ИК РАН, 1998.

M. Narziev

STUDY OF METEOR SHOWERS AND ASSOSIATIONS ON THE RESULTS OF RADAR OBSERVATIONS IN TAJIKISTAN

On the basis of the analysis of the radiants and velocities of more than 6000 meteors, observed with the radar method by four different stations located around Gissar Astronomical observatories (Tajikistan) from December 1968 to November 1969, 214 meteor showers and associations are detected. Radiants and velocities of specific meteors were defined with the use of diffractive and bearing-provisional method. A part of the meteor showers and associations, was observed by the radio method for the first time.

The masses and densities of meteoroids in the showers and associations also were computed. The mean values of meteoroids masses in the showers and associations are from $7 \cdot 10^{-4}$ up to 0.3 ϵ , and their density in a range from 0,3 up to 7 g/cm³. The analysis of the computed mean values of densities showed, that at 76 per cent of the showers and associations mean values of density of the meteoroids, are mainly between 1 and 4 g/cm³. 11 per cent of meteor showers and associations have mean values of density of meteoroids from 4 up to 7 g/cm³, and the remaining 13 per cent of showers and associations have mean density lower than 1 g/cm³. It is shown that meteoroids showers of the same origin, have similar values of density.

Keywords: meteor, shower, association, meteoroid, mass, density.

© Нарзиев М., 2011

УДК 523.68

А. П. Карташова, Г. Т. Болгова

РЕЗУЛЬТАТЫ НАБЛЮДЕНИЙ МЕТЕОРНОГО ПОТОКА ТАУРИДЫ В ПЕРИОД С 2006 ПО 2008 ГГ.*

Представлены результаты односторонних телевизионных наблюдений метеорного потока Тауриды (Северные и Южные) за период с 2006 по 2008 гг. Наблюдения проводились на высокочувствительной камере ФАВОР с проницающей силой 9.0^m и полем зрения 400 квадратных градусов. За период действия потоков на камере FAVOR с 2006 по 2008 гг. было зафиксировано 3 349 метеоров. Установлено, что 482 метеора из них принадлежат потоку Тауриды (Южные и Северные). Для метеоров этого потока представлены распределения их численности по яркости, вычислен индекс метеорной активности. В Северных и Южных Тауридах преобладают метеорные частицы со звездной величиной в интервале 6.0^m-7.5^m.

Ключевые слова: метеоры, метеорные потоки, активность метеорных потоков.

Переход от кажущегося для земного наблюдателя распределения метеоров по яркости, скорости и т. д. к истинному их распределению в Солнечной системе является основной задачей метеорной астрономии. Задача эта весьма сложна вследствие того, что условия видимости метеоров зависят от целого ряда факторов, учесть влияние которых довольно трудно.

Число метеоров, замечаемых наблюдателем, зависит не только от истинной их численности, но также от высоты радианта, размеров и высоты над горизонтом наблюдаемого участка неба, от прозрачности атмосферы, яркости фона неба, от метода наблюдения и от самого наблюдателя.

Тем не менее, анализируя данные наблюдений метеорных частиц в момент их встречи с Землей, можно получить важные сведения об их природе и роли в эволюции Солнечной системы.

Наблюдения метеорных потоков и спорадических метеоров также позволяют оценить приток метеорного вещества на Землю.

Данная работа посвящена исследованию потоков Северные и Южные Тауриды. Для данных потоков был определен индекс метеорной активности (ИМА), характеризующий приток метеорных частиц на Землю, представлено распределение метеорных частиц данных потоков по яркости.

Тауриды являются очень старым потоком. Они состоят из двух ветвей, активных в течение длительного времени в осенние месяцы (или весенние в южном полушарии). Северные Тауриды (NTA) действуют с 25 сентября по 25 ноября [1]. Максимум активности приходится на 12 ноября со средним радиантом $\alpha = 58^{\circ}, \delta = +22^{\circ}$. Суточный дрейф радианта составляет +0.8° по прямому восхождению и +0.3° по склонению. Ветвь Южные Тауриды (STA) действуют с 25 сентября по 27 ноября. Максимум активности – 5 ноября со средним радиантом $\alpha = 52^{\circ}, \delta = +15^{\circ}$. Суточный дрейф этого радианта составляет +0.9° по прямому восхождению и +0.1° по склонению [1]. Родительским телом данного потока (ветвей потока Тауриды) является комета Энке (P1/Encke).

Наблюдения. Телевизионные наблюдения метеоров проводились на камере FAVOR (рис. 1, 2) [2], которая установлена на Северном Кавказе. Функции питающей оптики камеры выполняет светосильный линзовый объектив с апертурой 150 мм и фокусным расстоянием 180 мм (светосила 1:1.2). В его фокальной плоскости размещается входное окно ЭОПа первого поколения, который обеспечивает уменьшение масштаба изображения в 4,5 раза и усиление до 140 раз. Затем оптика переброса переносит изображение с выхода ЭОПа на матричный ПЗС-приемник фирмы «Видеоскан» VS-СТТ285 2001. В нем использована 2/3-дюймовая ПЗС-матрица фирмы Sony ICX285, имеющая формат 1380х1024 пиксела.



Рис. 1. Вид камеры FAVOR [2]



Рис. 2. Кадр, полученный на камере FAVOR 1.11.2008, 2:37:08 UT с изображением метеора 2^m

*Работа была выполнена при поддержке РФФИ: 06-02-08313 и 06-02-16365.

Приемник работает при максимальной кадровой частоте 7.5 Гц. Десятиразрядный АЦП установлен непосредственно в корпусе светоприемной головки приемника, и видеоинформация уже в цифровом виде по кабелю передается в компьютер без пропуска кадров. Применение гибридной схемы в регистраторе изображений за счет масштабирования позволяет сократить эквивалентный фокус камеры до 40 мм, т. е. приводит к эквивалентной светосиле питающей оптики 1:0.27. Несмотря на большие потери в перебрасывающей оптике, камера FAVOR имеет проницающую силу по метеорам до 10.0^{*m*}. Метеоры такой яркости имеют продолжительность свечения менее 0.1 с и регистрируются камерой в одном кадре. Из таких регистраций невозможно даже определить направление движения метеора, поэтому, чтобы избежать накопления не предполагающих обработку регистраций, порог автоматического обнаружения метеоров понижен до 9.0^{*m*}. Площадь поля зрения камеры FAVOR составляет 400 квадратных градусов [2].

Наблюдения на камере в режиме мониторинга проводились в период с августа 2006 по июнь 2009 гг. В период действия потоков Северные и Южные Тауриды было зафиксировано 3 349 метеоров. Нами было проведено отождествление метеоров с потоками Южные и Северные Тауриды. При отождествлении проводилось вычисление расстояния от большого круга с метеорным треком до радианта потока. Одно из условий принадлежности метеора к потоку – данное расстояние должно быть не более 2°. Также учитывалась угловая скорость метеора (все метеоры одного потока имеют примерно одну скорость). Для «длинных» метеоров применялось дополнительное условие: элонгация метеора не должна быть меньше его длины [3].

В итоге, за период с 2006 по 2008 гг. было зафиксировано 482 метеора из потока Тауриды (Северные и Южные). В таблице представлены результаты наблюдений в период с 2006 по 2008 гг.

Распределение метеоров потоков Северные и Южные Тауриды по яркости. Камера FAVOR позволяет фиксировать метеоры до 10 звездной величины. В процессе автоматического выделения метеорных событий порог звездной величины для метеоров был установлен как 9.0^m. Для каждого метеора, полученного за время наблюдений, была определена звездная величина. Яркость метеора определялась путем сравнения наиболее яркой части метеорного трека с яркостью звезд вблизи этого трека. Ошибка такой оценки, как правило, составляет $\pm 0.5^m$, но может достигать $\pm 1.0^m$.

Распределение метеорных частиц потоков Северные и Южные Тауриды по яркости в период с 2006 по 2008 гг. показано на рис. 3–4. Как видно, преобладающее количество метеоров в этих потоках обладают яркостью 6.0^{*m*}–7.5^{*m*}.



Рис. 3. Распределение метеоров потока Северные Тауриды по яркости в период с 2006 по 2008 гг.



Рис. 4. Распределение метеоров потока Южные Тауриды по яркости в период с 2006 по 2008 гг.

Для метеоров с яркостью более 8.0^{*m*} необходимо особенно учитывать селекционный эффект, который обусловлен влиянием ошибок наблюдательной аппаратуры и ошибок наблюдений. Поэтому полученный характер спада количества слабых метеоров в районе 8.0^{*m*} (рис. 3–4) не соответствует действительному распределению частиц по яркости в данной области.

Распределение количества метеоров Северные и Южные Тауриды в период с 2006 по 2008 гг.

Период наблюдений, г.	Общее количество метеоров	Количество метеоров Северные Тауриды	Количество метеоров Южные Тауриды
2006	1 341	94	104
2007	813	46	54
2008	1 195	81	103

Индекс метеорной активности потоков Северные и Южные Тауриды. Для определения притока метеорных частиц на Землю мы используем индекс метеорной активности. ИМА – это число частиц, пересекающих площадку, расположенную перпендикулярно направлению прихода частицы за единичный интервал времени (рис. 5) [4]. Таким образом, для поверхности Земли ИМА вычисляется следующим образом:

$$N = k \cdot \pi \cdot R_{\oplus}^{2} / Q, \qquad (1)$$

где $k = 1^{h}/T$ – коэффициент эффективности наблюдений; T – эффективное время наблюдения, ч; R_{\oplus} – радиус Земли;

$$Q = \sin \Psi \cdot S^*, \tag{2}$$

где Ψ – угол, равный элонгации метеора (расстоянию от радианта до точки начала метеора); S^* – пространственная площадь площадки, в которой происходит наблюдение метеоров:

$$S^* = F \cdot h^2 \cdot \sin^2 a / \cos^2 Z, \tag{3}$$

где h – высота площадки от поверхности Земли, км; a – размер площадки, в которой наблюдается метеор; Z – зенитное расстояние, на котором находится площадка, в которой наблюдается метеор; F – корректирующий фактор:

$$F = \frac{1}{(1-l)},\tag{4}$$

где *l* – доля затемнения в поле зрения.

Для наших телевизионных наблюдений мы принимали F = 1 и h = 100 км.



Для каждой метеорной частицы, отождествленной с потоками Северные и Южные Тауриды, было вычислено значение N по формуле (1). На каждый день наблюдений индекс метеорной активности определялся как сумма значений N для всех метеоров, принадлежащих исследуемым потокам и наблюдавшихся в данную ночь. Результат показан на рис. 6–8 для потока Северные Тауриды и на рис. 9–11 – для потока Южные Тауриды в период с 2006 по 2008 гг.



Рис. 5. Геометрия области наблюдений метеоров с поверхности Земли [4]

В 2006 г. значение ИМА Северных Таурид варьировалось от $(1 \cdot 10^3)$ частиц на поверхность Земли в час 25 октября и до $(268 \cdot 10^3)$ частиц на поверхность Земли в час 14 октября.

В 2007 г. ИМА имело значения от $(1 \cdot 10^3)$ частиц на поверхность Земли в час 2 октября до $(27 \cdot 10^3)$ частиц на поверхность Земли в час 1 октября.

В 2008 г. – от (3·10³) частиц на поверхность Земли в час) 5 октября до (152 ·10³) частиц на поверхность Земли в час 5 ноября.





Рис. 10. Индекс метеорной активности Южных Таурид в 2007 г.



В 2006 г. ИМА имело минимальное значение $(3 \cdot 10^3)$ частиц на поверхность Земли в час 24 октября и максимальное – $(506 \cdot 10^3)$ частиц на поверхность Земли в час 14 октября.

В 2007 г. значения ИМА изменялось от $(4 \cdot 10^3)$ частиц на поверхность Земли в час 7 октября до $(60 \cdot 10^3)$ частиц на поверхность Земли в час 5 октября.

В 2008 г. – от $(1 \cdot 10^3)$ частиц на поверхность Земли в час 3 октября до $(180 \cdot 10^3)$ частиц на поверхность Земли в час – 5 ноября.

Отсутствие значения ИМА на рис. 6–11 означает, что в эти дни либо не велись наблюдения (по погодным условиям), либо не были зафиксированы метеоры, принадлежащие к потокам Северные и Южные Тауриды.

Таким образом, в период с 2006 по 2008 гг. было зарегистрировано 482 метеора, принадлежащих к потокам Северные и Южные Тауриды. Распределение метеоров по яркости показывает, что большинство метеоров данных потоков имеет звездную величину $6.0^{m}-7.5^{m}$.

Разброс значений ИМА может быть вызван как неоднородностью самих потоков, так и условиями наблюдений (например, эти потоки наблюдались нами при разных элонгациях от $\Psi = 3^{\circ}$ до $\Psi = 80^{\circ}$).

Для более детального изучения притока метеорного вещества на Землю необходимы наблюдения (односторонние и особенно базисные) за продолжительный интервал времени, а также необходимы наблюдения слабых метеорных частиц для более точного распределения их по яркости.

Авторы выражают благодарность сотрудникам наблюдательной станции «Архыз» С. Ф. Бондарю, Е. В. Катковой и Д. А. Терентеву за предоставленные наблюдения, полученные на камере FAVOR, и создание программы для координатной обработки кадров.

Библиографические ссылки

1. International meteor organization [Электронный pecypc]. URL : www.imo.net.

2. Широкоугольная высокоскоростная оптическая камера для обнаружения вспыхивающих и движущихся объектов / А. В. Багров, Г. М. Бескин, А. Бироков и др. // Околоземная Астрономия – 2003 : тр. конф. (8–13 сент., п. Терекол) / Институт астрономии РАН. СПб. : BBM, 2003. Т. 2. С.101–106.

3. Леонов В. А. Определение принадлежности метеоров к потокам методом односторонних наблюдений // Астроном. вестн. 2010. Т. 44, № 2. С. 135–149.

4. Багров А. В., Леонов В. А., Масленникова Е. С. Определение темпа поступления метеорного вещества на Землю по измерениям с одного пункта патрульной телевизионной установкой // Астроном. вестн. 2007. Т. 41, № 6. С. 537–544.

A. P. Kartashova, G. T. Bolgova

THE RESULTS OF OBSERVATIONS OF THE TAURID METEOR STREAM IN THE PERIOD FROM 2006 TILL 2008

The results of single station TV observations of the Taurid (North and South) meteor shower for the period from 2006 till 2008 are presented. The high-sensitive hybrid TV camera FAVOR (with penetrating power up to 9.0^m and the range of response up to 400 square degrees) was used for observation of meteors. 3 349 meteors has been hold fixed for the period of observations from 2006 till 2008. 482 of these meteors were associated with the Taurid meteor shower (North and South). The arrangement of the Taurid meteors according to their brightness is presented. The index of the meteor activity (IMA) of Taurids is calculated. Most of the Taurid meteors are of 6.0-7.5 magnitudes.

Keywords: meteors, meteor streams, the activity of meteor streams.
УДК 502.7+520.3

А. К. Муртазов

ОРГАНИЗАЦИЯ КОМПЛЕКСНЫХ ТЕЛЕВИЗИОННЫХ МЕТЕОРНЫХ НАБЛЮДЕНИЙ В АСТРОНОМИЧЕСКОЙ ОБСЕРВАТОРИИ РЯЗАНСКОГО ГОСУНИВЕРСИТЕТА

Приведены описание и технические характеристики комплекса аппаратуры для телевизионных наблюдений метеоров астрономической обсерватории Рязанского госуниверситета. Приведены результаты широкоугольного ПЗС-мониторинга ярких метеороидов потока Персеиды в 2007–2009 и 2011 гг. и оценен риск их соударения с техникой в околоземном пространстве.

Ключевые слова: телевизионные наблюдения, метеоры, технические характеристики, результаты, риск соударения.

Исследование распределения тел в метеорных потоках носит фундаментальный характер с точки зрения вопросов космогонии Солнечной системы.

Присутствие метеорного вещества в околоземном пространстве оказывает влияние на его состояние и является, как показывают современные исследования, одним из достаточно значимых экологических факторов [1; 2].

Кроме того, исследования распределения риска соударения метеороидов размерами более 1 мм с космической техникой весьма важны для долгосрочного прогноза развития космических исследований и проблем экологии околоземного пространства (ОКП).

Мониторинг загрязнения ОКП телами естественного происхождения в связи с широким спектром их воздействия как на состояние ОКП и космической техники в нем, так и на процессы в биосфере и ее безопасность, представляется в этом случае актуальным и экологически значимым.

В последнее время результаты метеорной астрономии привлекают внимание космических агентств (NASA, ESA) как в связи с фундаментальными, так и прикладными исследованиями по проблеме космической опасности.

Перечислим задачи исследований: 1) мониторинг распределения метеоров в потоках и мониторинг спорадических метеоров для решения фундаментальных проблем, связанных с происхождением и эволюцией метеорных роев и, в конечном счете, эволюцией Солнечной системы; 2) базисные наблюдения метеоров для определения их фундаментальных характеристик – массы и орбит; 3) мониторинг радиантов потоков; 4) широкоугольный мониторинг ярких метеоров с целью контроля опасности для космической техники.

Астрономическая обсерватория РГУ имени С. А. Есенина, ведущая исследования в области экологии околоземного пространства, присоединилась к метеорным исследованиям в начале XX столетия.

Проведенный анализ возможностей экологического мониторинга естественного и техногенного мусора в ОКП оптическими средствами позволил нам разработать общую модель оптического мониторинга загрязнений ОКП [3].

Нами разработана оптическая система для мониторинга загрязнения ОКП космическим мусором естественного и техногенного происхождения на основе ПЗС-камеры в качестве приемника излучения (табл. 1). Подобные камеры фирмы Watec с электронными матрицами ICX–249AL нашли широкое применение в системах метеорного мониторинга во всем мире (см. WGN – The Journal of International Meteor Organization).

Таблица 1 Основные технические параметры оптической системы мониторинга ОКП

КРС-650BH + объектив Computar	
T2314FICS:	
размер матрицы, мм	4.8×3.6
размер пиксела, мкм	8.6×8.3
разрешение, твл.	570
поле зрения, град	113×86
дисторсия на краю поля зрения, град	1.6
проницающая способность:	
в ТВ-режиме, зв. вел.	2.5
в режиме сложения, зв. вел.	4.8
Wat-902H + HG0808AFCS:	
размер матрицы, мм	6.4×4.8
размер пиксела, мкм	8.6×8.3
разрешение, твл.	570
поле зрения, град	45 – диагональ
дисторсия на краю поля зрения, град	0.6
проницающая способность:	
в ТВ-режиме, зв. вел.	5.2
в режиме сложения, зв. вел.	6.5
Wat-902 + Helios–40 (F = 85 мм, 1:1,5):	
поле зрения, град	4×3
проницающая способность:	
в ТВ-режиме, зв. вел.	8.4
в режиме сложения, зв. вел.	11.0
Точность определения блеска:	
в ТВ-режиме, зв. вел.	0.05
в режиме сложения кадров, зв. вел.	0.24
Разрешение по времени, с	0.04
Объем накопления информации, Гб/ч	3–30
Управление	
AMD Turion 64 Mobile, 1.60 GHz, 1 Gb,	
Накопление: 2 Tb HDD	

Для реализации первой задачи подготовлена система из камеры Wat-902H со светосильными объективами с фокусными расстояниями 4–12 мм, помещенная в термокожух с собственной системой питания 12 В (рис. 1).

Подобная система имеет приемлемую дисторсию (рис. 2), ее цветовые характеристики при использова-

нии фильтров близки к системе UBV (рис. 3), диапазон регистрируемых звездных величин от $6-7^m$ при отношении «сигнал-шум» 10–15 дБ.



Рис. 1. Камера Watec в термокожухе



Рис. 2. Дисторсия объективов Computar: по горизонтальной оси – расстояние от центра кадра





Рис. 3. Относительная спектральная чувствительность ПЗС-матрицы камер Watec с фильтрами

Для выделения слабых объектов при отсутствии в данных камерах систем накопления сигнала чаще всего используется сложение отдельных кадров (в системах Registax и IRIS). Пример увеличения проницающей звездной величины при сложении кадров в системе Wat–902H+HG0808 приведен на рис. 4. Естественно, точность измерений блеска объектов для композитных кадров значительно ниже точности измерений блеска по единичным фреймам.

Широкоугольная система (камера Wat-902H с объективом T2314FICS общим полем зрения 170°X130°) использовалась для наблюдений опасных метеороидов в потоке Персеиды в 2007–2009 гг. [4] и 2011 г. (рис. 5).



Рис. 4. Увеличение проницающей звездной величины при сложении кадров в системе Wat-902H+HG0808: *a* – единичный фрейм из *avi*-файла; *б* – сложенное (композитное) изображение 150 фреймов из этого же файла



Рис. 5. Сравнение результатов широкоугольных наблюдений ярких Персеид с данными Международной метеорной организации по визуальным метеорам

Характеристика «звездная величина – поток от объекта» для этой системы линейна на значительном интервале изменений блеска объектов (рис. 6).



Рис. 6. Зависимость «звездная величина – поток» для системы «камера Wat-902H + объектив T2314FICS»

Камера была направлена в зенит пункта наблюдений и фиксировала все метеоры ярче 1,5^{*m*}.

Ввиду большой дисторсии и малой разрешающей способности для fish-eye-объектива точные позиционные наблюдения на этой системе невозможны. Поэтому целью подобного мониторинга являлось обнаружение метеоров и оценка их блеска.

За время экспозиции т в каждом пикселе регистрируется сигнал [5]

$$S = I(t) \cdot k \cdot A \cdot Q \cdot \tau + I_{TT} \cdot \tau + I_{cq}, \qquad (1)$$

где I(t) – общий сигнал (полезный плюс фон) от объекта; k – коэффициент пропускания фильтра; A – коэффициент виньетирования пиксела; Q – квантовая эффективность пиксела; I_{TT} – темновой ток, I_{cq} – ток считывания.

Для получения сигнала I(t) учитывалось плоское поле – производилось деление на $k \cdot A \cdot Q$, а также темновой ток и ток считывания – вычитались темновые кадры.

Все эти операции проводились для каждого полезного кадра ($\tau = 0.04$ с) с изображениями метеоров из *avi*-файлов, полученных при наблюдениях.

Фотометрия метеоров на них проводилась в пакете IRIS (Christian Buil [Электронный ресурс]. URL: http://www.astrosurf.com/ buil/us/iris/iris.htm) с использованием круговой диафрагмы (рис. 7).

Инструментальная звездная величина калибровочных звезд и изображения метеора на единичном фрейме определялась как [6]

$$m_{\rm uhcrp} = -2.5 \lg[I(t) - \frac{n}{n_{\rm b}} \cdot I_{\rm b}], \qquad (2)$$

где I(t) – суммарная яркость звезды с фоном по *n* пикселам внутри заданной апертуры диафрагмы; I_{ϕ} – яркость фона по n_{ϕ} пикселам.

Поправка за апертуру при проведении фотометрирования не вводилась. Ввиду использования в наших наблюдениях широкоугольной оптики, профиль яркости звезд (функция распределения яркости пикселов) близок к гауссову и мало зависит от яркости изображений звезд и их координат на фрейме. В этом случае среднее значение измеренного блеска совпадает с медианой и модой распределения. Атмосферная экстинкция учитывалась для каждого рабочего кадра по измерениям блеска звезд, имеющих различные зенитные расстояния.



Рис. 7. Апертурная фотометрия единичного фрейма в пакете IRIS (слева – комета Холмса, ноябрь 2007 г., вверху справа – α Персея). Наблюдения Wat-902H + Helios-40

Полученное итоговое распределение наблюдаемых звездных величин ярких метеороидов в Персеидах 2007–2009 гг. показано на рис. 8. Здесь для сравнения показана кривая яркости Персеид, соответствующая их популяционному индексу (r = 2.6) для случая равномерного распределения в потоке. Подобное распределение блеска для метеороидов 2007 г. было нами опубликовано ранее [7].

Это распределение характеризует в основном общее число ярких метеоров в потоке, а также до некоторой степени возможности оптической системы.



Рис. 8. Распределение ярких метеоров в Персеидах 2007–2009 гг.

Совместные результаты широкоугольного ПЗСмониторинга ярких метеороидов в Персеидах и визуальных наблюдений потока в 2009 г. представлены на рис. 9 Визуальные наблюдения проводились шестью независимыми наблюдателями методом двойного счета. Предельный блеск регистрируемых визуально метеоров оценивался в 4.0^m-4.5^m. Результаты этих комплексных наблюдений позволяют оценить относительное содержание метеоров различного блеска (в конечном итоге, массы) в потоке и судить о возрасте всего потока.





В нашем случае совместный мониторинг позволил оценить относительное содержание метеоров ярче 0^m в потоке и рассчитать риск их опасных соударений с космической техникой.

Показатель опасности (риск соударения *R*) для космической техники в ОКП можно оценить числом соударений опасных метеороидов массой более 1 г [8], приходящихся на единицу площади космического объекта в единицу времени: $R = \Phi \cdot S$, где Φ – поток (км⁻²c⁻¹). Так, для наблюдаемого часового числа метеороидов N = 60 число их соударений с нормально расположенным к потоку экраном площадью 10^4 м² (максимальное сечение Международной космической станции) можно оценить как R = 25 в год, или 1 соударение примерно в 15 суток.

Согласно нашим наблюдениям в августе 2007–2009, 2011 гг. показатель метеороидной опасности для объектов в околоземном пространстве был связан именно с потоком Персеиды. Количество ярких спорадических метеоров не превышало 10 % от всех наблюдавшихся в период действия Персеид. Средняя величина опасности, отнесенная к соударению опасных метеороидов с экраном площадью 10⁴ м² (максимальная площадь сечения Международной космической станции), не превышала в период максимума потока R = 12 в год (одно соударение в 36 сут.).

Результаты нашего мониторинга [9], а также анализ данных Международной метеорной организации по ярким метеорам и болидам, позволили оценить опасность для космической техники от метеоров наиболее активных потоков (табл. 2).

Таким образом, нами реализована система мониторинга метеорных тел в ОКП, позволяющая исследовать пространственное распределение метеороидов в потоках и оценивать блеск объектов, риск их соударения с космической техникой.

Полученные данные одними из первых в РФ представлены в базу данных Международного метеорного общества [9].

Библиографические ссылки

1. Экология космоса : материалы науч. семинаров / под ред. Л. С. Ивлев. СПб, 2001.

2. Муртазов А. К. Экология околоземного космического пространства. М. : Физматлит, 2004.

3. Муртазов А. К. Организация системы оптического мониторинга загрязнения околоземного пространства // Экологические системы и приборы. 2009. № 1. С. 28–32.

4. Муртазов А. К., Ефимов А. В., Жабин В. С. Опасные метеороиды в потоке Персеиды // Околоземная астрономия – 2009 : сб. тр. М. : Геос, 2010. С. 251–257.

5. Круглый Ю. Н. Задачи ПЗС-фотометрии астероидов, сближающихся с Землей, в рамках проекта ПулКОН // Рабочая встреча в Андрушивке. 2009. 6–9 ноября.

6. Козак П. Н. О внутренней точности цифровой фотометрии метеоров по телевизионным наблюдениям // Кинематика и физика небесных тел. 1998. Т. 14, № 6. С. 553–563.

7. Murtazov A. K., Efimov A. V., Kolosov D. V. Bright Perseids in 2007 // WGN: The Journal of International Meteor Organization. 2008, Vol. 36, № 4. P. 1–2.

8. Crowther R. Space Junk-Protecting Space for Future Generations // Science. 2002. Vol. 296, P. 1241–1242.

9. Murtazov A. K. Wide-Angle TV-Observations of Bright Perseids in 2007–2009 : International Meteor Conf. 2010 (September 16–19, Armagh). Armagh, 2010.

Vларный риск опасных метеороилов в ОКП

Таблица 2

		з дарный риск ог		стеоронд			
Поток	Опасный	Направление прихода			ZHR	Часовое	Максимальный
	период	Созвездие	Координаты		(для визу-	число яр-	риск соударения
			радиан	га, град	альных	ких метео-	(год ⁻¹),
			α	δ	метеоров)	ров	100×100 м ²
Квадрантиды	Январь, 2–4	Дракон	230	+49	50-140	35	15
η-Аквариды	Май, 4-6	Водолей	338	-01	20-30	8	3
Ариетиды (дневной)	Июнь, 6–8	Овен	43	+23	60	25	10
ζ-Персеиды (дневной)	Июнь, 8–10	Персей	62	+23	40	15	6
Персеиды	Август, 11–13	Персей	046	+58	60-100	30	12
Секстантиды (дневной)	Сентябрь, 28-30	Секстант	152	0	30	6–8	3
Геминиды	Декабрь, 13-15	Близнецы	112	+33	70–90	30	12

A. K. Murtazov

ARRANGEMENT OF INTEGRATED METEOR TV-OBSERVATIONS AT THE RYAZAN STATE UNIVERSITY ASTRONOMICAL OBSERVATORY

Description and specifications of the Ryazan State University astronomical observatory complex for meteor TVobservations are presented in the article. The results of 2007–2009 and 2011 bright streams of Perseids wide-angle CCD-monitoring are presented. Risk of their collision with vehicles in circumtellurian space is estimated.

Keywords: TV-observations, meteors, description, specifications, results, collision risk.

© Муртазов А. К., 2011

УДК 524.57+520.(44+84)-(355+36+52)

В. В. Бусарев, Л. М. Гиндилис

О ПРОГРАММЕ ИССЛЕДОВАНИЯ КОСМИЧЕСКОЙ ПЫЛИ

Изложена предварительная, достаточно общая программа исследования космического пылевого вещества, которое может быть обнаружено в различных геологических и гляциологических слоях на земной поверхности либо собрано в верхней земной атмосфере и околоземном пространстве. Приведены некоторые результаты изучения физическими методами микросфер космического происхождения, найденных в земных геологических отложениях, а также частиц космической пыли и микрометеоритов. Обсуждается возможность использования подобных результатов при решении проблем происхождения и эволюции твердого вещества в Солнечной системе и, в частности, астероидов.

Ключевые слова: космическая пыль, спектрофотометрия, астероиды.

Космическая пыль (КП) является источником космического вещества и энергии, постоянно поступающих на Землю из космического пространства и активно влияющих на геохимические и геофизические процессы, а также оказывающих воздействие на биологические объекты, в том числе на человека. В отличие от метеоритов и метеоров, представляющих собой спорадические явления, поток КП поступает на Землю непрерывно. Изучение космической пыли позволяет получить данные о процессах формирования Земли, ее геологической истории и, возможно, процессах, связанных с происхождением жизни на Земле. Космическая пыль оказывает воздействие на формирование климата и погоды.

Следует заметить, что КП в некотором отношении несет более полную информацию о небесных телах, чем метеориты. Если сравнивать представительность вещества космических объектов метеоритами и КП, то последняя имеет явное преимущество. Многочисленные исследования показывают, что хотя состав вещества КП и смещен в сторону силикатных соединений, он меняется в более широких пределах, чем у метеоритов. Это объясняется, во-первых, их связью (по крайней мере, частично) с их родительскими объектами и, во-вторых, селекцией метеоритов при прохождении земной атмосферы, находках и т. п. В то время как КП равномерно перемешивается в межпланетном пространстве и, по причине малой массы отдельных частиц, при падении на Землю теряет скорость уже в верхних разреженных атмосферных слоях, достигая земной поверхности почти без повреждений.

Частицы межзвездной пыли играют важную роль в процессах образования молекул. В холодных молекулярных облаках, вблизи областей образования звезд, пылинки подвергаются воздействию ультрафиолетового излучения и космических лучей, и на их поверхности формируются более сложные, в том числе органические, молекулы (например, полициклические ароматические углеводороды РАН), многие из которых интересны для биогенеза. При образовании звезд и планет эти молекулы входят в состав комет и метеоритов, которые доставляют их на формирующиеся планеты [1].

Таким образом, изучение КП позволяет получить данные об эволюции не только Солнечной системы, но и Галактики, о процессах формирования планет и малых небесных тел, о геологической истории и происхождении жизни на Земле.

На важность исследования КП обращал внимание В. И. Вернадский. Впервые он обратился к этой проблеме в 1908 г., а затем возвращался к ней в 1932 г. [2]. В 1941 г. он выступил с докладом «О необходимости организации научной работы по космической пыли» на заседании Комитета по метеоритам АН СССР [3]. В этом докладе Вернадский предложил программу исследования космического вещества. Актуальность его идей была подтверждена Э. А. Галимовым в докладе на заседании Президиума РАН 12 марта 2003 г. [4].

В послевоенный период в СССР были начаты систематические исследования космической пыли. Сбор и исследование КП в горах Заилийского Алатау были предприняты по инициативе и под руководством В. Г. Фесенкова (1946 г.) [5]. В 1968–1969 гг. по предложению А. П. Виноградова, в рамках 14-й анарктической экспедиции, проводился сбор космической пыли в снежном покрове Антарктиды [6].

В 1962 г. при Сибирском отделении АН СССР была создана Комиссия по метеоритам и космической пыли, возглавляемая В. С. Соболевым, которая просуществовала до 1990 г.

С началом космических исследований началось интенсивное изучение КП в верхней атмосфере, околоземном и межпланетном пространстве. Исследования проводились с помощью датчиков, регистрирующих удары частиц КП, а также с помощью ловушек, позволяющих доставить материал КП на Землю.

В России исследования космической пыли в 1990-х гг. были прекращены, за исключением изучения КП в геологических разрезах (А. Ф. Грачев и др.) [7].

В 2009 г. в Ильменском государственном заповеднике УрО РАН проведено рабочее совещание «Космическая (метеорная) пыль на поверхности Земли» [8].

В настоящее время, в рамках Научного совета по астробиологии при Президиуме РАН, создана рабочая группа по исследованию космической пыли, в которую вошли представители Арктического и Антарктического института (ААНИИ), Государственного астрономического института им. П. К. Штернберга (ГАИШ МГУ), Геологического института (ГИН РАН), Института геологии рудных месторождений, петрографии, минералогии и геохимии (ИГЕМ РАН), Института физики Земли (ИФЗ РАН), Института геохимии и аналитической химии (ГЕОХИ РАН), Института медико-биологических проблем (ИМБП РАН), Казанского университета, Московского государственного технического университета имени Н. Э. Баумана (МГТУ), Московскго государственного университета имени М. В. Ломоносова, Объединенного института ядерных исследований (ОИЯИ), Палеонтологического института (ПИН РАН), Петербургского института ядерной физики (ПИЯФ), Уральского федерального университета и других учреждений.

Намечены основные направления исследований, которые включают:

1. Сбор образцов КП в различных природных планшетах (снега и ледники горных вершин, снега и ледники Арктики и Антарктики, мох сфагнум, толща земных пород, донные отложения, верхняя атмосфера, околоземное и межпланетное пространство).

2. Выделение (обогащение) космической составляющей из собранных образцов пыли.

3. Комплексное исследование космической составляющей пыли:

 исследование минералогического, химического и элементного состава КП;

исследование изотопного состава элементов, референтных для КП;

 поиск биомаркеров и, возможно, молекул наследственной информации типа нуклеиновых кислот, а также живых микроорганизмов в КП; оценка общего количества КП, выпадающей на поверхность Земли;

пространственное распределение КП по поверхности Земли, исследование временных вариаций, изучение вариаций состава КП в геологической истории Земли;

 сравнительный анализ ископаемой КП и межпланетной пыли, собранной космическими аппаратами;

влияние КП на палеоклимат Земли;

 влияние КП на плодородие почв и биологические объекты.

Ведется разработка комплексной программы исследования космической пыли.

Найденные частицы КП и некоторые результаты их исследования. В качестве примера кратко опишем результаты изучения образцов КП, извлеченных из древнего геологического слоя Земли. Начиная с 2004 г., группа специалистов из институтов РАН (ИФЗ, ГИН, ИГЕМ, Геофизическая обсерватория «Борок» и др.) (руководитель А. Ф. Грачев) проводила комплексные исследования пограничного слоя на границе мела и палеогена с возрастом 65 млн лет, когда произошло одно из 5 крупнеших вымираний организмов в фанерозойском периоде [7; 8].

Объектом исследований был слой мощностью в 2 см из разреза Гамс (Восточные Альпы, Австрия). Контрольные образцы из этого слоя отбирались и анализировались с интервалом в 1-2 мм (так называемая *терег-те*-стратиграфия) [7]. Для этих образцов были определены: 1) состав глинистых минералов; 2) валовой химический состав глин; 3) содержание редких и редкоземельных элементов; 4) изотопный состав кислорода и углерода; 5) изотопный состав гелия (валовой и глинистой фракции); 6) термомагнитный анализ; 7) микрозондовый анализ минералов; 8) распределение планктонных и бентосных (донных) фораминифер (одноклеточных организмов) [7; 8]. Главным итогом этих работ явилось выделение и изучение ископаемой космической пыли, в составе которой были обнаружены частицы из чистого железа, рения, платины и никеля, а также были сделаны первые в мире находки в ископаемом состоянии таких минералов, как алмаз, аваруит и муассонит (два последних найдены только в метеоритах) [7; 8]. Фотографии Fe- и Ni-микросфер и микрометеоритов, извлеченных из исследованных образцов (рисунки взяты из работы [7]), приведены на рис. 1 и 2.

Описанные исследования миллиметровых геологических слоев и анализ частиц микронного размера позволили разработать методику изучения космической пыли как одной из составляющих земной поверхности [7]. Наиболее важные аспекты подобных исследований состоят в возможностях, во-первых, обнаружения и изучения временных и пространственных вариаций интенсивности пылевого потока космического вещества, поступающего на Землю в интервале времени от 3.9 млрд лет (возраст древнейших земных пород) до наших дней, и, во-вторых, поиска в нем следов сложных органических соединений внеземного происхождения.



Рис. 1. Космические микросферы Fe и Ni из переходного слоя между мелом и палеогеном (с возрастом 65 млн лет) в геологическом разрезе Гамс (Восточные Альпы, Австрия) [7]



Рис. 2. Микрометеориты (Fe- и Ni-частицы из геологического разреза Гамс (Восточные Альпы, Австрия) [7]

Спектрофотометрический метод исследования частиц КП и его преимущества. Одним из неразрушающих методов изучения частиц КП микронного размера является их микроспектрофотометрия [9]. Как и для более крупных твердых природных объектов, например, астероидов и других твердых безатмосферных небесных тел [10; 11], спектры диффузного отражения микрочастиц характеризуют химикоминералогический состав их вещества. В работе [9] в системе бариевого стандарта (BaSO₄) в диапазоне 380-1100 нм с помощью микроспектрофотометра были получены спектры отражения частиц КП (> 5 мкм), имеющих хондритовый состав, фрагментов матрицы (~ 20 мкм) метеорита Альенде (CV3) и минеральных образцов (пироксена, оливина, серпентина, магнетита и окиси титана), а также оценено влияние размера микрочастиц на особенности их спектров отражения (рис. 3).

В частности, сравнение спектров отражения частицы микронного размера (~ 20 мкм) и спрессованного (из более мелких частиц) образца стандарта (Ti_4O_7) показало, что, по крайней мере, в диапазоне 400–800 нм результаты измерения спектров отражения частицы и спрессованного образца совпадают, а значит, достоверны (рис. 3, *a*) [9]. Из этого рисунка видно, что в коротковолновой области (< 420 нм) происходит снижение отражательной способности частицы, вызванное дифракционными эффектами. Аналогичные эффекты имеют место и в более длинноволновом диапазоне (> 800 нм) [9].

Выделены две основные разновидности хондритовых частиц КП - гладкие (CS) и пористые (CP), которые отличаются не только структурой, но и составом [9; 12]. Если для гладких частиц характерно содержание таких гидратированных слоистых силикатов, как серпентин или смектит, то пористые обычно содержат только безводные минералы (оливин и пироксен) [12]. На этом основании гладкие хондритовые частицы можно считать низкотемпературными, а пористые, наоборот, – высокотемпературными. Спектры отражения гладких и пористых хондритовых частиц КП представлены на рис. 4 [9]. Видно, что на спектрах отражения гладких частиц часто проявляется слабо выраженная серпентиновая депрессия (особенно заметная на спектрах 1 и 3) у 400-600 нм, отсутствующая на спектрах отражения пористых частиц.



Рис. 3. Сравнение спектров отражения частицы и спрессованного образца одного размера (20 мкм) (*a*); спектры отражения спрессованных образцов (~ 20 мкм) наиболее обильных в хондритовых частицах КП минералов – оливина (Fo₉₀), ортопироксена и серпентина (*б*) [9]



Рис. 4. Спектры отражения:

а – гладких (гидратированных) хондритовых частиц; б – пористых (негидратированных) хондритовых частиц [9]



Рис. 5. Спектры отражения:

a – микроскопических областей (~ 20 мкм) поверхности и внутренней части антарктического хондритового микрометеорита и магнетита [9]; δ – хондритовых частиц КП с повышенным содержанием углерода (образец 10 состоит из ~ 90 % углерода) [9]

Интересно, что, как показано в работе [9], спектры отражения различных фрагментов гидратированной матрицы углистого хондрита Альенде (CV3) оказались подобны спектрам отражения гладких хондритовых частиц.

Анализ приведенных материалов показывает перспективность спектрофотометрических исследований частиц КП. Спектры отражения частиц КП микронного размера, полученные этим методом в диапазоне 400–800 нм, могут использоваться для оценки химико-минералогического состава этих частиц и для сравнения их спектров отражения с аналогичными характеристиками значительно более крупных объектов, таких как метеориты и астероиды.

Подобие спектров позволяет использовать спектры отражения частиц КП для изучения состава астероидов, что значительно расширяет референтную базу, особенно для астероидов Р- и D-типов, находящихся на внешней периферии главного пояса и за ее пределами, вещество которых практически не представлено в земных метеоритных коллекциях.

Как известно, зодиакальный свет вызван рассеянием солнечного света на пыли, находящейся в межпланетном пространстве [13]. В. Г. Фесенков показал, что эта пыль является продуктом дезинтеграции комет и астероидов [14]. В 1983 г. IRAS [15] зарегистрировал три пылевых пояса, связанные с главным поясом астероидов. Сделан вывод, что основным механизмом образования межпланетной пыли во внутренней части Солнечной системы являются столкновения астероидов [16]. В масштабе всей Солнечной системы была построена физическая модель зодиакального облака из трех видов межпланетной пыли [17-19]. Модель, полученная из смеси астероидной (30 %), кометной (36 %) и транснептуновой (34 %) пыли, хорошо согласуется с данными «Пионеров» (до 50 а. е.) и с точностью до 1 % совпадает с данными СОВЕ по широтному распределению зодиакального свечения [19]. Наилучшее совпадение результатов расчетов со спектральными наблюдениями получено при доле астероидной пыли 30-50 %, кометной - 40-70 %, и транснептуновой – 10 % [20].

Библиографические ссылки

1. Allamandola L. J. Pahs and astrobiology / PAHs and the Universe ; Eds Joblin C. and Tielens A.G.G.M. EAS Publications Series, 2011. Vol. 46. P. 305–317.

2. Вернадский В. И. О необходимости организованной научной работы по космической пыли // Проблемы Арктики. 1941. № 5. С. 55–64.

3. Вернадский В. И. Об изучении космической пыли // Мироведение. 1932. № 5. С. 32–41. 4. Галимов Э. М. В. И. Вернадский и современность : доклад на торжественном заседании, посвященном 140-летию со дня рождения В. И. Вернадского, в Президиуме РАН 12 марта 2003 г. [Электронный ресурс]. URL: http://www.abitu.ru/researcher/methodics/ development/a_150sz3.html.

5. Дивари Н. Б. О сборе космической пыли на леднике Туюк-Су // Метеоритика. 1948. Вып. IV. С. 120–122.

6. Виленский В. Д. Сферические микрочастицы в ледниковом покрове Антарктиды // Метеоритика. 1972. Вып. 31. С. 57–61.

7. Космическая пыль и микрометеориты в переходном слое глин на границе мела и палеогена в разрезе Гамс (Восточные Альпы): морфология и химический состав / А. Ф. Грачев, О. А. Корчагин, В. А. Цельмович, Х. А. Коллманн // Физика Земли. 2008. № 7. С. 42–57.

8. Космическая пыль на Земле // Космическая (метеорная) пыль на поверхности Земли : материалы рабочего совещания (28–30 авг. 2009, г. Миасс). Миасс : ИГЗ УрО РАН, 2010.

9. Reflectance spectroscopy of interplanetary dust particles / J. P. Bradley, L. P. Keller, D. E. Brownlee, K. L. Thomas // Met. Planet. Sci. 1996. Vol. 31. P. 394–402.

10. Adams J. B. Visible and near-infrared diffuse reflectance spectra of pyroxenes as applied to remote sensing of solid objects in the Solar System // J. Geophys. Res. 1974. Vol. 79. P. 4829–4836.

11. Маккорд Т. Б., Адамс Дж. Б. Использование наземных телескопов для определения состава поверхности тел Солнечной системы // Космохимия Луны и планет : тр. сов.-амер. конф. по космохимии Луны и планет / под ред. А. П. Виноградова. М. : Наука, 1975. С. 547–573.

12. Brownlee D. E., Olszewski E., Wheelock M. M. A working taxonomy for micrometeorites // Lunar Planet: Sci. Conf. 13th. 1982. P. 71–72.

13. Дивари Н. Б. Зодиакальный свет и межпланетная пыль. М. : Знание, 1981.

14. Фесенков В. Г. Зодиакальный свет как продукт дробления астероидов // Астроном. журн. 1958. Т. 35, № 3. С. 327–334.

15. Infrared cirrus: New components of the extended infrared emission / F. J. Low, D. A. Beitema, T. N. Gautier et al/ // Astrophys. J. 1984. Vol. 278. P. 19–22.

16. Dust bands in the asteroid belt / M. V. Sykes, R. Greenberg, S. F. Dermott et al. // Asteroids II. Tucson : Univ. of Arizona Press, 1989. P. 336–367.

17. Quasi-Stationary States of Dust Flows Under Poynting-Robertson Drag: New Analytical And Numerical Solutions / N. N. Gorkavyi, L. M. Ozernoy, J. C. Mather, T. Taidakova // Ap. J. 1997. Vol. 488. P. 268–276.

18. The NGST and the zodiacal light in the Solar system / N. N. Gorkavyi, L. M. Ozernoy, J. C. Mather, T. Taidakova // NGST Science and Technology Exposition. ASP Series. 2000. Vol. 207. P. 462–467.

19. Ozernoy L. M. Physical Modeling of the Zodiacal Dust Cloud // The extragalactic infrared background and its cosmological implications. IAU/ASP, 2001. Symp. $N_{\rm D}$ 204. P. 17–34.

20. Dynamical zodiacal cloud models constrained by high resolution spectroscopy of the zodiacal light / S. I. Ipatov, A. S. Kutyrev, G. J. Madsen et al. // Icarus. 2008. Vol. 194. P. 769–788.

V. V. Busarev, L. M. Gindilis

ABOUT THE PROGRAM OF STUDY OF COSMIC DUST

The authors dwell upon a presumptive program of study of cosmic dust as a substance that can be found in various geological and glaciological layers of the Earth surface or collected at the Earth upper atmosphere and in the near space. The authors present some results of their study, made by physical methods, of microspheres of space origin found in the Earth geological sediments as well as particles of cosmic dust and micrometeorites. A possibility of use of such results for solving the problems of the origin and evolution of solid substance in the solar system, and in particular asteroids, is discussed.

Keywords: cosmic dust, spectrophotometry, asteroids.

© Бусарев В. В., Гиндилис Л. М., 2011

УДК 520.6.07

М. Е. Прохоров, А. И. Захаров

СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ СТРАТЕГИЙ ОБЗОРА НЕБА ИЗ КОСМОСА В ЗАДАЧАХ АСТЕРОИДНО-КОМЕТНОЙ ОПАСНОСТИ И КОНТРОЛЯ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА

Рассмотрены эффективные стратегии решения проблемы астероидно-кометной опасности (в плане обнаружения объектов, сближающихся с Землей) и контроля околоземного космического пространства (в отношении ИСЗ и космического мусора) из космоса с помощью наблюдений в видимом диапазоне. Эти стратегии имеют как общие черты, так и ряд различий. Для решения названных проблем достаточно всего 1–2 космических аппаратов, которые могут быть созданы на основе современных технологий. Приведены примеры указанных стратегий для каждой из проблем.

Ключевые слова: астероидно-кометная опасность, космический мусор, обзор неба, наблюдения из космоса.

Обязательным элементом в решениях проблемы предупреждения астероидно-кометной опасности (АКО) и проблемы контроля околоземной спутниковой группировки и космического мусора является обнаружение соответствующих объектов: комет и астероидов, сближающихся с Землей, в первой проблеме, и искусственных спутников Земли (ИСЗ) и элементов космического мусора - во второй. Для исследования этих групп объектов используются различные методы: радиолокация, наблюдения собственного теплового излучения в далеком инфракрасном диапазоне. Общим и широко применяемым сегодня для обеих групп методом является наблюдение объектов в видимом диапазоне по отраженному солнечному излучению.

В этой работе мы будем рассматривать только возможности наблюдений этих объектов в видимом диапазоне, проводимых с околоземной орбиты, а также сходство и различие методов проведения этих наблюдений.

Обнаружение астероидно-кометной опасности. Падение на поверхность Земли космического тела диаметром 100 м и более может вызвать катастрофические последствия [1; 2]. При размере 100 м это будет локальная катастрофа – взрыв с образованием кратера диаметром около 2 км. Для нижней границы опасных астероидов в литературе встречаются значения от 50 до 200 м. Чем меньше размер тела, тем труднее его обнаружить, но тем меньше последствия от его падения.

Для установления опасности столкновения с Землей необходимо обнаружить объект и определить его орбиту. Причем, с этого момента до столкновения должен остаться достаточный промежуток времени для принятия мер противодействия: уничтожение или отклонение объекта, эвакуация населения с места падения и т. п. Минимальное время для принятия этих мер, в зависимости от вида действия, составляет от 15 до 60 дней [2].

Для дальнейших оценок будут использоваться средние значения этих величин, т. е. будем требовать гарантированного обнаружения объектов диаметром более 100 м за 30 дней до их столкновения с Землей

на всей небесной сфере, исключая область 30° вокруг Солнца.

В проблеме АКО можно выделить две группы космических объектов, различающихся, в первую очередь, по периодам обращения. Для короткопериодических объектов возможно отождествление наблюдений с предыдущими, уточнение их орбит по длинным рядам измерений и прогноз на будущее. Для таких объектов возможность столкновения с Землей предсказывается за много лет. Как пример можно привести астероид Апофис, предсказанию сближений которого с Землей в середине XXI в. посвящено огромное число работ. С ростом числа проведенных наблюдений точность прогноза сближений с Землей возрастает.

К долгопериодическим объектам будем относить такие малые тела Солнечной системы, которые наблюдаются впервые, или те, которые не удается отождествить с их прежними появлениями. Именно такие объекты представляют особую сложность в плане выявления возможности их столкновения с Землей, поскольку определить это нужно за короткое время на основе нескольких последовательных измерений.

Сегодня пока нет постоянно действующей службы обнаружения и слежения за потенциально опасными объектами. Граница, разделяющая долго- и короткопериодические объекты, проходит на уровне периодов обращения в 10–20 лет.

Далее мы будем рассматривать только долгопериодические объекты, поскольку именно необходимость их регистрации задает наиболее жесткие требования к системе обнаружения АКО. Следует отметить, что число таких объектов, большая часть из которых является кометами или их остатками, не очень велико. Оценке потока комет посвящен ряд работ [3–6]. Разброс оценок весьма велик, но можно принять, что среднее число долгопериодических комет, пересекающих за год сферу радиусом 1 а. е., составляет 10–20.

Будем также предполагать, что все объекты, которые могут столкнуться с Землей, входят в состав Солнечной системы, т. е. движутся по эллиптическим или параболическим орбитам. Это утверждение не вызывает особых сомнений, поскольку отсутствуют достоверные факты обнаружения в Солнечной системе межзвездных комет или астероидов.

Контроль околоземной спутниковой группировки и космического мусора. Ближайшие окрестности Земли плотно заполнены действующими ИСЗ и космическим мусором. К последнему относятся любые искусственные объекты, возникшие в результате космической деятельности, непосредственное управление которыми невозможно [1]. Размеры ИСЗ и их частей лежат в интервале от десятков метров до десятков сантиметров, а частиц космического мусора – от метров до миллиметров. Распределение перечисленных объектов неравномерно, наиболее плотно заполнена область низкоорбитальных спутников до высот в 2 000 км и геостационарная зона.

Контроль околоземной спутниковой группировки означает оперативное обнаружение запуска новых ИСЗ, определение характеристик их орбит и регистрацию орбитальных маневров. Для действующих ИСЗ обновление характеристик должно проводиться не реже раза в сутки. Для контроля космического мусора более важна полнота обнаружения частиц.

Низкоорбитальные ИСЗ и частицы космического мусора на высотах в 200–4 000 км эффективно обнаруживаются с помощью радиолокации с Земли. Для более высоких объектов сегодня используются наземные оптические методы. Эти методы позволяют в течение нескольких суток после запуска обнаруживать и затем отслеживать объекты размером более 70 см на геостационарной орбите и до нескольких сантиметров на низких орбитах. Далее будет рассмотрен метод контроля всей группировки с помощью только *оптических наблюдений*, имеющий высокую оперативность и проницающую способность.

Условия проведения наблюдений. Требования к проведению наблюдений в обеих рассматриваемых задачах схожи, однако имеется ряд различий. Так, в обеих задачах:

- наблюдения ведутся в видимом диапазоне;

 проводится обзор всей небесной сферы (за исключением области вокруг Солнца);

обзор должен производиться максимально быстро;

объекты регистрируются на фоне звезд;

 в получаемых изображениях выделяются изображения звезд и «целевых» объектов;

 – определение координат целей производится по известным координатам звезд.

Требование высокой скорости ведения обзора означает желательность использования широкоугольных оптических систем с большой апертурой и ведения наблюдений в сканирующем режиме, который уменьшает непроизводительные потери наблюдательного времени.

Наиболее существенные различия задач приведены в табл. 1.

Методика обнаружения астероидно-кометной опасности. Примем, что нам необходимо обнаружить все неизвестные или неотождествленные космические тела диаметром более 100 м с альбедо большем 0.2 на всей небесной сфере, исключая область, размером 30° вокруг Солнца. Объекты должны обнаруживаться на расстояниях, для которых время движения до столкновения с Землей (если оно может произойти) составляет не менее 30 дней с момента начала цикла обзора.

Быстрее всего сближаются с Землей тела Солнечной системы, движущиеся по параболическим траекториям. Именно эти тела определяют максимальное расстояние, на котором необходимо их обнаруживать. Относительные скорости сближения с Землей меняются примерно в 6 раз от 72 км/с для тел, летящих из апекса Земли, до 12 км/с для тел из антиапекса. Мы можем найти форму поверхности, на которой должны находиться тела, движущиеся с параболической скоростью, которые через 30 дней столкнутся с Землей. Сечение этой поверхности плоскостью эклиптики (земной орбиты) показано на рис. 1. В точке (0,0) (рис. 1) расположено Солнце; Земля обозначена кружком; точка столкновения - многолучевой звездой. Пунктиром обозначено сечение в области, недоступной для наблюдений. Окружность радиуса 1 а. е. орбита Земли. Серые кривые со стрелкой - траектории некоторых астероидов в точку столкновения. Числа вблизи штрихов на сечении – блеск астероидов. Пунктирные прямые отмечают направление от Земли: на апекс Земли, на Солнце. Границы области наблюдения обозначены пунктирными прямыми. Черная стрелка – вектор орбитальной скорости Земли



Рис. 1. Сечение плоскостью эклиптики поверхности расположения АСЗ, двигающихся по параболической орбите, за месяц до столкновения с Землей

Таблица 1

Различия задач АКО и контроля космического мусора

Задача	Астероидно-кометная опасность	Наблюдения ИСЗ и космического мусора
Блеск объектов	Предельно слабые	На 2 ^{<i>m</i>} -3 ^{<i>m</i>} ярче предела (для ИСЗ); предельно слабые (мусор)
Фон неба	Влияет сильно	Влияет на наблюдения мусора
Экспозиции	Разные в разных направлениях	Постоянные
Смаз	Отсутствует или мал	Велик

Для каждого положения тела на этой поверхности мы можем определить его расстояние от Солнца и Земли, а также видимую фазу объекта, что позволяет определить его звездную величину. Наибольшую звездную величину 24.7^m будут иметь объекты в направлении апекса. Наибольший блеск, около 17^m, имеют объекты, расположенные близко от Солнца, в области недоступной наблюдениям из-за засветки. Вне этой зоны наименьшими звездными величинами 20.4^m будут обладать объекты, приближающиеся из антиапекса. Поток излучения от наиболее ярких и наиболее тусклых объектов различается почти в 100 раз, что указывает на необходимость использования разных экспозиций для различных частей неба.

Заметим, что при наблюдении наиболее тусклых опасных объектов существенное влияние оказывает фона неба. В видимом диапазоне основным источни-ком этого фона является зодиакальный свет. Использованная нами кусочно-постоянная аппроксимация величины зодиакального света, взятая из работ [7; 8], показана на рис. 2.



Рис. 2. Аппроксимация поверхностной яркости зодиакального света

Параметры аппаратуры, которая может быть использована для обнаружения AC3, приведены в табл. 2. Предполагается, что аппаратура будет функционировать в сканирующем режиме, который уменьшает потери наблюдательного времени и повышает характеристики приемников излучения. Для уменьшения смаза изображения матричные ПЗС должны функционировать в режиме с временной задержкой и накоплением. Помимо этого мы полагаем, что бленды, которыми снабжен телескоп, позволяют ему работать при углах до 30° от Солнца.

Используя приведенные выше параметры аппаратуры, мы рассчитали с учетом фона неба необходимые длительности экспозиций для регистрации АСЗ в различных точках небесной сферы. Полученные результаты приведены на рис. 3. Отметим, что максимальная длительность необходимой экспозиции составляет около 170 с, а минимальная – менее 20 с.

Возможная компоновка космического аппарата предполагает установку на средней космической платформе, подобной модулю служебных систем «Навигатор» производства НПО имени С. А. Лавочкина [10], двух идентичных телескопов, поля зрения которых разведены примерно на 3°. Такая конструкция позволяет производить сканирование небесной сферы в полосе шириной 6°. Сканирование, вероятнее всего, будет производиться вращением космического аппарата в целом.



Рис. 3. Длительности (в секундах) экспозиций, необходимых для обнаружения AC3

Таблица 2

Параметр	Значение
Диаметр объектива, м	1.5
Фокусное расстояние, м	10
Поле зрения, град.	4.4 (вариант «а»)
	3.3 (вариант «б»)
Дисторсия	не выше 0,3%
Форма фокальной поверх-	Плоская
ности	Плоская
Длина телескопа, м	Не более 4
Размер фокальной	20×20 (вариант «а»)
мозаики	20×10 (вариант «б»)
Матричные ПЗС (аналог)	CCD230-84 e2v [9]
Число пикселей	4096×4096
Размер пикселя, мкм	12×12
Тип засветки	Обратная
Средняя квантовая эффек- тивность	86 %

Сканирование можно выполнять в направлении к Солнцу или от Солнца. Длина полосы сканирования составляет 120°. На рис. 4, а показана карта сканирования. По вертикали – расстояние от Солнца, по горизонтали – азимутальный угол, отсчитываемый от направления на апекс Земли. Вне карты расположены околосолнечная область радиусом 30° (располагается выше верхней части карты) и антисолнечная (ниже нижней части карты). Наиболее темная область соответствует длительности экспозиции 180 с, белые области – 30 с; области карты, окрашенные в промежуточные тона, соответствуют длительностям экспозиций 120 с и 60 с. Каждый элемент схемы – квадрат размером 6°×6°. Скорость сканирования выбирается такой, чтобы длительность экспозиции равнялась 30, 60, 120 или 180 с. Длительность экспозиции внутри элемента выбрана такой, чтобы ее значение было не меньше длительности необходимой экспозиции, приведенной на рис. 3.

Наблюдения ближе 30° к Солнцу не проводятся. Антисолнечная область (угловое расстояние более 150° от Солнца) сканируется по отдельной схеме с постоянной длительностью экспозиции в 30 с. Схема сканирования показана на рис. 4, δ .



Рис. 4. Карта сканирования небесной сферы (а); схема сканирования антисолнечной области неба (б)

Сканирование в направлении к Солнцу или от Солнца соответствует вертикальной оси на рис. 4, *а*. При этом в пределах одного прохода скорость сканирования меняется не более двух раз. Приведенные схемы позволяют оценить полное время обзора небесной сферы, которое составляет около 2.5 суток для варианта конструкции «а» и 3.5 суток для варианта «б». В этих оценках учтено время необходимое для разгона до необходимой скорости сканирования, остановки и переориентации аппарата до начала и после конца сканов.

Для определения орбиты неизвестного ранее объекта необходимо провести не менее трех наблюдений [11]. Учитывая, что в реальной процедуре сканирования будут возникать перерывы в наблюдениях, для гарантированного определения орбит всех обнаруженных тел необходимо четыре полных обзора неба. Длительность 4-кратного обзора составляет 10 или 15 суток (в вариантах «а» и «б» соответственно). Отметим, что эта оценка получена, если для определения параметров орбит обнаруженных тел используются только наблюдения, полученные на рассматриваемом КА, без привлечения дополнительных данных.

Следует, однако, заметить, что опасность столкновения с Землей для большинства обнаруживаемых объектов можно будет исключить еще до определения их орбиты по регистрируемым у них собственным движениям. У заметной доли объектов собственное движение будет обнаруживаться в ходе одного наблюдения. Это движение будет приводить к изменению положения объекта относительно звезд на различных матричных ПЗС фокальной мозаики, а при больших собственных движениях - к смазу изображений объектов на каждом ПЗС. По оценкам авторов, даже одно наблюдение позволит исключить опасность столкновения с Землей для 40-60 % регистрируемых объектов. Два измерения определяют параметры движения объекта существенно точнее и отвергают возможность столкновения (в ходе этого пролета) более чем для 99 % новых объектов. Таким образом, для подавляющего числа объектов опасность выясняется не более чем за 5 суток (в варианте «б» – за 7 суток), т. е. на интервале от 23-25 до 30 суток до момента возможного столкновения с Землей.

Описанный космический аппарат (КА) может быть расположен на различных орбитах. Однако необходимо учесть, что длительные перерывы в связи во время проведения наблюдений потребуют установки на борту КА большого объема буферной памяти, что усложнит его конструкцию. Преимущество имеют геостационарные или геосинхронные орбиты, на которых КА постоянно находится в видимости наземных приемных станций.

Методика контроля околоземной группировки ИСЗ и космического мусора. Далее рассмотрим метод контроля космического пространства (ККП), включая низкоорбитальные ИСЗ, в видимом диапазоне с орбиты Земли. Предположим, что спутникконтролер (СК) движется по круговой орбите. Так как этот КА должен функционировать длительное время, то высота его орбиты не может быть меньше 500– 600 км. Условия наблюдений с борта СК ИСЗ, движущихся ниже его, и ИСЗ, движущихся выше его, существенно различаются.

Более высокоорбитальные ИСЗ видны большую часть времени, их можно наблюдать практически в любом направлении (исключая диск Земли и окрестность Солнца). Только часть этих спутников заходит за Землю, но проводит там небольшую долю времени.

Ситуация с низколетящими ИСЗ иная. Их невозможно наблюдать за Землей, где они проводят существенное время. Их также невозможно наблюдать на фоне Земли: над дневной частью диска наблюдениям мешает яркая поверхность планеты; над ночной частью Земли спутники практически все время находятся в тени Земли и не видны; вблизи терминатора, где проводятся наземные наблюдения низкоорбитальных ИСЗ, условия наблюдения с орбиты также не оптимальны.

Единственное место и время гарантированного наблюдения низколетящих объектов – во время их пролета над лимбом Земли. Причем, чем ниже орбита наблюдаемого ИСЗ, тем ближе он находится к краю Земли и тем меньшее время может наблюдаться.

Отсюда следует предварительный вывод, что в любой стратегии полного ККП в видимом диапазоне большая доля наблюдательного времени должна уделяться наблюдению областей вблизи лимба Земли. Идеальный вариант – наблюдение лимба в течение 100 % времени.

Что можно увидеть, когда телескоп СК направлен на лимб Земли? По мере возрастания дальности в поле зрения телескопа попадают низколетящие ИСЗ, расположенные между СК и лимбом, затем ИСЗ непосредственно над лимбом, далее – все более высокоорбитальные ИСЗ, попадающие на луч зрения телескопа по другую сторону лимба Земли вплоть до предельной дальности обнаружения.

Для того чтобы регистрировать ИСЗ, пролетающие над разными частями лимба, необходимо перемещать поле зрения телескопа вдоль него, сохраняя высоту над краем Земли. Очень удобен следующий способ: СК придается медленное вращение (несколько оборотов за один виток вокруг Земли) вокруг оси, направленной на центр Земли; телескоп устанавливается под постоянным углом к продольной оси СК, угол выбирается таким, чтобы в поле зрения попадали наиболее низкоорбитальные ИСЗ (120–150 км).

Центр поля зрения телескопа при таком движении будет описывать на небесной сфере траекторию, размах которой немного превышает видимый угловой диаметр Земли с орбиты СК (рис. 5).



Рис. 5. Траектория центра поля зрения на небесной сфере для высоты орбиты спутника *h*=800 км и для отношения периодов орбитального и осевого вращений равного 6. Угол δ отсчитывается от плоскости орбиты СК. Угол α – истинная аномалия СК. В этих координатах траектория – гиперциклоида

На СК можно установить несколько одинаковых телескопов, под одинаковыми углами к продольной оси с разносом осей визирования по азимуту. Учитывая, что максимальный диаметр головного обтекателя современного ракетоносителя достигает 4 м, при такой компоновке можно установить телескопы диаметром до 1.8–2.0 м.

Система с несколькими телескопами сможет замести поверхность сферического пояса с шириной, равной ширине гиперциклоиды (рис. 5), за *n* орбитальных витков:

$$n = N \cdot (P_{\text{orb}} / P_{\text{axe}}) \cdot (W / 360^\circ)$$

где N – число телескопов на СК; W – ширина поля зрения (полосы сканирования), град., P_{orb} и P_{axe} – периоды орбитального и осевого вращения СК.

Наблюдения не охватывают области неба вблизи полюсов орбиты СК. Для полного покрытия небесной сферы наблюдениями необходим второй СК, аналогичный первому, плоскость орбиты которого примерно ортогональна орбите первого. Пока ширина сферических поясов превышает 90°, что достигается на круговых орбитах с высотой менее 2 400 км, для полного покрытия неба достаточно системы из двух СК.

Описанный метод гарантирует полное покрытие небесной сферы, но не гарантируют наблюдения всех движущихся объектов – ИСЗ и космического мусора. Для ответа на вопрос о полноте охвата наблюдениями различных ИСЗ было проведено моделирование процесса регистрации спутников. Выбраны СК с N = 6 и $W = 10^{\circ}$. Параметры орбит спутников брались из каталога NORAD [12]. При моделировании учитывалось попадание ИСЗ в тень Земли. Высоты орбит СК брались равными 800 км ($P_{orb} = 1, 7^h$), а отношение периодов вращения $P_{\rm orb}/P_{\rm axe} = 6$. Была смоделирована следующая пара СК: первый - на солнечносинхронной орбите (наклонение $i = 98^{\circ}$), второй – на околоэкваториальной орбите (i = 8°). Результаты показаны на рис. 6-7 для двух интервалов времени: один виток и одни сутки.

На рис. 6 штриховая линия – наблюдения со спутника на солнечно-синхронной орбите ($i = 98^{\circ}$), линия из точек – наблюдения со спутника на околоэкваториальной орбите ($i = 8^{\circ}$), сплошная линия – одновременные наблюдения с обоих спутников, вертикальные линии под графиками соответствуют обнаружению незарегистрированных ранее объектов совокупностью двух СК для времени наблюдения больше 4 ч.



Рис. 6. Возрастание доли зарегистрированных спутников каталога NORAD со временем: *а* – в ходе одного орбитального оборота СК; *б* – за одни сутки

Каждый СК регистрирует около 80 % объектов каталога NORAD за один орбитальный виток, два СК в совокупности – около 97 %. За сутки одиночные СК регистрируют около 95 % объектов каталога NORAD, совместно – 99,6 %.



Рис. 7. Распределение числа наблюдений спутников каталога NORAD двумя СК за 24 часа работы (параметры специализированных ИСЗ те же, что и на рис. 6)

На основе приведенных данных можно сделать следующие выводы:

 предложены эффективные решения проблем АКО и ККП в видимом диапазоне из космоса;

 минимальные группировки ИСЗ, достаточные для полного решения указанных задач, составляют: для обнаружения АКО – 1 КА, для решения задач ККП – 2 КА;

 – специализированные КА для решения обеих задач могут быть реализованы современными техническими средствами.

Библиографические ссылки

1. Астероидно-кометная опасность: вчера, сегодня, завтра / под ред. Б. М. Шустова и Л. В. Рыхловой. М. : Физматлит, 2010.

2. Protecting the Earth against collisions with asteroids and comet nuclei / eds. A. Finkelstein, W. Huebner, V. Shor. Saint-Petersnurg : Nauka, 2009.

3. Fernandez J. A., Gallardo T. Evolution and source regions of asteroids and comets // Proc. IAU Coll. 173. Tatranska Lomnica : Astron. Inst. Slovak Acad. Sci., 1999. P. 327.

4. Hughes D. W. Mon. Not. Royal Aston. Soc. 2001. Vol. 326. P. 515.

5. Comets II / L. Dones, P. R. Weissman, H. F. Levison, M. J. Duncan. Tucson : Univ. Arizona Press, 2004. P. 153–174.

6. Francis P. J. The Demographics of Long-Period Comets // Astroph. J. 2005. Vol. 635. P. 1348.

7. Jalinsky P. Scatter Sources for SNAP // Lawrence Berkeley Nalional Lab. 2004 [Электронный ресурс]. URL: http://snap.lbl.gov/pub/bscw.cgi/S4e701d1f/d10275 2/SNAP-TECH-04020.doc (date: 13.09.2011).

8. Abreu V. J., Hays P. B., Yee J. H. Galactic and zodiacal light surface brightness measurements with the Atmosphere Explorer satellites // Appl. Optics. 1982. Vol. 21. P. 2287–2290.

9. CCD230-84 Scientific CCD Sensor // e2v technologies (uk) limited. 2009. A1A-764199.

10. Программы Центра управления полетами, космический аппарат «Электро-Л» на основе базового модуля «Навигатор» [Электронный ресурс] // Центр управления полетами ФКА. 2011. 20 янв. URL: http://www.mcc.rsa.ru/ electra.htm (дата обращения: 13.09.2011).

11. Дубошин Г. Н. Небесная механика. Основные задачи и методы. М. : Наука, 1968.

12. Hoots F. R., Roehrich R. L. Models for Propagation of NORAD Element Sets // United States Department of Defense Spacetrack Report (3). 1988.

M. E. Prokhorov, A. I. Zakharov

COMPARATIVE ANALYSIS OF SKY SURVEY STRATEGIES FOR PROBLEMS OF ASTEROID-COMET HAZARD AND SPACE DEBRIS CONTROL

In this paper we show that there are effective strategies to solve the problems of the asteroid and comet impact hazard (in terms of detecting facilities approaching the Earth), and the problem of control of near-Earth space (for satellites and orbiting garbage) from space with the help of observations in the visible band. These strategies have a number of common features, as well as a number of differences. It will involve not more than 1-2 spacecrafts, which can be created on the basis of modern technologies, to solve these problems. This work contains examples of the strategies for each of these problems.

Keywords: asteroid-comet hazard, orbiting garbage, sky survey, space-based observation.

© Прохоров М. Е., Захаров А. И., 2011

УДК 521.9,523.44,523.61

Г. Т. Кайзер, Ю. З. Вибе, Д. В. Гламазда, П. В. Скрипниченко

ПОЗИЦИОННЫЕ НАБЛЮДЕНИЯ АСТЕРОИДОВ И КОМЕТ В КОУРОВСКОЙ АСТРОНОМИЧЕСКОЙ ОБСЕРВАТОРИИ

Приводятся результаты наблюдений астероидов и комет на телескопе СБГ астрономической обсерватории Уральского федерального университета. Оценивается точность определения положений в зависимости от условий астрометрической обработки ПЗС-кадров.

Ключевые слова: астероид, комета, ПЗС-наблюдения, точность.

Важными фундаментальными задачами в проблеме астероидно-кометной опасности являются обнаружение новых и изучение свойств огромного числа уже открытых объектов, которые способны сближаться с Землей на опасные расстояния. Решение этих задач в большой степени основано на позиционных наблюдениях малых тел Солнечной системы, использующих новые современные технологии и специальные программы наблюдений. Определенную роль в этой работе, особенно при решении второй задачи, могут играть малые телескопы. В Коуровской астрономической обсерватории УрФУ на телескопе СБГ выполняются ПЗС-наблюдения астероидов и комет для определения их положений и уточнения орбит, проводится исследование точности определения положений для создания эффективной методики обработки, формируется база данных для хранения и оперативного использования результатов наблюдений. Настоящая работа была нацелена, в частности, на изучение возможности участия данного наблюдательного комплекса в федеральной целевой программе по астероидно-кометной безопасности.

Основные характеристики телескопа. Телескоп СБГ имеет четырехосную монтировку, оптику системы Шмидта, может работать в двух режимах: астрорежиме – как обычный астрограф и в спутниковом режиме, отслеживая видимое движение объекта. На телескопе установлена ПЗС-камера Apogee Alta U32 (матрица КАF–3200 МЕ с полем 2184×1472 элементов, размер пиксела – 6.8 мкм). Моменты начала и конца экспозиций определяются с помощью GPSприемника Acutime 2000 фирмы Trimble в системе всемирного координированного времени (UTC).

Для управления телескопом разработан программный комплекс SBGControl [1], который позволяет проводить наблюдения звезд, искусственных спуников Земи (ИСЗ) и малых тел Солнечной системы в заданной эфемеридой области по различным программам, а также обзорные наблюдения в обширной зоне небесной сферы. Разработана методика наблюдений ИСЗ, астероидов и комет и методика астрометрической обработки ПЗС-кадров. Проведено исследование оптической системы телескопа после его модернизации. В результате определены основные параметры системы [2]: фокусное расстояние телескопа – 798.7 мм (температура – 13 °C), поле кадра – $61.2' \times 42.5'$, масштаб снимка — 1.76''/рх, проницающая способность системы — до 18.5^m .

ПЗС-камера установлена в прямом фокусе телескопа, при этом была демонтирована линза Пиацци-Смита, выравнивающая поле снимка телескопа. В связи с этим проведено исследование точности определения координат звезд в зависимости от расположения определяемого объекта на снимке [2]. Астрометрическая обработка ПЗС-снимков проводилась с использованием линейной модели редукции и каталога UCAC-2. Сравнение полученных из наблюдений координат звезд (О) с их каталожными значениями (С) показало, что примерно 85 % звезд имеют точность определения экваториальных координат не хуже 0.3". Средние значения (О-С) по обеим координатам для звезд на краю снимка примерно на 0.2" превышают соответствующие значения для звезд, расположенных в его середине.

Наблюдения астероидов и комет. С 2007 г. на СБГ проводятся позиционные ПЗС-наблюдения астероидов и комет. По эфемеридам наблюдаются слабые астероиды; астероиды, тесно сближающиеся со звездами и между собой; кометы и недавно открытые объекты. Основное внимание уделяется астероидам, сближающимся с Землей. Всего наблюдалось около 200 астероидов и 12 комет, имеющих блеск от 12^m до 18.5^m. Среди них более 50 астероидов, сближающихся с Землей. Определено около 3 000 положений астероидов и более 150 положений комет. Для астрометрической обработки ПЗС-снимков, вычисления эфемерид и анализа наблюдений использовалось программное обеспечение, разработанное в ГАО: программный комплекс Ігтссd [3] и ПС ЭПОС [4].

Точность вычисленных по наблюдениям положений оценивалась по сходимости величин $(O-C)_{\alpha,\delta}$, представляющих разности координат, полученных из наблюдений, и их эфемеридных значений. Среднеквадратические ошибки разности (O–C) сферических координат астероидов (кроме AC3), в зависимости от их блеска, приведены на рис. 1.

Результаты показывают, что примерно для 80 % обработанных астероидов среднеквадратическая ошибка одной разности (О–С) не превышает 0.3", ошибка остальных астероидов, в основном имеющих блеск 16.5^m – 18.5^m , достигла 0.6", а в отдельных случаях – 0.8".



Рис. 1. Среднеквадратические ошибки одной разности (О–С) координат астероидов: *а* – прямое восхождение; *б* – склонение

Были проведены обзорные наблюдения. Они выполнялись в автоматическом режиме с использованием программы управления телескопом «Матрица». каждом сеансе область обзора наблюдалась B три-четыре раза с интервалом, равным примерно 1 ч. В данной работе приведены результаты обзорных наблюдений, выполненных 15 и 16 декабря 2009 г. Во время этого сеанса наблюдалась область со следующими координатами: по прямому восхождению от 1^{*h*}39^{*m*} до 2^{*h*}34.5^{*m*}, по склонению 9°52′ до 14°56′. Получено 847 снимков с экспозицией 10 с, на них зарегистрировано 115 астероидов до 18.0^{*m*}. Вычислены их координаты, разности (О-С)_{а б}; получены оценки блеска объектов. Для тех астероидов, координаты которых были определены в трех и более положениях, получены оценки точности (О-С).

Проведены наблюдения 12 комет, в том числе кометы 103/Hartley 2 в период приближения к ней космического аппарата Deep Impact (в рамках проекта EPOXI), и недавно открытых комет C/2009 Y01, C/2009 K05, C/Elenin (2010 X1). Получено158 положений.

Результаты обработки наблюдений астероидов, сближающихся с Землей, обзорных наблюдений области с астероидами и наблюдений недавно открытых комет, приведены в таблице. Обозначение столбцов в таблице следующее: Объект – название астероида; N – число наблюдений; $(\overline{O-C})_{\alpha} \cos \delta$ – среднее значение разностей (O – C) по прямому восхождению; σ_{α} " соз δ – среднеквадраическая ошибка одной разности (O–C) по прямому восхождению; $\overline{(O-C)}_{\delta}$ – сред-

нее значение разностей (О–С) по склонению, $\sigma_{\delta}^{"}$ – среднеквадраическая ошибка одной разности (О–С) по склонению; Δm – диапазон наблюдаемого блеска астероида в звездных величинах. В строке «Результаты обзорных наблюдений 15–16 декабря 2009 года» таблицы приведены результаты обработки наблюдений тех объектов, координаты которых были определены в трех и более положениях. В строке «Результаты наблюдений комет» приведены результаты обработки наблюдений комет» приведены результаты обработки наблюдений нескольких недавно открытых комет и кометы 103P/Hartley 2.

Астрометрическая обработка наблюдений выполнялась с использованием каталогов Tycho-2 и UCAC-2, для редукции использовались линейная и квадратичная модели.

Результаты определения положений всех объектов регулярно отправлялись в МРС и опубликованы в его циркулярах [5–11]. Материалы наблюдений и результаты их обработки помещаются в базу данных, которая создается для их хранения и дальнейшего использования.

Следует отметить, что приведенные результаты были получены с использованием разных опорных каталогов, различных моделей редукции, опорные звезды выбирались либо по всему полю, либо локально, т. е. при астрометрической редукции выбор параметров обработки был случайным. В дальнейшем решалась задача по оценке точности определения положений астероидов в зависимости от условий обработки снимков: опорный каталог, модель редукции, выбор опорных звезд.

Оценка точности определения положений астероидов в зависимости от условий обработки ПЗСснимков СБГ. Для проведения данного исследования было выбрано 170 ПЗС-снимков 15 астероидов различной яркости. Каждый снимок был обработан 12 вариантами обработки, представляющими собой комбинации с использованием каталогов Тусhо-2 и UCAC-2, моделей редукции – линейной, 8 постоянных и полного квадратичного полинома и способов выбора опорных звезд - по всему полю и локально. При выборе звезд по всему полю из каталога UCAC-2 в среднем выбиралось около 500 звезд, из каталога Tycho-2 - на порядок меньше. При выборе звезд локально из обоих каталогов выбиралось 10-12 звезд, расположенных вблизи определяемого объекта. Очевидно, что при этом область снимка, охватываемая опорными звездами из каталога UCAC-2, была существенно меньше той, в пределах которой выбирались звезды из каталога Tycho-2. Оценка полученных результатов проводилась путем анализа разностей координат, вычисленных из наблюдений на СБГ, и их эфемеридных значений.

Результаты наблюдений АСЗ и обзорных наблюдений

Объект	Ν	$\overline{(O-C)}_{\alpha}\overline{\cos\delta}$	σ_{α} "cos δ	$\overline{(O-C)}_{\delta}$	σ_{δ}''	Δm
		Астероиды, сближ	ающиеся с Зем	млей		
153591 2001 SN263	14	0.22	0.16	0.47	0.22	15.1-15.7
89830 2002 CE	9	0.13	0.48	0.02	0.25	17.3–18.0
15498 1999 EQ4	11	-0.06	0.38	0.37	0.15	16.7-17.1
143678 2003 SA224	10	0.16	0.42	-0.15	0.22	17.4
35107 1991 VH	18	-0.67	0.08	0.29	0.13	16.6-17.2
137170 1999 HF1	24	-0.10	0.32	-0.29	0.31	15.5
8567 1996 HW1	46	-0.23	0.08	-0.56	0.09	13.1-13.8
188452 2004 HE62	14	-0.57	0.12	-0.36	0.26	15.7-17.4
189700 2001 TA45	7	0.13	0.21	0.98	0.18	17.9–18.1
2004 LV31	12	-1.01	0.07	-1.34	0.08	16.0–16.5
1620 Geographos	5	-0.07	0.15	0.07	0.38	16.0–16.4
3554 Amun	10	0.07	0.32	-0.20	0.24	16.3–16.5
4257 Ubasti	5	-0.03	0.63	-0.03	0.22	17.1–17.6
5332 Davidaguilar	3	0.15	0.47	-0.27	0.10	17.2–18.1
5011 Ptah	11	0.40	0.24	0.11	0.16	15.7–16.5
1999 1010	16	-0.22	0.19	-0.35	0.14	17.1-17.6
2007 B12	16	0.14	0.24	0.35	0.18	16.3-16.8
143651 2003 QO104	16	-0.12	0.20	-0.14	0.23	16.2–16.7
4015 Wilson–Harringto	9	0.21	0.18	0.07	0.22	16.6-17.3
33390 1997 AF11	15	-0.01	0.20	0.21	0.21	10.8-17.4
/336 Saunders	30	-0.13	0.15	-0.31	0.12	16./-1/.3
154029 2002 C Y 40 10764 2000 NE5	24	-0.19	0.10	0.14	0.14	14.2 - 15.2 12 5 17 4
19704 2000 NF 5 20220 2002 CE	33 12	0.25	0.12	0.20	0.13	15.3 - 17.4 17.2 19.6
69650 2002 CE 1007 GL 3	12	0.08	0.23	-0.22	0.15	17.2-18.0
6230 Minos	13	-0.14	0.10	0.04	0.08	15.0-15.7
E2052 2000 GC2	10	-0.02	0.20	-0.19	0.11 0.00	17.8 18.6
2005 GE59	7	-0.10	0.28	-0.83	0.28	17.3-18.0
A0926 1998 MO	27	0.34	0.2	_0.13	0.25	16 5-17 6
2010 MR87	16	0.21	0.07	-0.20	0.30	16 3-16 8
2010 LY63	23	0.11	0.14	-0.21	0.07	16 3-17 2
3200 Phaethon	5	-0.03	0.15	0.08	0.13	16.9–17.0
2006 VB14	6	-0.26	0.13	-0.43	0.47	15.6–15.8
3122 Florence	32	-0.15	0.42	-0.15	0.17	17.0-18.5
3554 Amun	25	-0.24	0.12	-0.18	0.24	14.1-14.3
36284 2000 DM8	16	-0.29	0.13	-0.01	0.16	16.0-16.5
137170 1999 HF1	37	-0.01	0.14	-0.18	0.76	15.4-16.5
1999 TK12	4	-0.02	0.61	0.02	0.34	16.8-17.4
11885 Summanus	28	-0.05	0.22	-0.34	0.28	15.3-16.0
23187 2000 PN9	33	-0.08	0.22	0.32	0.36	14.5-15.1
85953 1999 FK21	15	-0.29	0.48	-0.26	0.08	16.4–17.1
1866 Sisyphus	32	-0.20	0.08	-0.23	0.43	14.4–15.0
1866 Sisyphus	6	0.01	0.23	-0.19	0.29	17.0
141432 2002 CQ11	13	-0.01	0.19	-0.10	0.33	16.0–17.0
2010 TU5	11	0.08	0.24	-0.13	0.18	16.7–18.0
2003 Y 11		0.12	0.11	-0.19	0.08	15.4–15.9
1881/4 2002 JC	6	0.25	0.28	-0.31	0.32	1/.1-1/.8
2010 KIN80	9	0.10	0.29	-0.10	0.02	1/.0-18.0
2008 FU0 2212 Haphaistas	10	0.10	0.15	0.18	0.10	10.3 - 1/.0 14.2 14.2
2212 repliaistos 2102 Eger	20	0.02	0.15	-0.29	0.24	14.2 - 14.3 15 1 15 7
4544 Vanthus	20 6	-0.24	0.32	-0.09	0.24	175 192
66251 1000 GI2	17	0.07	0.24	-0.47	0.30	17.5-18.5
22771 1000 CU2	17	0.24	0.40	_0.00	0.20	17.5-10.5
22771 1999 CO3 35396 1997 YF11	1/	_0.03	0.29	-0.09	0.21	16 8 17 1
16834 1997 WU22	30	_0.01	0.20	0.01	0.14	17 5-18 3
17274 2000 LC16	26	-0.13	0.12	-0.44	0.17	14 4-15 2
1,2,12000 Leto	20	0.15	0.12	0.17		11.1 12.2

Окончание	таблииы

Объект	Ν	$\overline{(O-C)_{\alpha}}\cos\delta$	$\sigma_{\alpha}''\cos^{-1}$	$\delta \qquad \overline{(O-C)}_{\delta}$	$\sigma_{\delta}{''}$	Δm
	Результа	аты обзорных наблю	дений 15–	16 декабря 2009 г.		
317 Roxane	4	0.07″	0.07″	-0.19"	0.20″	12.7–13.4
712 Boliviana	4	0.08	0.13	0.07	0.04	11.7-12.1
743 Eugenisis	4	0.19	0.11	-0.04	0.10	14.5-14.6
1108 Demeter	4	-0.11	0.16	-0.22	0.17	15.8-16.1
1798 Watts	11	0.10	0.20	0.01	0.17	15.6-16.1
1972 Yi Xing	5	0.13	0.20	-0.34	0.16	16.7-16.9
2069 Hubble	9	0.00	0.27	0.20	0.25	15.5-16.5
2194 Arpola	7	0.35	0.20	-0.15	0.30	16.8-17.5
2480 Papanov	5	0.10	0.21	-0.08	0.08	16.4-16.6
16402 1984 UR	7	-0.30	0.32	-0.3	0.41	15.1-17.2
640 Brambilla	3	0.14	0.04	0.07	0.12	14.3-14.7
1377 Roberbauxa	3	0.04	0.52	-0.29	0.64	16.2-17.6
1060 Magnolia	6	-0.02	0.32	-0.26	0.41	16.5-17.2
2524 Budovicium	3	-0.24	0.24	0.04	0.12	16.2-16.8
2551 Decabrina	4	0.11	0.25	0.10	0.42	16.7-18.0
2587 Gardner	4	0.10	0.26	-0.28	0.63	17.4-17.7
3136 Anshan	3	-0.20	0.29	0.16	0.11	16.2-18.1
3776 Vartiovuori	7	-0.37	0.15	0.13	0.37	16.6-17.6
3869 Norton	11	-0.10	0.21	-0.04	0.20	16.3-18.3
4138 Kalchas	4	-0.35	0.39	0.24	0.36	17.0-17.5
4983 Schroeteria	3	0.11	0.17	0.00	0.46	17.5-18.8
6737 Okabayashi	5	0.34	0.53	-0.49	0.30	16.8-18.6
7024 1992 PA4	3	-0.34	0.13	0.03	0.23	13.4-17.9
		D	×			
		гезультаты нао	людений і	KOMET		
103P/Hartley 2	85	-0.09	0.15	-1.2	0.309	13.1-14.1
C/2009 Y01	21	0.29	0.14	0.01	0.204	15.5-15.7
236P/LINEAR	10	0.31	0.42	-0.84	0.333	17.7-17.9
C/2009 K05	27	0.09	0.24	-0.47	0.254	14.8-15.10
C/Elenin (2010 X1)	15	5.01	0.19	-0.17	0.184	15.9–16.0

На рис. 2 приведены разности (О-С) по прямому восхождению (рис. 2, а) и по склонению (рис. 2, б), полученные с использованием каталога UCAC-2, и, соответственно, с использованием каталога Tycho-2 (рис. 2, в, г). Координаты были вычислены с использованием различных моделей редукции (6, 8 и 12 постоянных) и выбора звезд по всему полю (all) и локально (loc). Графики показывают, что наилучшие результаты получаются с каталогом UCAC-2 при выборе опорных звезд по всему полю, влияние модели редукции в этом случае оказалось менее значимо (среди определяемых астероидов не было объектов, находящихся на краю поля снимка). Объекты до 16.5^m имеют среднеквадратические ошибки одной разности (О-С) меньше 0.2" по обеим координатам. С уменьшением блеска астероида до 18.0^{*m*} среднеквадратические ошибки (О–С)_а и (О–С)_{δ} увеличиваются до 0.5".

При использовании каталога Tycho-2 для астероидов до 16.0^m среднеквадратические ошибки одной разности (O–C)_α ведут себя аналогично и находятся в пределах 0.05''-0.3''; для более слабых объектов (16.5^m-18^m) они достигают 0.7''; среднеквадратические ошибки (О–С) $_{\delta}$ для объектов до 16.0^{*m*} достигают 0.5^{*m*} и 0.8^{*m*} – для объектов 17.5^{*m*} – 18.0^{*m*}.

Таким образом, можно считать, что наиболее надежным условием астрометрической обработки снимков СБГ Коуровской астрономической обсерватории является следующая комбинация: каталог UCAC-2, выбор звезд по всему снимку и модель редукции в виде полного квадратичного полинома. При этом точность определения положений астероидов до 18.0^m составляет 0.05"–0.3", что соответствует точности наблюдений астероидов в других обсерваториях мира [12]. Однако при массовой оперативной обработке снимков с изображениями астероидов, расположенных в пределах рабочего поля, без потери точности можно использовать линейную модель редукции с локальным выбором звезд из каталога UCAC-2 как наиболее эффективную в смысле оперативности.

Полученный опыт работы показывает, что на телескопе СБГ Коуровской астрономической обсерватории могут успешно проводиться наблюдения малых планет до 18.0^m для решения задач по астероиднокометной проблематике.



Рис. 2. Среднеквадратические ошибки разности (О–С) сферических координат астероидов, полученные при различных условиях обработки:

a – по прямому восхождению; \overline{b} – по склонению (каталог UCAC-2); s – по прямому восхождению;

г – по склонению (каталог Tycho-2)

Библиографические ссылки

1. Гламазда Д. В. Общее описание комплекса SBGControl. 2008. С. 45.

2. Кайзер Г. Т., Гламазда Д. В. Оценка точности определения положений небесных тел по ПЗС-наблюдениям на СБГ // Фундаментальные и прикладные проблемы современной механики : докл. V Всерос. науч. конф. (3–5 октября 2006, г. Томск). Томск : Издво Томского ун-та, 2006. С. 442–443.

3. Программа izmccd для высокоточной астрометрической обработки числовых изображений небесных объектов [Электронный pecypc]. URL : http://izmccd.puldb.ru/izmccdrus.

4. Львов В. Н., Смехачева Р. И., Цекмейстер С. Д. ЭПОС – пакет программ для работ по изучению объектов Солнечной системы // Околоземная астрономия XXI в. : сб. тр. конф. (21–25 мая 2001, г. Звенигород). М. : ГЕОС, 2001. С. 235–240.

5. Kaiser G. Minor planet observations // Minor Planet Circ. 2009. № 66451.

6. Kaiser G. Wibe Ju. Minor planet observations // Minor Planet Circ. 2009. № 67670.

7. Kaiser G., Glamazda D. Wibe Ju. Minor planet observations // Minor Planet Circ. 2009. № 67956.

8. Minor planet observations / G. Kaiser, D. Glamazda, Ju. Wibe, P. Skripnichenko // Minor Planet Circ. 2010. № 68215.

9. Minor planet observations / G. Kaiser, Ju. Wibe, D. Glamazda, P. Skripnichenko // Minor Planet Circ. 2010. № 72408, 72442.

10. Kaiser G., Wibe Ju., Glamazda D., Skripnichenko P. Minor planet observations // Minor Planet Circ. 2011. \mathbb{N} 73000, 73005, 73006, 73030, 73040, 73052.

11. Kaiser G., Wibe Ju., Glamazda D. Minor planet observations // Minor Planet Circ. 2011. № 74385, 74814.

12. Ismailov I. S., Bykov O. P., Kastel G. R. Accuracy of World positional CCD observations of the minor planets [Электронный ресурс]. URL : http://accuracy.puldb.ru. G. T. Kaiser, Yu. S. Wiebe, D. V. Glamazda, P. V. Skripnichenko

POSITIONAL OBSERVATIONS OF ASTEROIDS AND COMETS IN KOUROVSKAYA ASTRONOMICAL OBSERVATORY

In the paper the results of observations of asteroids and comets with a SBG telescope of Astronomical observatory of the Ural Federal University are given. The accuracy of definition of locations is estimated in terms of the processing environment of astrometric processing of the CCD-frames.

Keywords: asteroid, comet, CCD-observations, accuracy.

© Кайзер Г. Т., Вибе Ю. З., Гламазда Д. В., Скрипниченко П. В., 2011

УДК 523.44, 523.4-327, 520.82

И. М. Волков, Е. С. Баканас, И. В. Николенко, А. Л. Иванов, В. Е. Лысенко

ФОТОМЕТРИЧЕСКИЕ НАБЛЮДЕНИЯ ИЗБРАННЫХ МАЛЫХ ТЕЛ, СДЕЛАННЫЕ В 2009–2011 ГГ. С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ВЫСОКОТОЧНОГО BVRI-ФОТОМЕТРА НА ТЕЛЕСКОПЕ «ЦЕЙСС-1000» НА ГОРЕ КОШКА^{*}

Приводится описание BVRI-фотометра установленного на телескопе «Цейсс-1000» НИИ «КрАО» на горе Кошка, оснащенного камерой FLI PL 16803 и колесом светофильтров с 5 см фильтрами, реализующими фотометрическую систему, близкую стандартной UBVRI-системе Джонсона. Инструментальная система фотометра была исследована с помощью специальных наблюдений фотометрических стандартов. В ходе этих наблюдений были определены линейные коэффициенты для перевода инструментальных величин в стандартные. Описывается разработанная нами методика наблюдений и первичной обработки фотометрических данных от малых тел, реализованная в виде открытого комплекса программ. Дается сводка проведенных с 2009 г. фотометрических BVRI-наблюдений избранных астероидов и комет, приводятся избранные кривые блеска. Описываются методы определения физических данных объектов из сделанных измерений. Делается вывод о высоком качестве методики обработки и наблюдений, что обеспечивает высокий уровень достоверности результатов. Чувствительности используемой ПЗС-камеры в полосе U оказалось недостаточно для проведений качественных измерений, но калибровка данной полосы также была проведена.

Ключевые слова: астероид, сближающийся с Землей, фотометрия, физические характеристики астероидов, UBVRI-система Джонсона, таксономия.

Нарастающий объем данных о малых телах Солнечной системы, сближающихся с орбитой Земли, катастрофически увеличивает разрыв между знанием орбит таких тел и их физических параметров. На сегодняшний день только около 10 % обнаруженных тел имеют надежно определенные какие-либо физические характеристики, в том числе абсолютную звездную величину. Такие важные физические характеристики, как альбедо, таксономический класс астероидов, периоды вращения известны лишь для нескольких процентов от общего числа. Незнание физических параметров обнаруженных небесных тел приводит к невозможности исследовать популяции малых тел, связанных общим происхождением, что, следовательно, не дает возможности правильно оценивать количественное соотношение малых тел различных типов по отдельным категориям размеров и источники их пополнения в околоземном пространстве. Такая ситуация требует постановки и проведения как можно большего числа фотометрических и спектральных наблюдений обнаруженных тел для получения вышеупомянутых физических характеристик.

Постановка задачи. Сама постановка наблюдений является одновременно и простой и сложной задачей. Казалось бы, оснастили телескоп необходимым оборудованием и можно получать значимую научную информацию. Однако, во-первых, для получения *достоверной* и *полной* информации об объекте необходима возможность сопоставления проведенных измерений с принятыми стандартами, точнее приведение измерений с принятыми стандартами, точнее приведение измерений к стандартам. Во-вторых, получение отдельных физических параметров требует специфических методик измерений. Рассмотрим подробнее сказанное применительно к постановке фотометрических и спектрометрических измерений на одном из двух телескопов, используемых ИНАСАН совместно с партнерами в Украине и России.

^{*}Работа выполнена при финансовой поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (код проекта № 10-02-90457-Укр_а), государственного контракта № 02.740.11.0574 и при частичной поддержке SAIA (Министерство образования Словацкой Республики).

Таблица 1

Международ- ный номер	Cos	Sin	Долгота	Широта	Высота	Название
094	0.71565	+0.69620	33.99313889	44.41275	360.0	Crimea–Simeïs (Simeiz)

Географические координаты телескопа

Подчеркнем еще раз тот факт, что каждая наблюдательная конфигурация имеет свои уникальные характеристики, которые необходимо специально исследовать для приведения получаемых результатов к международным стандартам.

Описание наблюдательной аппаратуры. Астрометрические и фотометрические наблюдения проводятся международной командой с 2009 г. на телескопе «Цейсс-1000» НИИ «КрАО» на горе Кошка на высоте 360 м над уровнем моря (международный код 094). Географические параметры инструмента приведены в табл. 1.

Телескоп «Цейсс-1000» - это телескоп системы Кассегрена с эквивалентным фокусом 13 м, апертурой 1 м и доступным полем зрения около 1°. В кассегреновском фокусе телескопа ($f = 13\ 000\ \text{мм}, D = 1\ 000\ \text{мм}$) установлена камера FLI PL 16803 с максимальной квантовой эффективностью 69 % на длине волны 525 нм и размерами 4096×4096 пикселов. Пиксел квадратный со стороной 9 мкм. Такое сочетание параметров позволяет получать поле зрения 10'×10' с угловым разрешением 0".15 на пиксел. Для наших наблюдений мы обычно используем бинирование 4×4, (что дает размер пиксела 0.58", что наилучшим образом соответствует качеству изображения данного наблюдательного пункта, обычно составляющему PSF = 2'' - 3''). Матрица покрывает центральную часть поля, на которой заметной комы нет, поэтому корректор поля не нужен.

По результатам наблюдений установлено, что данная конфигурация наблюдательного комплекса имеет проницающую способность до 21^m при накоплении 120 с при наблюдениях без фильтров (при этом реализуется сверхширокая фотометрическая система, близкая к *R*-Джонсона) и при изображениях PSF = 2^m -3. Использование фильтров уменьшает проницающую силу примерно на 1–2 величины. Камера снабжена набором светофильтров в программно управляемом колесе CFW-2-7. Нижняя часть телескопа с установленной в фокусе Кассегрена камерой FLI PL 16803 с колесом светофильтров показана на рис. 1.

Наблюдение астероидов, сближающихся с Землей. Фотометрия и одновременно астрометрия астероидов, сближающихся с Землей (АСЗ), проводилась нами для наиболее интересных объектов, входящих в семейства астероидов, выделенных по близости орбит Земле. Эти исследования имели целью уточнение орбит для проведения более качественного моделирования эволюции орбит на длительных промежутках времени и поиск объектов, имеющих общий источник происхождения, а также доказательство гипотезы общности происхождения путем выявления схожести физических параметров выбранных астероидов.

Методика проведения дифференциальной фотометрии. Для определения периодов вращения астероидов нам не обязательно знать точное значение его звездной величины, мы можем работать в разностях блеска астероида и звезды сравнения, находящейся на одном кадре с астероидом. В качестве звезды сравнения выбираем самую яркую звезду на данном кадре.



Рис. 1. Нижняя часть телескопа «Цейсс-1000» с установленной в фокусе Кассегрена камерой FLI PL 16803 с колесом светофильтров

Для контроля возможной переменности звезды сравнения проводим измерения еще нескольких звезд на том же кадре. Точность получаемых значений зависит, в первую очередь, от стабильности атмосферной прозрачности и, для предельно слабых объектов, от качества изображений. Используемый комплекс программ Maxim DL-4 позволяет сохранять результаты разности звездных величин между звездой сравнения и нашим объектом. Такие разности находятся для каждого поля с астероидом, естественно, с разными звездами сравнения. По мере движения астероида по небесной сфере мы переходим в следующее поле, но стараемся ориентировать телескоп так, чтобы получить несколько кадров, на которые одновременно попадут и старая звезда сравнения, и новая. Таким образом, последовательно переходя от одной звезды сравнения к другой, мы можем связать все поля, снятые за ночь, с блеском всего одной опорной звезды, абсолютную звездную величину которой мы можем потом измерить при наилучших фотометрических условиях. Далее проводим «сшивание» данных за нескольких ночей. Для этого в каждую последующую ночь также выбираем одну опорную звезду, блеск которой определяем привязкой к фотометрическому стандарту. После такой процедуры мы уже можем перейти от разностей звездных величин к их абсолютным значениям, что для исследования одной только переменности объекта равнозначно.

Привязка звезд сравнения к фотометрическим стандартам для получения абсолютных звездных величин. Для получения точного значения звездной величины астероида проводим дополнительные измерения стандартных звезд из списка [1]. Наблюдения звезды из списка стандартов и той звезды сравнения, блеск которой мы определяем, проводятся при максимально близких воздушных массах. Весь цикл привязки состоит из последовательных наведений на область неба со стандартной звездой и на окрестность со звездой сравнения. Для привязок выбираются ночи с наилучшей прозрачностью и стабильностью атмосферы. При каждом наведении последовательно проводятся измерения во всех фильтрах BVRI. Для надежности привязки желательно получать не менее трех циклов измерений «стандарт – звезда сравнения – стандарт – звезда сравнения – стандарт». Можно использовать и большее число циклов при соблюдении правила, что начинать и заканчивать измерения нужно стандартом.

Для обработки привязки применяется специально разработанная программа, использующая модель атмосферы на конкретную наблюдательную ночь. Параметры атмосферы мы определяем из наблюдений стандартных звезд. В дальнейшей обработке используем уже привязанную звезду сравнения в качестве вторичного фотометрического стандрта для получения абсолютных измерений звездных величин астероида, причем уже на всех полях, через которые он прошел при полном цикле его наблюдений, в том числе и в разные ночи.

Калибровка по рассеянному скоплению М67. Для калибровки используемой системы (телескоп «Цейсс-1000», камера FLI PL 16803 с колесом светофильтров) были проведены наблюдения старого рассеянного скопления M67 (рис. 2, табл. 2).

Таким образом, сочетание полученных формул перехода к международной системе позволяет нам получать ту качественную наблюдательную информацию, которая используется для анализа физических характеристик наблюдаемых объектов и гарантирует получение таких характеристик в стандартной фотометрической системе, общей с другими наблюдателями. Статистика проведенных наблюдений показывает, что для объектов с блеском примерно до $m_v = 17^m$ точность фотометрических измерений в фильтрах V, R, I составляет 0^{*m*}.01–0^{*m*}.03 в ясные ночи без дымки со стабильной атмосферой. Для фильтра В в такие точности получаются для объектов до $m_v = 16^m$ (рис. 3, 4).

Таблица 2

Результат калибровки системы по скоплению M67 для фильтров BVRI

Фильтр	Поправка	Ошибка числового
		множителя
В	$+0,189 \cdot \Delta(B-V)_{inst}$	0.01413
V	$+0,015 \cdot \Delta(B-V)_{inst}$	0.00901
R	$-0,123 \cdot \Delta(B-V)_{inst}$	0.02672
Ι	$-0,106 \cdot \Delta (B-V)_{inst}$	0.03107



Рис. 2. Звездное скопление M67 и кривые реакции для фильтров BVRI

Рассмотрим вкратце, какие именно физические параметры исследуемых объектов мы можем получить из фотометрических измерений как без использования фильтров в системе Джонсона UBVRI.



Рис. 3. Пример кривой блеска за несколько ночей (астероид 2002NP1, август 2009)



Рис. 4. Пример кривой блеска одной ночи для астероида 68348 при переменных условиях наблюдений (в начале и в конце ночи условия достаточно хороши для получения измерений с ошибками, близкими к минимальным)

Определение физических характеристик астероидов. Абсолютная звездная величина. Знание орбиты астероида позволяет рассчитать его расстояние до Земли. Значения координат на момент наблюдений дают фазовый угол. Таким образом, определив абсолютное значение блеска астероида в момент наблюдений в фильтре V (H_V), мы легко можем получить его абсолютную звездную величину.

Оценка размера. Принимая среднее значение альбедо можно оценить его размер, исходя из полученного значения $H_{\rm V}$. Далее описывается процедура оценки альбедо. После получения такой оценки можно сделать более достоверную оценку размера астероида.

Выявление периодичности вращения астероида вокруг своей оси, определение показателей цвета. Для поиска периодичности и для вычисления показателей цвета нам нужно привести все наши ряды наблюдений к равномерным по времени – заполнить пропуски в рядах, образованные предварительной отбраковкой данных и переходами между сериями с разными полями. Для получения равномерного ряда по времени используется программа регрессионного анализа, в результате работы которой получаем восстановленный ряд наблюдений – полином, аппроксимирующий ряд наблюдений с равноотстоящими по времени точками. Далее, применяя программу квазиполиноминального приближения, получаем значение периода, амплитуды и начальной фазы для каждой ночи наблюдений объекта. Сравнив полученные значения для разных ночей, можно выделить основные значения периода вращения астероида и построить кривые блеска астероида, приведенные к этому периоду. Сравнив кривые блеска в различных фильтрах и вычислив средние значения звездной величины в различных фильтрах, получаем показатели цвета исследуемого объекта.

Оценка соотношения полуосей астероида и формы наблюдаемого объекта. Полученные относительные разности позволяют оценить соотношение полуосей астероида. Если принять в качестве модельной форму эллипсоида с полуосями $a, b, c, a > b > c, a \neq b$

$$\Delta m = -2,5 \, \lg(b/a),$$

то из этого соотношения получаем отношение полуосей b/a, т. е. мы определяем форму астероида.

Значение привязки наблюдений к солнечным аналогам. Все описанные выше характеристики можно получать без использования в качестве стандартов солнечных аналогов, так как для фотометрических наблюдений с использованием нашей методики выноса наблюдений за атмосферу это не важно. Для определения следующих двух параметров важно оценивать особенности распределения в спектре отражения астероида. Для выделения таких особенностей необходимо использование измерений в тех же фильтрах так называемого «дивайзора», в нашем случае – стандартного солнечного аналога.

Определение спектрального (таксономического) класса астероида по фотометрическим наблюдениям. После определения абсолютных значений блеска в фильтрах, в случае хорошей точности таких определений, вычитая полученный в этих же фильтрах блеск солнечного аналога, можно сравнить относительный блеск в фильтрах в зависимости от длины волны с модельными спектрами отражения, полученными для астероидов разных классов. В ряде случаев такое сравнение возможно [2] и дает оценку попадания в соответствующий спектральный класс.

Определение альбедо и размера астероида. По предложенной В. В. Бусаревым методике оценки альбедо из показателей цвета астероидов, определяемых после вычитания блеска солнечного аналога, можно оценить альбедо астероида и, соответственно, уточнить его размеры.

Список объектов, для которых были проведены наблюдения по приведенной методике. С 2009 г. нами были проведены наблюдения избранных астероидов, сближающихся с Землей, и астероидов, пересекающих орбиту Марса. В ходе этих наблюдений была отработана приведенная выше схема наблюдений с целью получения физических характеристик астероидов. В табл. 3 приведен журнал наблюдений астероидов в Симеиской обсерватории и в обсерватории ТФ ИНАСАН.

	,,,, I	• • • • • • • • • • • • • • • • • • • •
1986 EN	19-27.04.2009	Астероид главного пояса
2002 NP1	12-18.08.2009	АСЗ (сем-во Амура)
3674	08.08.2010	Марс-кроссер
3833	17.08.2010	Марс-кроссер
4435	07.12.2010	Марс-кроссер
5786	06-07,13-15.08.2010	АСЗ (сем-во Аполлона)
15700	20-21.08.2010	Марс-кроссер
32910	09–10, 12.08.2011	Марс-кроссер
68348	16-20, 22-24.07.2011	АСЗ (сем-во Аполлона)
105106	05,08.08.2011	Марс-кроссер
P100XYp	05.08.2011	АСЗ из списка для подтверждения
P100YGN	05.08.2011	АСЗ из списка для подтверждения
184A194	05.08.2011	АСЗ из списка для подтверждения
2010 CB197	16.04.2011	АСЗ (сем-во Атона)
2011 GP59	13.04.2011	АСЗ (сем-во Атона)
c2006 S3	16.08.2010	Далекая комета
C2009P1	01.08.2011	Далекая комета
FK75	21.08.2010	Далекая комета
05073	04 08 2011	Астероид главного пояса при поиске крупных тел в
93973	04.08.2011	Каприкорнидах
6239 Minos	06, 11.09 2010	АСЗ (сем-во Аполлона)
4660 Nereus	11.09 2010	АСЗ (сем-во Амура)

Список объектов, для которых были проведены наблюдения

Таблица 3

Описанная в статье схема наблюдений и методика обработки полученных данных позволяет исследовать астероиды, используя лишь фотометрические наблюдения – определять абсолютные звездные величины, показатели цвета, период вращения и форму объекта. Применение данной методики дало возможность получить весь спектр оценок физических параметров для AC3 68348. Анализ этих результатов приводится в статье [3].

Сравнение данной методики с используемыми другими авторами для фотометрии астероидов [2; 4; 5] позволяет сделать вывод, что наблюдения и их обработка проводятся на хорошем уровне и получаемые значения имеют высокую степень достоверности. В дальнейшем предполагается провести анализ измерений для всех приведенных в списке объектов. Разрабатываемый программно-методический комплекс, объединяющий все этапы обработки получаемых изображений и анализа фотометрической информации, является открытым и универсальным и может быть распространен на другие инструменты, обладающие соответствующим навесным оборудованием.

Таким образом, ИНАСАН вместе с отечественными и украинскими коллегами не только поставил задачу получения физических характеристик обнаруживаемых малых тел Солнечной системы из фотометрических и спектрометрических наблюдений, но и решает ее практически на доступных оптических инструментах, оснащенных ССД-камерами и светофильтрами.

Библиографические ссылки

1. Moffett T. J., Barnes T. G. III Equatorial UBVRI photoelectric sequences // Astronomical Journal. 1979. Vol. 84. P. 627–632.

3. Astrometric and Photometric Investigations of 2009 WZ104 Near Earth Asteroid // S. V. Karashevich, A. V. Devyatkin, I. A. Vereshchagina et al. Eprint arXiv:1103.0421, 2011.

2. Баканас Е. С., Барабанов С. И. Результаты фотометрических наблюдений астероида 68348 // Вестник СибГАУ. 2011. Вып. 5 (38).

4. Devyatkin A. V., Gorshanov D. L., Aleshkina E. Yu. Photometric observations of solar system bodies with ZA-320M automatic mirror astrograph in Pulkovo observatory // Planetary and Space Science. 2008. Vol. 56. Iss. 14. P. 1888–1892.

5. Belskaya I. N., Fornasier S., Krugly Yu. N. Polarimetry and BVRI photometry of the potentially hazardous near-Earth Asteroid (23187) 2000 PN_9 // Icarus. 2009. Vol. 201. Iss. 1. P. 167–171.

I. M. Volkov, E. S. Bakanas, I. V. Nikolenko, A. L. Ivanov, V. E. Lysenko

PHOTOMETRIC OBSERVATIONS OF SELECTED MINOR BODIES CARRIED OUT IN THE PERIOD FROM 2009 TO 2011 BY HIGH-PRECISION PHOTOMETER MOUNTED ON THE CEISS-1000 TELESCOPE ON THE CAT PEAK ON THE CRIMEA

We give the description of BVRI-photometer mounted on Zeiss-1000 telescope in Crimea equipped with CCDcamera FLI PL 16803 and filter wheel with five filters, which realize the instrumental system close to Johnson photometric system – UBVRI. The instrumental system of the photometer was investigated by observing the photometric standards. During these investigations we defined linear coefficients requited to convert instrumental values to standard ones. We describe our unique technique of observations and initial treatment of minor bodies photometric data. This technique is realized in the form of a program complex with the open architecture. The list of photometrical BVRIobservations of asteroids and comets carried out by us from 2009 till now is presented. Samples of obtained asteroid light curves are presented. Methods of physical parameters determination for bodies observed by our technique are described. High quality of our observations and reliability of the technique are stated.

Keywords: Near-Earth asteroids, photometry, Johnson photometric system – UBVRI, asteroid physical parameters, taxonomy.

© Волков И. М., Баканас Е. С., Николенко И. В., Иванов А. Л., Лысенко В. Е., 2011

УДК 520.1

А. Л. Иванов, А. С. Левченко, Н. А. Яковенко, В. Е. Лысенко, И. А. Коваль

НАБЛЮДЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ НА ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННОМ РОБОТИЗИРОВАННОМ АСТРОФИЗИЧЕСКОМ КОМПЛЕКСЕ

Актуальной задачей экологии космического пространства является раннее обнаружение объектов, опасно сближающихся с Землей, и элементов космического мусора. В Кубанском госуниверситете (КубГУ) введен в строй оптико-электронный роботизированный астрофизический комплекс, предназначенный для проведения астрометрических, фотометрических и спектрометрических наблюдений космических объектов. В состав комплекса входят два оптических телескопа (Ричи–Кретьен, 510 мм и Гамильтон, 180 мм), служба времени, астрономическая метеорологическая станция на базе камеры всего неба и электрофотометра SSP-5A, компьютерная сеть на семь точек, специализированное программное обеспечение.

Ключевые слова: астрометрия, фотометрия, астрофизика, астрофизический комплекс.

В 2007 г. сотрудниками физико-технического факультета была начата работа по созданию оптикоэлектронного астрофизического комплекса. Основной целью являлась полная автоматизация процесса наблюдений от выбора объектов наблюдений до получения рабочего материала для дальнейшей обработки. В процессе работы над комплексом была проведена сортировка объектов по группам:

1) кометы, астероиды;

 искусственные спутники Земли (ИСЗ): низкоорбитальные ИСЗ и ГСС;

3) галактики.

Для каждой группы объектов было разработано специальное программное обеспечение, ориентированное на специфику наблюдательного процесса: MaxComet, SatTrack, ScanGal. Каждый программный пакет имеет функции управления телескопом, организует совместную работу телескопа, ПЗС-камеры и компьютера, оснащен средствами получения данных по Интернету для выбора объектов наблюдений (рис. 1–3).

Работа программных пакетов после выбора объектов наблюдения и нажатия кнопки «Старт» происходит без участия оператора. Телескоп наводится на первый выбранный объект, производится съемка с короткой экспозицией от 1 до 5 с при бининге 3. Автоматически определяются координаты центра снимка. Далее с учетом ошибки корректируется положение снимка в автоматическом режиме (телескоп центрируется по объекту), и производится съемка серии снимков с экспозицией от 60 до 180 с. Полученная серия снимков записывается автоматически на жесткий диск управляющего компьютера в папку, которая создается соответствующим программным пакетом согласно настройкам. Далее телескоп переходит к следующему объекту, и выполняется та же процедура.

Завершив первый сеанс наблюдений выбранных объектов, телескоп вновь наводится на первый объект из списка выбранных объектов и производит повторную съемку.

Подбор объектов, их количество на один сеанс съемки и время экспозиций выбираются так, что бы временной интервал между первой съемкой первого объекта списка и началом второго сеанса был от 20 до 30 мин. Как правило, делается три серии по 6 кадров в каждой, для того чтобы исключить брак при наблюдениях. Такой метод позволяет быстро обнаруживать медленные объекты при блинковании, так как за 20–30 мин объект имеет заметное смещение в поле телескопа.

Файл Телескоп В	BM								
Сометы Астеронды	0 Телеско	п Гид Сохран	enue Inter	пет Элементь	e.				
Incon	In Kausa				Cénoc	10.2	1 cu	1	
2) 1.000	KOMETS	Nomen Bi						17	
11) Parthenone	http://c	Thep://cia/www.narvard.edu/nab/cprientendes/cometa/Sonooch						57	
19) Meloomene	1 A					79	250	21	
19) Fortuna	http://c	factoria de la constancia de citado	v/inu/Enhero	aridas /Rright /2	10/5-081	54	245	52	
20) Massalia	http://c	fa-www.harvard.ed	J/iau/Ephem	erides/Unusual	Soft05U	76	277	14	
33) Polyhymnia	http://c	fa-www.harvard.ed	Jiau/Ephem	erides/CritList/S	oft05Crit	81	281	8	
42) Isis	http://d	ra-www.narvard.ed	Diau/Ephem	endes/Distant/:	sonusida +	71	274	13	
	MPCOR	MPCORB.dat "C:\Program Files\Instal astro\MaxComet\Come 😂							
51) Nemausa						60	255	33	
52) Europa	10			2 0K	¥ Отмена	40	242	52	
						67			
89) Julia	03h 15m 55¢	29' 43' 33''	11.7	78.8	8.8	69	282	31	
		14" 23' 37"	13.2		30.0				
106) Dione	02h 08m 44s	11* 49' 01''	12.9	62.0	24.2	65	279	8	
111) Ate	06h 08m 08s	24" 12' 55"	12.7	52.1	-5.2	48	241	58	
128) Nemesis	05h 53m 02s	26" 53' 49"	12.8	45.4	1.0	41	249	57	
148) Gallia	03h 13m 52s	·02" 04' 34"	12.7	69.3	29.0	75	257	9	
164) Eva	03h 57m 51s	22" 53' 06"	13.8	69.5	27.9	70	269	35	
173) Ino	03h 31m 01s	07" 37' 20"	12.9	67.4	23.4	71	261	19	
324) Bamberga	06h 28m 29a	29" 09' 22"	12.0	42.7	-12.6	39	241	64	
346) Hermentaria	04h 56m 33¢	23* 06' 46''	12.6	52.2	9.8	49	258	45	
455) Bruchsalia	03h 39m 38¢	19" 21' 04"	14.0	66.7	22.0	67	269	29	
712) Boliviana	04h 25m 29s	14* 28* 30**	13.3	71.4	8.0	70	256	34	
433) Eros	03h 59m 52s	53, 08, 08,	13.4	147.4	6.5	136	269	35	
Camera Camera	. u	исло кадров 1	101						
"⊮a Guider ∢drift (pis/sec) 0.011	э	копозиция (сек) 1	1	Добавить в се	нсок (+)				
/ drift (pix/sec) 0.002 Drift [sec/pix] 1.50 mir	n 6.	енинг 1 брезка краев (%) 0		Стар	т				
omets ephemerides d	ownloaded								
Камера Camer Гид Guider	• ·	нисло кадров		Ded example a					
X drift (pix/sec) 0.011		CER		дооавить в с	TIMCOK (+)				
Drift (sec/pix) 1.50 m	vin C	іининг Эбрезка краев (%)	1 🔄	Ста	рт				

Рис. 1. Настройки программного пакета MaxComet для наблюдений

				dh Came	vra Control				9 23	
MaxCornet										
Файл Телескоп	Вид									
Загрузить кометы		бучную								
Sarnyouth actenous		6	Mag I	nmBa Inm	Oec ISpe	and low	1 E I	1		
Zarmourn un MRCO	PP	05' 34''	9.7	81.8	24.0	84	265	17		
Supportantiation	110	29' 29''	11.8	39.0	2.6	36	237	57		
Настройки F4		4 31' 11"	10.9	77.3	21.5	78	258	31		
Открыть папку с фа	ійлами	49' 36''	12.0	57.9	2.5	54	245	52		
Выход	A	dt+X 49'18"	11.2	74.9	23.4	76	277	14		
(00) - 001011100	02110411110	27' 30''	13.2	78.3	28.5	81	281	8		
(42) Isis	02h 38m 58	36 12" 07" 23"	12.6	67.2	26.3	71	274	13		
[44] Nysa	01h 43m 45	s 0715510"	11.0	6.0.4	26.4	2.3	200	1		
[51] Nemausa	04h 26m 22	2= 12 54 08	12.5	59.5	15.0	60	255	33		
(52) Europa	05h 51m 17	a 20° 50° 43°	11.7	42.5	6.6	40	242	52		
(00) tale	03h 1Em EE	- 201 421 221	11.2	70.0	0.0	67	207	21		
(101) Helena	01b 21m 18	14" 23" 33"	13.2	68.8	30.0	23	289			
(106) Dione	02h 08m 44	11" 49" 01"	12.9	62.0	24.2	65	279	8		
(111) Ate	06h 08m 05	39 24" 12' 55"	12.7	52.1	-5.2	48	241	58		
(128) Nemesis	05h 53m 02	26" 53" 49"	12.8	45.4	1.0	41	249	57		
(148) Gallia	03h 13m 52	2s -02" 04" 34"	12.7	69.3	29.0	75	257	9		
(164) Eva	03h 57m 51	a 22° 53' 06"	13.8	69.5	27.9	70	269	35		
(173) Ino	03h 31m 01	e 07° 37' 20''	12.9	67.4	23.4	71	261	19		
(324) Bamberga	06h 28m 25	3e 53. 03. 55	12.0	42.7	-12.6	39	241	64		
(346) Hermentaria	04h 56m 33	3s 23' 06' 46''	12.6	52.2	9.8	49	258	45		
(455) Bruchsalia	03h 39m 38	3= 19'21'04"	14.0	66.7	22.0	67	269	29		
(712) Boliviana	04h 25m 25	39 14° 28° 30°	13.3	/1.4	8.0	70	256	34		
[433] Eios	0.3h 59m 52	26 23.09.08.	13.4	142.4	6.5	1.36	263	30		
Kanepa Camera		Historia Kaapon	1 (A)							
Fina Guider		Экспозиция ()	1 1 1	Rofaerra	nuccor (a)					
× drift (pix/sec) 0.011		-		ATODARHUE B CI	BICOK (*)					
		Presen.	1 01	Стаг	T					
Y drift (pix/sec) 0.002 Drift (sec/pix) 1.50 mi										

Рис. 2. Рабочие поля программного пакета MaxComet

				Cma					0 22
W MaxComet	-			- di Cam	era Lontrol	D			
Deda Tenenne	Настройки				(mar.)	-			
Karama Acteriolded	Телеско		anenne Linte	met Janemerr	204				
Konsertal Acreportation		The Toole	differine fille	met posicinem		1.	Les.		
Name	Широта	45.020333	N>0 До	onrora 39.0	30833 E > 0	742	2026	17	
(11) Pathenone	Tamo		Durfer			36	237	57	
(18) Melpomene	Teneci	con ne bisopar	(BEIDOD	Пастроика		78	258	31	
(19) Fortuna	√ Ис	nonecosare PinP	oint для корр	пкции наведен	619	54	245	52	
(20) Massalia	Снавила	ть 1 🚔 сек	Быннынг 4	🗇 Обрезка	0 🔅 🌣	76	277	14	
(33) Polyhymnia	1921 Ho	CHERNER DOM OUT	where an PipPoin	1 60.000	3 6 4	81	281	8	
(42) Isis		Cath Stopus and	DOBINUMO DOC	de Kopperuum		71	274	13	
(44) Nyea	Les Ale	oraris eropyio arc	nosnano nos.	ne copperation		73	280	777	
(51) Nemausa (52) Europa	-		1	2 OK		40	200	33	
(88) Thisbar				✓ UK	ж Отмена	87	287	1	
(89) Julia	03h 15m 55a	29" 43' 33"	11.7	78.8	8.8	69	282	31	
(106) Dione	02h 08m 44o	11' 49' 01''	12.9	62.0	24.2	65	279	8	
(111) Ate	06h 08m 08s	24" 12' 55"	12.7	52.1	-5.2	40	241	58	
(128) Nemesis	05h 53m 02x	26* 53' 49"	12.8	45.4	1.0	41	249	57	
(148) Galka	03h 13m 52s	-02" 04" 34"	12.7	69.3	29.0	75	257	9	
(172) Inc	03h 07m 01s	07' 27' 20''	12.0	65.0	27.0	70	265	19	
(324) Bamberga	06h 20m 29s	29' 09' 22''	12.0	42.7	-12.6	39	241	64	
(346) Hermentaria	04h 56m 33s	23" 06' 46"	12.6	52.2	9.8	49	258	45	
(455) Bruchsalia	03h 39m 38s	19* 21' 04"	14.0	66.7	22.0	67	269	29	
(712) Boliviana	04h 25m 29e	14" 28' 30"	13.3	71.4	8.0	70	256	34	
(433) Eros	03h 59m 52¢	53, 08, 08,,	13.4	147.4	6.5	136	269	36	
Kamepa Camera	• ч.	иоло кадров	1 1						
Figs Guider Bischoolsung (cek) 1 To Bottomers in churche fail									
Y drift (pix/sec) 0.002	5r	0.6.047	1						
Drift (sec/pix) 1.50 min CTapT									
	1.00	opeora repare (re)							
comets ephemerides o	lownloaded								

Рис. 3. Установка параметров работы телескопа, ПЗС-камеры, звездных каталогов для наблюдений в пакете MaxComet

В процессе испытаний комплекса обсерватории КубГУ был присвоен международный код МРС. Для испытаний были выбраны 16 астероидов с блеском от 12^m до 17^m : (417) Suevia, (426) Hippo, (429) Lotis, (441) Bathilde, (491) Carina, (557) Violetta, (621) Werdandi, (654) Zelinda, (663) Gerlinde, (701) Oriola, (750) Oskar, (763) Cupido, (799) Gudula, (821) Fanny, (840) Zenobia, (884) Priamus.

С помощью программного пакета MaxComet были проведены позиционные наблюдения указанных объектов в автоматическом режиме. Полученные данные были обработаны с помощью программного продукта Astrometrica, расчеты невязки координат проведены с помощью программы Find orb 32. Согласно требованиям MPC, были отобраны три астероида (417) Suevia, (441) Bathilde, (840) Zenobia. Невязка в определения координат для (417) Suevia составила 0.24 угловой секунды, для (441) Bathilde – 0.21 угловой секунды, для (840) Zenobia – 0.23 угловой секунды. По результатам наблюдений 17 декабря 2010 г. обсерватория КубГУ получила международный код С40.

Дальнейшие испытания комплекса проводились с программой ScanGal, ориентированной на поиск сверхновых звезд. При испытаниях было установлено, что за 6 ч наблюдательного времени комплекс позволяет обойти порядка 400 галактик. Наблюдения начинаются с запада, где расположены заходящие объекты, и далее проводится смещение к востоку. Вся работа проводится, как и в случае с программой MaxComet, в автоматическом режиме. Обработка наблюдений выполняется в приложении SNSearch к программе MaxIm DL. Поисковые задачи выполняются три раза в месяц с интервалом в 10 дней. Полученные результаты наблюдений хранятся в специальной базе данных, их можно использовать в дальнейших исследованиях.

Для наблюдений искусственных спутников Земли используется программа SatTrack. Первые испытания данного программного обеспечения были проведены в 2008 г. в рамках наблюдательной программы «Абзац-Краснодар». Были проведены наблюдения низких ИСЗ. В автоматическом режиме комплекс наводится на первую точку, производит съемку рабочего поля с длительной экспозицией от 1 до 10 с, где предполагается прохождение объекта. Затем автоматически производится расчет кадра, определение центра поля, корректировка положения, и комплекс переходит в ждущий режим. В это время имеется возможность съемки рабочих калибровочных кадров – плоского поля и темновых кадров. За 1 мин до входа объекта в поле начинается процесс съемки сериями по 9-12 кадров с экспозицией от 0.01 до 0.5 с, в зависимости от угловой скорости объекта. Далее делается серия кадров по времени рабочей эфемериды, после чего система наводится на следующую точку с опережением эфемериды по времени на 3-5 мин. Снова делается снимок поля с длинной экспозицией от 1 до 10 с, и начинается режим ожидания. За одну минуту от расчетного времени пролета объекта производится серия кадров, и далее комплекс работает по технологии, описанной выше. Такой метод позволяет учесть возможную ошибку прохождения спутника от расчетного времени. За одно прохождение спутника удается получить от трех до двенадцати точек, состоящих из 6-9 положений на одну точку.

Наблюдения геостационарных спутников на комплексе облегчаются за счет невысокой угловой скорости и малого изменения высоты объекта от времени. Наблюдения ГСС производятся, как и при наблюдении астероидов, с запада на восток. Программа SatTrack позволяет произвести сортировку спутников по азимуту, и после команды «Пуск» комплекс направляется к первой точке первого объекта. При заданных параметрах наблюдений можно производить серии всю наблюдательную ночь. То есть количество прохождений по геостационарной орбите ограничено только темным временем суток. Точность одного измерения в динамике для низких ИСЗ не хуже 7 угловых секунд, для ГСС точность одного измерения в динамике составила 2 угловых секунды.

В настоящее время ведутся работы по улучшению комплекса, расширению его возможностей в области одновременного получения не только координатной, но и фотометрической и спектральной информации об объекте. Для этой цели планируется объединение трех независимых телескопов с синхронизацией процесса съемки одного и того же объекта с фотометром и спектрометром.

Таким образом, оптико-электронный роботизированный астрофизический комплекс позволяет максимально автоматизировать процесс получения цифрового фотографического материала для определения положений комет, астероидов, искусственных спутников Земли, а также для мониторинга галактик с целью поиска сверхновых звезд.

A. L. Ivanov, A. S. Levchenko, N. A. Yakovenko, V. E. Lysenko, I. A. Koval

OBSERVATIONS OF SPACE OBJECTS WITH THE OPTOELECTRONIC ROBOTIZED ASTROPHYSICAL COMPLEX

Actual task of outer space is the previous detection of objects, dangerously approaching the Earth and elements of space debris. In the Kuban State University they put into effect an optoelectronic astrophysical robotic systems designed for the astrometric, photometric and spectrometric observations of cosmic objects. The complex consists of two optical telescopes (510 mm Ritchey–Chretien and 180 mm Hamilton), the time, service, the astronomical weather station on the basis of an all-sky camera and the SSP-5A electrophotometer, the computer network for seven points, the specialized software.

Keywords: astrometry, photometry, astrophysics, astrophysical complex.

© Иванов А. Л., Левченко А. С., Яковенко Н. А., Лысенко В. Е., Коваль И. А., 2011

УДК 523.44,523.4-327,520.82

Е.С.Баканас, С.И.Барабанов

РЕЗУЛЬТАТЫ ФОТОМЕТРИЧЕСКИХ НАБЛЮДЕНИЙ АСТЕРОИДА 68348^{*}

На телескопе Цейсс-1000 НИИ «КрАО» на горе Кошка, оснащенного камерой FLI PL 16803, были проведены фотометрические наблюдения избранных АСЗ. АСЗ 68348 наблюдался в течение 7 ночей. Приведены кривые блеска астероида и оценки показателей цвета, выявлен период вращения вокруг оси и амплитуда изменения блеска. Определен таксономический класс астероида 68348.

Ключевые слова: астероид, сближающийся с Землей; фотометрия, физические характеристики астероидов, UBVRI-система Джонсона, таксономия.

Для исследования происхождения астероидов, сближающихся с орбитой Земли (АСЗ), можно проводить численное интегрирование уравнений их движения и таким образом определять области Солнечной системы, откуда эти объекты попали в околоземное пространство. Однако это не всегда возможно, так как в случае тесных сближений с планетами возникают достаточно большие неопределенности при расчете эволюции орбит. В таком случае, что-либо сказать о происхождении объекта можно, только оценив его химико-минералогический состав.

Постановка задачи. Физические параметры, такие как период вращения вокруг оси, форма, могут быть также полезны и для статистических целей, и для возможной классификации объекта как потенциально опасного для Земли. В ИНАСАН много лет выполняется программа исследования астероидных ассоциаций, которые выделяются по орбитальной схожести. Среди таких ассоциаций встречаются объекты с очень близкими орбитами. Расчет эволюции орбит в прошлое также не позволяет уверенно говорить, являются ли парные объекты (принадлежащие ассоциациям) генетически связанными, т. е., произошли ли от тела. Знание олного родительского физикохимических характеристик поможет и в этом случае. Мотивируясь всем вышесказанным, в ИНАСАН с 2009 г. ведется наблюдательная программа - многоцветная фотометрия АСЗ, с особым вниманием к АСЗ, входящим в ассоциации. Получение для астероидов абсолютной звездной величины в полосах BVRI дает возможность выявить принадлежность к тому или иному таксономическому классу и провести оценки размеров и формы астероида. На самом деле, доступных (при наблюдениях на данном телескопе) для качественной фотометрии объектов бывает всего несколько штук в месяц, и каждое такое исследование, проведенное с максимальной полнотой, позволяющее определять какие-либо физические характеристики, является уникальным и ценным результатом.

Итак, в качестве первых (пробных) объектов исследования были выбраны несколько астероидов, сближающихся с Землей, для которых в Центре малых планет нет данных об их физических характеристиках. Один из таких объектов – астероид 68348 (2001 LO7). Астероид был обнаружен в 2001 г. и отождествлен с шестью ранее проведенными наблюдениями, начиная с 1954 г., в разные годы (в основном – по две точки за сеанс наблюдений) [1]. Астероид 68348 принадлежит к группе астероидов типа Аполлона, расчетное минимальное расстояние от астероида до Земли порядка 0.038 а. е. в 2062 г. (вычисления проводились с использование программного комплекса «Кластер», разработанного в ИНАСАН [2]). Всего на данный момент известно (кроме наших наблюдений) о наличии 287 наблюдений (астрометрические данные) и 874 наблюдений этого объекта (фотометрия, наблюдения в Ловелловской обсерватории). В июле 2011 г. нами были проведены наблюдения этого астероида с целью исследования кривых блеска в разных фильтрах и оценки его характеристик.

Наблюдения и обработка полученных данных. Наблюдения проводились на телескопе Цейсс-1000 НИИ «КрАО» на горе Кошка (Украина, п. Симеиз), оснащенном камерой FLI PL 16803 и колесом светофильтров с 5 см фильтрами, реализующими фотометрическую систему, близкую к стандартной UBVRIсистеме Джонсона. Специальное исследование данной системы, процесс привязки к стандартной звезде и первичная обработка полученных кадров подробно рассмотрены в [3]. Привязка проводилась к звезде SA111-2009 (спектральный класс G5 из списка [4]). Астрометрические данные были получены с использованием программной системы АПЕКС-II [5; 6].

Анализ данных. После предварительной обработки кадров и получения цветовых разностей были получены ряды наблюдений астероида 68348 за несколько ночей. Элементы орбиты астероида 68348 (по данным Лаборатории реактивного движения НАСА [7]) приведены в табл. 1, а статистика по времени наблюдений нами данного объекта – в табл. 2. Разное количество кадров при одинаковом времени наблюдений объясняется выбором разной экспозиции. Максимальное время непрерывных наблюдений – около 5.3 ч – это полностью вся ночь.

Полученные средние значения звездных величин в полосах B, V, R, I и показатели цвета приведены в табл. 3.

^{*}Работа выполнена при финансовой поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (код проекта № 10-02-90457-Укр а), государственного контракта № 02.740.11.0574.

Таблица 1

Элементы орбиты астероида 68348 (2001 LO7) на эпоху 2455800.5 (27 августа 2011, J2000)

Элементы орбиты	Значение	Неопределенность орбиты	Единицы измерения	
Эксцентриситет е	0.8425577	1.0 <i>e</i> –07		
Большая полуось а	2.15158470	1.9 <i>e</i> –08	a. e.	
Перигелий q	0.3387503	1.0 <i>e</i> –07	a. e.	
Наклонение орбиты і	25.47779	2.3 <i>e</i> -05	градусы	
Восходящий узел Ω	326.28436	3.4 <i>e</i> -07	градусы	
Долгота перигелия ω	181.53833	3.4 <i>e</i> -07	градусы	
Средняя аномалия М	355.901137	7.1 <i>e</i> –07	градусы	
Дата прохождения перигелия	2455813.62493	$23_{2}07$	IED	
Тр	(2011-Сент-0.912493)	2.5e-07	JED	
Период обращения вокруг	1152.75257	1.5 <i>e</i> –05	сутки,	
Солнца Р	3.16	4.1 <i>e</i> –08	года	
Среднее движение <i>n</i>	0.312295986	4.1 <i>e</i> –09	градусы/сутки	
Афелий <i>Q</i>	3.967441905	3.5 <i>e</i> –08	a. e.	

Статистика наблюдений астероида 68348

Дата	Время наблюдений, ч	Кол-во кадров с астероидом
16.07.2011	~ 4,5	557
17.07.2011	~ 2	250
18.07.2011	~ 0,3	35
19.07.2011	~ 3,5	330
20.07.2011	~ 5	1 004
22.07.2011	~ 4,3	383
23.07.2011	~ 5	582
24.07.2011	~ 5,3	520

Таблица 3

Таблица 2

Звездные величины и показатели цвета для астероида 68348

В	V	R	Ι
$15,86 \pm 0,5$ ^m	$14,80 \pm 0,06^{m}$	$R = 14,95 \pm 0,05^{m}$	$I = 14,89 \pm 0,1^{m}$
B–V	V–R	R–I	
-1.06 ± 0.7 ^m	-0.10 ± 0.05 ^m	0.01 ± 0.05 ^m	

Определение таксономического типа. Для определения таксономического класса астероида 68348 был построен график зависимости относительной отражательной способности в каждом фильтре от эффективной длины волны. Эта зависимость получена исключением спектральных данных Солнца. По профилю графика (рис. 1) определено, что астероид может принадлежать ктаксономическому классу R или Q (по Толену [8]).

Выявление периодичности в изменении блеска астероида 68348. Нами был проведен анализ полученных кривых изменения блеска астероида 68345. С целью увеличения числа точек, используемых для определения периода, были объединены все данные во всех фильтрах. Далее рассматривалась некая кривая разности – относительное изменение звездной величины астероида относительно звезды сравнения на кадре. Данные в разных фильтрах на этапе обработки после получения разностей были выровнены с учетом этих разностей для каждой ночи наблюдений. Полученные точки не являются равноотстоящими по времени. Условие равномерного ряда наблюдений необходимо для применения известных программ определния периодов. Поэтому, используя программу регрессионного анализа, нами был восстановлен ряд наблюдений.



Рис. 1. График зависимости звездной величины от длины волны: ▼, • – для R- и Q-класса; * – для астероида 68348

Полученные восстановленные ряды с равноотстоящими точками пропускались через программу поиска периодичности [9]. В результате был выявлен период 0,275 суток (6,6^{*h*}), и амплитуда блеска для разных фильтров составила от 0.083 до 0.215^m . На рис. 2 приведены к найденному периоду данные, полученные нами в различных фильтрах 24 июля. Кривая блеска, также приведенная к найденному периоду в фильтре R для данных за 30 июня, 1 июля (наблюдения Ловелловской обсерватории [10]) и за 20, 22–24 июля (наши наблюдения), представлено на рис. 3. Прослеживается и второй период – 0.075 сут. (1,8^h). Считая найденный период 0.275 сут. основным, можно оценить, исходя из значения амплитуды колебания блеска астероида, соотношение его полуосей (если принять, что астероид имеет форму эллипсоида с полуосями a < b < c), тогда a/b = 1.3.



Рис. 2. Астероид 68348, 24 июля 2011 г., фильтры BVRI

Используя средние значения альбедо для полученных таксономических классов, можно оценить размер астероида 68348 по формуле lg(D) = 3.122 - 0.5lg(p) - 0.2H [11], где где H, p, D – абсолютная звездная величина, альбедо и диаметр объекта соответственно.

Оценки всех полученных нами физических параметров астероида 68348 даны в табл. 4. Для уточнения данных о размере необходимо оценить альбедо независимым способом.



Рис. 3. Астероид 68348, даты наблюдений: 30.06, 1.06, 20.07, 22–24.07, фильтр R

Имеющаяся аппаратура и разработанная методика наблюдений и обработки результатов позволяют получать такие характеристики объекта, как блеск астероида в системе BVRI Джонсона, абсолютную звездную величину астероида, период(ы) вращения, показатели цвета B–V, V–R, R–I, оценку таксономического класса, а в случае его определения – сделать оценку размера, при определенных условиях возможно также проводить оценки альбедо. Точность определения звездной величины для объектов до 16 звездной величины во всех фильтрах в хорошие ночи может достигать 0.01–0.02 звездной величины. Объект 68348 является пробным в наших исследованиях, а полученные данные позволяют надеяться на выполнение регулярных качественных исследований физических параметров астероидов на телескопе Цейс-1000 на горе Кошка.

Библиографические ссылки

1. Minor Planet Center (MPC) [Электронный реcypc]. URL: http://www.minorplanetcenter.net/ db_search/show_object?object_id=68348 (дата обращения: 30.08.2011).

2. Нароенков С. А., Шеляков М. А. Информационный комплекс обработки и хранения данных о малых телах Солнечной системы // Вестник СибГАУ. 2011. Вып. 5 (38).

3. Фотометрические наблюдения избранных малых тел, сделанные в 2009–2011 гг. с использованием высокоточного BVRI-фотометра на телескопе Цейсс-1000 на г. Кошка / И. М. Волков, Е. С. Баканас, И. В. Николенко и др. // Вестник СибГАУ. 2011. Вып. 5 (38).

4. Moffett T. J., Barnes T. G. III Equatorial UBVRI photoelectric sequences // Astronomical Journal. 1979. Vol. 84. P. 627–632.

5. The observations of Near Earth Objects by the automatic mirror astrograph ZA-320M at Pulkovo observatory / A. V. Devyatkin, A. P. Kulish, V. V. Kouprianov et al. // Near Earth Objects, our Celestial Neighbors: Opportunity and Risk : Proc. of IAU Symposium 236 / Ed. G. B. Valsecchi and D. Vokrouhlicky. Cambridge : Cambridge University Press, 2007. P. 391–398.

6. Apex I and ApexII Software Packages for the Reduction of Astronomical CCD Observations / A. V. Devyatkin, D. L. Gorshanov, V. V. Kouprianov et al. // Solar System Research. 2010. Vol. 44, № 1. P. 68–80.

7. JPL Small-Body Database Browser [Электронный pecypc]. URL: http://ssd.jpl.nasa.gov/sbdb.cgi (дата обращения 30.08.2011).

8. Tholen D. J., Barucci M. Antonietta Asteroid taxonomy // Asteroids II : Proc. of the Conf. (Tucson, Mar. 8–11, 1988). Tucson : University of Arizona Press, 1989. P. 298–315.

9. Курбасова Г. С. Оптимизация методов математического обеспечения лазернолокационных экспериментов : автореф. дис. ... канд. физ.-мат. наук. М., 1984.

10. Minor Planet Center (MPC) [Электронный реcypc]. URL: http://www.minorplanetcenter.net/ light_curve/show_object (дата обращения 30.08.2011).

11. Каталог потенциально опасных астероидов и комет / Т. А. Виноградова, Н. Б. Железнов, В. Б. Кузнецов и др. // Тр. ИПА РАН. СПб., 2003. Вып. 9. С. 7–218.

Таблица 4

Объект	Класс	Диаметр, км	Альбедо, р	H_{v}	Такс. класс	Период, сут.	Ампли– туда, <i>а/b</i>	B–V	V–R	R–I
68348	Apollo	2.66–2.30 3.64–1.80	0.3–0.4? 0.16–0.21?	14.8	Q? R?	0,275	0.08–0.215 1.3	$\begin{array}{c} 0.44 \\ \pm \ 0.04 \end{array}$	$\begin{array}{c} 0.20 \\ \pm \ 0.04 \end{array}$	-0.13 ± 0.04

Физические характеристики астероида 68348 (LO7)

E. S. Bakanas, S. I. Barabanov

PHOTOMETRIC OBSERVATIONS AND LIGHTCURVE ANALYSIS OF 68348 (2001 LO7)

With the Ceiss-1000 telescope of CrAO of SRI at the Koshka peak we observed the selected NEAs. The telescope is equipped with CCD-camera FLI PL 16803 with the color filter wheel and BVRI-filters. For the NEA 68348 we carried out more detailed measurements and obtained light curves for different color bands and estimations of asteroid physical properties. The obtained results showed the possibility of regular identifications of physical properties of all the observable NEAs with the described equipment.

Keywords: Near-Earth asteroids, photometry, Johnson photometric system – UBVRI, asteroid physical parameters, taxonomy.

© Баканас Е. С., Барабанов С. И., 2011





УДК 52-17

Е. В. Класс, С. А. Ульянов, В. В. Шаховский

МОДЕЛИРОВАНИЕ БЛЕСКА ИСКУССТВЕННЫХ ОБЪЕКТОВ НА ОРБИТЕ ЗЕМЛИ

Для оценки блеска искусственных объектов на орбите Земли предложен двухэтапный подход. На первом этапе в пределах сферы, окружающей объект, уравнение переноса светового излучения решается методом Монте-Карло, позволяющим моделировать траектории частиц в соответствии с реальными физическими процессами. На втором этапе ослабление светового излучения за пределами выделенной сферы учитывается с использованием отработанных полуэмпирических методик. Расчетный комплекс, разработанный для оценки блеска, базируется на представлении геометрии трехмерных объектов в виде уравнений поверхностей второго порядка. Приведено тестирование комплекса на результатах аналитических расчетов по отражению света от модельных объектов, а также на результатах наблюдений блеска для искусственного спутника Земли.

Ключевые слова: метод Монте-Карло, блеск, искусственный спутник Земли.

В задачах организации слежения за искусственными объектами на орбите Земли немаловажную роль играют прогностические методы, основанные на расчетном моделировании изображений объектов в телескопах, ведущих наблюдения в оптическом диапазоне. Подобное моделирование в качестве одного из этапов включает в себя разработку вычислительных программ, позволяющих получать на основе заранее заданной трехмерной модели объекта его двумерное изображение. В тех случаях, когда расстояние до объекта настолько велико, что его изображение проецируется в виде точечного объекта, моделирование отклика оптической системы сводится, по сути, к моделированию блеска искомого объекта.

В настоящее время при разработке трехмерных компьютерных моделей объектов пользуются либо поверхностными (полигональными) моделями [1; 2], которые описывают поверхность объекта совокупностью треугольников, либо объемными (воксельными) [3], представляющими объект в виде большого числа кубических элементов размером в доли кубических миллиметров. Малые размеры базовых «элементов», используемых для описания объекта, позволяют с большой точностью описать любые конструктивносложные объекты, что особенно важно при разработке фотореалистических сценариев. Оборотной стороной достигаемой точности в подобном представлении объекта являются значительные временные затраты, которые необходимы для проведения вычислительных операций с обширными массивами данных, описывающих объект. При решении задач по определению блеска космических объектов, удаленных от наблюдателя на значительные расстояния, большая точность в описании объекта не является приоритетной задачей. Во многих случаях подробность задания объекта может не превышать единиц сантиметров. Так, например, объект поперечным размером 100 см², находящийся на орбите Земли на удалении 1 000 км, с коэффициентом отражения поверхности, равным 0.1, дает блеск, примерно равный 12-13 звездной величине, в то время как отдельный элемент этого объекта, имеющий площадь 1 см², но существенно больший коэффициент отражения, например равный единице, дает блеск, примерно равный 15 звездной величине. При оценке блеска от всего объекта подобная добавка вряд ли будет зафиксирована.

Для получения двумерного изображения трехмерного объекта широкое применение получил метод трассировки лучей. Его используют как в пакетах прикладных программ, так и в исследовательских комплексах. Так, например, в работах [4; 5] трассировка лучей используется в применении к полигональному представлению объекта, программа TASAT [6; 7] использует их по отношению к описанию объекта, полученного с помощью системы автоматизированного проектирования в виде набора тел-примитивов. Следует отметить, что метод стандартной трассировки лучей требует специальной организации физически аккуратного моделирования распространения света [8; 9], поскольку изначально в нем не заложены физически корректные модели, позволяющие описать полный комплекс физических характеристик источника излучения и взаимодействие светового излучения с поверхностью объекта, в том числе процессы переотражения.

В представляемой работе описан математический аппарат, который для решения уравнения переноса светового излучения в трехмерной постановке использует метод Монте-Карло. Траектории частиц в этом случае моделируются в соответствии с реальными физическими процессами. Геометрическая модель трехмерного объекта в разработанном расчетном комплексе задается уравнениями поверхностей второго порядка. Для расчета блеска искусственных объектов предложен двухэтапный подход. На первом этапе в пределах сферы, окружающей искомый объект, задача отражения светового излучения решается в трехмерной постановке, а за пределами выделенной сферы для расчета ослабления светового излучения в атмосфере Земли используются отработанные полуэмпирические методики, например [10].

Основные особенности математической модели. Двухэтапная модель расчета основана на концепции эквивалентных поверхностных источников и эквивалентных краевых условий, освещенной в работах [11; 12]. Суть концепции в применении к нашему случаю состоит в следующем. Пусть имеется задача по определению потоков отраженного светового излучения в полной геометрии, включающей исследуемый объект, атмосферу и Землю. Задача решается в фазовом пространстве $\{\vec{r}, \vec{w}, \lambda\}$, где \vec{r} – координаты; \vec{w} – направляющие косинусы; λ – длина волны излучения. Если на поверхности *S* некоторой замкнутой области Г, окружающей только объект, известен эквивалентный источник $q_{\rm S}(\vec{r},\vec{w},\lambda) = (\vec{n}\vec{w})\Phi_{\rm S}(\vec{r},\vec{w},\lambda)$, где \vec{n} – нормаль к поверхности S, то для определения потока светового излучения в точке наблюдения достаточно решать задачу вне области Г, приняв в качестве источника эквивалентный источник $q_{S}(\vec{r}, \vec{w}, \lambda)$, исключив из рассмотрения объект.

На первом этапе с высокой степенью точности расчет эквивалентного источника $q_S(\vec{r}, \vec{w}, \lambda)$ в полной задаче можно производить без учета излучения, рассеянного от атмосферы и поверхности Земли, поскольку вклад отраженного от атмосферы излучения в эквивалентный источник оценивается величиной D/L, где D – диаметр области, окруженной поверхностью S; L – длина пробега световых квантов в атмосфере. На втором этапе при решении задачи вне Г следует учесть, что диаметр области, ограниченной поверхностью S, значительно меньше расстояния до точки наблюдения. Поэтому расчет распространения светового излучения в атмосфере можно производить от точечного источника $q_0(\vec{w}, \lambda) = I(\vec{w}, \lambda)\delta(\vec{r} - \vec{r_0})$, где $I(\vec{w}, \lambda) = \int_S q_S(\vec{r}_S, \vec{w}, \lambda) d\vec{r}_S$ – индикатриса отражен

ния; \vec{r}_0 – точка внутри сферы.

Тогда в рамках полуэмпирических методик оценка в точке наблюдения блеска E_M , отраженного от объекта светового излучения, определяется формулой:

$$E_M(\vec{r}) = \frac{\int E_0(\lambda) I(\vec{w}, \lambda) f(\vec{r}, \vec{r}_0, \lambda) d\lambda}{\left(\vec{r} - \vec{r}_0\right)^2} , \qquad (1)$$

где $\vec{w} = (\vec{r} - \vec{r}_0) / |\vec{r} - \vec{r}_0|$, $f(\vec{r}, \vec{r}_0, \lambda)$ – функция ослабления светового излучения на трассе между \vec{r} и \vec{r}_0 .

Индикатрису отражения в выражении (1) предложено вычислять методом Монте-Карло, для определения функции ослабления в атмосфере могут быть использованы полуэмпирические зависимости.

Математическая модель, разработанная для расчета индикатрисы отражения светового излучения, основана на представлении оптического излучения как потока частиц, взаимодействующих с конструкциями объекта в соответствии с законами геометрической оптики. В качестве основы была использована программа «РОБОТ» [13], предназначенная для решения в трехмерной геометрии уравнения переноса частиц ионизирующих излучений (нейтронов, гаммаквантов) методом Монте-Карло. В геометрическом модуле программы реализован способ представления геометрии объекта в виде комбинации геометрических зон, каждая из которых ограничена поверхностями второго порядка. При описании констант взаимодействия программа «РОБОТ» ориентирована на использование многогруппового приближения. В этом случае вся энергетическая область разбивается на определенное число групп, в каждой из которых константы взаимодействия предполагаются постоянными, т. е. не зависящими от энергии частицы.

Модификация программы «РОБОТ», адаптированная к расчету оптического излучения, получила название «РОКС» (расчет отражения космических спутников). В качестве процессов взаимодействия в программе реализованы зеркальное и диффузное отражение. Константы взаимодействия представлены в виде вероятности полного отражения и парциальных вероятностей зеркального и диффузного отражений. При этом предусмотрена зависимость вероятности отражения от угла падения и отражения излучения.

Вычисление индикатрисы отражения включает в себя несколько особенностей:

1. Розыгрыш начального направления. Для естественных источников излучения в виде Солнца или Луны наиболее подходящим является их представление в виде пространственно протяженного (широкого) параллельного пучка частиц. Для задания реальной угловой расходимости пучка частиц, приходящих на объект со стороны указанных источников, был предложен следующий алгоритм. На первом этапе задается основное направление облучения, которое выбирается, исходя из представления, что источник и объект точечные. Далее реальный источник излучения представляется в виде суперпозиции множества широких пучков частиц, угловая направленность которых лежит в конусе, ось которого, в свою очередь, совпадает с основным направлением облучения, а образующая включает в себя все направления, соответствующие естественной расходимости источника. Начальное направление световых квантов разыгрывается равномерно в пределах указанного конуса.

2. Выбор начальных координат. В общем случае алгоритм розыгрыша начальных координат частицы зависит от вида источника и геометрии объекта. Для пространственно протяженного мононаправленного источника розыгрыш начальных координат частицы следует производить на внешней поверхности исследуемого объекта, равномерно по площади проекции объекта на направление падения излучения. Однако для объектов, имеющих сложную форму поверхности, трудоемкость организации подобного розыгрыша очень велика. С целью уменьшения трудоемкости в программе реализован алгоритм розыгрыша начальных координат на поверхности эллиптического цилиндра, охватывающего объект, таким образом, чтобы все начальные точки траекторий находились вне объекта, и при этом максимальное число разыгранных частиц попадало в исследуемый объект.

3. Моделирование траектории. Частица с выбранными начальными координатами испускается в разыгранном направлении. Каждой частице присваивается начальный вес. Если частица пересекает поверхность исследуемого объекта, то для точки пересечения определяется материал поверхности и для данного материала в соответствии с заданными вероятностями разыгрывается тип отражения (зеркальное или диффузное). Для выбранного процесса отражения по соответствующим формулам определяется направление отражения и корректируется вес частицы. Далее траектория частицы строится либо до выхода ее в зону регистрации, либо до повторного попадания ее на поверхность объекта (переотражение). В последнем случае повторяется розыгрыш того или иного процесса отражения по заданным вероятностям, и построение траектории продолжается. При попадании частицы в зону регистрации ее траектория обрывается, а набранный на траектории вес фиксируется.

4. Регистрация. В качестве зоны регистрации отраженного излучения принята вышеуказанная сфера, окружающая рассчитываемый объект. Вес вылетающей частицы в соответствии с направлением ее движения фиксируется на угловой сетке, разбивающей все возможные направления по полярному и азимутальному углам на отдельные ячейки. Для регистрации излучения используется сетка Карлсона, в которой число разбиений по азимутальному углу зависит от полярного угла, что позволяет разбить сферу телесных углов на ячейки равной площади.

Тестирование на модельных объектах. Отработка математической модели для расчета отраженного излучения проводилась на модельных объектах в виде сферы и кругового цилиндра. Результаты расчета для диффузно отражающей сферы в сопоставлении с теоретическими данными представлены на рис. 1 [14; 15]. Угловая зависимость индикатрисы отражения в этом случае описывается функцией вида $\cos \varphi + (\pi - \varphi \sin \varphi)$, где φ – угол отражения. На рис. 1 видно, что данные расчета по программе «РОКС» хорошо согласуются с теоретическими данными. На этом же рисунке представлена зависимость индикатрисы отражения для зеркально отражающей сферы, которая подтверждает



Рис. 1. Индикатриса отражения оптического излучения от сферы, рассчитанная по программе «РОКС» при зеркальном (×) и диффузном (–) законах отражения: пунктир – аналитические данные для диффузного отражения [14; 15]

известный факт, что зеркальный шар со всех сторон имеет одинаковый блеск.

Расчетные данные по индикатрисе диффузного отражения для кругового цилиндра, облучаемого оптическим излучением перпендикулярно его оси, приведены на рис. 2. Результаты представлены в виде зависимости индикатрисы отражения от азимутального угла для полярного угла вылета в направлении, обратном направлению облучения. Сравнение с данными теоретического расчета [15], также представленными на графике, демонстрирует хорошее согласие сопоставляемых групп данных.

Расчет блеска для спутника IMAGE. Для тестирования программы были проведены расчеты блеска для модели американского научного спутника IMAGE [16]. Спутник был запущен на эллиптическую орбиту (1 640 × 45 230 км × 90°) в марте 2000 г. Спутник ІМАGЕ вращался вокруг собственной оси, перпендикулярной плоскости орбиты, со скоростью около 2 мин за один оборот. Его поперечные размеры - 2.23×2.23 м, высота – 1.52 м. Спутник был снабжен несколькими тонкими антеннами: вдоль оси вращения (длиной 10 м) и поперек (длиной 250 м). В январе и феврале 2006 г. в обсерватории AMOS на о-ве Мауи проводились оптические наблюдения за спутником IMAGE, результаты которых были опубликованы в работах [17; 18]. Измерения были проведены с фильтром, который охватывает диапазон 740...880 нм, создавая пик фотометрических откликов вблизи 790 нм. В работе [18] измеренные данные представлены в виде звездных величин, нормированных на удаление в 1 000 км

В качестве иллюстрации из работы [18] приведено схематическое изображение спутника и его упрощенная геометрическая модель, заданная средствами программы «РОКС» рис. 3. На первом этапе упрощенная модель спутника представляла собой восьмигранную призму с плоскими гранями с дифференциацией отражающих материалов на арсенид-галлиевые батареи и теплозащитное покрытие, а также бериллиймедные и алюминиевые антенны.



Рис. 2. Индикатриса диффузного отражения оптического излучения от цилиндра, облучаемого перпендикулярно оси, в зависимости от азимутального угла вылета излучения: × – POKC, о – [15]
Положение спутника на орбите в конкретное время наблюдения определялось согласно орбитальной модели движения SGP4/SDP4 [19], при расчете положения Солнца использовались данные Астрономического альманаха [20].



Рис. 3. Схематическое представление спутника IMAGE [18]
 (*a*) и его упрощенная геометрическая модель, выполненная с использованием программы «РОКС» (*б*)

Данные наблюдений [18] от 28.01.2006 г. в сопоставлении с данными расчета по программе «РОКС» для интервала времени наблюдений 30 мин приведены на рис. 4. Видно общее удовлетворительное согласие сопоставляемых групп данных. В то же время максимальные значения амплитуды периодических изменений фотометрического сигнала от спутника выше расчетных примерно в 1.5–2 раза. Диапазон изменений наблюдаемой кривой блеска составляет примерно одну звездную величину. Расчеты показали, что вариации отражающих способностей конструкционных материалов, использованных в упрощенной модели, не дают подобного размаха в амплитудных значениях.



Рис. 4. Временное распределение звездной величины спутника IMAGE для интервала времени наблюдений 30 мин. Данные нормированы на удаление спутника, равное 1 000 км, и спектр солнечного излучения на границе атмосферы

Фотометрический сигнал, принимавшийся телескопом за рассматриваемое время наблюдений, формировался за счет солнечных лучей, падающих на поверхность спутника под углом, примерно равным 28°, относительно собственной оси вращения спутника и отражающихся под углами в диапазоне 90–115° относительно той же оси. Это означает, что зеркальное отражение в точку наблюдения, которое является наиболее вероятной причиной наблюдавшихся всплесков, возможно только за счет выпуклых элементов, расположенных на боковой поверхности спутника.

Анализ доступной нам конструкции спутника показал, что такими элементами могут быть, например, расположенные на боковых сторонах спутника приборы MENA и HENA, предназначенные для регистрации нейтральных атомов средней и высокой энергии соответственно. Поверхность указанных приборов имеет округлую форму и достаточно далеко выдается относительно несущей поверхности. Для того чтобы показать принципиальную возможность влияния выпуклых элементов на амплитуду сигнала, геометрическая модель спутника на одной из боковых сторон была дополнена алюминиевым сегментом полусферы, а на другой стороне, удаленной от описанной стороны на две грани, алюминиевым конусом. Расчетные данные, полученные для геометрической модели спутника, в которой выпуклые элементы выдавались на 40 см от поверхности боковой грани, представлены на рис. 5. Видно, что в отраженном сигнале в этом случае появляются два пика, амплитуда которых составляет 1.5 звездные единицы. Это выше, чем размах наблюдаемой амплитуды, что связано с завышением отражающей способности выпуклых элементов, моделируемых в оценочных расчетах материалом алюминия. Для получения более корректных оценок требуется подробная информация о конструктивных особенностях спутника и используемых материалах.



Рис. 5. То же, что на рис. 4, для интервала времени наблюдений 4 мин

В работе [17], посвященной расчетному прогнозированию для спутники IMAGE с использованием комплекса TASAT, представлены некоторые результаты для того же периода наблюдений. Целью указанной работы являлась оценка возможности определения скорости вращения вокруг собственной оси на основе данных фотометрических наблюдений. Видимо поэтому в работе нет явного сопоставления расчетных и наблюдаемых данных, и воспользоваться расчетными данными, выполненными по программе TASAT, затруднительно.



Рис. 6. Индикатриса отражения солнечного излучения для модели спутника IMAGE при облучении световыми квантами со стороны конусной антенны в направлении *wx* = 0.38165, *wy* = -0.162, *wz* = 0.91: *a* – геометрия без тонких антенн и без конусной антенны; *б* – вся геометрия

Следует отметить, что при моделировании отражения от спутника с использованием программы ТАЅАТ не удалось учесть отражение от очень тонких антенн, длина которых составляет 250 м (мала вероятность попасть в антенну диаметром 0.3 мм на площади (500×500) м²). Авторы указывают, что это является прямым следствием использования стандартного метода трассировки лучей. В программе «РОКС» подобная сложность обходится следующим образом. При розыгрыше начальной траектории частицы моделируемый объект делится на части (основной объект и каждая из антенн в отдельности). Выделенные антенны окружаются цилиндрами, с поверхности которых будут излучаться частицы источника. Для разыгранного начального направления вычисляются площади проекций всех цилиндров (с учетом взаимного экранирования). Начальное положение частицы разыгрывается в соответствии с вкладом каждой из парциальных площадей проекций в суммарную площадь проекции объекта. Метод Монте-Карло также позволяет проводить моделирование с заранее заданными вкладами различных элементов объекта, что особенно важно для учета отражения света от элементов малого размера. Компенсация искаженной вероятности отражения проводится с помощью корректировки начального веса испускаемой частицы.

В качестве примера возможностей программы «РОКС» продемонстрировано влияние различных антенн спутника на индикатрису отражения (рис. 6): индикатриса отражения для спутника без антенн представлена на рис. 6, а, а для полной геометрии – на рис. 6, б. Ввиду значительного разброса в значениях интенсивности отраженного излучения для различных направлений на рис. 6 для наглядности представлен логарифм этой величины. Пять пиков на рис. 6 соответствуют процессам зеркального отражения от боковых граней спутника и его торца. Зеркальной компоненте от конусной антенны соответствует холмистый рельеф на рис. 6, б. Тонкие антенны увеличивают интенсивность излучения, отраженного в область пространства, экранируемую объектом, что проявляется в уменьшении более темной площади, на рис. 6, б по сравнению с рис 6, а.

Для оценки блеска космических объектов разработан расчетный комплекс «РОКС», использующий для трехмерного моделирования световых квантов метод Монте-Карло. Тестирование программы показало удовлетворительное согласие прогнозируемых и наблюдаемых данных, что свидетельствует об адекватности результатов, получаемых с помощью программы «РОКС». Разработанный комплекс может быть использован для прогнозирования блеска объектов с известной конфигурацией, а также при решении обратной задачи определения особенностей конструкции объекта на основе данных фотометрических наблюдений.

Библиографические ссылки

1. Autodesk 3DS Max [Электронный ресурс]. http://usa.autodesk.com/adsk/servlet/index?id=5659302& siteID=123112.

2. Dassault Systems (CATIA) [Электронный реcypc]. URL: http://www.3ds.com/home/.

3. Fundamentals of Voxelization // Volume Graphics : IEEE Computer. 1993. Vol. 26, № 7. P. 51–64.

4. Система визуализации индуцированного виртуального окружения: состояние проекта / В. П. Алешин, В. О. Афанасьев, Д. А. Байгозин и др. // Графикон – 2004 : сб. тр. 14-й Междунар. конф. М. : Изд-во МГУ, 2004. С. 12–15.

5. Методы компьютерной графики и индуцированного виртуального окружения в задачах обработки некоординатной информации / В. П. Алешин, В. О. Афанасьев, С. В. Клименко и др. // Вопросы радиоэлектроники. Сер. «Радиолокационная техника» : сб. науч. ст. ОАО ЦНИИ «Электроника» ; ОАО «МАК «ВЫМПЕЛ». М., 2007. Вып. 4. С. 52–72. [Электронный ресурс]. URL: www.vimpel.ru/aleshinmetodi.htm.

6. TASAT-tracking for Ant-satellite System Simulation. Vol. I. Executive Summary and Selected Results / Jim F. Riker [et al.]. RDA Logicon Associates. 1990.

7. TASAT-tracking for Ant-satellite System Simulation. Vol. II. Theory & Architecture / Jim F. Riker [et al.]. RDA Logicon Associates. 1990. 8. Polarization rendering and modeling of coherent polarized speckle backscatter using TASAT / Keith A. Bush [at all.] SPIE. Vol. 3121. P. 142–154.

9. Баяковский Ю. М., Галактионов В. А. Современные проблемы компьютерной (машинной) графики. ИПМ, 2005 [Электронный pecypc]. URL: http://www.keldysh.ru/pages/cgraph/publications/cgd_pu bl.htm.

10. Gueymard C. A. SMARTS2. A Simple Model of the Atmospheric Radiative Transfer of Sunshine: Algorithms and performance assessment. December, 1995. Publication Number FSEC-PF-270-95. Florida Solar Energy Center University of Central Florida, USA [Электронный ресурс]. URL: http://www.nrel.gov/rredc /smarts/.

11. Коробейников В. В., Усанов В. И. Методы сопряжения в задачах переноса излучений // Физика и техника ядерных реакторов. М. : Энергоатомиздат, 1994. Вып. 39.

12. Шаховский В. В. Эквивалентные поверхностные источники и эквивалентные краевые условия в задачах переноса излучений // Радиационная защита и радиационная безопасность в ядерных технологиях : тез. докладов VIII Рос. науч. конф. (17–19 сентября 2002, г. Обнинск) / ГНЦ РФ ФЭИ. 2002. С. 24–26.

13. Состояние и возможности комплекса программ «РОБОТ» по расчету трехмерной защиты методом

Монте-Карло / С. О. Вязьмин, Е. В. Класс, С. Ф. Манаков и др. // Тез. докладов 6-й Рос. науч. конф. по защите от ионизирующих излучений ядерно-технических установок (20–23 сентября 1994, г. Обнинск). Обнинск, 1994. С.106–108.

14. Ван де Хюлст Г. Рассеяние света малыми частицами. М.: ИЛ, 1961. С. 134.

15. Тымкул В. М., Тымкул Л. В., Кудряшов К. В. Отражение оптического излучения телами с направленно-рассеивающим покрытием // Изв. высших учебных заведений. Приборостроение. 2007. Т. 50. № 10. С. 58–63.

16. Image [Электронный ресурс]. URL: http://image.gsfc.nasa.gov/.

17. Gudimetla V. S. Rao, Reinhart Eric, Chris L. Hart. TASAT Simulations of NASA Image Satellite to Predict the Spin Rate // Proc. AMOS Conf. 2007. Maui. HI.

18. AMOS Observations of NASA's IMAGE Satellite / D. Hall, J. Africano, D. Archambeault et al. // Proc. AMOS Conf. 2006. Maui. HI.

19. Revisiting Spacetrack Report #3 : Astrodynamics Specialist Conf. [Электронный ресурс] / D. A. Vallado, P. Crawford, R. Hujsak, T. S. Kelso. 2006. URL: http://www.centerforspace.com/downloads/files/pubs/AI AA-2006-6753.pdf.

20. Astronomical Almanac. Annual printing. Washington: U.S. Government Printing Office. 1992. C. 24.

E. V. Klass, S. A. Ulyanov, V. V. Shahovsky

SIMULATION OF EARTH-ORBITING SATELLITE BRIGHTNESS

A two-stage approach is proposed to assess the brightness of the Earth orbiting satellites. The first stage includes the calculation of light radiation transfer equation using Mote-Carlo simulations within a surrounding sphere, which makes it possible to model quanta trajectories according to real physical processes. On the second stage the light radiation attenuation outside the sphere is accounted using known semi-empirical techniques. The simulation package produced to assess the brightness is based on 3-D representation of objects geometry, introduced using second order equation surfaces. The package testing results are presented with analytical calculations of light reflections from simulated objects as well as with experimental observations of satellites.

Keywords: Monte-Carlo technique, brightness, satellite.

© Класс Е. В., Ульянов С. А., Шаховский В. В., 2011

УДК 521.11

Э. Д. Кузнецов, П. Е. Захарова, Д. В. Гламазда, А. И. Шагабутдинов, С. О. Кудрявцев

ОСОБЕННОСТИ ОРБИТАЛЬНОЙ ЭВОЛЮЦИИ СПУТНИКОВ ЗЕМЛИ, ОБЛАДАЮЩИХ БОЛЬШОЙ ПАРУСНОСТЬЮ, В ОКРЕСТНОСТИ РЕЗОНАНСОВ НИЗКИХ ПОРЯДКОВ*

По результатам позиционных наблюдений на телескопе СБГ Коуровской астрономической обсерватории получены оценки произведения коэффициента отражения и парусности для объектов, движущихся на высоких и средних орбитах. Оценки лежат в пределах от 0.024 до 0.19 м²/кг. С помощью численного моделирования исследована орбитальная эволюция в окрестности резонансов низких порядков (1:1, 1:2, 1:3) на интервале времени 240 лет. Показано, что объекты, движущиеся в окрестности зон резонанса, вследствие вековых возмущений большой полуоси, обусловленных эффектом Пойнтинга–Робертсона, могут проходить через резонанс или переходить на квазислучайные траектории.

Ключевые слова: искусственные спутники Земли, наблюдения, световое давление, эффект Пойнтинга– Робертсона, резонанс.

В последние годы в области геостационарной орбиты открыто более ста объектов с парусностью (отношением миделева сечения к массе) от 1 до 50 м²/кг [1]. Это открытие стимулировало исследования орбитальной эволюции геосинхронных объектов с большой парусностью [2]. Качественные характеристики орбитальной эволюции объектов с большой парусностью на геосинхронных, геопереходных и GPS-орбитах [3] близки. В работе [4] показано, что вековые возмущения большой полуоси, обусловленные эффектом Пойнтинга-Робертсона, более чем на порядок превосходят возмущения от других факторов. В работе [5] с помощью численного интегрирования исследованы возмущения, обусловленные световым давлением с учетом эффекта Пойнтинга-Робертсона, в движении околоземного космического мусора. Орбитальная эволюция геосинхронных и супергеосинхронных объектов, обладающих большой парусностью, рассмотрена в работе [6]. В настоящей работе исследуются особенности орбитальной эволюции спутников Земли, обладающих большой парусностью, в окрестности резонансов низких порядков 1:1, 1:2, 1:3.

Результаты позиционных наблюдений. По результатам позиционных наблюдений объектов на высоких и средних орбитах, проведенных в декабре 2010 г. – апреле 2011 г. на телескопе СБГ Коуровской астрономической обсерватории Уральского университета, получены оценки произведения коэффициента отражения *k* и парусности у для 12 объектов (табл. 1). Уточнение элементов орбит и оценка произведения *k*у выполнялись с помощью программного комплекса Celestial Mechanics [7], разработанного в Астрономическом институте Бернского университета.

В табл. 1 даны оценки $k\gamma$, интервал времени Δt в сутках, на котором проводилось оценивание, начальная дата наблюдений, позиционные элементы улучшенной орбиты: большая полуось *a*, эксцентриситет *e*, наклон *i*. Для отождествленных объектов указаны международный номер и название объекта. Полученные оценки парусности можно отнести к малым и умеренным значениям.

Таблица 1

No	$k\gamma, m^2/\kappa\Gamma$	Δt ,	а, км	е	і, град	Международный	Название	Дата
		сут.				номер		
1	0.024 ± 0.008	18	26 479	0.66	64.48	1985-014A	USA 9	1.03.2011
2	0.027 ± 0.007	27	25 710	0.71	63.38	-	-	1.02.2011
3	0.030 ± 0.002	37	25 155	0.66	62.50	2006-027B	DELTA 4 R/B	18.01.2011
4	0.0383 ± 0.0004	63	43 105	0.0027	5.93	1992-060B	SATCOM C3	24.02.2011
5	0.062 ± 0.004	23	26 177	0.70	64.10	-	-	1.02.2011
6	0.066 ± 0.005	26	23 689	0.69	63.64	-	-	21.02.2011
7	0.068 ± 0.017	23	26 527	0.68	62.70	1997-068A	USA 136	24.02.2011
8	0.077 ± 0.023	7	26 178	0.70	63.00	-	-	25.01.2011
9	0.087 ± 0.012	27	20 604	0.66	63.78	-	-	1.02.2011
10	0.100 ± 0.009	119	42 162	0.0045	6.91	2010-063A	USA 223	29.12.2010
11	0.117 ± 0.005	63	42 122	0.0002	3.13	1996-063B	MEASAT 2	24.02.2011
12	0.190 ± 0.034	28	26 081	0.74	63.37	-	-	1.02.2011

Оценки произведения ку для высокоорбитальных объектов

^{*}Работа выполнена при финансовой поддержке ФЦП «Научные и научно-педагогические кадры инновационной России» на 2009–2013 гг.

Результаты численного моделирования движения объектов. Для исследования особенностей орбитальной эволюции высокоорбитальных космических объектов в окрестности зон резонансов низких порядков (1:1, 1:2, 1:3) использовалась численная модель движения искусственных спутников [8] (разработана в НИИ ПММ при Томском государственном университете). Учитывались основные возмущающие факторы: несферичность гравитационного поля Земли (модель EGM-96, гармоники до 27 порядка и степени), притяжение Луны и Солнца, влияние светового давления с учетом эффекта Пойнтинга–Робертсона. Интервал интегрирования составил 240 лет.

Либрационный резонанс 1:1. В работе [6] показано, что вековые возмущения больших полуосей орбит, вызываемые влиянием эффекта Пойнтинга–Робертсона, существенно различаются для объектов, движущихся внутри и вне области либрационного резонанса. В настоящей работе получены оценки вековых возмущений большой полуоси орбиты в области либрационного резонанса.

Оценки вековых возмущений \dot{a} большой полуоси орбиты геосинхронных спутников в зависимости от начального значения большой полуоси a_0 и произведения $k\gamma$, полученные по результатам численного моделирования на интервале времени 240 лет даны в табл. 2. В области резонанса происходит перераспределение энергии, приводящее к ослаблению влияния эффекта Пойнтинга–Робертсона. Вековые возмущения большой полуоси, которые могли бы привести к уходу из резонанса, становятся малыми и могут оказать существенное влияние только на объекты большой парусности, движущиеся в окрестности границы области резонанса. Результаты моделирования указывают на малую вероятность застревания в резонансе под влиянием эффекта Пойнтинга–Робертсона, чаще наблюдается прохождение через резонанс, сопровождающееся временным захватом (табл. 2, [6]).

Резонанс 1:2. В окрестности резонанса 1:2 исследована эволюция круговых экваториальных орбит, а также высокоэллиптических орбит с начальным значением эксцентриситета $e_0 = 0.6$ при начальных значениях наклонов $i_0 = 60^\circ$ и 63.4°. Анализировались три критических аргумента:

$$\Phi_1 = u(M + \Omega + g) - v\omega t = v_1 t,$$

$$\Phi_2 = u(M + g) + v(\Omega - \omega t) = v_2 t,$$
 (1)

$$\Phi_3 = uM + v(g + \Omega - \omega t) = v_3 t,$$

где M – средняя аномалия; Ω – долгота восходящего узла; g – аргумент перицентра; ω – угловая скорость вращения Земли; u, v – целые числа; v_1 , v_2 , v_3 – частоты критических аргументов.

Значения большой полуоси, соответствующие нижней a_{\min} и верхней a_{\max} границам резонансных зон, а также оценки ширины Δa зон резонансов приведены в табл. 3.

Таблица 2

Оценки вековых возмущений \overline{a} большой полуоси орбиты геосинхронных спутников в зависимости от начального значения большой полуоси a_0 и произведения $k\gamma$

<i>а</i> ₀ , км	$k\gamma = 0.36 \text{ m}^2/\text{kg}$	$k\gamma = 1.44 \text{ м}^2/\mathrm{kr}$	$k\gamma = 5.76 \text{ m}^2/\text{kg}$
42 165	$\left \dot{\overline{a}} \right < 1$ мм/год	$\left \dot{\overline{a}} \right < 1$ мм/год	$\left \dot{\overline{a}} \right < 1$ мм/год
42 170	$\left \frac{\dot{\overline{a}}}{a} \right < 1$ мм/год	$\left \dot{\overline{a}} \right < 1$ мм/год	—8 мм/год
42 175	$\left \dot{\overline{a}} \right < 1$ мм/год	$\left \dot{\overline{a}} \right < 1$ мм/год	—4 см/год
42 180	$\left \dot{\overline{a}} \right < 1$ мм/год	—2 мм/год	—4 см/год
42 185	-2 мм/год	—3 мм/год	—4 см/год
42 190	-1 см/год	-1 см/год	—4 см/год
42 195	<i>—</i> 6 см/год	—10 см/год	Либрация относительно устойчивой стационарной точки 75°, либрация относительно лвух устойчивых ста-
			ционарных точек, выход из резонанса
42 200	—40 см/год	-30 см/год	Выход из резонанса
	(либрация относительно двух устойчивых стационарных точек)	(квазислучайная траектория – 75°, 255°)	
42 205	—26 м/год	Прохождение через резонанс с вре- менным захватом	Квазислучайная траектория, выход из резонанса
42 210	—21 м/год	Прохождение через резонанс	Прохождение через резонанс
42 215	—20 м/год	Прохождение через резонанс с вре- менным захватом	Прохождение через резонанс с вре- менным захватом
42 220	—20 м/год	—79 м/год	Захват в резонанс, переход на ква- зислучайную траекторию
42 225	—19 м/год	—80 м/год	Захват в резонанс, переход на ква- зислучайную траекторию
42 230	—19 м/год	—82 м/год	Прохождение через резонанс с вре- менным захватом
42 240	—19 м/год	—80 м/год	Прохождение через резонанс с вре- менным захватом
42 270	— <u>19 м/год</u>	—80 м/год	-310 м/год

Таблица 3

Резонансный	$e_0 = 0, i_0 = 0^{\circ}$			$e_0 = 0.6, i_0 = 60^\circ, 63.4^\circ$		
аргумент	<i>a</i> _{min} , км	<i>а</i> _{max} , км	Δa , км	<i>a</i> _{min} , км	<i>а</i> _{max} , км	Δa , км
Φ_1	26 563	26 567	4	26 525	26 585	60
Φ_2	26 563.5	26 566	2.5	26 470	26 600	130
Φ_3	26 564.5	26 568	3.5	26 470	26 600	130

Местоположение и ширина резонансных зон для резонанса 1:2

Оценки вековых возмущений \dot{a} большой полуоси орбиты объектов, движущихся в окрестности резонанса 1:2 даны в табл. 4. Курсивом выделены значения, полученные вне резонансной области, прямым шрифтом даны значения для области резонанса.

Таблица 4

Оценки вековых возмущений \dot{a} большой полуоси орбиты объектов, движущихся в окрестности резонанса 1:2

<i>k</i> ү, м ² /кг	$e_0 = 0,$	$e_0 = 0.6$,	$e_0 = 0.6$,
	$i_0 = 0^\circ$	$i_0 = 60^{\circ}$	$i_0 = 63.4^{\circ}$
0.0144	<i>—50</i> см/год	-3 см/год	-3 см/год
1.44	<i>—50</i> м/год	-3 м/год	-3 м/год
2.88	<i>—100</i> м/год	-5 м/год	<i>—120</i> м/год

Исследование особенностей движения высокоорбитальных объектов показало, что при увеличении значения $k\gamma$ до 2.88 м²/кг орбитальная эволюция, соответствующая критическому наклону, сохраняется. При этом возможна реализация квазислучайных траекторий с временными захватами в резонанс 1:2.

Резонанс 1:3. По результатам численного моделирования движения объектов в окрестности резонанса 1:3 при значении $k\gamma = 0.0144 \text{ м}^2/\text{кг}$ для круговых экваториальных орбит определены граничные значения большой полуоси (табл. 5). Ширина резонансных зон составляет 200–280 м. Скорости векового уменьшения большой полуоси, обусловленного влиянием эффекта Пойнтинга–Робертсона, вне области резонанса составляет $\dot{a} = -30 \text{ м/год для } k\gamma = 0.0144 \text{ м}^2/\text{кг}$.

Таблица 5 Местоположение и ширина резонансных зон для резонанса 1:3

Резонансный	$e_0 = 0, i_0 = 0^\circ$			
аргумент	a_{\min} , км	$a_{\rm max}$, км	Δa , км	
Φ_1	20 274.61	20 274.89	0.28	
Φ_2	20 274.61	20 274.89	0.28	
Φ_3	20 279.00	20 279.20	0.20	

Влияние светового давления с учетом эффекта Пойнтинга–Робертсона приводит к вековому уменьшению большой полуоси сферически-симметричного спутника. Наиболее сильно это проявляется для объектов с парусностью $k\gamma > 1 \text{ м}^2/\text{кг.}$ В резонансных областях влияние эффекта существенно ослабляется, но в случае, если объект обладает большой парусностью и движется вблизи границы резонансной зоны, может приводить к качественным изменениям орбитальной эволюции.

Наблюдения высокоорбитальных космических объектов, проводимые в Коуровской астрономической обсерватории Уральского университета, показывают возможность определения парусности объектов по результатам позиционных наблюдений. В случае обнаружения объектов с большой парусностью ($k\gamma > 1 \text{ м}^2/\text{кr}$) планируется оценить скорость векового изменения больших полуосей орбит из наблюдений.

Библиографические ссылки

1. Classification and characterization of GEO population based on results of the ISON observations / V. Agapov, I. Molotov, Z. Khutorovsky, V. Titenko // Fifth European Conf. on Space Debris (30 March – 2 April 2009, Darmstadt) ESA/ESOC [Электронный ресурс]. 2009. URL: http://lfvn.astronomer.ru/report/0000048/011/index.htm.

2. Anselmo L., Pardini C. Space debris mitigation in geosynchronous orbit // Adv. Space Res. 2008. Vol. 41. P. 1091–1099.

3. Anselmo L., Pardini C. Dynamical evolution of high area-to-mass ratio debris released into GPS orbits // Adv. Space Res. 2009. Vol. 43. P. 1491–1508.

4. Смирнов М. А., Микиша А. М. Вековая эволюция высокоорбитальных космических объектов под действием светового давления // Проблема загрязнения космоса (космический мусор). М. : Космосинформ, 1993. С. 126–142.

5. Туева О. Н., Авдюшев В. А. О влиянии светового давления и эффекта Пойтинга–Робертсона на динамику космического мусора // Околоземная астрономия – 2005 : сб. тр. конф. Казань : Казанский ун-т, 2006. С. 261–267.

6. Кузнецов Э. Д. О влиянии светового давления на орбитальную эволюцию геосинхронных объектов // Астроном. вестн. 2011. Т. 45. С. 444–457.

7. Butler G. Methods of Celestial Mechanics. Berlin, Heidelberg : Springer-Verlag, 2005. Vol. 1, 2.

Численная модель движения ИСЗ. Новая версия
 Т. В. Бордовицына, А. П. Батурин, В. А. Авдюшев,
 П. В. Куликова // Изв. вузов. Физика. 2007. Т. 50,
 Вып. 12/2. С. 60–65.

E. D. Kuznetsov, P. E. Zakharova, D. V. Glamazda, A. I. Shagabutdinov, S. O. Kudryavtsev

PECULIAR PROPERTIES OF ORBITAL EVOLUTION OF EARTH SATELLITES WITH HIGH AREA TO MASS IN LOW ORDER RESONANCE NEIGHBORHOOD

The authors present estimations of refraction coefficient and area to mass coefficient, obtained by positional observations of high and mean orbit satellites, made with telescope SBG of Kourovka Astronomical Observatory. The estimations vary from 0.024 to 0.19 m²/kg. Orbital evolution in low order resonances (1:1, 1:2, 1:3) neighborhood was investigated within time interval of 240 years by means of numerical method. The authors show that objects, moving in neighborhood of resonance zones, can pass through resonance or can go on quasirandom trajectories due to secular semi-major axis perturbations given by Pointing–Robertson effect.

Keywords: artificial satellites, observations, light pressure, Pointing–Robertson effect, resonance.

© Кузнецов Э. Д., Захарова П. Е., Гламазда Д. В., Шагабутдинов А. И., Кудрявцев С. О., 2011

УДК 629.7.01-192.52.32

С. А. Мещеряков

АНАЛИЗ РИСКА ПОВРЕЖДЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА: РАСЧЕТ ПОТОКОВ МЕТЕОРОИДНЫХ ЧАСТИЦ И ЧАСТИЦ ОРБИТАЛЬНОГО МУСОРА НА ЭЛЕМЕНТЫ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ПО МОДЕЛЬНЫМ РАСПРЕДЕЛЕНИЯМ

Рассмотрены преобразования распределений из кеплеровской системы координат в декартову для эллиптических и гиперболических орбит. Прежде всего, полученные результаты могут быть использованы при анализе безопасности космических аппаратов.

Ключевые слова: обобщенные функции, плотность гравитирующей среды.

Понятия интеграла столкновений и связанного с ним понятия риска повреждения космического аппарата (КА) пришли в статистическую орбитальную механику из теории переноса. В общем случае задача описывается интегральным или интегродифференциальным уравнениями. Интегральный член в интегродифференциальном уравнении обычно называется интегралом столкновений. Аналитическое выражение для интеграла столкновений является исходным при построении интегрального уравнения переноса. Понятие интеграла столкновений используется также для определения вероятности столкновения КА с другим орбитальным объектом, в частности, для определения вероятности повреждения элементов КА на основании известных распределений частиц околоземной пылевой среды. Под пылевой средой подразумеваются частицы орбитального мусора и метеороидные частицы. Обычно рассматриваются популяции мусора и метеороидной среды, представляющие непосредственную опасность для КА на высотах до 2 000 км это фрагменты, возникшие в результате взрывов и столкновений, и выбросы твердотопливных двигателей, частицы стекла и др. В области 600-1 000 км находится максимум засоренности космического пространства. Выше 2 000 км основную опасность для КА представляют метеороидные частицы. Критичные размеры частиц определяются типом воздействия и варьируются весьма широко. Миллиметровую стенку герметизированного компонента может пробить частица размером, начиная с долей миллиметра, плазменные эффекты могут быть связаны даже с микронными частицами [1].

Расчет потоков частиц космического мусора, попадающих на элементы КА. Наиболее общим путем построения модели орбитального мусора является анализ эволюции орбит элементов этого мусора. Анализ орбит удобно проводить в кеплеровских координатах, поэтому модель орбитального мусора представляет собой распределения различных компонент мусора в кеплеровском пространстве. Для решения многих практических задач, в том числе для анализа защиты КА, необходимо перейти от распределений в кеплеровском пространстве к распределению в декартовом пространстве [2; 3]. Окончательное решение этой задачи, полученное путем использования уравнений сохранения, дано в работе Д. Кесслера [4]. Это решение используется в общепринятых моделях орбитального мусора, разработанных в NASA [5] и ESA, которые включают в себя программы для расчета потоков частиц мусора в сопутных системах координат. Решение задачи о переходе между распределениями для эллиптических орбит с помощью аппарата обобщенных функций дано в работах [6-8]. В общепринятом модельном случае, когда распределения орбит частиц мусора по долготе восходящего узла, а также по аргументу перигея являются равномерными, решения, полученные в работах [4; 6], совпадают.

Итак, рассмотрим случай, когда орбитальное распределение мусора зависит только от наклонения *i* и

высоты. Поток частиц некоторой компоненты, падающих на элемент КА, находящийся на широте θ и на высоте $H = r - R_E$, равен

$$F_{Dtot}(\theta, r, m) = \frac{1}{2\pi^3 ar} \times \int_{0}^{\pi^{2} 2} \int_{r_{1}\min}^{r_{2}} \int_{k=1}^{4} \frac{f(r_{1}, r_{2}, i, m) \cdot ((\vec{V}_{k} - \vec{V}_{s}) \vec{n}) K_{\theta} \cdot K_{r} \cdot K_{nk}}{\sqrt{(\sin^{2} i - \sin^{2} \theta)} \cdot \sqrt{(r - r_{1})(r_{2} - r)}} \times G \cdot dr_{1} \cdot dr_{2} \cdot di,$$

где $K_{\theta} = 1$ при $\theta \le i$; $K_{\theta} = 0$ при $\theta > i$; $K_r = 1$ при $r_1 \le r \le r_2$; $K_r = 0$ при $r < r_1$ или $r > r_2$; $K_{nk} = 1$ при $((\vec{V}_k - \vec{V}_s) \vec{n}) > 0$; $K_{nk} = 0$ при $((\vec{V}_k - \vec{V}_s) \vec{n}) \le 0$; \vec{V}_k – скорость частицы, находящейся на *k*-й орбите.

Всего имеется 4 орбиты, относящихся к данной точке модельного пространства (r_1, r_2, i) :



Для вычитания скорости частиц и скорости КА введем локальную систему координат, неподвижную относительно центра Земли, следующим образом: ось *z* направлена вверх, ось *x* направлена на восток, а ось *y* – на север.

Векторы скоростей частиц, находящихся на этих орбитах, в локальной системе координат записываются следующим образом:

$$\vec{V}_{1,2,3,4} = \pm \left| V_t \cdot \frac{V_t \cdot \frac{\cos i}{\cos \theta}}{\cos \theta} \right|_{\pm V_r},$$

где

$$V_t = \frac{\sqrt{2}}{r} \cdot \sqrt{\frac{r_1 r_2}{r_1 + r_2}} \cdot \sqrt{\mu_E} ,$$

$$V_r = \frac{\sqrt{2}}{r} \cdot \sqrt{r - \frac{r_1 r_2 + r^2}{r_1 + r_2}} \cdot \sqrt{\mu_E}$$

Расчет потоков частиц межпланетной пыли, попадающих на элементы КА. В моделях околоземной микрометеороидной среды (межпланетной пыли) на большом расстоянии от Земли, т. е. на входе в гравитационное поле Земли, задаются радианты летящих частиц межпланетной пыли: эклиптическая долгота λ и эклиптическая широта β , абсолютная величина скорости V и масса частицы m. При этом распределение частиц представляется в виде суммы распределений нескольких компонент $f_{\infty}(\lambda,\beta,V,m) = \sum_{i} f_{i}(\lambda,\beta) \cdot w_{i}(V) \cdot g_{i}(m)$ ([9]). Поток

частиц в окрестности КА, находящегося на околоземной орбите, определяется из решения стационарной кинетической задачи (многоскоростной гидродинамической задачи), в которой отсутствуют столкновения, а граничные условия задаются модельными распределениями. Аналитическое решение задачи о рассеянии мононаправленного однородного потока частиц, набегающего на гравитирующий центр, может быть использовано для получения численных и аналитических решений более общих задач, поэтому эта задача является ключевой. Рассеяние на гравитирующем центре определяет многие процессы эволюции Вселенной, поэтому эта задача давно привлекала интерес астрономов, и первые попытки решить ее были сделаны в начале прошлого века. Обычно решение задачи ищется путем численного или аналитического анализа линий тока и условий сохранения момента количества движения и энергии [10-12]. Точное решение этой задачи на этом пути было получено в работе [13]. В работе [6] был предложен альтернативный путь решения статистических задач орбитальной механики на основе привлечения аппарата обобшенных функций. Для случая гиперболических орбит, соответствующих обтеканию Земли метеороидными потоками, аналитические решения приведены в работах [14-17].



Рис. 1. Фокусировка однородного потока частиц межпланетной пыли, имеющих скорость 10 км/с, гравитационным полем Земли; поток фокусируется на оси, начиная с некоторого расстояния от Земли (рисунок дан в масштабе)

Рассмотрим задачу о мононаправленном однородном потоке частиц межпланетной пыли, падающих на Землю. Распределение плотности симметрично относительно оси потока. Рассмотрим решение задачи в области $0 \le \theta \le \pi$. В каждую точку околоземного пространства приходят две компоненты потока межпланетной пыли – прямая и рассеянная. Локальная плотность пылевой среды равна сумме прямой и рассеянной компонент:

$$\rho(\tilde{r},\theta) = \rho_1(\tilde{r},\theta) + \rho_2(\tilde{r},\theta),$$

где

$$\rho_k(\tilde{r}, \theta) = \rho_0 \frac{K_k}{\sin \theta \cdot |R_k|};$$

$$R_k = 2\frac{\tilde{r}}{\tilde{\chi}_k} - \frac{\tilde{r}^2}{\tilde{\chi}_k^2} \sin \theta;$$

$$\tilde{\chi}_{1,2} = \frac{1}{2} \left(\tilde{r} \sin \theta \pm \sqrt{\tilde{r}^2 \sin^2 \theta + 4\tilde{r}(1 - \cos \theta)} \right);$$

$$\tilde{r} = \frac{r \cdot V_0^2}{\mu_E}, \ \rho_0 = \frac{f_0}{V_0};$$

К_k – множитель, определяемый затенением данной точки Землей и ее атмосферой.

 $K_1 = 0$, если выполняются одновременно два неравенства:

$$\frac{\tilde{\chi_k}^2}{1+\sqrt{1+\tilde{\chi_k}^2}} \cdot \frac{\mu_E}{V_0^2} < R_E + H_a$$
и $\cos \theta < \frac{-1}{\sqrt{1+\tilde{\chi_k}^2}}$,

 $K_1 = 1$ в противоположном случае.

 $K_2 = 0$, если

$$\frac{\tilde{\chi}_k^2}{1+\sqrt{1+\tilde{\chi}_k^2}} \cdot \frac{\mu_E}{V_0^2} < R_E + H_a$$

 $K_2 = 1$ в противоположном случае.

Соответственно, абсолютная величина скорости равна

$$V = \sqrt{V_0^2 + 2\frac{\mu_E}{r}} \; .$$

Угол между направлением скорости и осью *х* определяется уравнением

tg
$$\alpha_k = \frac{1 - \cos \theta}{\tilde{\chi}_k + \sin \theta}$$
.

Таким образом, поток частиц на элемент внешней поверхности КА равен

$$F = f_1 \cdot ((\vec{V}_1 - \vec{V}_s) \cdot \vec{n}) \cdot K_{n1} + f_2 \cdot ((\vec{V}_2 - \vec{V}_s) \vec{n}) \cdot K_{n2} ,$$

где \vec{n} – вектор внутренней нормали к элементу поверхности.

$$K_{ni} = 1$$
 при $((\vec{V}_i - \vec{V}_s)_i \ \vec{n}) > 0$; $K_{ni} = 0$ при $((\vec{V}_i - \vec{V}_s) \ \vec{n}) \le 0$.

В полученных выражениях не учитывалось взаимное затенение элементов КА, которое требует отдельного рассмотрения уже в декартовой системе координат.

Полученное выражение для потока частиц от однородного источника является ядром интегрального преобразования, позволяющего перейти от модельного распределения частиц межпланетной пыли к потокам частиц на элементы КА:

$$F_{Mtot}(\lambda_s, \beta_s, r_s, V, m) =$$

= $\int_{0}^{\pi} \int_{0}^{2\pi} f_{\infty}(\lambda, \beta, V_0, m) \cdot F \cdot G \cdot \cos\beta \cdot d\lambda \cdot d\beta$

где угол θ , входящий в выражения для плотностей прямой и рассеянной компонент, $\theta = \theta(\lambda_s, \beta_s, r_s, \lambda, \beta)$, является функцией расположения расчетной точки $(\lambda_s, \beta_s, r_s)$ и радианта падающих частиц (λ, β) .

Таким образом, получены аналитические выражения для перехода между распределениями в кеплеровской и декартовой системах координат. Эти выражения существенно упрощают численные расчеты воздействия частиц орбитального мусора и метеороидов на космические аппараты.

Библиографические ссылки

1. Корсун А. Г. Электроразрядные процессы в плазменном окружении МКС, генерируемые высоковольтными солнечными батареями // Информационные технологии в науке, технике и образовании : конф., посвященная 50-летию полета в космос первого человека Земли – Ю. А. Гагарина / Акад. инженерных наук им. А. М. Прохорова. Абхазия : Пицунда, 2010.

2. Opik E. J. Collision probabilities with the planets and the distribution of the interplanetary matter. Proc. Roy. Irish. Acad. 1951. Vol. 54, № 1. P. 165–199.

3. Wetherwill G. W. Collisions in the asteroid belt // J. Geophys. Res. 1967. Vol. 72. P. 2429–2444.

4. Kessler D. J. Derivation of the Collision Probability between Orbiting Objects: The Lifetimes of Jupiter's Outer Moons // Icarus. 1981. Vol. 39–48.

5. A computer based orbital debris environment model for spacecraft design and observations in low Earth orbit / D. J. Kessler, J Zhang., M. J. Matney et al. // NASA TM-104825. 1996.

6. Мещеряков С. А. Вычисление распределений орбитальных объектов с помощью функции Дирака // Теоретические и экспериментальные исследования вопросов общей физики / под ред. акад. Н. А. Анфимова; ЦНИИмаш. 2001. С. 59–62.

7. Мещеряков С. А Расчетные методы оценки риска повреждения КА вследствие столкновений с орбитальными частицами и метеороидами // Околоземная астрономия XXI в. М. : ГЕОС, 2001. С.123–132.

8. Meshcheryakov S. A. Use of generalized functions for Definition of Collision Integrals in Orbital Motion. Proc. of the 4th European Conf. on Space Debris (18–20 April 2005, Darmstadt). ESA/ESOC, 2005.

9. Taylor A., McBride N. A radiant-resolved meteoroid model // Second European Conference on Space Debris. ESOC (17–19 March 1997, Darmstadt). 1997.

10. Радзиевский В. В., Дагаев М. М. Некоторые эффекты и проблемы взаимодействия звезд с межзвездной средой // Астроном. журнал. 1969. Т. 46, № 1. С. 56–65.

11. Colombo G., Lautman A., Shapiro I. I. The Earth's Dust Belt: Fact or Fiction? Gravitational Focusing and Jacobi Capture // Journal of Geophysical research. 1966. Vol. 71, № 23. P. 5705–5717.

12. Фесенков В. Г. Метеорная материя в межпланетном пространстве. М. ; Л. : Из-во АН СССР, 1947.

13. Jones J., Poole L. M. G. Gravitational focusing and shielding of meteoroid streams // Monthly Notices of the Royal Astronomical Society. 2007. № 375 (3). P. 925–930.

14. Meshcheryakov S. A. Analytical formulas for evaluation of the meteoroid distributions in the near-Earth space // Near-Earth Astronomy -2007: International Conf. Terskol, 2007..

15. Meshcheryakov S. A. Meteoroid dispersion by the gravitation field of the Earth // 58th IAF Congress (Sept. 24–28). Hyderabad, 2007.

16. Meshcheryakov S. A. Analytical formulas for evaluation of meteoroid distributions in the near-Earth space // Fifth European Conf. on space Debris (Darmstadt, Marth–April), 2009.

17. Meshcheryakov S. A. Solution of transport problems of celestial mechanics using generalized functions // Near-Earth Astronomy – 2009 : International Conf. (23–29 August 2009, Kazan). Kazan, 2009.

S. A. Mescheryakov

ANALYSIS OF COLLISIONAL RISKS: CALCULATION OF METEOROID FLUXES AND SPACE DEBRIS FLUXES INCIDENT ON SPACECRAFT ELEMENTS USING MODEL DISTRIBUTIONS

Transformations of distributions from Keplerian coordinate system to Cartesian coordinate system for elliptic and hyperbolic orbits are considered. The results can be used for analysis of spacecrafts possible risks and in astrophysics, for analysis of gravitating media cinematic.

Keywords: generalized functions, density of gravitating media.

© Мещеряков С. А., 2011

УДК 621.396

В. П. Алешин, Ю. Ю. Балега, А. Ф. Максимов, С. Л. Комаринский, Д. Д. Новгородцев

СПЕКЛ-ИНТЕРФЕРОМЕТРИЯ ГЕОСТАЦИОНАРНЫХ ИСКУССТВЕННЫХ СПУТНИКОВ ЗЕМЛИ: РЕАЛЬНОСТЬ И ПЕРСПЕКТИВЫ

Впервые в России на большом азимутальном телескопе (6 м) проведены эксперименты по получению изображений геостационарных искусственных спутников Земли (ИСЗ). Опубликованных экспериментальных результатов получения соответствующих изображений зарубежными обсерваториями в доступной литературе обнаружено не было. Использованный спекл-интерферометр является прототипом аппаратуры, разрабатываемой для телескопа Алтайского оптико-лазерного центра (3.12 м). Полученные последовательности короткоэкспозиционных спекл-изображений и их последующая биспектральная обработка позволила определить ориентацию солнечных панелей ИСЗ «Экспресс-АМ» (АМ2, АМ22). Восстановленные изображения ИСЗ USA 202 («Орион») дали возможность оценить форму ИСЗ и его размеры. Эксперименты подтвердили факт достижения дифракционного предела (20 угловых миллисекунд) методами спекл-интерферометрии. Рассматриваются также перспективы совершенствования методов получения изображений геостационарных ИСЗ.

Ключевые слова: спекл-интерферометрия, геостационарные ИСЗ, биспектральная обработка, получение изображений.

Пояс геостационарных космических объектов является одним из наиболее заселенных и важных с точки зрения, как военных, так и гражданских применений. До последнего времени эксперименты по получению изображений геостационаров отечественными средствами наблюдения не проводились.

Методы спекл-интерферометрии геостационарных ИСЗ. Одним из классических методов получения изображений на дифракционном пределе разрешения в оптической астрономии является спекл-интерферо-метрия. Данный метод восходит к работам А. Лабейри, К. Нокса, Б. Томсона, Г. Вайгельта и др. [1–6]. Методы спекл-интерферометрии впервые в России были реализованы САО РАН [7–9]. Показано, что в астрономических наблюдениях (в первую очередь, двойных и кратных звезд) достигнут дифракционный предел инструмента (апертура 6 м) – 0.02 угловых секунды при минимальной яркости астрономического объекта 13 зв. вел. В случае ПЗС-матрицы с электронным усилением заряда проницающая способность может быть доведена до 15 зв. вел. [10].

Достижение диффракционного предела возможность с помощью принципа «замкнутых» фаз (рис. 1). Вся апертура разделяется на субапертуры, задаваемые параметром Фрида [11; 12]. В итоге, апертура распадается на набор интерферометров. Общее число субапертур задается отношением параметра Фрида к размеру апертуры. Это число определяет количество изображений, используемых при дальнейшем усреднении. Любые три субапертуры (объединенные на рис. 1 треугольником) определяют уравнение «замкнутых» фаз, которое не зависит от атмосферных фазовых флюктуаций. Как известно, разрешение интерферометра зависит от длины базовой линии. Так как в представленном наборе баз интерферометров присутствют базовые линии, равные диаметру апертуры, то появляется возможность достижения диффракционного предела. Все подобные треугольники на схеме эквиваленты одному уравнению «замкнутых» фаз, что приводит к избыточности (redundant) метода и спеклшуму. Для устранения спекл-шума в спекл-интерферометрии используется усреднение.



Рис. 1. Иллюстрация уравнения «замыкания» фаз

На практике спекл-интерферометрия реализуется с помощью биспектральной обработки [6]. Эквивалентность биспектра и «замыкания» фаз показана в [11]. Данный метод позволяет восстановить полный спектр изображения вместе с фазой. Методы Лабейри [1] и Нокса–Томсона [4] являются частными случаями биспектральной обработки (известной также как метод тройных корреляций [5]).

Усредненная по серии мгновенных изображений тройная корреляционная функция (или биспектр) в спектральной области задается следующим образом:

$$\tilde{B}'(u,v) = \langle B(u,v) \rangle = \langle I(u)I(v)I(-u-v) \rangle,$$

где $I(\varpi)$ изображение в спектральной области – Фурье-преобразование (ϖ , u, v – пространственные частоты); I(u)I(v) I(-u-v) биспектр мгновенного изображения; угловые скобки $\langle \rangle$ обозначают усреднение по ансамблю. Средний биспектр $\tilde{B}'(u,v)$ серии мгновенных изображений спеклов связан с биспектром объекта $O^{(3)}(u,v)$ уравнением

$$\tilde{B}'(u,v) = O^{(3)}(u,v) \tilde{S}^{(3)}(u,v)$$

где $\tilde{S}^{(3)}(u,v)$ биспектр передаточной функции «атмо-

сфера–телескоп» $\langle S^{(3)}(u,v) \rangle$.

На основе принципа «замыкания» фаз можно показать, что передаточная функция $\tilde{S}^{(3)}$ оказывается вещественной положительной функцией (с точностью

до спекл-шума), и фаза среднего биспектра может быть записана в виде

$$\arg\left[\tilde{B}'(u,v)\right] = \arg\left[O^{(3)}(u,v)\right]$$

что и позволяет определить фазу объекта с точностью до сдвига в пространственной области.

При обработке спекл-структур необходимо осуществить эффективную в вычислительном плане реализацию биспектральной обработки. Напомним, что размер памяти на один биспектр – более 1 Гб. При восстановлении одного изображения КА обрабатывается более 1 000 спекл-структур и соответствующих биспектров (для 6-метровой апертуры и при средних условиях видимости). Более подробно особенности использованного алгоритма изложены в [13].

Спекл-интерферометрические наблюдения телекоммукационных ИСЗ «Экспресс-АМ» (АМ22, АМ2). Изложим результаты экспериментов по наблюдению геостационара за период 2007–2010 гг. Восстановленные изображения по последовательности 960 короткоэкспозиционных спекл-структур (кадров) с помощью биспектральной обработки приведены на рис. 2. Масштабы рисунков одинаковы (размер кадра 4×4 угловых секунды). Сжатие спеклструктуры после обработки составляет поряда 60 раз (отношение углового размера полного спекл-пятна и восстановленного изображения). Время обработки составило около 3 ч.

На рис. 3 приведены увеличенные фрагменты кадров прогноза заатмосферного изображения и восстановленного изображения ИСЗ. Белой стрелкой отображена оценка оси солнечных панелей ИСЗ. Для прогноза изображений использовались алгоритмы и программы, описанные в [14]. Был проведен детальный анализ восстановленных изображений. Оценка максимального размера ИСЗ «Экспресс-АМ2» составляет 26.2 ± 4.6 м для удаления 36 000 км. Размер корпуса – 7 ± 3 м. (априорный размер панелей 25 м). Оценка максимального размера ИСЗ «Экспресс-АМ2» составляет 29.7 ± 4.6 м.

Ориентация восстановленного изображения и априорный прогноз совпадают с высокой точностью (рис. 3).

Спекл-интерферометрические наблюдения ИСЗ радиоразведки USA 202 («Орион»). Характерной особенностью ИСЗ-радиоразведчиков на геостационарных орбитах является наличие большой параболической антенны дальнего радиоперехвата. Были проведены сеансы спекл-наблюдений данного ИСЗ (июль 2010 г). Атмосферное рассеяние составляло более 2 угловых секунд, но, тем не менее, удалось восстановить изображения ИСЗ (рис. 4).



Рис. 2. Отдельный спекл-кадр (*a*) и восстановленные изображения ИСЗ «Экспресс-AM22» (*б*) и «Экспресс-AM2» (*в*)



Рис. 3. Прогнозы заатмосферных изображений и фрагменты восстановленных изображений ИСЗ «Экспресс-АМ22» (а) и «Экспресс-АМ2»(б)

Для формирования одного восстановленного изображения использовалось от 160 до 480 короткоэкспозиционных спекл-структур, время обработки одной последовательности спекл-структур находится в пределах от 0.5 до 2 ч. На всех восстановленных изображениях отчетливо видно яркое круглое пятно (практически точно вписываемое в окружность), которое идентифицируется с параболической антенной ИСЗ. Проведена оценка размеров ИСЗ по вписанной окружности: 40 ріх – 62 m на дальности 36 700 км, точность порядка 3 м. Два фрагмента вне круга можно проидентифицировать с отражателем и телекоммукационной антенной. Увеличение разрешения после обработки (отношение среднего размера спекл-струк-туры к размеру восстановленного изображения) составило около 70.

Перспективы получения изображений геостационарных ИСЗ. Спекл-интерферометрия низкоорбитальных ИСЗ довольно активно используется в США [15; 16]. Данные методы для наблюдения геостационарных ИСЗ подобными телескопами не рассматривались (из-за недостаточности размера апертуры используемых телескопов).



Рис. 4. Один из кадров спекл-структуры, восстановленное изображение ИСЗ Orion M и сравнение с априорной информацией

Известны работы проектного характера и численное моделирование [17], где для геостационаров предлагалась адаптивная оптика и дополнительная обработка типа методов «слепой» деконволюции (размер апертуры 3.6 м). Полученные численным моделированием изображения близки по качеству к приведенным в данной статье.

Очевидным ограничением на разрешающую способность метода является размер апертуры. Так как увеличение размера монолитных зеркал практически исчерпано, то необходимо переходить на распределенные апертуры и пользоваться методами оптической интерферометрии. Наиболее эффективными являются телескопы типа большого бинокулярного, у которых имеется достаточно большой набор базовых линий (в том числе и малых), что важно для получения изображений. Синтезирование изображений в подобных телескопах близко к методу биспектральной обработки [18]. Однако астрономические методы синтеза неприменимы в случае геостационаров из-за перемещения ИСЗ синхронно с Землей. Так, в случае бинокулярного телескопа для синтеза изображений необходимо было бы дополнительное вращение зеркал относительно общей оси, что нереально. Поэтому предлагается использовать интерферометры с большим числом телескопов и многоспектральными наблюдениями [19; 20]. Полученные прикладные результаты [19] сводятся к обнаружению интерференционных линий. Реальных изображений ИСЗ получено не было.

Интересно использование космических интерферометров, что сняло бы проблему синтезирования апертуры. В заявленном проекте космического интерферометра [21] прогнозируется величина линейного разрешения по геостационарам порядка 1 см. В качестве метода синтезирования изображений используется формирование функции когерентности и эффект Брауна-Твисса. Фазу предлагается восстанавливать алгоритмически.

Несмотря на наличие адаптивных оптических систем, методы спекл-интерферометрии показали высокую эффективность и определенные преимущества. Имеется ряд путей дальнейшего совершенствования методов спекл-интерферометрии. В частности, возможность снизить избыточность с помощью сегментации апертуры (для ярких источников) и, соответственно, уменьшить время накопления [22]. Представляют интерес алгоритмы решения проблемы неизопланатизма на основе метода «черепицы» [23].

Таким образом, можно сделать следующие выводы:

1. Разрешение спекл-интерферометра БТА САО РАН при наблюдениях геостационарных ИСЗ составило 0."02 угловой секунды, а проницающая способность 12–14 зв. вел. Точность оценки ориентации солнечных панелей геостационарных ИСЗ достигает нескольких угловых градусов, а точность оценки размеров – 3–5 м.

2. Прогнозируемое разрешение спекл-интерферометра Алтайского оптико-лазерного центра (АОЛЦ) (телескоп 3.12 м) – 0."04 угловой секунды с проницающей способностью 10–11 зв. вел.

3. Увеличение проницающей способности спеклинтерферометра АОЛЦ возможно при одновременном использовании адаптивной оптической системы с «натриевой» звездой.

4. Дальнейшие перспективы получения изображений высокого разрешения геостационарных ИСЗ связаны с методами оптической интерферометрии и усовершенствованными алгоритмами обработки.

Авторы выражают благодарность Е. А. Гришину и В. Д. Шаргородскому за поддержку в выполнении проекта. Также авторы признательны В. В. Дьяченко и Е. В. Малоголовцу за участие в эксперименте.

Библиографические ссылки

1. Labeyrie A. Attainment of diffraction limited resolution in large telescopes by Fourier analyzing speckle patterns in star images // Astronomy and Astrophysics. 1970. Vol. 6. P. 85–87.

2. Bonneau D., Labeyrie A. Speckle interfe-rometry: color-dependent limb darkening evidenced on alpha Orionis and omicron Ceti, The Astrophysical Journal. 1973. Vol. 181. P. L1–L4.

3. L. Labeyrie [et al.] // The Astrophysical Journal. 1977. Vol. 218. P. L75–L78.

4. Knox K. T., Thompson B. J. Recovery of Images from Atmospherically Degraded Short-Exposure Images // Astrophys. J. 1974. Vol. 193. P. 45.

5. Weigelt G. Modified Astronomical Speckle Interferometry «Speckle Masking» // Opt. Commun. 1977. 21, 55.

6. Lohmann A. W., Weigelt G., Wiritzer B. Speckle masking in astronomy – Triple correlation theory and applications // Applied Optics. 1983. Vol. 22. P. 4028–4037.

7. Balega Y. Y., Tikhonov N. A. Speckle Interferometry of some bright stars with 6 meter telescope // Pis'ma Astron. Zn. 3, 1977. P. 497–499.

8. The Angular Diameter of Betelgeuse // Y. Balega [et al.] // Astron. Astrophys. 115, 1982. P. 253–256.

9. Speckle interferometry of metal-poor stars in the solar neighborhood / D. A. Rastegaev [et al.] // II Astrophysical Bulletin. 2008. Vol. 63. Iss/ 3. P. 278–289.

10. Спекл-интерферометр 6-м телескопа САО РАН на основе ЕМССD: характеристики и первые результаты / А. Ф. Максимов и др. // Астрофизический бюллетень. 2009. Т. 64, № 3. С. 308–321.

11. Roddier F. Triple Correlation as a Phase Closure Technique // Opt. Commun. 60. 1986. P. 145.

12. Speckle Imaging through the Atmosphere / W. I. Beavers [et al.] // The Lincoln Laboratory Journal. 1989. Vol. 2, № 2. P. 207–228.

13. Большеапертурные телескопы в задачах получения изображений геостационарных космических аппаратов для целей ситуационной оценки космической обстановки / В. П. Алешин [и др.] // Электромаг-

нитные волны и электронные системы. М. : Радиотехника, 2011. Т. 16, № 3. С. 9–17.

14. Методы компьютерной графики и индуцированного виртуального окружения в задачах обработки некоординатной информации / В. П. Алешин [и др.] // Вопросы радиоэлектроники. № 4. 2007. С. 52–72.

15. Lawrence T. W., Goodman D. M. Fitch J. P. Speckle imaging of satellites at the U. S. Air Force Maui Optical Station // Appl. Opt. 31. 1992. P. 6307–6321.

16. Schulze K., Tyler D. PARallel Speckle rEonstruction Code (PARSEC) for satellite imaging at the MSSS: algorithms and observational results. 2000. P. 1–22.

17. Hope D. A., Jefferies, S. M., Giebink C. Imaging Geosynchronous Satellites with the AEOS Telescope // Proc. of the Advanced Maui Optical and Space Surveillance Technologies Conf. (Wailea, Maui, Hawaii, Sep. 2008). The Maui Economic Development Board. P. 1–8.

18. Speckle masking interferometry with the Large Binocular Telescope / T. Reinheimer [et al.] // Astron. Astrophys. Suppl. Ser. 121, 1997. P. 191–199.

19. Observations of a Geosynchronous Satellite with Optical Interferometry / J. T. Armstrong [et al.] // Advanced Maui Optical and Space Surveillance Technologies Conf. (16–19 Sep., Maui). 2008.

20. Satellite Imaging and Characterization with Optical Interferometry / A. M. Jorgensen [et al.] // Advanced Maui Optical and Space Surveillance Technologies Conf. (14–17 Sep., Maui). 2010. P. 1–13.

21. Hyland D. C. Efficient, Passively Orbiting Constellations for High Resolution Imaging of Geosynchronous Objects. AAS. AIAA // Astrodynamics Specialist Conf. (Aud. 19–23, Michigan). 2007.

22. Brandoch Calef. Speckle imaging with a partitioned aperture: experimental results // Proc. of the AMOS Technical Conf. 2009.

22. Carrano C. J. Mitigating atmospheric effects in high-resolution infra-red surveillance imagery with bispectral speckle imaging // SPIE Intern. Symp. on Optics and Photonics, Image Reconstruction from Incomplete Data IV. May 30. 2006.

V. P. Aleshin, Yu. Yu. Balega, A. F. Maksimov, S. L. Komarinsky, D. D. Novgorodtsev

SPECKLE INTERFEROMETRY OF GEOSTATIONARY SATELLITES: REALITY AND PERSPECTIVES

For the first time in Russia the tests on obtaining images of geostationary satellites at a great azimuth telescope (6 m) were carried out. Any published results on obtaining corresponding images by foreign observatories being published in the available literature were not found. The used speckle interferometer is the prototype of the device being developed for the 3.12 m telescope of the Altay Optical Laser Center. The obtained sequence of short-exposure speckle images and their bispectral processing allowed to determine the «Express-AM» (AM2, AM22) satellites solar panels orientation. Reconstructed images of the «USA 202» («Orion») satellite gave an opportunity to estimate the shape of the spacecraft and its size. The experiments confirmed the possibility of reaching the diffraction limit of (20 angular milliseconds) by speckle interferometer measurements. The authors also consider the perspectives of further development of geostationary satellites imaging obtaining methods.

Keywords: speckle-interferometer measurements, geostationary spacecrafts, bispectral processing, imagery.

© Алешин В. П., Балега Ю. Ю., Максимов А. Ф., Комаринский С. Л., Новгородцев Д. Д., 2011

УДК 621.396

В. П. Алешин, Д. Д. Новгородцев, В. Г. Выгон, Е. А. Гришин, В. Д. Шаргородский

МОНИТОРИНГ АВАРИЙНЫХ СИТУАЦИЙ ИСКУССТВЕННЫХ СПУТНИКОВ ЗЕМЛИ НА ОСНОВЕ ИЗМЕРЕНИЙ И ПРОГНОЗА ИЗОБРАЖЕНИЙ АДАПТИВНОЙ ОПТИКИ И ФОТОМЕТРИЧЕСКИХ СИГНАЛОВ

Аварийные ситуации с искусственными спутниками Земли (ИСЗ) являются одной из главных причин возникновения космического мусора. Рассматриваются методы мониторинга аварий ИСЗ по информации адаптивной оптической системы (АОС) и фотометрии Алтайского оптико-лазерного центра (АОЛЦ). Приводятся также изображения АОС изделия 30Ж6М. Впервые в России проведены синхронные наблюдения ИСЗ с помощью АОС и фотометра АОЛЦ (два телескопа на одной монтировке). Рассмотрены как случаи медленного нестабилизированного движения ИСЗ относительно центра масс, так и регулярное вращение. При анализе используется информация о 3D-форме ИСЗ и аттестованные астробаллистические прогнозы их движения. В работе изложены принципы моделирования (прогноза) оптических изображений и фотометрических сигналов на базе современных программно-аппаратных возможностей трехмерной графики. С помощью разработанных методов проанализированы аварийные ситуации с ИСЗ «Коронас-Фотон», «ГЕО ИК 2», «Экспресс АМ4» – разгонный блок «Бриз» по большому объему реальной информации.

Ключевые слова: адаптивная оптика, искусственный спутник Земли, аварийная ситуация, ориентация ИСЗ.

Оценка аварийных ситуаций актуальна с точки зрения их устранения (если это возможно), определения причин аварий и недопущения подобных прецедентов в будущем. Особую сложность представляет анализ аварий некооперируемых объектов (прекративших передачу телеметрии). В данном случае единственными возможными источниками информации являются наземные средства наблюдения. Отметим особенно важный и сложный случай медленного движения космического аппарата относительно центра масс (ЦМ) и соответствующую оценку текущей ориентации ИСЗ в пространстве. Наиболее эффективными в данном случае будут оптические наблюдения с помощью адаптивной оптики. Для ИСЗ на пределе разрешения АОС и в случае регулярного вращения эффективным источником информации является фотометрия.

Способ анализа аварийных ситуаций на основе прогноза заатмосферных изображений и фотометрических сигналов. При анализе аварийных ситуаций хорошо зарекомендовал себя метод прогноза заатмосферных изображений и фотометрических сигналов [1; 2]. Развитие технологии физически адекватного рендеринга позволяет использовать соответствующие алгоритмы не только для целей отображения на различные периферийные устройства [3], но и как инструмент решения прямых задач [4-7]. Приведем структурную схему использования методов индуцированного виртуального окружения в данной задаче (рис. 1). Прогноз заатмосферных изображений и фотометрического сигнала распадается на две подзадачи [2]: а) прогноз орбитального движения и вычисление векторов ориентации ИСЗ, орта линии визирования, вектора ориентации кадра и орта направления на Солнце; б) построение заатмосферных изображений (физически адекватный рендеринг) с учетом баллистической привязки и формирование (накопление) фотометрического сигнала.

Адаптивные оптические системы АОЛЩ и 30Ж6М. Адаптивная оптическая система АОЛЩ (рис. 2, *a*) описана в [8; 9]. Аналогичная АОС (только с большим числом субапертур адаптации) применена в изделии 30Ж6М (рис. 2, *б*). Теоретические основы реализованных АОС изложены в [10–12]. Новая адаптивная оптическая система телескопа АОЛЦ (3,12 м) разрабатывается по трехсопряженной схеме. В разрабатываемой АОС компенсируются три слоя атмосферы и используются три активных зеркала адаптации, что позволяет решить проблему неизопланатизма. Изображения ИСЗ, получаемые АОС, приведены на рис. 3 и 4.

Анализ аварийной ситуации с ИСЗ «Коронас– Фотон». Данный аппарат был предназначен для астрофизических исследований Солнца. Ориентация аппарата в рабочем состоянии определялась Солнцем: измерительные приборы ориентированы на Солнце, солнечные панели ортогональны вектору «ИСЗ– Солнце». Орбита ИСЗ – солнечно-синхронная. Аппарат перешел в аварийное состояние в декабре 2009 г.

Предварительный анализ фотометрических сигналов и изображений показал отсутствие быстрого вращения аппарата. Анализ проводился в рамках гипотезы медленного нестабилизированного движения ИСЗ относительно центра масс. Данное движение может быть в случае пассивной гравитационно-центробежной стабилизации в орбитальной системе координат. В соответствии с классическими работами [13–15] данная пассивная стабилизация является одной из устойчивых. Конкретно, в случае малости кинетической энергии вращения ИСЗ по сравнению с работой моментов внешних сил, движение спутника будет носить либрационный характер [15]. Аппарат колеблется относительно некоторого устойчивого положения относительного равновесия.



Рис. 1. Структурная схема программ мониторинга состояния ИСЗ с помощью технологии индуцированной виртуальной среды



а



б

Рис. 2 Телескопы с АОС: *a* – АОЛЦ; *б* – 30Ж6М





Рис. 3. Изображения МКС: *a* – АОЛЦ; *б* – 30Ж6М



Рис. 4. Изображения ИСЗ «Лакрос» 30Ж6М



Рис. 5. Пример покадрового совмещения изображений АОС и прогнозируемых изображений для наиболее вероятной ориентации (проводка от 16.06.2010)

В частности, для круговой орбиты (орбита ИСЗ «Коронас-Фотон» – круговая) устойчивое положение относительного равновесия следующее:

максимальная ось эллипсоида инерции направлена параллельно радиусу-вектору (вектор, соединяющий центр Земли и ЦМ ИСЗ, ось г орбитальной системы координат);

 по касательной к орбите (ось s орбитальной системы координат) направлена средняя ось эллипсоида инерции;

 малая ось эллипсоида инерции направлена по нормали к плоскости орбиты (ось w орбитальной системы координат). В данном случае возможны все перестановки знаков направлений осей.

В процессе анализа и обработки всех последовательностей изображений адаптивной оптической системы с использованием оптического прогноза (рис. 5) были определены три ориентации ИСЗ по дням проводок (рис. 6).

Ориентация задавалась через углы Эйлера последовательного разворота 3D-модели (строчными буквами на рис. 6 обозначены оси орбитальной системы координат, прописными буквами обозначены оси ИСЗ в соответствии с выбранной начальной ориентацией):

α – угол разворота относительно оси корпуса (ось r);

 β – угол разворота относительно нормали к плоскости, проходящей через ось панелей – ось корпуса (развернутая ось w после поворота на угол α);

 γ – угол разворота относительно оси панелей (развернутая ось s после поворотов на углы α , β);

N – линия узлов, пересечение координатных плоскостей ws и WS.

Получены значения ориентации аппарата в орбитальной системе координат (см. таблицу)

Ориентация аппарата в орбитальной системе координат (точность оценки каждого угла находится в пределах 2°-5°)

Дата проводки	α (град)	β (град)	ү (град)
16.06.2010	22	15	45
17.06.2010	20	5	35
22.06.2010	20	35	25

Анализ аварийной ситуации с ИСЗ «Гео-ИК». Аппарат предназначался для исследований геопотенциала Земли и не был выведен на расчетную орбиту. По доступной гипотезе аппарат получил вращение в результате попыток перевода на новую орбиту.

Анализировалась фотометрическая информация. Условия наблюдения были достаточно неблагоприятные. Приведем полученную реализацию фотометрии (рис. 7) и прогнозируемый сигнал для наиболее вероятной гипотезы вращения (рис. 8).

В результате анализа получены следующие наиболее вероятные параметры вращения: а) период вращения – 7.5 с; б) ось вращения близка к оси корпуса аппарата; в) ось вращения (рис. 9) находится в плоскости, перпендикулярной биссектрисе фазового угла (углом между векторами «ИСЗ – Солнце и ИСЗ – телескоп»). Неформально данные результаты можно прокомментировать следующим образом. Период однозначно определяется по совпадающим кускам реализации (а). Большой уровень пиков от солнечных панелей соответствует условиям зеркаления (в). Наличие двух характерных пиков малой амплитуды между двумя главными пиками вызвано отражениями от двух элементов на корпусе, что может проявляться только при близости оси вращения к оси корпуса (б).



Рис. 6. Ориентация ИСЗ по дням проводок (16, 17, 22 июня 2010 г.)



Рис. 7. Измеренная реализация фотометрии ИСЗ «ГЕО-ИК» от 22.03.2011



Рис. 8. Прогнозируемая реализация для наиболее вероятной гипотезы вращения

В процессе перебора было выявлено, что все другие параметры вращения давали прогнозируемые реализации, сильно отличающиеся от измеренной (с точностью до неоднозначности).



Рис. 9. Наиболее вероятные параметры вращения

Неоднозначность решения определяется тем фактом, что ось вращения z может занимать любое положение в указанной плоскости (рис. 9 серый круг). Все соответствующие прогнозируемые реализации для данных вариантов оси имеют практически совпадающий вид. Данную проблему, в принципе, можно решить, используя измерения двунаправленной функции рассеяния всех материалов конструкции и точную 3D-модель ИСЗ [2].

Анализ аварийной ситуации с ИСЗ «Экспрес АМ4» – разгонный блок «Бриз». 18 августа 2011 г. при выведении на орбиту спутника «Экспресс-АМ4» на участке работы разгонного блока он был потерян. В расчетное время аппарат не вышел на связь, а позднее был обнаружен на не расчетной орбите. Как стало известно позднее, произошла авария разгонного блока «Бриз». При анализе данной ситуации впервые в России (20.08.2011 г.) получены синхронные наблюдения АОС и фотометра. Наблюдения проводились основным телескопом АОЛЦ с включенной АОС и телескопом «искателя широкого поля», установленного на той же подвеске. Второй телескоп использовался для формирования фотометрии. Наблюдался разгонный блок «Бриз». Средняя дальность до ИСЗ была около 5 тыс. км, и АОС работала за пределом разрешения. Проблема исследования фотометрической точности АОС достаточно актуальна и активно разрабатывается за рубежом [15].

По реализации изображений АОС был восстановлен соответствующий фотометрический сигнал (интегральная яркость пятна изображения, полученного АОС) (рис. 10, 11).

В итоге анализа установлено хорошее соответствие фотометрической яркости изображений АОС и фотометрической реализации, измеренной специализированным фотометром. Анализ параметров вращения определил период вращения в 6,8 с, а наиболее вероятная ориентация оси вращения – перпендикулярно оси разгонного блока.

Таким образом, можно сделать следующие выводы:

1. На основе современных методов физически адекватного моделирования оптических изображений (рендеринга) реализованы достаточно эффективные в вычислительном плане алгоритмы и программы прогноза оптической информации.

2. Алгоритмы мониторинга аварий ИСЗ с использованием методов индуцированной виртуальной среды (3D-моделирования) позволяют решать проблемы некорректной постановки соответствующей обратной задачи.

3. Использование адаптивной оптики совместно с прогнозом заатмосферных изображений ИСЗ позволяет проводить анализ аварийных ситуаций и оценку ориентации в самых сложных ситуациях медленного нестабилизированного движения ИСЗ относительно ЦМ.

4. Измерение и прогноз фотометрических сигналов дает возможность определять более полный набор параметров вращения, чем традиционные методы. Для уменьшения неоднозначности решений необходимо проводить работы по измерению двунаправленной функции рассеяния материалов конструкции реальных ИСЗ и совершенствованию алгоритмов физически адекватного рендеринга.

5. Проведены сеансы наблюдений по оценке аварийных ситуаций с ИСЗ «Коронас-Фотон», «ГЕО ИК 2», «Экспресс АМ4» – разгонный блок «Бриз». Получены оценки нестабилизированного движения и параметров регулярного вращения.

6. Впервые в России проведен синхронный сеанс АОС и фотометра, который позволил оценить достаточно хорошую степень фотометрической точности адаптивной оптики. Синхронные фотометрические реализации специализированных фотометров можно использовать как ограничения на возможные решения при дальнейшем восстановлении изображений АОС.

Авторы выражают благодарность Г. В. Симонову за участие в эксперименте.



Рис. 10. Формирование фотометрического сигнала по последовательности изображений АОС



Рис. 11. Реализация фотометрического канала (*a*) и восстановленный фотометрический сигнал по информации АОС (*б*)

Библиографические ссылки

1. Оценка аварийных ситуаций на космических аппаратах по изображениям адаптивной оптики Алтайского оптико-лазерного центра / В. П. Алешин, Е. А. Гришин, П. П. Иншин и др. // Электромагнитные волны и электронные системы. М. : Радиотехника, 2011. Т. 16, № 3. С. 30–35.

2. Методы и программы прогноза оптических изображений и фотометрических сигналов космических аппаратов (КА) / Д. Д. Новгородцев, В. П. Алешин, Е. А. Гришин, В. С. Юрасов // Электромагнитные волны и электронные системы. М. : Радиотехника, 2011. № 3. Т. 16. С. 18–29.

3. Система визуализации индуцированного виртуального окружения: состояние проекта / В. П. Алешин, В. О. Афанасьев, Д. А. Байгозин, Ю. М. Батурин, С. В. Клименко // Графикон – 2004 : сб. тр. 14-й Междунар. конф. М. : Изд-во МГУ, 2004.

4. Aleshin V., Klimenko S., Novgorodcev D. Space objects localization and recognition using an adaptive optical observation system [Электронный ресурс] // GraphiCon-2009 : Proc. of the 19 International Conf. Moscow, 2009. P. 311–313. URL: citeseerx.ist.psu.edu/doi=10.1.1.169.8578.

5. Моделирование оптических изображений и фотометрических сигналов с помощью физически аккуратного рендеринга и технологии индуцированного виртуального окружения / В. П. Алешин, С. В. Клименко, В. В. Лавров, Д. Д. Новгородцев // Вопросы радиоэлектроники. 2007. № 4. С. 73–90.

6. Методы визуализации в обратных задачах мониторинга космических аппаратов / В. П. Алешин, В. О Афанасьев, С. В. Клименко, Д. Д. Новгородцев // Трехмерная визуализация научной, технической и социальной реальности. Кластерные технологии моделирования : тр. Междунар. конф. Ижевск 2009. С. 116–119.

7. Методы компьютерной графики и индуцированного виртуального окружения в задачах обработки некоординатной информации / В. П. Алешин, О. В. Афанасьев, С. В. Клименко и др. // Вопросы радиоэлектроники. 2007. № 4. С. 52–72.

8. Получение изображений космических аппаратов телескопом Алтайского оптико-лазерного центра с использованием адаптивной оптики / А. А. Галкин, Е. А. Гришин, П. П. Иншин, В. Д. Шаргородский // Космические исследования. 2008. Т. 46, № 3. С. 201–205.

9. Оценка возможностей реальных наблюдений низкоорбитальных космических аппаратов системой адаптивной оптики Алтайского оптико-лазерного центра / В. П. Алешин, Е. А. Гришин, П. П. Иншин и др. // Околоземная астрономия – 2009 : сб. тр. Междунар. конф. Казань, 2009. С. 22–28.

10. Roddier F. Curvature Sensing and Compensation – a New Concept in Adaptive Optics // Applied Optics. 1988. 27(7). P. 1223–1225.

11. Александров А. Б., Иншин П. П. Адаптивная коррекция фазовых искажений поля протяженного источника излучения неизвестной формы // Радиотехника и электроника. 1990. № 6. С. 1225.

12. Александров А. Б., Иншин П. П. Адаптивное управление на основе выделения градиента функции резкости в оптическом процессоре // Квантовая электроника. 1992. Т. 19, № 11. С. 1122.

13. Раушенбах Б. В., Овчинников М. Ю. Лекции по динамике космического полета. М. : МФТИ, 1997.

14. Белецкий В. В. Движение искусственного спутника относительно центра масс. М. : Наука, 1965.

15. Adaptive Optics Photometry and Astrometry of Binary Stars / C. R Lewis [et al.] // The Astronomical Journal, 2005. 130. P. 2262–2271.

V. P. Aleshin, D. D. Novgorodtsev, V. G. Vygon, E. A. Grishin, V. D. Shargorodsky

SATELLITES EMERGENCY SITUATIONS MONITORING BASED ON MEASUREMENTS AND PROGNOSIS OF PHOTOMETRIC SIGNALS AND ADAPTIVE OPTICS IMAGING

Emergency situations with satellites are one of the main causes of space debris. The paper reviews methods of satellite accidents monitoring using information of photometric and adaptive optical system (AOS) of Altay Optical Laser Center (AOLC). AOS images of 30%6M facility are also presented. For the first time in Russia simultaneous observations of artificial satellites with the help of AOS and the photometer is made at AOLC (using two telescopes on one mount). Cases of slow unstabilized motion or regular rotation of the satellite around its center of mass are considered. In the analysis the authors used information about the 3D-shape of the satellite and astroballistics propagation of its movement. The paper sets out the principles of optical images and photometric signals modeling (prognosis), based on modern software and hardware capabilities of the 3D-graphics. With the help of the developed monitoring methods the emergency cases with «CORONAS–Photon», «GEO-IR 2» and «Express AM4» – «Briz» satellites were analyzed using the large volume of real information.

Keywords: adaptive optics, satellite, emergency, satellite orientation.

© Алешин В. П., Новгородцев Д. Д., Выгон В. Г., Гришин Е. А., Шаргородский В. Д., 2011

УДК 520.8.054,621.382

В. И. Тергоев, М. В. Еселевич, Е. В. Клунко, И. В. Коробцев, П. Г. Папушев

РАЗРАБОТКА И ПРИМЕНЕНИЕ ИК-КАМЕРЫ ДЛЯ РЕГИСТРАЦИИ ТЕПЛОВЫХ ПОРТРЕТОВ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Приводится описание астрономической камеры с рабочим спектральным диапазоном 8–10 мкм. Камера создана на основе матричного фотоприемника из фотодиодов кадмий–ртуть–теллур, разработанного в Институте физики полупроводников СО РАН (г. Новосибирск). Измерения, проведенные на телескопе АЗТ-ЗЗИК Саянской обсерватории ИСЗФ, показали, что камера может быть использована для регистрации тепловых портретов космических аппаратов (КА) на низких орбитах. Полученные данные измерений в инфракрасном (ИК) диапазоне, совместно с данными в видимом диапазоне спектра, указывают на то, что удается зарегистрировать тепловое излучение КА. Характер кривых блеска, наблюдаемых в ИК-диапазоне, может существенно отличаться от кривых блеска в видимом диапазоне, особенно на участках траектории КА, соответствующих входу в тень.

Ключевые слова: ИК-измерения, фотометрия, космические аппараты.

Диапазон дальнего ИК-излучения может, в некоторых случаях, иметь преимущества при наблюдениях космических аппаратов с целью оценки их функционального состояния [1]. Поток излучения от КА, который регистрируется наземным наблюдателем, складывается из потоков отраженного излучения от Солнца и Земли (включая ее атмосферу) и собственного излучения КА, вызванного нагревом элементов его конструкции, в том числе за счет отвода тепла от работающей аппаратуры. Характер отраженного и собственного излучения КА зависит от размера и особенностей его конструкции, отражательных и излучательных свойств материалов покрытия и др. В случае нештатной ситуации (например, срыв элементов теплоизоляции, нарушение работы систем терморегуляции, нераскрытие солнечных батарей) характер и величина излучения от КА могут существенно изменяться. В работе описывается опыт применения камеры, разработанной на основе матричного фотоприемника из фотодиодов кадмий-ртуть-теллур (КРТ) отечественного производства, для проведения астрономических измерений на телескопе АЗТ-ЗЗИК Саянской обсерватории ИСЗФ СО РАН.

Описание камеры. Приведем описание камеры.

Оптическая схема и конструкция. Конструкция камеры разрабатывалась с учетом ее использования на телескопе АЗТ-ЗЗИК [2]. При этом ставилась задача снизить тепловой фон, попадающий на фотоприемник, обеспечить максимальное отношение сигнал/шум и угловое разрешение системы. Эти требования обеспечиваются при использовании охлаждаемой проекционной системы, установленной перед фотоприемным устройством (рис. 1).

С учетом фокусного расстояния телескопа АЗТ-ЗЗИК (f = 30 м) и параметров проекционной системы камера имеет следующие параметры:

- эквивалентное фокусное расстояние 6874.5 мм;
- относительное отверстие 1:4.27;
- поле зрения системы 0.1;
- угловой масштаб 0.9 угл. с / элемент.

Проекционная система снабжена фильтром диаметром 12 мм, отрезающим коротковолновую часть излучения. С учетом пропускания фильтра рабочий спектральный диапазон камеры составляет 7.9–10.2 мкм. Диафрагма, установленная между элементами проекционной системы, ограничивает поле зрения системы, снижая фоновую облученность. Для снижения фона все элементы системы (линзы, диафрагма, фильтр) охлаждаются до температуры жидкого азота (~77 К).



Рис. 1. Ход лучей в проекционной системе камеры

Конструктивно камера выполнена в виде криостата с двумя емкостями для заливки жидкого азота. Одна емкость используется для охлаждения оптических элементов проекционной системы, а вторая – для охлаждения непосредственно фотоприемника. Свет поступает в криостат через входное окно толщиной 5 мм, выполненное из германия. Внешний вид камеры в сборе показан на рис. 2.



Рис. 2. Камера в сборе

Матричный фотоприемник. Фотодиодный матричный фотоприемник камеры изготовлен по технологии выращивания гетероэпитаксиальных структур твердых растворов КРТ, разработанной в Институте физики полупроводников СО РАН (г. Новосибирск) [3].

Спектральная чувствительность фотоприемника приведена на рис. 3. Пороговая чувствительность фотоприемника определяется качеством материала КРТ, *p*–*n*-перехода, гибридизации через индиевые столбы и схемным решением считывающего устройства (мультиплексора).

Система управления. Система управления камерой выполнена в виде двух блоков: аналоговых и цифровых сигналов (рис. 4). Блок аналоговых сигналов установлен максимально близко к фотоприемнику, непосредственно на корпусе криостата. В нем осуществляется усиление и оцифровка сигнала с фотоприемника, а также формируются необходимые для работы камеры опорные напряжения. Сигнал в цифровом виде передается через LVDS-интерфейс в блок цифровых сигналов, где может производиться предварительное цифровое накопление (суммирование) и сохранение в оперативной памяти. Кроме того, в блоке цифровых сигналов формируются необходимые тактовые последовательности для управления работой и считывания фотоприемника. В блок цифровых сигналов подается сигнал от системы модуляции вторичного зеркала телескопа для синхронизации работы камеры с положением вторичного зеркала. Управление камерой и считывание данных осуществляется от компьютера через интерфейс Ethernet 100BASE-TX.



Рис. 3. Спектральная характеристика чувствительности фотоприемника

Система управления обеспечивает следующие параметры при работе с камерой:

- разрядность оцифровки - 14 бит;

 регулируемое время экспозиции в диапазоне 15–700 мкс;

время считывания одного кадра – 5 мс (частота оцифровки 5 МГц);

- время передачи одного кадра в компьютер ≈ 50 мс;

– сохранение до 128 кадров в памяти контроллера;
 – накопление (суммирование) кадров в памяти

контроллера.



Рис. 4. Блок-схема системы управления камерой

Особенности наземных измерений в ИК-диапазоне. В дальнем ИК-диапазоне спектра (8–14 мкм) весьма велик уровень фонового излучения, поскольку именно на этот диапазон приходится максимум теплового излучения тел, нагретых до температуры окружающей нас среды [4]. Если телескоп оптимизирован для наблюдений в ИК, то фоновое излучение определяется преимущественно тепловым излучением атмосферы. Излучение атмосферы максимально в тех областях спектра, где она наименее прозрачна (рис. 5). На рис. 5 пунктирной кривой показано, как меняется пропускание атмосферы в зависимости от длины волны [4]. Для длин волн короче 8 мкм атмосфера практически непрозрачна за счет поглощения в линиях воды. В области спектра 9,4–10 мкм также наблюдается понижение прозрачности, вызванное поглощением ИК-излучения атмосферным озоном (поглощение озона появляется на вертикальных трассах, которые соответствуют наземным астрономическим наблюдениям). Полоса прозрачности атмосферы в области длин волн 8–13.5 мкм соответствует фотометрической полосе N.



Рис. 5. Спектральная чувствительность камеры (сплошная кривая со штриховкой) и пропускание атмосферы (пунктирная кривая) в относительных единицах

Сплошной кривой со штриховкой (рис. 5) показана спектральная чувствительность камеры, определяемая чувствительностью фотоприемника и пропусканием фильтра. В целом, спектральная чувствительность камеры соответствует полосе N, однако, из-за ограниченности чувствительности фотоприемника в красной области, она занимает только часть этой полосы.

Из-за большого уровня фонового излучения в ИКдиапазоне требуется применение систем модуляции при наземных измерениях. Широко распространена система модуляции с помощью вторичного зеркала телескопа. Такой системой оснащен и телескоп АЗТ-33ИК. В этой системе пространственная модуляция осуществляется за счет качания вторичного зеркала вокруг его вершины, при этом зеркало имеет два устойчивых крайних положения, переход между которыми производится достаточно быстро (рис. 6).



Рис. 6. Изображение трека звезды, полученное при включенной системе модуляции телескопа. Модуляция осуществляется в вертикальном направлении. В горизонтальном направлении развертка осуществлялась за счет движения телескопа

Сигналы, измеренные в двух устойчивых положениях зеркала, вычитаются друг из друга в процессе измерений. Таким образом, компенсируется влияние большого уровня фонового сигнала. Разработанная камера имеет специальную возможность для синхронной работы с системой модуляции телескопа.

Астрономические измерения с ИК-камерой. В 2009–2010 гг. были проведены измерения с ИК-камерой на телескопе АЗТ-ЗЗИК для оценки ее возможностей. Для измерений выбирались яркие объекты – планеты Солнечной системы и звезды, имеющие большую яркость в фотометрической полосе N. На рис. 7 приведены примеры изображений, полученных при измерении звезды α Ori (N = -4.67^m) без модуляции с вычитанием фонового изображения (рис. 7, *a*) и с модуляцией (рис. 7, *б*). Во втором случае из-за модуляции видны два изображения звезды: позитивное и негативое. Очевидно, что использование модуляции позволяет существенно повысить чувствительность измерений.

Всего с использованием модуляции удалось измерить 9 звезд. Полученные данные были обработаны с помощью методов апертурной фотометрии. Диапазон блеска измеренных звезд составил примерно 4 звездных величины в полосе N. Построенная по данным измерений зависимость инструментальной величины от каталожной величины блеска имеет в целом линейный характер (рис. 8), хотя данных не очень много.



Рис. 7. Изображения звезды α Ori, полученные без модуляции (*a*) и с модуляцией (*б*). Время экспозиции в обоих случаях составляет 20 мс

Полученные данные позволяют оценить предельную чувствительность системы регистрации. График, показывающий, как меняется отношение сигнал/шум в зависимости от звездной величины, показан на рис. 9. В целом отношение сигнал/шум уменьшается с уменьшением блеска звезды, S/N, отложенный в логарифмическом масштабе, можно аппроксимировать прямой линией (сплошная прямая линия на рис. 9).



Рис. 8. Зависимость инструментальной звездной величины от каталожной звездной величины:

— – линейная аппроксимация данных измерений; ---- соответствует линейной связи инструментальных и каталожных звездных величин с коэффициентом пропорциональности *k* = 1

Для слабых звезд наклон этой прямой может быть другим – для окончательного заключения данных измерений явно недостаточно. Можно оценить порог обнаружения примерно -1^m в полосе N для 1-секундной экспозиции. Такая экспозиция соответствует суммарному времени измерений около 1 мин из-за того, что приходится суммировать несколько кадров, а время считывания одного кадра существенно превышает время накопления на фотоприемнике.



Рис. 9. Зависимость отношения сигнал/шум для 1-секундной экспозиции от каталожной звездной величины: — – линейная аппроксимация; – · – · – – линия указывает уровень S/N = 3, обычно принимаемый за порог обнаружения

Отметим, что задача фотометрии требует получения существенно больших отношений сигнал/шум при измерениях. Например, ошибка в 0.1 звездной величины примерно соответствует S/N \approx 10. Поэтому фотометрия возможна только для более ярких объектов.

Измерение КА на низких орбитах. Проведенные исследования показали, что чувствительность камеры не очень высока, и круг астрономических объектов, доступных для измерений, довольно ограничен. В то же время расчеты, сделанные в [5], показывают, что поток излучения в ИК-диапазоне от КА на низких орбитах может оказаться достаточным для их регистрации.

Одним из самых ярких низкоорбитальных КА является Международная космическая станция (МКС). Пример изображения МКС, полученного ИК-камерой при пролете космической станции в зоне видимости Саянской обсерватории ИСЗФ (пункт наблюдений Монды) показан на рис. 10. Время экспозиции 3 мс.



Рис. 10. Изображение МКС, полученное ИК-камерой 25.04.2011 в 12:51:37 UT

Полученные серии изображений использовались для получения кривых блеска при разных условиях пролета МКС. Пример такой кривой блеска, измеренной при пролете МКС без входа в тень приведен на рис. 11. Для сравнения сплошной линией на графике показана расчетная звездная величина в видимом диапазоне. Расчет сделан для диффузно отражающей сферы и показывает только общую зависимость блеска от расстояния до наблюдателя и фазового угла. Для МКС, которая имеет сложную поверхность и при пролете сильно меняет ракурс и видимую площадь, согласие с измеренной кривой может быть только качественное.



Рис. 11. Кривая блеска, измеренная при пролете МКС без входа в тень (°); расчетная звездная величина в видимом диапазоне (-----)

Аналогичная кривая блеска МКС в ИК-диапазоне, но для пролета станции с входом в тень приведена

на рис. 12. Отметим, что в данном случае примерно через 40 с после захода в тень (расчетная кривая, показанная сплошной линией) в ИК-диапазоне наблюдается максимум излучения. Такое поведение можно связать с тем, что КА меняет ракурс и поворачивается к наблюдателю нагретой поверхностью. В результате поток излучения, регистрируемый в ИК-диапазоне, резко возрастает, в то время как в видимом диапазоне излучение, отраженное от Солнца, отсутствует.



Рис. 12. Кривая блеска, измеренная при пролете МКС, с входом в тень (обозначения как на рис. 11)

Аналогичные кривые блеска были получены и для других низкоорбитальных КА, например, Cosmos 1805 (номер по базе NORAD 17191), UARS (21701), Lacrosse 5 (28 646), Envisat (27 386). Минимальное расстояние до КА при пролете было различным и менялось в диапазоне ≈ 500–1 000 км. Кривые блеска в ИК-диапазоне во многих случаях показывали существенные отличия от кривых блеска в видимом диапазоне.

Таким образом, проведенные на телескопе АЗТ ЗЗИК Саянской обсерватории в 2009–2010 гг. опытные исследования возможностей ИК-камеры показали возможность получения дополнительной информации в диапазоне 8–10 мкм для получения тепловых портретов космических аппаратов. По результатам исследований выработаны предложения по совершенствованию камеры с целью повышения предельной чувствительности фотоприёмной матрицы, снижению темнового сигнала и собственных шумов.

Предполагается после дальнейшей доработки использовать камеру для контроля технического состояния КА и наблюдения особо опасных космических объектов, сближающихся с Землей.

Библиографические ссылки

1. Spacecraft temperature monitoring by ground based telescopes / P. N. Chaburov, V. N. Vasilyev, R. M. Kopiatkevitch et al. // Proc. of the 6 European symposium on space environment control systems (Noordwijk, 20–22 May). 1997. P. 239–245.

2. Астрокомплекс Саянской обсерватории. Текущее состояние, результаты наблюдений, перспективы развития / В. Е. Горяшин, М. В. Еселевич, Ю. С. Караваев и др. // Околоземная астрономия – 2003 : сб. тр. конф. Т. 2 (8–13 сент. 2003, Терскол) / Ин-т астрономии РАН. СПб. : BBM, 2003. С. 82–88.

3. Конструирование и выращивание фоточувствительных структур на основе КРТ МЛЭ для ИК-приемников / Ю. Г. Сидоров, С. А. Дворецкий, Н. Н. Михайлов и др. // Прикладная физика. 2000. № 5. С. 121.

4. Scientific detectors for astronomy – 2005. Explorers of the Photon Odyssey / Eds.: J. E. Beletic, J. W. Beletic, P. Amico // Astrophysics and space science library. 2006. 336. P. xlvi–xlvii.

5. Теоретические и экспериментальные исследования тепловых режимов, оптических сигнальных характеристик и портретов КА, включая нештатные ситуации: Программа натурных экспериментов по измерению отражательно-излучательных характеристик КА. НТО № 1117-129-1786. НИР «Состояние» № 811-9354. 1994.

V. I. Tergoev, M. V. Eselevich, E. V. Klunko, I. V. Korobtsev, P. G. Papushev

DESIGN AND APPLICATION OF THE IR CAMERA FOR REGISTRATION OF THE SPACECRAFT THERMAL PORTRAITS

The astronomical camera with 8–10 mkm spectral range is described. The camera is based on an array of the cadmium-mercury-tellurium photodiodes developed at the Institute of Semiconductor Physics SB RAS (Novosibirsk). Measurements made with the AZT-33IR telescope in Sayan observatory of ISTP demonstrated that the camera can be used to register the thermal portraits of the spacecrafts at low orbits. The obtained IR data, in conjunction with data in visual range, indicate that it is possible to measure the thermal radiation of a spacecraft. The character of the light curve observed in IR may differ considerably from the light curve in visual range, especially in the part of a spacecraft trajectory when it comes into the shadow.

Keywords: IR measurements, photometry, spacecrafts.

© Тергоев В. И., Еселевич М. В., Клунко Е. В., Коробцев И. В., Папушев П. Г., 2011

УДК 521.1:629.78

Е. А. Литвиненко, И. Е. Молотов, Г. В. Борисов, В. В. Куприянов, А. Алиев

ТЕХНИЧЕСКИЕ НАБЛЮДАТЕЛЬНЫЕ РЕСУРСЫ ПУНКТА КИТАБ И ИХ ИСПОЛЬЗОВАНИЕ

Китаб как наблюдательный пункт сети ПулКОН (ISON) начинает свою историю с декабря 2006 г. В 2009 г. начался новый этап в развитии Китабского пункта. Был построен павильон сразу на три телескопа. Тогда же туда был перенесен из павильона двойного астрографа Цейсса и установлен на автоматизированную монтировку EQ6Pro зеркально-линзовый телескоп конструкции Теребижа–Борисова ORI-22. С ПЗС-камерой FLI PL4301E этот телескоп имеет поле зрения 5.5°×5.5°. Благодаря автоматизации и большому количеству ясных ночей Китаб стал лидером по общему количеству обзорных наблюдений и по среднему количеству проводок за ночь. Второй телескоп того же производителя ORI-40 начал работать в январе 2011 г. Телескоп установлен на автоматизированную монтировку WS-240 и с ПЗС-камерой ML09000 имеет поле зрения 2.3°×2.3°. В настоящее время на нем ведутся наблюдения фрагментов космического мусора до 16.5 т. В дальнейшем предполагается, что этот телескоп будет использоваться для наблюдений астероидов, в том числе для астероидных обзоров. Во второй половине 2011 г. должен быть установлен третий телескоп, уже английского производства, для фотометрических наблюдений астероидов, в поддержку объектов, обнаруживаемых на телескопе ORI-40.

Ключевые слова: телескоп, сеть обсерваторий, космический мусор, обработка кадров, планирование обзоров, база данных.

В 2004-2009 гг. была сформирована научная сеть оптических инструментов для астрометрических и фотометрических наблюдений (НСОН АФН) ISON (первоначальное название ПулКОН) [1], которая в настоящее время объединяет 23 обсерватории и наблюдательных пункта в 10 странах (рис. 1). Более 40 телескопов сети с апертурой от 22 см до 2,6 м образуют 4 подсистемы – для обзоров геостационарной области, для сопровождения высокоорбитальных фрагментов космического мусора, для наблюдения ярких объектов по целеуказаниям, для наблюдения малых тел Солнечной системы. Исследования космического мусора координируются Институтом прикладной математики им. М. В. Келдыша РАН, где был создан центр сбора, обработки и анализа информации по космическому мусору; фотометрия астероидов проводится под эгидой НИИ астрономии Харьковского национального университета; задачи изучения послесвечения гамма-всплесков организует Институт космических исследований РАН. Группа развития сети, а также технической и программной поддержки создана в ЗАО «НПП «Проект-Техника». Наиболее производительным наблюдательным пунктом НСОИ АФН ISON является пункт Китаб.

Начало работ по наблюдению спутников на пункте Китаб. Китабская широтная станция, являющаяся филиалом Ташкентского астрономического института имени Улугбека, расположена в 70 км к югу от г. Самарканда (Узбекистан). Она начала работать в 1930 г. – регулярные определения широты проводились для определения параметров вращения Земли. В связи с прекращением классических оптических наблюдений за изменяемостью широт и долгот, китабские наблюдения были остановлены.



Рис. 1. Географическое расположение обсерваторий сети НСОИ АФН с указанием типов телескопов

В конце 2006 г., в соответствии с договором о научно-техническом сотрудничестве между Институтом прикладной математики им. М. В. Келдыша Российской академии наук и Астрономическим институтом имени Улугбека Академии наук Республики Узбекистан, в Китабе были проведены ремонтно-восстановительные работы в павильоне 40-сантиметрового двойного астрографа Цейсса (ДАЦ), а в декабре проект ПулКОН передал Китабской широтной станции FLI IMG1001E (1 024×1 024 пикселя по 24 микрона) и GPS-приемник Trimble resolution Т. Первые наблюдения начались на ДАЦ в январе 2007 г. С установленной ПЗС-камерой поле зрения телескопа составляло 28'×28', что позволяло работать только по целеуказаниям [2]. Обработка ПЗС-кадров производилась программой АРЕХ-II [3].

Для наблюдения кратковременных явлений (движущихся объектов – астероидов, комет, спутников, а также гамма-всплесков) необходимо использовать светосильные телескопы с большими полями зрения. Под эту задачу В. Ю. Теребижем было рассчитано несколько оптических систем, в том числе модифицированная система Гамильтона. Данные телескопы имеют высокое качество изображения, что позволяет за короткое время экспозиции регистрировать слабые объекты и измерять их координаты с высокой точностью. Самый первый из серии 22-сантиметровых телескопов ORI-22 (F = 526 мм, D = 220 мм), изготовленных Г. В. Борисовым, был привезен в Китаб в сентябре 2007 г. Первоначально он был подвешен поверх двойного астрографа (рис. 2). Поле зрения нового телескопа с ПЗС-камерой FLI IMG1001Е составило 160'×160', но возможности нового инструмента ограничивала устаревшая система наведения астрографа [4].



Рис. 2. Первоначальная установка телескопа ORI-22

Обзорные наблюдения геостационарной области. В начале лета 2008 г. на телескоп ORI-22 была установлена новая ПЗС-камера FLI PL4301E с чипом 50×50 мм (2 084×2 084 пикселя по 24 микрона). С этой камерой поле зрения инструмента достигло $5.5^{\circ} \times 5.5^{\circ}$. Это резко увеличило производительность наблюдательного пункта, команда которого прочно заняла второе место в кооперации ПулКОН. Но без быстрой монтировки и автоматизации наблюдений достичь по-настоящему хороших результатов было невозможно. Такая автоматизированная монтировка EQ6Pro была приобретена, и одновременно, в рамках

новой концепции развития проекта НСОИ АФН [5], встал вопрос о строительстве павильона на три телескопа сразу. Концепция предусматривала наличие в обсерватории минимум трех разнотипных инструментов: 22–25 см – для проведения обзоров геостационарной области (ГСО), 40–50 см – для обзоров локальных областей с целью обнаружения и сопровождения фрагментов космического мусора и астероидов; 25–40 см – для наблюдений по целеуказаниям.

Проект павильона был создан в Китабе. Откатная крыша состоит из двух половин. Одна половина сдвигается в сторону помещения для наблюдателей, другая – в противоположную сторону, на раму с подпорками (рис. 3). За два месяца павильон был построен, и в октябре 2009 г. телескоп ORI-22 был установлен в новом павильоне и на новой монтировке (рис. 4).



Рис. 3. Новый павильон для трех телескопов с откатной крышей



Рис. 4. Телескоп ORI-22 на автоматизированной монтировке EQ6Pro

В мае 2010 г. монтировка EQ6Pro была, наконец, подключена к компьютеру. После настройки программ управления и автоматической обработки ПЗС-кадров [6] прошли первые обзорные наблюдения, причем, в полностью автоматическом режиме. Как следствие, производительность пункта возросла на порядок. Теперь телескоп ORI-22 входит в поисково-обзорную подсистему для ярких (не слабее 15-16 звездной величины) объектов в области ГСО. Благодаря большому полю 5.5°×5.5° в зимнее время с длинными ночами телескоп успевает просмотреть за ночь экваториальную зону общей площадью до 4 000 кв. град. В летнее время зона просмотра уменьшается почти вдвое из-за коротких ночей. Наблюдаются объекты на ГСО и ВЭО. За 2010 г. на этом телескопе было получено 645 153 измерения в 112 616 проводках (с учетом того, что автоматические наблюдения начались только с конца мая), и Китаб стал лидером в сети ISON по общему количеству измерений и по среднему количеству проводок за ночь.

Автоматические наблюдения предполагают заранее составленную программу очередности прохода площадок для покрытия зон геостационарной области с максимальным количеством объектов. Наведение на ORI-22 делается по прямому восхождению, а не по часовому углу. Это исключает риск попасть в Млечный Путь или тень, если неправильно выбран момент запуска. Особенно это актуально в сезоны, когда погода не очень хорошая и трудно предугадать момент начала наблюдений. До начала наблюдений выбирается такое прямое восхождение, чтобы наблюдаемая колонка находилась на переднем или заднем краю земной тени. Колонка делится на четыре площадки с пересечением в 30' по склонению и проходится последовательно шесть раз. Время наблюдения одной колонки ~ 9 мин. Чтобы не убегать по часовому углу за время очередного прохода колонки, в каждый следующий проход прямое восхождение увеличивается на 90 с (540 : 6 проходов). После окончания наблюдения колонки телескоп опять наводится на первоначально выбранное прямое восхождение, но его часовой угол за это время увеличивается на 9 мин. Таким образом, при нашем поле зрения в 22 мин при каждом следующем проходе выбранной колонки правая половина поля наводится на новые объекты, а левая идет по уже только что пройденным. В результате средний интервал наблюдения одного объекта получается около 17 мин, причем это наблюдение идет фактически непрерывно.

Наблюдения малоразмерных фрагментов космического мусора. Второй телескоп конструкции Теребижа–Борисова – 40-сантиметровый ORI-40 с высокой светосилой F/2.3 – был установлен рядом с ORI-22 на монтировку WS-240 Чекалина–Вербицкого (рис. 5). С ПЗС-камерой фирмы FLI серии MicroLine ML09000 (чип 36×36 мм, 3 056×3 056, 12 мкм) он имеет поле зрения $2.3^{\circ} \times 2.3^{\circ}$. Телескоп вошел в подсистему обнаружения и сопровождения фрагментов космического мусора на высоких орбитах, и в настоящее время на нем ведутся наблюдения по целеуказаниям. Несмотря на это, благодаря большому полю зрения попутно открыто уже несколько некаталогизированных фрагментов.

Наблюдения на ORI-40 полуавтоматические. Очередной объект выбирает наблюдатель, сообразуясь с текущей ситуацией (по времени, положению тени, приоритетности объектов, качеству неба), после чего через программу CHAOS дается команда телескопу по наведению и режиму наблюдений. В дальнейшем предполагается, что этот телескоп будет использоваться для наблюдений астероидов и в том числе для астероидных обзоров. В 2011 г. в Китаб должен быть привезен и установлен третий телескоп, апертурой 40 см, уже английского производства, и наблюдательный пункт станет полностью укомплектованным. На третьем телескопе предполагается проводить фотометрические наблюдения астероидов и подхватывать новые объекты, обнаруживаемые на телескопе ORI-40.



Рис. 5. Телескоп ORI-40 на монтировке WS-240

Таким образом, наблюдения пункта Китаб внесли существенный вклад в наполнение динамического архива ИПМ имени М. В. Келдыша РАН, где собрано уже около 6 млн измерений более чем по 3 000 высо-коорбитальных объектов, включая порядка 700 новых объектов, открытых на телескопах НСОИ АФН. Впервые в истории страны осуществляется регулярный просмотр всей приэкваториальной области ГСО на дуге 360°. С 2011 г. сеть НСОИ АФН привлекается в рамках проекта АСПОС ОКП для прогнозирования опасных сближений российских космических аппаратов с объектами космического мусора. В частности, пунктом Китаб проводится регулярный мониторинг точки стояния КА «Электро-Л».

Библиографические ссылки

1. Научная сеть оптических инструментов для астрометрических и фотометрических наблюдений / И. Е. Молотов, В. М. Агапов, В. В. Куприянов и др. // Известия Главной астрономической обсерватории в Пулкове / Главная (Пулковская) астрономическая обсерватория РАН. СПб., 2009. № 219. Вып. 1. С. 233–248.

2. Глобальная система мониторинга геостационарной орбиты / И. Е Молотов, В. М. Агапов, М. А. Ибрагимов и др. // Околоземная астрономия – 2007 : материалы междунар. конф. Нальчик : Изд. М. и В. Котляровы, 2008. С. 309–314.

3. Куприянов В. В. Астрометрическая редукция ПЗС-обзоров области ГСО в системе АРЕХ II // Радиотехнические тетради. № 36. 2008. С. 34–35.

4. Литвиненко Е. А., Горбунов Д. С. Астропункт Китаб в Узбекистане и его наблюдательные возможности в рамках кооперации ПулКОН // Радиотехнические тетради. 2008. № 36. С. 30–31.

5. Current improvements of the ISON network to support the collision prediction task, asteroid and optical transient research / I. Molotov, V Agapov., V. Kouprianov et al. // Proc. of the 61st Intern. Astronautical Congress (Sept. 27 – Oct. 1, 2010). Prague, 2010.

6. Kouprianov V. Automatic GEO Object Detection Algorithms and their Implementation in the Framework of the Apex II Image Processing System // Proc. of 59th Intern. Astronautical Congress, Glasgow. E. A. Litvinenko, I. E. Molotov, G. V. Borisov, V. V. Kuprianov, A. Aliev

TECHNICAL OBSERVATIONAL RESOURCES OF KITAB SITE AND THEIR USAGE

Kitab, as an observational site of ISON network, starts its history from December 2006. In 2009 the new stage of Kitab site development was started. Observing hut for three telescopes was built. The same time, mirror-lens telescope of Terebij–Borisov's ORI-22 construction was transferred from Zeiss double astrograph hut and installed on automated mount EQ6Pro. With CCD camera FLI PL4301E the telescope has $5.5^{\circ} \times 5.5^{\circ}$ range of response. Owing to automating and a large number of clear nights Kitab rised to the fore among the amount of survey observations and in average amount of entries made for a night. The second telescope of the same manufacturer, ORI-40, was put into operation in January 2011. The telescope is installed on automated mount WS-240 and with CCD camera ML09000 has $2.3^{\circ} \times 2.3^{\circ}$ range of response. In the present time it is used for observing fragments of orbiting garbage up to 16.5 tons. It is assumed that in the future this telescope will be used for asteroids observation, as well as for asteroid surveys. The third telescope, manufactured in Great Britain, should be installed in the second half of 2011. It will be used for photometric observations in support of objects that are detected by telescope ORI-40.

Keywords: telescope, network of observatories, space debris, frame processing, survey planning, database.

© Литвиненко Е. А., Молотов И. Е., Борисов Г. В., Куприянов В. В., Алиев А., 2011

УДК 520.88

Н. Г. Андрианов, В. Н. Иванов, А. В. Мальцев, А. А. Толстов

АДАПТИВНЫЕ СПОСОБЫ ОПТИМАЛЬНОГО УПРАВЛЕНИЯ НАБЛЮДЕНИЯМИ НИЗКООРБИТАЛЬНЫХ КОСМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ

Рассматривается задача исследования адаптивных способов оптимального управления и обработки наблюдений за низкоорбитальными космическими объектами (КО). Построен алгоритм управления монтировкой телескопа, позволяющий реализовать накопление сигналов низкоорбитальных КО, компенсирующий аппаратурные ограничения. Программно реализован робастный алгоритм обнаружения сигналов КО, устойчиво функционирующий в условиях неоднородного фона неба. Проведена оптимизация времени выполнения программы с использованием графических процессоров.

Ключевые слова: низкоорбитальные спутники, высокоэллиптические спутники, сеть телескопов, обработка изображений, задача управления.

Задача адаптивных способов оптимального управления и обработки наблюдений за низкоорбитальными космическими объектами нова и не имеет общепринятого алгоритма решения.

В настоящее время в ОАО «МАК "Вымпел"» ведутся работы по созданию оптико-электронной сети, способной проводить наблюдения и каталогизировать низкоорбитальные космические объекты. При построении сети принят ряд принципов:

1) использование общедоступных компонентов, их умеренная стоимость;

2) максимальная автоматизация работы сети, минимизация участия человека;

3) возможность наблюдения высокоскоростных спутников со скоростями до трех градусов в секунду.

Основной причиной создания сети, а не единичного наблюдательного пункта является возможность наблюдения большего количества орбит. Общеизвестно, что самой плохой для наблюдения оптическими средствами является солнечно-синхронная орбита. Солнечно-синхронной орбитой называется геоцентрическая орбита с такими параметрами, что объект, находящийся на такой орбите, проходит над любой точкой земной поверхности примерно в одно и то же местное солнечное время. Если это время является дневным временем, тогда наблюдение спутника оптическими средствами практически невозможно. На рис. 1 представлен график, на котором показано количество возможных наблюдений известных солнечно-синхронных спутников для оптического комплекса, стоящего на указанной широте в указанную неделю года.

В случае если имеется несколько комплексов, расположенных на различных широтах, возможно создание сети, круглогодично имеющей возможность наблюдать все известные спутники.

Принцип построения сети. При построении сети была заложена следующая топология (рис. 2). Центром сети является центр управления сетью, отвечающий за траекторную обработку получаемых измерений и поддержание каталога, а также выдачу каталога «пользователям». Элементом сети является пункт наблюдения (рис. 3), объединяющий в себе телескоп обнаружения, телескоп сопровождения, метеорологический комплекс, а также комплекс управления и обработки данных.



Рис. 1. Количество спутников, наблюдаемых на указанной широте в указанное время года



Рис. 2. Топология сети



Рис. 3. Пункт наблюдения

Пункт наблюдения осуществляет непосредственное наблюдение за спутниками, производя первичную обработку полученных изображений. Комплекс обнаружения, являющийся составной частью пункта наблюдения, представляет собой телескоп с широким полем зрения, проводящий сканирование звёздного неба в поисках спутников. В случае, если обнаружен новый спутник, центр управления сетью выдаёт команду телескопу сопровождения сопровождать спутник и измерять его точные координаты. Также телескоп сопровождения осуществляет наблюдение спутников из каталога, уточняя имеющиеся эфемериды. В пункте наблюдения имеется целый ряд алгоритмов, которые можно разбить на две больших группы. Во-первых, это алгоритмы первичной фильтрации и обнаружения объектов в получаемых изображениях и, во-вторых, это алгоритмы управления сервоприводами при наблюдении объектов.

Алгоритмы обработки изображения. Как было сказано выше, одним из априорных условий, заложенных в создаваемую сеть, является её автоматизация. Следовательно, алгоритмы, осуществляющие обработку изображений, должны иметь высокую робастность. Алгоритмы должны быть устойчивы к таким возмущающим факторам, как облачность, засветка кадра, следы от самолёта. Для нейтрализации этих и других воздействий в создаваемой системе были использованы алгоритмы, вычисляющие математическое ожидание фона и его дисперсию в каждой области кадра, а также вычисляющие функцию правдоподобия с шагом в полпикселя и анализирующие её на экстремумы [1].

Также в алгоритмы заложена автоматическая поправка координат по обнаруженным звёздам. В результате достигается субпиксельная точность вычисления положения спутника [2].

Пример работы алгоритма в сложных погодных условиях показан на рис. 4. На кадре выделен спутник и звёзды.



Рис. 4. Пример работы алгоритма: квадратом обозначен обнаруженный спутник; окружности – обнаруженные звезды и найденные в каталоге звезды

В связи с необходимостью высокой робастности, алгоритм имеет высокую вычислительную сложность. На одном ядре современных процессоров Intel core i7 исполнение занимает порядка 30 с, что является неудовлетворительным результатом (обработка изображения должна занимать меньше, чем его время получения, приблизительно равное 1.5 с). Для решения этой проблемы были использованы вычисления на графических процессорах, так как использование многопроцессорных комплексов значительно повышало стоимость системы. При этом были достигнуты следующие показатели: старые неспециализированные видеокарты (8800 GTS) сокращали время обработки до 1.5 с, новые неспециализированные видеокарты (GTX 580) сокращали время до 0.3 с, при проверке на специализированных графических картах (Tesla) были получены показатели времени менее 0.1 с.

Итоговая версия системы обработки полученных изображений имеет высокую робастность и низкое время работы, что позволяет обрабатывать получаемые изображения «на лету», благодаря чему система работает более динамично.

Алгоритм управления сервоприводом. В каждом пункте наблюдения предполагается использовать два телескопа. Первый из них – это телескоп обнаружения. Для управления им высокая точность не требуется. Второй телескоп – телескоп сопровождения, имеющий узкое поле зрения. Управление этим телескопом представляет собой отдельную задачу, успешно решённую в рамках настоящей работы.

В работе используется сервопривод EQ6 Pro. Это наилучший из простых приводов, доступный на рынке, но он имеет ряд ограничений. Во-первых, фиксированный набор скоростей, значения которых были экспериментально получены в работе [3]. Во-вторых, отсутствие возможности изменять скорость работы моторов без их полной остановки. В-третьих, разгон до заданной скорости требует времени, которое зависит от величины скорости. Основная особенность сервопривода (рис. 5): заключается в том, что хорошая точность подбора скорости возможна только на отрезке 0–0.25 град/с. На участке 0.25–0.8 возможна грубая точность подбора скоростей. При скоростях от 0.8 до 1.7 град/с точное сопровождение невозможно.



Рис. 5. Реальная скорость используемых сервоприводов

Для преодоления имеющихся ограничений был использован алгоритм из работы [4]. Суть алгоритма заключается в том, что наблюдения производятся в точках, где скорость спутника совпадает с одним из скоростных режимов сервопривода. Для наглядности изобразим ошибку, возникающую при наблюдении спутника в произвольном месте его траектории (рис. 6).



Рис. 6. Погрешности наблюдения

По оси X отложено время пролёта спутника, по оси Y количество пикселей, на которое распределяется сигнал от спутника за время экспозиции при сопровождении ближайшей имеющейся скоростью. Также в алгоритме учитывается распределение энергии, возникающее из-за линейности сопровождения, и используется информация о магнитуде спутника. В результате, для траектории спутника можно построить график эффективности сопровождения (рис. 7). На графике представлена зависимость количества энергии от спутника, попадающей в один пиксель за время экспозиции, от времени, в которое проводится наблюдение спутника. Используемый алгоритм позволяет эффективно накапливать энергию сигнала в единичном пикселе. Однако в этом случае понижается количество наблюдений КО за время его пролета.



Рис. 7. Эффективность сопровождения

Как видно (рис. 7), типичный временной интервал между оптимальными моментами наблюдения варьируется от 5 до 50 с. В данной работе наблюдения проводились с интервалом около 15 с. Это время определялось таким образом, чтобы в него гарантированно укладывалось время перенаведения телескопа с одной точки траектории КО на другую, время съемки контрольного кадра с часовым ведением, время разгона до заданной скорости, время наблюдения с сопровождением и время торможения после наблюдения. Если для примера взять время пролета спутника около 6 мин, как представлено на графике, то за это время без оптимизации по времени можно провести около 24 измерений, а с оптимизацией - около 15 измерений. Таким образом, за счет использования оптимизации по времени количество реализуемых наблюдений существенно уменьшается, но в большинстве случаев остается достаточным для оценки его траектории.

Другим методом компенсации недостатков сервопривода является перепрограммирование управляющего контроллера. Вообще говоря, сервопривод может осуществлять поворот не только с постоянной скоростью из фиксированного диапазона. Поэтому правильное перепрограммирование контроллера может позволить существенно повысить точность наблюдения. Для данной задачи предлагается перепрограммирование контроллера собеспечением возможности равноускоренного движения и, как следствие, достижения любой скорости из допустимого диапазона с достаточно высокой точностью. Это позволит осуществлять сопровождение КО с одинаково высоким качеством в любые моменты времени за счет более точного сопровождения, и, следовательно, таким образом можно увеличить количество наблюдений КО за время его пролета. В настоящий момент данная методика находится в стадии активной разработки в ОАО «МАК "Вымпел"».

Таким образом, в работе сформулированы задачи, возникшие при создании сети оптических средств наблюдения. Синтезирован робастный алгоритм обработки изображений для выделения сигналов спутников и звёзд в сложных условиях наблюдения. Создана программная реализация разработанного алгоритма с использованием вычислений на графических процессорах, обеспечивающая реальное время обработки получаемых изображений. Получено алгоритмическое решение задачи управления сопровождением космических объектов, нивелирующее недостатки используемой аппаратуры.

Библиографические ссылки

1. Алгоритмы идентификации и подавления нестационарного мешающего фона и повышение разрешающей способности в оптическом сенсоре с хаотически колеблющейся оптической осью и динамическими аберрациями / А. К. Ким, А. Е. Колесса, В. Н. Лагуткин // Вопросы радиотехники и электроники. 2001 (Серия «РЛТ Москва»).

2. Колесса А. Е., Репин В. Г. Робастный адаптивный алгоритм выделения отметок от целей в цифровом изображении // Космические информационноуправляющие системы. 2009. Вып. 3.

3. Мальцев А. В., Радченко Ю. В. Использование любительских телескопов и монтировок для наблюдения низколетящих спутников Земли // Тр. 52-й науч. конф. МФТИ. 2009.

4. Лукьянов А. П., Мальцев А. В., Толстов А. А. Оптимизация проведения наблюдений быстродвижущихся космических объектов малоапертурным телескопом // Электромагнитные волны и электронные системы. 2010. Т. 12.

N. G. Andrianov, V. N. Ivanov, A. V. Maltsev, A. A. Tolstov

ADAPTIVE OPTIMAL CONTROL METHODS OF LOW-ORBIT SPACE OBJECTS OBSERVATIONS

The problem of adaptive methods of optimal control and processing of low-orbit space objects observations development is considered. The algorithm of control of the telescope mount, which allows to carry out the accumulation of signals of low-orbit space objects compensating the instrumental limitations, is developed. The robust algorithm for detecting signals of space objects, stable functioning in a heterogeneous background of the sky is implemented. The run-time optimization using graphics processing units is realized.

Keywords: low-orbit satellites, high-elliptic satellites, telescope network, image processing, control problem.

© Андрианов Н. Г., Иванов В. Н., Мальцев А. В., Толстов А. А., 2011

УДК 519.878

С. С. Вениаминов

АНАЛИЗ, УЧЕТ И КОМПЕНСАЦИЯ ЯВЛЕНИЯ ДЕГРАДАЦИИ ПЛАНА ПОИСКА КОСМИЧЕСКОГО ОБЪЕКТА В ПРОЦЕССЕ ЕГО РЕАЛИЗАЦИИ

Исследуется проблема поиска космического объекта (КО) по имеющейся априорной информации (как правило, грубой) о его векторе состояния. Для этого случая описано явление деградации плана поиска в процессе его реализации, приводящее к возникновению ошибок 1-го и 2-го рода. Выявлены факторы, порождающие этот феномен. Предложены конструктивные способы компенсации негативных последствий этого явления.

Ключевые слова: космический объект, вектор состояния, план поиска, эффективность.

В [1; 2] была вскрыта «анатомия» процесса временной трансформации области неопределенности текущего положения (ОНТП) искомого КО. Было принципиально и фактически показано, как выглядит образ произвольной точки в картинной плоскости (КП) наблюдателя, наблюдавшейся в момент времени t₁ (в КП*t*₁), при переходе к очередному моменту времени наблюдения t₂ (т. е. в картинной плоскости, соответствующей t₂ – КПt₂). Проблема состоит в следующем. В процессе реализации плана поиска (ПП) КО с изменением времени уже проконтролированные сенсором точки ОНТП КО и еще непроконтролированные претерпевают сложную взаимную динамику. Они перемешиваются в окрестности границ проконтролированного поля зрения сенсора, что выражается в его геометрическом искажении и размывании границ. Именно это явление необходимо не только исследовать и описать, но и строго учитывать при планировании поиска. Игнорирование этого последнего требования приводит к возникновению ошибок планирования 1-го и 2-го рода.

Если в КП t_1 наблюдатель (в момент времени t_1) проконтролировал точку $A^{\text{KII} t^1}(t_1)$ и не обнаружил в ней искомого KO, то, чтобы в момент времени t_2 в соответствии с принципом эквивалентности [1; 3] не контролировать ее повторно (что действительно лишнее), необходимо знать, во что она отобразится в КП t_2 (при переходе к моменту времени наблюдения t_2), т. е. нужно спрогнозировать образ точки $A^{\text{KII} t^1}(t_1)$, эквивалентный ей в момент времени t_2 , в КП $t_2 - A^{\text{KII} t^1}(t_2)$. Мы умеем легко прогнозировать 6-мерный вектор R_6 с любого времени t_1 на любое время t_2 . Значит, нужно от точки $A^{\text{KII} t^1}(t_1)$ (далее $-A(t_1)$) восстановить ее прообраз сначала 3-мерный $- R^4_3(t_1)$, затем 6-мерный $- R^4_6(t_1)$, далее спрогнозировать его на момент времени t_2 и, наконец, спроектировать его в КП t_2 .

Но трудность заключается в том [2; 3], что в 3-мерном пространстве прообразом точки $A(t_1)$ служит отрезок прямой, а ее прообразом (и, следовательно, прообразом этого отрезка) в 6-мерном фазовом пространстве X_6 является неоднозначный вектор вида $R_6^{A(t_1)} = ||x, y, z, \{x'\}, \{y'\}, \{z'\}||^T$, где три последних компоненты неоднозначны.

Как выйти из этого положения, показано в [2]. А именно, «разрезаем» пополам вектор $R_6^{A(t1)}$ и рассматриваем его первую половину – подвектор $R_3 = ||x, y, z||$ как «псевдоизмерение» с нулевой ковариационной матрицей. Далее уточняем исходный вектор $R_6^{0}(t_1)$ по этому 3-мерному «псевдоизмерению» и прогнозируем его на момент времени t_2 . Результат проектируем в КП t_2 .

Создана модель, позволяющая построить такой образ для любой орбиты, любой точки нахождения наблюдателя и любых моментов времени t_1 и t_2 . Особенность решения задачи состоит в том, что для этого недостаточно уметь прогнозировать 6-мерный вектор состояния КО $R_6^{0}(t_1)$ и ковариационную матрицу его ошибок $K_6^{0}(t_1)$. Необходимо уметь находить образ любой точки ОНТП КО при переходе от момента времени t_1 к t_2 , т. е. представлять и трансформировать ОНТП во времени «поточечно».

Здесь мы продолжим анализ структурного преобразования ОНТП КО и на базе созданной модели этой трансформации покажем, в какую фигуру переходит поле зрения сенсора из КП t_1 в КП t_2 . В результате будет разработан метод планирования поиска конкретного КО по неточной орбитальной информации о нем, основанный на строгом учете обнаруженного и описанного явления деградации плана поиска, для общего случая ошибки вектора состояния КО.

Основные понятия и определения. Итак, пусть на момент времени t_1 имеется грубая информация об искомом КО в виде математического ожидания вектора состояния в геоцентрической системе координат

$$R(t_1) = (X_1, Y_1, Z_1, Vx_1, Vy_1, Vz_1)^T$$

и соответствующей ковариационной матрицы ошибок

$$K(t_1) = \begin{vmatrix} \sigma_X^2 & \sigma_{XY} & \sigma_{XZ} & \sigma_{XVx} & \sigma_{XVy} & \sigma_{XVz} \\ \sigma_{XY} & \sigma_Y^2 & \sigma_{YZ} & \sigma_{YVx} & \sigma_{YVy} & \sigma_{YVz} \\ \sigma_{XZ} & \sigma_{YZ} & \sigma_Z^2 & \sigma_{ZVx} & \sigma_{ZVy} & \sigma_{ZVz} \\ \sigma_{XVx} & \sigma_{YVx} & \sigma_{ZVx} & \sigma_Y^2 & \sigma_{VxVy} & \sigma_{VxVz} \\ \sigma_{XVy} & \sigma_{YVy} & \sigma_{ZVy} & \sigma_{YxVy} & \sigma_Z^2 & \sigma_{VyVz} \\ \sigma_{XVz} & \sigma_{YVz} & \sigma_{ZVz} & \sigma_{YxVz} & \sigma_{YyZ} & \sigma_Z^2 \\ \end{vmatrix}.$$

Наличие такой информации задает на момент времени t_1 (при некоторых довольно слабых допущениях) область неопределенности текущего положения искомого КО, т. е. множество практически всех возможных значений вектора его орбитальных параметров (вектора состояния) и функцию плотности распределения вероятностей над ОНТП f(R). Для определенности, пусть это будет 6-мерный эллипсоид с полуосями, равными конечному числу с.к.о. соответствующих компонент вектора состояния (например, трем). Математическое ожидание вектора состояния КО и его ковариационная матрица ошибок – это характеристики ОНТП в целом. Для решения нашей задачи необходимо уметь оперировать с ОНТП поточечно как в статике, так и в динамике.

Теоретически, если по каждому 6-мерному вектору из ОНТП рассчитать эфемериды и навести по ним сенсор, можно проверить, есть там КО или нет. В конце концов, мы гарантированно найдем его. Задача построения оптимального плана поиска, эквивалентного такому теоретическому просмотру всей 6мерной ОНТП, состоит в том, чтобы определить, как это сделать конструктивно, причем полно и неизбыточно (т. е. проконтролировать каждый вектор из ОНТП, не контролируя дважды ни один из них). Иными словами, оптимальный ПП должен обеспечить гарантированное и предельно экономичное обнаружение искомого КО.

На самом деле наблюдатели имеют дело не с 6-мерным, а с 3-мерным эллипсоидом неопределенности и даже с 2-мерной его проекцией в картинную плоскость (это, в первую очередь, касается оптических наблюдателей). Кстати, в этом и заключается главная причина всех проблем, связанных с планированием поиска КО, составляющих предмет исследования настоящей статьи. Картинную плоскость определим как плоскость, проходящую через центр масс КО перпендикулярно оси его визирования наблюдателем.

Рассмотрим проекцию эллипсоида неопределенности положения КО в КПt в момент времени t. Это эллипс. Введем систему прямоугольных координат, связанную с КПt, с началом в центре эллипсоида (совпадающим с центром масс КО), ось α направлена вдоль главной оси визирования (оси «наблюдатель – центр ОНТП КО») из центра системы координат от наблюдателя, ось γ – вертикально вверх в картинной плоскости, ось β – вдоль горизонта вправо.

Для обнаружения КО необходимо проконтролировать все точки ОНТП КО, для чего составляется план поиска. Он представляет собой последовательность условных эфемерид, покрывающих после реализации всего ПП (с учетом размеров поля зрения средства наблюдения) всю область неопределенности положения КО в ее динамике. Каждый элемент ПП μ_i (условная эфемерида) привязан к определенному моменту времени t_i . Величина интервала времени между смежными элементами плана $\Delta t_i = t_i - t_{i-1}$ определяется временем экспозиции (временем накопления энергии полезного сигнала в приемнике, временем внутрикадрового электронного сканирования поля зрения), временем перенацеливания средства наблюдения по очередной эфемериде и т. д.

Задача планирования поиска КО данным средством наблюдения состоит в выборе комплекта условных эфемерид $\{\mu_i\}$, обеспечивающих контроль всех

точек ОНТП КО, удовлетворяющего заданным требованиям (сформулированным, исходя из возможностей и технических характеристик средства наблюдения и общих условий задачи) и доставляющего оптимум принятому критерию качества ПП $\Phi({\mu_i})$:

$$\Phi(\{\mu_i\}) \Longrightarrow \text{extr,} \psi(d_k^{0i}(t_i)) \le \psi_{0i}, i = 1, 2, ..., \bar{i},$$
(1)

$$t_i - t_{i-1} \ge \Delta t_i, i = 1, 2, ..., \overline{i},$$
 (2)

$$\forall R_k(\mathbf{t}_0) \in D_k(t_0) \quad \exists d_k^{0i(R_k)}(t_i):$$
(3)

$$: F_{k}[t_{0}, R_{k}(t_{0}), t_{i}] \in d_{k}^{0i}(t_{i}),$$

где Φ – принятый критерий эффективности поиска, выражения (1) и (2) – ограничения, налагаемые техническими возможностями средств, (3) – условие гарантированности обнаружения (полноты контроля), основанное на принципе эквивалентности элементов плана поиска [1].

Одним из естественных и популярных критериев качества ПП является время обнаружения КО, точнее (поскольку это случайная величина), его вероятностная характеристика, например, математическое ожидание $\Phi({\mu_i}) = M[T_{ofm}]$.

Эфемерида µ_i представляет собой совокупность момента времени t_i и угловых координат положения оси визирования средства наблюдения для оптических средств (для радиолокационных средств добавляются еще координаты контролируемого диапазона дальности). Эфемерида µ_i и технические характеристики средства наблюдения определяют контролируемую этим средством в момент времени t_i область пространства $d_k^{0i}(t_i)$, где k = 3 для радиолокационных и лазерных средств, k = 2 для оптических средств, и тогда $d_2^{0i}(t_i)$ – контролируемая область в КП. $D_k(t_i) - k$ -мерная проекция области $D_6(t_i)$, являющейся областью возможных значений вектора параметров движения КО на момент времени t_i, определяемой математическим ожиданием вектора состояния КО и ковариационной матрицей ошибок исходных данных, т. е. ОНТП искомого КО на момент времени t_i .

Итак, ПП представляет собой набор условных эфемерид $\{\mu_i\} = \{\mu(t_i)\}, i = 1, 2, ..., i$, реализуемых средством наблюдения последовательно в моменты времени t_i, i = 1, 2, ... i. При реализации в момент времени t_i каждого *i*-го элемента плана осуществляется контроль (просмотр) некоторого компактного трехмерного множества точек ОНТП КО $s_i = s(\mu(t_i))$. Понятно, что множество s_i и его проекция в КП $s_i^{\text{КП}} = d_2^{0i}(t_i)$ трансформируются во времени вслед за динамикой ОНТП КО и самой КП. Это происходит вследствие изменения в процессе движения КО ракурса визирования множества s_i (и ОНТП в целом), эволюции распределения ошибок положения и скорости КО, изменения положения КП в пространстве. Проекцию множества s_i в картинную плоскость КПt_i обозначим $s_i^{\text{КП}}$, а проекцию трансформации s_i на мо-мент t_j в КП $t_j - s_{ij}^{\text{КП}}$ (естественно, i < j). Тогда элемент ПП, привязанный к моменту времени t_i , – это эфемерида μ_i вместе с областью $s_i^{K\Pi}$.

Размер и форма множества s_i определяются размерами и формой визируемой области средства наблюдения. Для определенности условимся считать последнюю правильной прямоугольной пирамидой с вершиной в фокусе средства наблюдения, основанием в КП, угловыми размерами $\Delta \psi$, а поле зрения – квадратом. Точнее, область контроля представляет собой тело s_i , являющееся пересечением указанной пирамиды с эллипсоидом неопределенности положения КО. Но наблюдатель в момент времени t_i наблюдает проекцию этого тела в КП t_i , т. е. квадрат $s_i^{K\Pi}$.

При планировании поиска КО с учетом априорной орбитальной информации возникает противоречивая ситуация. С одной стороны, для скорейшего обнаружения искомого КО нужно стремиться к тому, чтобы каждый очередной элемент плана накрывал по возможности только не контролировавшиеся предыдущими элементами точки ОНТП КО. С другой стороны, для гарантированного обнаружения КО должны быть проконтролированы все точки ОНТП. В то же время, в процессе движения области неопределенности происходит трансформация и деформация ее внутренней структуры и изменение ее ракурса относительно наблюдателя, что влечет сложное взаимное перемещение проконтролированных и непроконтролированных точек прежде всего в окрестности границ реализованных элементов ПП. Это последнее явление практически не позволяет избежать повторного наблюдения некоторых точек области поиска. Можно только ставить задачу минимизации таких повторений.

Но ставить и решать эту задачу нужно непременно с учетом указанных структурных процессов. Иначе это приводит к возникновению ошибок 1-го и 2-го рода в построенных планах поиска. Ошибки 1-го рода - это образование «щелей» между элементами ПП, в которые может «провалиться» искомый КО. Ошибки 2-го рода – это излишние перекрытия элементов ПП, приводящие к неэкономичному расходованию поискового ресурса средства наблюдения. Для устранения этих ошибок была разработана специальная теория оптимального планирования поиска КО по априорной информации [1; 4; 5], в которой до конструктивных методов и алгоритмов построения оптимального плана был доведен только довольно типичный и безусловно практически важный случай наличия значительной ошибки положения искомого КО вдоль его траектории движения, при условии, что ошибками в остальных направлениях можно пренебречь. Однако в практике часто встречаются поисковые ситуации с грубыми позиционными и скоростными ошибками во всех направлениях. А в этих случаях грамотно учитывать структурные преобразования ОНТП КО гораздо сложнее.

Как уже было сказано, процесс трансформации во времени произвольной точки проекции ОНТП КО и сам ее образ при переходе от момента времени $t_1 \ k t_2$ были подробно исследованы в [2]. Здесь приведем только результат исследования. На рис. 1 показана трансформация точки $A(t_1)$ в КП при переходе от t_1 к t_2 и дано ее математическое описание («анатомия» трансформации), включающее следующие этапы: восстановление 3-мерного прообраза точки $A(t_1) - P_{3\rightarrow 2}^{-1}[A(t_1)] = d_3^A(t_1)$, восстановление 6-мерного прообраза точки $A(t_1) - P_{6\rightarrow 3}^{-1}[A(t_1)] = d_6^A(t_1)$, уточнение прообраза по «псевдоизмерению», прогнозирование уточненного прообраза на момент времени t_2 , проектирование результата прогнозирования в новую КП – $P_{6\rightarrow 2}[A(t_2)]$, где P – оператор проектирования.



Рис. 1. Трансформация точки в картинной плоскости

Главным результатом исследования является то, что образом точки $A(t_1)$ плоскости КП t_1 в картинной плоскости КП t_2 является не точка, а некая фигура. Дело в том, что просто найти отображение точки $A(t_1)$ в КП t_2 , используя модель движения КО, не удается ввиду того, что в точку $A(t_1)$ из 6-мерной ОНТП КО $D_6(t_1)$ проектируется довольно сложное множество векторов состояния КО, и, строго говоря, нужно прогнозировать на момент времени t_2 все эти векторы для того, чтобы воспроизвести полный образ точки $A(t_1)$ в плоскости КП t_2 . Именно эту проблему удалось решить в [2]. Тем самым, мы пришли к новому понятию в планировании поиска КО по априорной орбитальной информации – к явлению деградации проконтролированной точки ОНТП КО в КП во времени.

Общий случай структурной деформации ОНТП и ее частей. Для одной точки A(t₁) обоснованность употребления термина «деградация» не так очевидна. Но эта модель необходима для вскрытия, воспроизводства и исследования явления деградации полного плана поиска. Сначала для упрощения понимания этого процесса допустим, что с течением времени (в пределах последовательности моментов времени привязки элементов плана $t_1, t_2, ..., t_i, ..., t_{\overline{i}}$) можно пренебречь удалением (или приближением) КП (вслед за удалением или приближением центра масс КО) и, как следствие, изменением размеров просмотренных участков области поиска, т. е. допускается, что в процессе реализации последовательности элементов ПП они остаются квадратами с сохранением размеров. Вообще говоря, такая линеаризация процессов трансформации элементов ПП вполне оправданна для небольших интервалов времени.

Положение поля зрения средства наблюдения в КП на момент времени t_1 , связанное с первым элементом ПП показано на рис. 2. Введем понятие эффективной проконтролированной площади (ЭПП) S_i^+ *i*-го акта контроля области поиска $s_i^{K\Pi}$. Это площадь гарантированно проконтролированной в *i*-м акте контроля части области неопределенности, т. е. участка области, относительно которого можно утверждать об отсутствии (или присутствии) в нем искомого КО с вероятностью, практически равной 1 (в принятых нами допущениях). Как видно (рис. 2), в момент времени t_1 ЭПП 1-го акта контроля S_1^+ равна площади квадрата $s_1^{\rm KII}$ в КП, являющегося пересечением КП t_1 и 4-угольной правильной пирамиды с вершиной в фокусе средства наблюдения и гранями, ограничивающими действительный пространственный угол зрения средства наблюдения.

В момент времени t_2 (начало реализации 2-го элемента плана поиска), в силу рассмотренных и исследованных выше процессов трансформации и деформации во времени уже проконтролированной области $s_1 = s(\mu(t_1))$, эта последняя спроектируется в КП t_2 в виде довольно сложной фигуры $s_{1,2}^{\text{КП}}$ с размытыми границами (рис. 2). Вследствие одного только изменения ракурса ОНТП при переходе от КП t_1 к КП t_2 с изменением угла визирования на величину $\Delta \varphi$ (т. е. даже без учета эволюции ошибок положения и скорости КО) размытость границ будет измеряться величиной $l_{\mu_1} \sin \Delta \varphi$, где l_{μ_1} – длина отрезка, являющегося пересечением оси визирования по эфемериде $\mu(t_1)$ с эллипсоидом неопределенности.

Однако ввиду принятых выше допущений математическое ожидание результирующей фигуры $s_{1,2}^{KII}$ попрежнему будет квадратом тех же размеров. Для определения эффективной площади S_1^+ в момент времени t_2 (т. е. $S_1^+(t_2)$) нужно в эту фигуру вписать прямоугольник, касающийся сторонами размытых границ фигуры $s_{1,2}^{KII}$, и найти площадь последнего: $S_1^+(t_2) = a(s_{1,2}^{KII})b(s_{1,2}^{KII})$, где $a(s_{1,2}^{KII})$ и $b(s_{1,2}^{KII})) -$ соответственно, размеры горизонтальной и вертикальной сторон вписанного прямоугольника. Горизонтальная и вертикальная границы квадрата s_i^{KII} размываются по-разному, так как рост ошибки положения КО вдоль траектории доминирует.

Аналогично придется поступить и с образом s_1 в моменты времени $t_3, t_4, ..., t_i, ..., t_{\overline{i}}$. Причем с ростом t_i размытость границ будет увеличиваться.



Рис. 2. Преобразование первого элемента плана поиска $s_1^{P(t_1)}$ во времени
Итак, важный вывод из предшествующего анализа состоит в том, что величина S_i^+ зависит от времени, т. е. $S_i^+ = S_i^+(t)$, и не просто зависит, а монотонно убывает в первом приближении пропорционально изменению угла визирования $\Delta \varphi$. А это уже существенный симптом явления деградации ПП в процессе его реализации. В действительности же это убывание будет еще более прогрессивным, если учесть, что размываются все стороны исходного квадрата $s_i^{K\Pi}$, а на этот процесс еще накладываются нелинейности деформации структуры ОНТП.

Это принципиально новый постулат в отличие от используемых аксиоматик традиционных, классических подходов к планированию поиска КО и вообще сканирования области пространства, где величина S_i^+ предполагалась (как правило, молчаливо) не зависящей от времени.

Теперь введем такое понятие, как коэффициент эффективности *i*-го элемента ПП на момент времени $t - K_i^{a\phi\phi}(t)$, для чего опишем прямоугольник около упомянутой фигуры $s_i^{K\Pi t}$ и определим его площадь $S_i^0(t)$.

елению,
$$K_i^{\phi\phi\phi}(t) = \frac{S_i^+(t)}{S_i^0(t)}$$
. Определим коэф

фициент деградации *i*-го элемента ПП на момент времени *t* как $K_i^{\text{дег}}(t) = \frac{1}{K_i^{\text{эф}\phi}(t)}$. Очень важная задача –

По опред

исследовать поведение этих двух коэффициентов во времени. Если окажется, что $K_i^{3\phi\phi}(t) \rightarrow 0$ и этот процесс идет довольно быстро в пределах интервала поиска, то это будет означать вырождение плана поиска, по крайней мере, в части его *i*-го элемента. Посмотрим, какое влияние это явление оказывает на планирование поиска, как его при этом корректно учитывать, можно ли и как этому противодействовать.

Возможности противодействия явлению деградации ПП. Планирование поиска начинается с выбора параметров 1-го элемента ПП – времени реализации и положения элемента в пределах проекции ОНТП в КП на это время. Следующий шаг - выбор параметров 2-го и последующих элементов ПП. Ввиду размывания границ элементов ПП для гарантии исключения ошибок 1-го рода при стыковке ј-го и *i*-го элементов ПП (i < j) необходимо, чтобы сторона *і*-го элемента касалась размытой границы *і*-го элемента изнутри последнего. Очередной его элемент следует хотя бы одной стороной погружать в предшествующие элементы. Тем самым уже наступившая деградация частично нейтрализуется, а негативное действие ее прекращается в окрестности погруженной стороны. Это нужно использовать при планировании поиска для борьбы с явлением деградации, кроме возможных способов ускорения процесса поиска, что также снижает негативные последствия деградации ПП.

Ввиду различных скоростей роста ошибок положения КО в различных направлениях размывание границ элементов ПП происходит для каждой границы со своей скоростью. Поэтому естественно стремиться к скорейшему погружению в очередной элемент плана наиболее быстро размывающейся границы одного из предшествующих элементов. Этот компенсационный прием необходимо учитывать при расчете общего показателя деградации плана поиска на момент времени *t*.

Предположим, что к этому моменту времени уже синтезировано несколько элементов ПП. Приведенная суммарная эффективная проконтролированная площадь ПП на момент *t* определяется выражением

$$S_{\Sigma}^{+}(t) = \sum_{i} S_{i}^{+}(t) + S_{\Sigma}^{-}(t) =$$

= $\sum_{i} (S_{i}^{+}(t_{i}) - \Delta S_{i}^{+}(t)) + S_{\Sigma}^{-}(t) ,$

где $\Delta S_i^+(t)$ — поправка, учитывающая размывание границы *i*-го элемента ПП, это фактически площадь размытой границы *i*-го элемента на момент времени *t*; $S_{\Sigma}^-(t)$ — суммарная площадь смежных размытых границ на момент *t*. Именно слагаемое $S_{\Sigma}^-(t)$ определяет степень компенсации явления деградации ПП при используемом методе планирования.

Опорная приведенная площадь ПП есть сумма площадей всех элементов ПП: $S_{\Sigma}^{0}(t) = n_t a^2$, где $n_t -$ количество синтезированных элементов ПП к моменту времени t; a -длина стороны квадратного поля зрения сенсора. Этот показатель характеризует затраченный к моменту времени t наблюдательный ресурс.

За коэффициент эффективности ПП по определению примем $K_{\Sigma}^{3\phi\phi}(t) = \frac{S_{\Sigma}^{+}(t)}{S_{\Sigma}^{0}(t)}$, а суммарный коэффи-

циент деградации будет равен $K_{\Sigma}^{\text{дег}}(t) = \frac{1}{K_{\Sigma}^{2\phi\phi}(t)}$.

Оптимизация планирования поиска с частичной компенсацией деградации. На данном этапе изученности явления деградации ПП уже можно рекомендовать рациональную процедуру планирования поиска КО с учетом этого явления. Как было сказано выше, одним из инструментов в борьбе с явлением деградации ПП могут служить какие-либо способы ускорения процесса поиска, поскольку размывание границ элементов ПП и, следовательно, степень деградации пропорциональны времени. Совершенствование конструкции средств наблюдения не входит в круг исследуемых здесь вопросов. Так что доступными для нас остаются только принципы формирования ПП. Например, можно выбирать параметры последовательности элементов ПП так, чтобы скорость роста вероятности обнаружения искомого КО была наибольшей. Конструктивно для получения субоптимального решения это можно сделать следующим образом. Первый элемент ПП привязывается к центру

ОНТП, где вероятность обнаружения КО наибольшая. Далее все последующие элементы ПП размещаются в участках с наибольшей плотностью вероятности обнаружения, а при наличии альтернативы – с накрытием наиболее размытой границы предыдущих элементов. Строго говоря, наибольшая размытость границ не обязательно свидетельствует о наибольшей скорости их размывания. Сильно размытые границы могут быть у элемента $s_{ij}^{\text{КП}}$ при большом значении разности $t_i - t_i$.

Заметим, что продолжающееся размывание границ элементов ПП внутри накрытой ими части ОНТП уже не вносит негативного вклада в процесс деградации ПП, т. е. не наносит ущерба результату поиска. Для развития пагубности деградации существенно размывание только лишь открытых границ.

Таким образом, описано явление деградации планов поиска КО узкопольными средствами наблюдения по грубой априорной информации о его векторе состояния. Представлена соответствующая теория, объясняющая причины этого явления и позволяющая строить оптимальные по выбранному критерию планы поиска КО, свободные от ошибок 1-го и 2-го рода. В основе этой общей теории лежит разработанная ранее теория поиска КО для важного частного случая [1; 4; 5], развитием которой она и является. Теория доведена до конструктивных методов и алгоритмов оптимального планирования поиска КО для самого общего характера ошибок вектора состояния искомого КО. Процесс деградации образов реализованных элементов плана поиска неизбежен, но его можно существенно смягчить и в значительной степени нейтрализовать за счет рациональной организации последовательного контроля ОНТП КО, грамотно учитывающей этот процесс. Эффективность такой нейтрализации зависит от темпа следования актов зондирования ОНТП КО, параметров орбиты искомого КО, распределения ошибок исходных данных об орбите КО и, разумеется, от способа планирования поиска КО.

Библиографические ссылки

1. Вениаминов С. С. Оптимизация поиска объекта, движущегося циклически по замкнутой траектории / Изв. АН СССР. М. : Наука, 1984. № 1 (Сер. «Техн. кибернетика»).

2. Veniaminov S. S., Lapukhin V. V. On some difficulties of planning the search for a space object by narrow-angled sensors // Proc. of the 7^{th} US / Russian Workshop on Space Surveillance. Monterey, 2007.

3. Veniaminov S. S. On Generalization of the Equivalence Principle of the Search Plan Elements for different times // Proc. of the 5th European Conf. on Space Debris (posters). Darmstadt, 2009.

4. Veniaminov S. S., Seidelmann P. K., Cefola P. Enhancing the Efficiency of Search for Deep Space Objects by Using Available a priori Information. P. I. New General Theoretical Approach // Proc. of the 3d US / Russian Workshop on Space Surveillance. Washington D. C. 1998.

5. Veniaminov S. S., Dicky V., Vasilyev N. Enhancing the Efficiency of Search for Deep Space Objects by Using Available a priori Information. P. II. Theory and methods for a specific practical case // Proc. of the 3d US / Russian Workshop on Space Surveillance, Washington D. C. 1998.

S. S. Veniaminov

ANALISYS, ACCOUNTING AND COMPENSATION OF THE SPACE OBJECT SEARCH PLAN DEGRADATION PHENOMENON DURING ITS REALIZATION

The author investigates a problem of search of a space object on the base of some prior information on its state vector. For this case the author describes a phenomenon of degradation of a search plan, during its realization, which causes the errors of the 1^{st} and 2^{nd} kinds. The factors initiating this phenomenon are investigated. Some constructive means for compensation of the negative consequences of the phenomenon are suggested.

Keywords: space object, state vector, search plan, efficiency.

© Вениаминов С. С., 2011

УДК 521.1:629.78

В. В. Чазов, Н. С. Бахтигараев, Н. Д. Костюк

НАБЛЮДЕНИЯ СПУТНИКА «МОЛНИЯ 3-39» В ЗВЕНИГОРОДСКОЙ ОБСЕРВАТОРИИ ИНАСАН И ОПРЕДЕЛЕНИЕ ВРЕМЕНИ ПАДЕНИЯ

В мае 2009 г. в Звенигородской обсерватории ИНАСАН были выполнены позиционные наблюдения космического аппарата «Молния 3-39», с 18 по 26 мая измерено 313 топоцентрических положений объекта. Был уточнён начальный вектор состояния объекта на 18 мая 2009 г. Средняя квадратическая погрешность одного измерения составила 1.4". В результате вычислений получена оценка отношения миделевой площади к массе спутника в 0.003 м²/кг. Полученные оценки были использованы для прогноза дальнейшего движения космического аппарата и предсказания момента завершения полёта. С точностью до 12 ч теоретическая оценка времени существования космического аппарата «Молния 3-39» только по майским наблюдениям в Звенигороде совпала с реальной датой завершения полёта в июле 2009 г.

Ключевые слова: «Молния 3-39», наблюдения искусственных спутников Земли.

Космический аппарат (КА) «Молния 3-39» был выведен на орбиту 20 сентября 1990 г. Высота орбиты над поверхностью Земли в перигее и в апогее составляла, соответственно, 600 и 39 000 км. Угол наклонения был равен приблизительно 63°. Активная работа на орбите продолжалась 6 лет.

В пассивном режиме полёта в результате действия притяжения Луны и Солнца эксцентриситет орбиты объектов типа «Молния» подвержен долгопериодическим изменениям, постепенно достигает критического значения 0.752, и в перигее орбиты спутник входит в плотные слои атмосферы [1].

В феврале 2009 г. эксцентриситет орбиты космического аппарата «Молния 3-39» достиг критического значения. Под действием силы сопротивления атмосферы большая полуось и высота апогея орбиты стали уменьшаться. Объект завершил свой полет во второй половине даты 8 июля 2009 г. после входа в плотные слои атмосферы.

В мае 2009 г. на базе ИНАСАН в Звенигороде были выполнены позиционные наблюдения космического аппарата «Молния 3-39», получено 313 топоцентрических положений объекта, прямое восхождение и склонение в небесной системе отсчёта. Наблюдения проводились с помощью телескопа «Сантел-500» (D = 0.5 м, F = 1.25 м), снабжённого ПЗС-приёмником FLI PL9000 (3056 × 3056 pix, 12 × 12 mkm) и установленного на следящей монтировке камеры ВАУ.

Для уточнения параметров движения была проведена обработка наблюдений. Алгоритм и программное приложение для анализа измерительных данных представлены в работе [2]. В модели движения спутника учитывались гравитационное поле Земли, притяжение Луны и Солнца, приливные возмущения, возмущения, обусловленные давлением солнечного света и сопротивлением атмосферы. В качестве модели атмосферы была использована стандартная модель плотности верхней атмосферы для обеспечения полётов искусственных спутников Земли, введённая в эксплуатацию в 2005 г. [3].

Обработка результатов позиционных наблюдений позволила уточнить начальный вектор состояния объекта на момент 18 мая 2009 г. (полночь). Средняя

квадратическая погрешность одного измерения составила 1.4". Невязки положений приведены на рис. 1. В результате вычислений была получена оценка отношения миделевой площади к массе спутника. С относительной погрешностью 10 % оценка составила 0.003 м²/кг.



Рис. 1. Невязки наблюдений КА «Молния 3-39» по прямому восхождению и склонению в секундах дуги в мае 2009 г.

За 3 вечера было выполнено 11 отдельных сеансов наблюдений. Результаты линейного регрессионного анализа невязок измерений для каждого сеанса представлены в табл. 1. Невязки $\Delta \alpha \cdot \cos(\delta)$ и $\Delta \delta$ были аппроксимированы линейными функциями по времени. Получены оценки $M(\Delta \alpha)$, $M(\Delta \delta)$ средних значений невязок и оценки $\sigma(\Delta \alpha)$, $\sigma(\Delta \delta)$ средних квадратических отклонений невязок от аппроксимирующей прямой линии. В первой колонке табл. 1 указаны дата и время начала сеанса наблюдений, Δt – продолжительность сеанса в минутах, N – количество положений.

Выборка из каталога позиционных наблюдений объекта «Молния 3-39» дана в табл. 2.

Полученные оценки были использованы для прогноза дальнейшего движения космического аппарата и предсказания момента завершения полёта. Искусственные спутники Земли и космический мусор

Статистика наблюдений объекта «Молния 3-39»

N $M(\Delta \alpha)$ Дата, время Δt $(\Delta \alpha)$ $M(\Delta\delta)$ σ(Δδ) 2009/05/18 20:55 24 -2.077.5 0.33 7.18 0.75 2009/05/18 21:56 13 -4.050.43 0.18 26.5 3.25 2009/05/18 23:14 6.8 5 -3.660.35 1.26 0.14 2009/05/19 19:45 2.94 1.22 7.6 13 0.37 -8.122009/05/19 20:35 7.7 3.83 0.45 -3.66 1.11 12 2009/05/19 22:07 5.3 14 2.15 0.25 -2.660.13 2009/05/19 22:52 34.1 42 0.28 -0.920.35 0.13 2009/05/26 20:34 29.1 31 -0.07 1.91 -0.760.33 2009/05/26 21:04 29.7 31 0.02 0.26 -0.171.90 2009/05/26 21:35 2.93 28.3 36 0.89 0.31 -1.202009/05/26 22:04 0.50 38.7 39 0.26 0.61 2.85

Таблица 2

Таблица 1

Часть каталога положений объекта «Молния 3-39»

Лата	Время	a(J2000.0)	δ(.J2000.0)	V	Δαςοςδ	Δδ
v m d	hms	h m s	o ′ ″	m	"	"
2009 05 18	20 56 34.000	08 01 50.520	+54 39 09.33	14.3	-0.79	9.92
2009 05 18	21 57 44.000	08 58 57.740	+57 17 35.05	14.3	-3.57	3.74
2009 05 18	22 22 38.000	09 22 30.180	+57 46 18.27	14.3	-3.75	3.09
2009 05 18	23 21 41.000	10 18 46.730	+57 39 35.17	14.3	-3.85	0.58
2009 05 19	19 45 38.000	07 27 52.160	+52 37 33.97	14.3	2.04	-6.46
2009 05 19	20 42 47.000	08 20 51.230	+56 28 14.12	14.3	3.97	-5.87
2009 05 19	22 07 38.000	09 40 49.410	+58 29 48.29	14.3	2.20	-2.44
2009 05 19	23 02 35.000	10 33 16.420	+57 51 22.78	14.3	0.21	-1.68
2009 05 19	23 26 09.000	10 55 43.820	+57 05 44.06	14.3	0.20	0.59
2009 05 26	20 34 27.000	12 48 44.780	+53 10 19.83	13.6	-1.74	1.51
2009 05 26	21 19 50.000	13 31 58.070	+45 14 24.87	13.0	-0.54	-2.40
2009 05 26	21 32 48.500	13 44 55.330	+41 54 14.60	12.1	0.02	0.91
2009 05 26	21 53 07.000	14 06 17.560	+34 58 07.10	11.8	1.26	0.69
2009 05 26	22 12 07.000	14 28 20.090	+25 17 08.79	12.1	0.93	0.04
2009 05 26	22 26 09.000	14 46 54.860	+14 27 06.54	11.4	-0.28	0.49
2009 05 26	22 36 08.000	15 02 14.650	+03 22 52.08	10.5	-0.96	-2.09
2009 05 26	22 40 07.500	15 09 08.730	-02 11 39.61	10.7	-2.45	-0.68



Рис. 2. Завершение полёта «Молния 3-39», теоретический расчёт изменения элементов орбиты на основе наблюдений



Рис. 3. Завершение полёта КА «Молнии 3-39» по эмпирическим данным космического командования США

При вычислениях были использованы данные об индексах солнечной активности и геомагнитных индексах [4]. С учётом погрешности оценки отношения площади к массе был получен интервал вероятных дат завершения полёта: от первой половины 7 июля до первой половины 9 июля. Прогноз изменения элементов орбиты объекта приведен на рис. 2.

Изменения элементов орбиты космического аппарата «Молния 3-39» по эмпирическим данным космического командования США приводится на рис. 3. С точностью до 12 ч теоретическая оценка времени существования, выполненная только по майским наблюдениям в Звенигороде, совпала с реальной датой завершения полёта.

С 18 по 26 мая в Звенигородской обсерватории ИНАСАН были проведены позиционные наблюдений космического аппарата Молния 3-39, в перигее начавшего задевать верхние слои земной атмосферы. По результатам только этих наблюдений был сделан прогноз времени вхождения КА в плотные слои атмосферы. Теоретические расчёты совпали с реальным временем прекращения баллистического существования КА «Молнии 3-39» с точностью до одного периода обращения КА (12 ч). Это показало как хорошую точность проведённых позиционных наблюдений, так и применимость наших алгоритмов и программного приложения для решения таких сложных задач.

Библиографические ссылки

1. Лидов М. Л. Эволюция орбит искусственных спутников планет под действием гравитационных возмущений внешних сил // Искусственные спутники Земли. Вып. 8. 1961.

2. Бахтигараев Н. С., Чазов В. В. Информационное обеспечение космических экспериментов на основе численно-аналитической теории движения искусственных спутников Земли // Космические исследования. 2005. Т. 43. № 5. С. 386–389.

3. Атмосфера Земли верхняя. Модель плотности для обеспечения полётов искусственных спутников Земли: Национальный стандарт Российской Федерации: ГОСТ Р 25645.166–2004. М., 2004.

4. Vallado D. A., Kelso T. S. Using EOP and Space Weather Data for Satellite Operations // 6th US-Russian Space Surveillance Workshop. St. Petersburg, 2005.

V. V. Chazov, N. S. Bahtigaraev, N. D. Kostyuk

OBSERVATIONS OF MOLNIYA 3-39 SATELLITE IN ZVENIGOROD OBSERVATORY OF INASAN AND RE-ENTRY PREDICTION

In May, 2009, in the Zvenigorod Observatory INASAN the positional observations of the spacecraft Molniya 3-39 were made, and there were determined 313 topocentric positions of the satellite. The orbital elements were determined of the object at the time of May 18, 2009. Mean square error of one measurement was 1.4 arcsec. Empirical midel area to mass ratio of the satellite was estimated in $0.003 \text{ m}^2/\text{kg}$. The resulting estimates were used to predict the future movement of the spacecraft and predicting the Re-Entry time of the flight. The theoretical estimation of the lifetime of the spacecraft Molniya 3-39 using the observations in Zvenigorod coincided with the actual date of completion of its flight in July 2009 with the 12 hours accuracy.

Keywords: Molniya 3-39, Re-Entry prediction.

© Чазов В. В., Бахтигараев Н. С., Костюк Н. Д., 2011

УДК 52-13,52-14

Н. С. Бахтигараев, П. А. Левкина, А. В. Сергеев, В. В. Чазов

НАБЛЮДЕНИЕ НЕИЗВЕСТНОГО ФРАГМЕНТА КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА В ТЕРСКОЛЬСКОЙ ОБСЕРВАТОРИИ*

16 октября 2009 г. в Терскольской обсерватории при помощи телескопа «Цейсс-2000» вблизи геостационарной орбиты был обнаружен ранее не наблюдавшийся объект 18-й звёздной величины. По полуторачасовым наблюдениям была определена предварительная орбита и вычислены эфемериды на следующие ночи с помощью программного комплекса Терскольской обсерватории. Обычно такие слабые объекты обнаруживаются и далее теряются из-за малого количества больших телескопов, работающих по этой теме. В этот раз удалось сопроводить этот фрагмент с 16 по 21 октября 2009 г. и измерить 695 положений. Приводятся результаты позиционных и фотометрических наблюдений, улучшенные элементы орбиты и их эволюция. Дана оценка эмпирического коэффициента – отношения средней площади объекта к его массе.

Ключевые слова: космический мусор, геостационарная орбита.

В Терскольском филиале ИНАСАН ведутся регулярные наблюдения космического мусора [1]. Для исследований малоразмерных фрагментов используется телескоп «Цейсс-2000» Терскольской обсерватории (апертура 2 м, фокусное расстояние 16 м) [2]. Обработка ПЗС-кадров ведётся с помощью программы «Апекс-2», разработанной в Пулковской обсерватории РАН [3]. 16 октября 2009 г. во время наблюдений фрагментов космического мусора нами был обнаружен неизвестный объект 18-й звёздной величины. В результате обработки были определены параметры предварительной орбиты, с помощью которых был выполнен прогноз движения на следующую наблюдательную ночь. 17 октября объект был найден в четырёх угловых минутах от предвычисленного положения.

Объект получил временный номер 95334 в базе данных ИПМ им. М. В. Келдыша, наблюдался в течение шести ночей, вплоть до его ухода из видимости 21 октября. Было измерено 695 положений, выполнено улучшение предварительных элементов орбиты, произведена оценка коэффициента отношения площади к массе. Наблюдательная статистика объекта приведена в табл. 1.

На рис. 1–3 показано изменение блеска объекта 95334 в ночи, когда было получено наибольшее количество точек.



Рис. 1. Кривая блеска объекта 95334, 16.10.2009

Статистика	наблюлений	объектя	95334
Claincinka	паолюдении	UUDUNIA	10004

Таблииа 1

Дата	Продолжительность на-	Число точек
	блюдений	
16.10.2009	1.5 ч	260
17.10.2009	1.4 ч	103
18.10.2009	8 мин	16
	4 мин	12
	6 мин	9
19.10.2009	4 мин	14
	4 мин	19
	4 мин	13
20.10.2009	21 мин	96
	16 мин	81
	7 мин	29
21.10.2009	15 ми	32
	3 мин	11



Рис. 2. Кривая блеска объекта 95334, 17.10.2009



Рис. 3. Кривая блеска объекта 95334, 20.10.2009

^{*}Работа выполнена при частичной поддержке Федеральной целевой программы «Научные и научно-педагогические кадры инновационной России» на 2009–2013 годы, Государственный контракт № 02.740.11.0181 от 25.06.2009 г.

Невязки по прямому восхождению и склонению за все ночи наблюдений представлены на рис. 4. Среднеквадратические значения невязок: Int. residual RA = 1.40'', Int. residual Dec = 0.44''.

Полученные невязки грубее точности нашей аппаратуры. Мы предполагаем, что это связано с большим значением коэффициента отношения площади к массе объекта, который по нашим оценкам составляет 2.2 м²/кг. Большая парусность и влияние светового давления могли привести к полученным результатам.



Рис. 4. Невязки по прямому восхождению и склонению за 16–21 октября 2009 г.

На рис. 5–7 приведены кривые блеска и невязки на коротких сериях наблюдений – 5.5 и 4 мин.



Рис. 5. Кривые блеска объекта 95334; 20.10.2009 (5.5-4 мин)

Среднеквадратические ошибки измерений на коротких сериях составляют 0,31" и 0,23" за 5,5 мин и 0,18" и 0,20" за 4 мин по прямому восхождению и склонению соответственно. Эти оценки позволяют нам судить о внутренней точности.

Оскулирующие кеплеровские элементы орбиты объекта в системе истинного экватора даты приведены в табл. 2. В последней строке дана оценка отношения средней площади объекта к его массе.

В первый вечер наблюдений было выполнено 260 измерений, общая продолжительность сеанса наблюдений составила 95 мин. Вычисление значений топоцентрических координат объекта в небесной системе отсчёта было выполнено на основе вычисленных элементов орбиты из табл. 2. Измерения положений объекта 95334 в каждом из вечеров выполнялось отдельными сеансами продолжительностью от 3 до 20 мин.



Рис. 6. Невязки по прямому восхождению (5,5-4 мин)



Рис. 7. Невязки по склонению (5,5-4 мин)

Таблица 2

параметры оройты объекта 95554					
Дата	16.10.2009				
UT	$00^h 00^m 00.000^s$				
а	41715.137 ± 0.020 км				
P	$0.029916301^{\circ} + 0.00001$				

е	$0,029916301^\circ \pm 0.00001$
i	$14.005113^{\circ} \pm 0.0002^{\circ}$
Ω	$347.868781^{\circ} \pm 0.0002^{\circ}$
ω	$163.477533^{\circ} \pm 0.003^{\circ}$
M	$307.308140^{\circ} \pm 0.003^{\circ}$
A/m	$2,2206 \pm 0.005 \text{ m}^2/\text{kg}$

За шесть ночей было выполнено 15 отдельных сеансов наблюдений. Результаты линейного регрессивного анализа невязок измерений для каждого сеанса представлены в табл. 3. Невязки $\Delta \alpha \cdot \cos \delta$ и $\Delta \delta$ были аппроксимированы линейными функциями по времени. Получены оценки $M(\Delta \alpha)$, $M(\Delta \delta)$ средних значений невязок и оценки $\sigma(\Delta \alpha)$, $\sigma(\Delta \delta)$ средних квадратических отклонений невязок от аппроксимирующей пря-

188

мой линии. В первой колонке таблицы указаны дата и время начала сеанса наблюдений, Δt – продолжительность сеанса в минутах, *N* – количество положений.

Выборка из каталога позиционных наблюдений объекта 95334 приведена в табл. 4. Несмотря на то, что таблица содержит информацию о 29 измеренных положениях, выборка является достаточно представительной. На основе этих данных возможно улучшение предварительных элементов орбиты объекта и оценка отношения средней площади к массе.

Таблица 3

Анализ сеансов наолюдении объекта 95554	Анализ сеансов	наблюдений	объекта	95334
---	----------------	------------	---------	-------

Дата,	время	Δt	N	$M(\Delta \alpha)$	$\sigma(\Delta \alpha)$	$M(\Delta\delta)$	$\sigma(\Delta\delta)$
	•						
2009/10/16	19:50	95.0	260	-0.37	0.23	0.20	0.16
2009/10/17	22:02	14.1	65	-0.36	0.13	0.03	0.12
2009/10/17	22:33	6.1	18	-0.10	0.11	-0.22	0.09
2009/10/17	22:57	22.1	20	0.00	0.16	-0.23	0.15
2009/10/18	16:50	8.0	16	0.24	0.21	-1.50	0.23
2009/10/18	19:47	3.5	12	0.55	0.28	-0.01	0.19
2009/10/18	23:46	5.2	9	2.56	0.16	-1.53	0.50
2009/10/19	16:38	4.6	14	-1.87	0.24	-1.99	0.19
2009/10/19	20:38	3.7	19	2.32	0.09	-0.03	0.07
2009/10/19	22:22	4.1	13	2.18	0.25	-0.67	0.15
2009/10/20	19:15	20.6	96	0.77	0.27	0.12	0.18
2009/10/20	20:30	16.2	81	0.99	0.19	0.11	0.16
2009/10/20	22:22	6.9	29	-1.26	0.23	-0.67	0.27
2009/10/21	19:11	14.6	32	-2.71	0.22	0.06	0.16
2009/10/21	20:35	3.3	11	-4.41	0.19	0.24	0.14

Таблица 4

Часть каталога положений объекта 95334

Лата	Впемя	a <i>(12000-0</i>)	δ(12000 0)	V	Δα·cosδ	٨δ
v m d	h m s	h m s	o / "	m	<u> </u>	"
2000/10/16	10 51 02 000	02 46 57 760	105 24 24 60	17.1	1.65	0.29
2009/10/16	19 51 02.000	$02 \ 40 \ 57.700$	+05 24 34.09	17.1	1.05	0.28
2009/10/16	19 57 27.000	02 53 20.000	+05 40 37.09	17.1	1.20	0.27
2009/10/16	20 05 00.000	03 01 04.700	+05 58 49.11	17.1	0.81	0.32
2009/10/16	20 13 09.000	03 09 21.880	+06 17 35.04	17.1	-0.03	0.57
2009/10/16	20 26 38.000	03 23 09.320	+06 46 32.39	1/.1	0.10	0.42
2009/10/16	20 35 14.000	03 32 00.130	+07 03 35.93	17.1	-0.54	0.51
2009/10/16	20 55 25.000	03 52 55.190	+0/ 39 04.0/	17.1	-1.20	0.22
2009/10/16	21 10 58.000	04 09 10.670	+08 01 49.06	17.1	-1.41	0.38
2009/10/16	21 24 47.000	04 23 43.250	+08 18 30.71	17.1	-2.08	0.18
2009/10/17	22 01 59.000	05 34 28.700	+08 45 28.71	17.1	-0.54	0.05
2009/10/17	22 33 16.000	06 08 18.000	+08 31 41.08	17.1	-0.67	-0.15
2009/10/17	22 57 22.000	06 34 27.420	+08 08 00.54	17.1	-0.57	-0.39
2009/10/17	23 19 27.000	06 58 27.490	+07 36 30.87	17.1	-0.25	-0.61
2009/10/18	16 49 58.500	00 47 11.450	-01 16 45.98	17.1	0.48	-0.73
2009/10/18	16 58 00.000	00 54 48.990	-00 48 19.09	17.1	0.08	-1.60
2009/10/18	19 51 20.000	03 46 41.180	+07 15 13.48	17.1	1.27	-0.04
2009/10/18	23 51 23.000	08 04 05.500	+05 26 40.85	17.1	1.27	-1.09
2009/10/19	16 43 19.500	01 08 15.760	$-00\ 04\ 58.05$	17.1	-1.30	-1.60
2009/10/19	22 24 45.000	07 01 01.130	+07 29 26.48	17.1	2.22	-0.60
2009/10/20	19 15 22.000	04 08 38.890	+07 34 50.96	17.1	0.92	0.28
2009/10/20	19 35 57.500	04 30 13.890	+08 00 09.18	17.1	2.08	0.61
2009/10/20	20 30 44.500	05 28 26.290	+08 31 02.11	17.1	1.46	0.26
2009/10/20	20 46 10.500	05 44 59.900	+08 29 43.61	17.1	1.72	0.32
2009/10/20	22 22 45.000	07 29 17.120	+06 40 15.77	17.1	-0.53	-0.73
2009/10/20	22 29 36.000	07 36 40.950	+062608.20	17.1	-1.11	-0.38
2009/10/21	19 11 05.000	04 33 37.580	+07 57 13.90	17.1	-1.00	-0.03
2009/10/21	19 25 44.000	04 49 05.140	+08 10 06.44	17.1	-0.92	0.90
2009/10/21	20 37 15.000	06 05 29.840	+08 17 16.86	17.1	-3.10	0.11
			1		1.30	0.62
Средняя квадратиче	еская погрешность					



Рис. 8. Эволюция элементов орбиты объекта 95334 до 2016 г.

Орбита объекта расположена ниже геостационарной. Необходимо отметить, что средним движением 1.019 об./сут и близкими к элементам орбиты объекта 95334 значениями обладают фрагменты разрушения ступени Transtage 3C, из чего можно предположить, что 95334 является одним из фрагментов семейства обломков этой ракеты-носителя.

Результаты прогноза движения объекта показывают, что с периодом два месяца объект появляется в поле зрения пункта наблюдений. Время доступности объекта для наблюдений составляет несколько суток.

Прогноз эволюции элементов орбиты объекта 95334 до 2016 г. показан на рис. 8. Можно отметить значительные колебания эксцентриситета и уменьшение угла наклона орбиты. Основной период изменения этих элементов равен примерно одному году. Амплитуда изменения большой полуоси составляет 5 км, амплитуда изменения эксцентриситета орбиты превышает величину 0.024.

Особенности эволюции элементов орбиты связаны с большим значением отношения средней площади к массе объекта и, как следствие, значительными возмущениями, обусловленными силой светового давления.

В настоящее время аппаратура комплекса Терскольской обсерватории позволяет наблюдать на геостационарной орбите объекты до 22-й звездной величины. При сеансах наблюдений космического мусора на телескопе «Цейсс-2000» регулярно обнаруживаются ранее не наблюдавшиеся малоразмерные фрагменты. Средняя квадратическая погрешность одного измерения по всей совокупности наблюдений составляет 1.3 с дуги.

Эффективность выполненных исследований заключается в высокой точности измерений и в том факте, что обнаруженный объект не был потерян после его открытия. Оценка отношения средней площади к массе определена на основе измеренных положений и составляет значительную величину, равную приблизительно 2.2 м²/кг. Это значение определяет эволюцию параметров движения объекта.

Средним движением 1.019 об./сут и близкими к элементам орбиты объекта 95334 значениями обладают фрагменты разрушения спутника Transtage 3C.

Библиографические ссылки

1. Bakhtigaraev N., Sergeev A. Observations of Space Debris in GEO // Proc. of 5th European Conf. on Space Debris. ESA SP-672. 2009.

2. Tarady V., Yatskiv Ya. The New 2m RCC Telescope in the Northern Caucasus for Modern Astronomical Research // Astron. Astrophys. Trans. 1997. № 13. P. 19–21.

3. Kouprianov V. Distinguishing features of CCD astrometry of faint GEO objects // Advances in Space research. 2008. Vol. 41. P. 1029–1038.

N. S. Bahtigaraev, P. A. Levkina, A. V. Sergeev, V. V. Chazov

OBSERVATIONS OF THE UNKNOWN FRAGMENT OF SPACE DEBRIS IN THE TERSKOL OBSERVATORY

October 16, 2009 in the Terskol observatory by means of a Zeiss-2000 telescope near the geostationary orbit the unknown fragment of space debris of the 18th magnitude was detected. One and a half hour observations allowed to define and calculate a preliminary orbit, and ephemeris were defined during the next nights, with the help of software of the Terskol observatory. Mostly, such faint objects are detected and then lost because of the small number of large telescopes operating for this aim. In the results of this work we managed to observe this fragment from 16 to 21 October 2009 and obtained 695 positions. The results of the positional and photometric observations, the improved orbital elements and their evolution. Empirical coefficient of avg area to mass ratio estimation is presented.

Keywords: space debris, geostationary orbit.

© Бахтигараев Н. С., Левкина П. А., Сергеев А. В., Чазов В. В., 2011

УДК 621.384.326, 52-17

Е. В. Класс, С. Ю. Поташов, В. В. Шаховский

ПРИМЕНЕНИЕ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ, ОСНОВАННОЙ НА ОПТИМАЛЬНОМ АЛГОРИТМЕ ОБНАРУЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ, ДЛЯ ОЦЕНКИ ПРОНИЦАЮЩЕЙ СПОСОБНОСТИ ОПТОЭЛЕКТРОННЫХ СИСТЕМ НАБЛЮДЕНИЯ ЗА КОСМИЧЕСКИМ МУСОРОМ

Описывается применение математической модели проницающей способности оптоэлектронных систем, основанной на оптимальном алгоритме обнаружения космических объектов, после ее модификации для учета неоднородности квантовой эффективности ПЗС-матрицы и шума считывания. Приводятся результаты расчетов проницающей способности некоторых средств американской системы контроля космического пространства наземного (SATA, SST) и космического (SBV, SBSS) базирования. Оценены размеры обломков мусора (на GEO- и LEO-орбитах), доступных для обнаружения. Данные результаты имеют практическое значение для оценки возможностей оптоэлектронных систем при наблюдении за космическим мусором.

Ключевые слова: оптоэлектронный датчик, проницающая способность, оптимальный алгоритм, космический мусор.

В последнее время стал актуальным вопрос наблюдения за малыми космическими объектами (КО), особенно обломками космического мусора, находящегося на околоземных орбитах. Это вызвано угрожающей скоростью увеличения числа таких объектов по причине ускоренного освоения космического пространства постоянно расширяющимся мировым космическим сообществом. Встает вопрос обнаружения и идентификации малых объектов размером от нескольких миллиметров до нескольких сантиметров [1] для обеспечения безопасности космических миссий. Текущий каталог американской системы контроля (Space космического пространства Surveillance Network, SSN) включает в себя около 13.000 наблюдаемых объектов, что соответствует суммарному весу примерно 5.000 т. Но гораздо больше объектов (около 650.000) размером от 1 до 10 см не входит в этот каталог [1]. Обломки размером от 0.3 см и выше представляют критическую опасность для МКС [2].

Насущной задачей в данном контексте является оценка возможностей конкретной системы по обнаружению орбитальных космических объектов малых размеров. В случае оптоэлектронных датчиков важнейшим фактором здесь является проницающая способность, характеризующая их чувствительность. В настоящей работе рассматривается модель проницающей способности пассивных оптоэлектронных средств наблюдения, основными элементами которых являются телескоп, фотоэлектрический ячеистый детектор (ПЗС-матрица) и аппаратно-программный комплекс обработки изображения. Приводятся результаты расчетов для реальных оптоэлектронных датчиков, имеющих отношение к американской системе SSN, наиболее эффективно контролирующей околоземное космическое пространство, одним из объектов наблюдения которой является космический мусор:

 – SATA – проект дешевых датчиков (класса ½ м) для распределенного размещения с целью повышения независимости от погодных условий наземного сегмента SSN – GEODSS [3];

 – SBV – датчик космического базирования, проработавший 12 лет на борту низкоорбитального спутника MSX [4];

 – SST– новый наземный телескоп (3.5 м) для быстрого поиска малых КО 5]; – SBSS – новый космический датчик, запущенный в 2010 г. на борту низкоорбитального спутника Block 10 на смену датчику SBV [6].

В литературе имеются сообщения о детальных модельных расчетах такого рода [7], решающих даже вопрос получения изображения КО и включающих проведение объекта по околоземной орбите, расчет отраженного им солнечного света (в частности, с учетом звездного фона - программа TASAT), прохождение отраженного света через атмосферу (программа PLEXUS), расчеты воздействия турбулентности атмосферы на отраженное излучение с учетом местных условий в районе дислокации телескопа, прохождение излучения через оптическую систему телескопа, регистрацию излучения ПЗС-матрицей. При этом учитываются спектральные характеристики вышеупомянутых процессов и используемой аппаратуры, а также последующая обработка алгоритмами полученного изображения.

В нашей работе мы затрагиваем только часть полной цепочки, а именно, прохождение отраженного от космического объекта излучения через оптическую систему телескопа с учетом звездного фона, поглощения в атмосфере и самой оптике, регистрация излучения фотодетектором (ПЗС-матрицей) с учетом его темнового тока и шума считывания, выделение полученного на матрице трека от интересующего нас движущегося КО с помощью оптимального алгоритма. Мы используем модель этих процессов, описанную в [8], позволяющую оценить проницающую способность оптоэлектронной системы, не прибегая к сложным вычислениям, подобно описанным в [7]. В данной модели исследуемый объект, отражающий солнечный свет, не разрешается оптикой, являясь точечным источником. Это вполне соответствует ситуации с малыми размерами большей части обломков космического мусора, наблюдаемых с Земли. Телескоп работает в сидерическом режиме, при котором изображения звезд неподвижны, а орбитальные КО образуют треки в фокальной плоскости.

Вышеупомянутая модель [8] была ранее нами модифицирована, чтобы учесть фактор пространственной неоднородности квантовой эффективности ПЗСматрицы, заметно ухудшающей чувствительность оптических датчиков [9; 10]. Мы произвели расчеты для американских оптоэлектронных систем, которые продемонстрировали хорошее соответствие полученных результатов независимому модельному расчету для проекта наземного датчика SATA [3] и экспериментальным измерениям, полученным космическим датчиком SBV [4]. Отметим, что при измерениях аппаратную неоднородность матриц (~10 %) обычно уменьшают в несколько раз программно с помощью их калибровки «плоским полем» (запоминая индивидуальный отклик каждой пикселы на одинаковый сигнал). Поэтому в расчетах следует использовать значение остаточной неоднородности, которая, однако, заметно ухудшает проницающую способность.

В наших предыдущих расчетах [9; 10] мы не учитывали шум считывания, который может играть заметную роль при низком уровне сигнала (например, при наблюдении за малыми элементами космического мусора) и который невозможно устранить с помощью редукции данных (первичная обработка кадров с целью фильтрации полезной информации) [11]. Стоит отметить, что для выбранной ПЗС-матрицы влияние данного шума можно снизить, уменьшая число считываемых пикселей, т. е. считывая только те из них, где находится сигнал (наложение маски). С этой же точки зрения выгоднее снять один кадр большой выдержки, чем набрать это время серией кадров малой выдержки [11].

Целью настоящей работы являлось: 1) внесение в алгоритм оценки проницающей способности поправки, учитывающей шум считывания; 2) выяснение степени влияния шума считывания на проницающую способность на примере вышеупомянутых датчиков SATA и SBV; 3) проведение расчетов для новых американских систем SST (наземная) и SBSS (космическая) с учетом вклада всех вышеупомянутых источников шума; 4) оценка минимальных размеров обломков мусора, доступных обнаружению.

В работе [8] авторы на основе теории статистических решений синтезировали оптимальный алгоритм обнаружения КО для решения задач пассивной оптической локации. Полученный алгоритм заключается в отыскании на фотоматрице максимумов числа накопленных фотозарядов и сравнении их с порогом обнаружения. В случае превышения над порогом регистрируется наличие объекта в данной ячейке матрицы, а точнее, кандидата на такой объект. Найденный кандидат может быть ложным, т. е. представлять собой шумовой выброс. Порог обнаружения должен быть выбран так, чтобы вероятность ложных максимумов была пренебрежимо мала. Исходя из экспоненциального вида хвостов распределений числа фотоэлектронов, авторы работы [8] вывели характеристику обнаружения объекта, связывающую вероятности ошибок в задаче обнаружения с математическим ожиданием и дисперсией числа сигнальных и шумовых фотоэлектронов. Ранее мы ввели в это уравнение еще один источник шумов - пространственную неоднородность квантовой эффективности ПЗС-матрицы k_{η} [9; 10]. Полученное квадратное уравнение аналитически решалось относительно минимального числа сигнальных фотоэлектронов n_c, необходимых для обнаружения КО.

Чтобы учесть вышеупомянутый шум считывания, введем его дисперсию $\sigma_{c^4}^2$ в характеристическое уравнение обнаружения, которое теперь получит следующий вид:

$$-\sqrt{\sigma_{c.m}^{2} + (k_{\eta}(n_{c} + n_{\phi}))^{2} + \sigma_{cq}^{2}} \ln 2\alpha + \sqrt{2}(n_{c}/2) =$$

= $-\sqrt{\sigma_{m}^{2} + (k_{\eta}n_{\phi})^{2} + \sigma_{cq}^{2}} \ln 2F.$ (1)

где n_c – среднее число сигнальных фотоэлектронов в пятне изображения КО, имеющее гауссовый профиль; n_{ϕ} – среднее число фотоэлектронов от звездного фона; α – вероятность пропуска объекта; F – вероятность ложного обнаружения; σ_{cq}^2 – дисперсия шума считывания; $\sigma_{c.m}^2$ – дисперсия сигнала с шумом от звезд и темнового тока; σ_{m}^2 – дисперсия шума от звезд и темнового тока. При этом имеют место следующие соотношения [8]:

$$\sigma_{\rm c.m}^{2} = n_{\rm c} / 3 + n_{\rm \phi} / 2 + n_{\rm T}, \quad \sigma_{\rm m}^{2} = n_{\rm \phi} / 2 + n_{\rm T},$$

где $n_{\rm T}$ – среднее число электронов темнового тока.

Таким образом, теперь используемая нами модель содержит все основные компоненты шумов [11]: шум фона звездного неба, темновой ток, пространственную неоднородность квантовой эффективности матрицы и шум ее считывания. Понятно, что реальная система будет иметь несколько худшую проницающую способность, чем наш расчет, так как редукция данных, призванная устранить некоторые источники шумов, не делает это полностью и сама может вносить некоторые искажения. Для получения проницающей способности необходимо уравнение (1) решить относительно числа сигнальных фотоэлектронов *n*_c. Оно представляет собой минимально необходимое для обнаружения КО при заданных уровнях вероятности пропуска и ложного обнаружения. Это число затем приводится к блеску КО *m*_{мин}, в единицах звездной величины. Данные преобразования были произведены нами численно-аналитическим способом с помощью прикладного математического пакета MATLAB [15].

Влияние шума считывания. Пересчет результатов, приведенных нами в [9; 10] для SATA- (рис. 1, *a*) и SBV- (рис. 2, *a*) датчиков, чтобы учесть шум считывания, показал незначительное (менее 1 %) в пределах погрешностей изменение их проницающей способности для рабочих времен экспозиции. Поэтому это изменение не влияет на выводы нашей публикации [9; 10]. Приводим эти изменения в табл. 1 (строка d_m – изменение $m_{\text{мин}}$ после учета σ_{RON}), в которой представлены параметры моделируемых датчиков и рассчитанная проницающую способность для детектируемого КО, находящегося на геостационарной орбите (угловая скорость в фокальной плоскости датчика – 15 угл. с/с), значения шума считывания (в на-

ших случаях достигающего значений от 6 до 18 электронов RMS) и другие параметры датчиков, приведенных в соответствующих вышеперечисленных публикациях.

Телескоп SST наземной системы GEODSS. Лаборатория Линкольна (MIT) заканчивает ввод в действие нового телескопа SST (Space Surveillance Telescope) (3-зеркальный анастигмат, апертура – 3.5 м, FOV – 3.5°, *f*/# –1.0, быстрая монтировка), предназначенного для детектирования и сопровождения малых КО, который обладает способностью быстрого поиска с широким полем обзора. В 2010 г. должны были пройти тестовые испытания телескопа. В трудах конференции по техническим аспектам контроля космического пространства AMOS - 2007 имеется статья [5], в которой авторы оценили возможное устройство и характеристики этой системы, основываясь на открытых данных. Наши вычисления мы основываем на параметрах SST, приводимых в этой статье (табл. 1), и частично - на параметрах системы SATA.

С учетом условий видимости в 1.0 угл. с в месте расположения точки наблюдения (White Sands Missile Range, NM) и фокуса 3.5 м, в вышеупомянутой работе выводится оптимальный размер пикселя ПЗС-матрицы в 15 мкм, примерно соответствующий ширине функции рассеяния точки [9].

Оценим проницающую способность SST-системы для тех же значений (как и в случае с другими датчиками) вероятности ложного обнаружения 0.1 % и пропуска объекта - 5 %. Что касается квантовой эффективности, то мы ориентируемся на критику [5] гнутых ПЗС-матриц, примененных в SST, за пониженное значение (на 10 %) их квантовой эффективности и принимаем среднее ее значение в видимом участке спектра за 66 %. Значения неоднородности квантовой эффективности ПЗС-матрицы (после калибровки) (0.35 %) и звездного фона (18^m) возьмем те же, что и для рассчитанного нами ранее SATA-датчика. В качестве шума считывания возьмем величину 7 электронов, указанную в [5]. Отметим, что проницающая способность зависит как от времени экспозиции, так и от угловой скорости КО в фокальной плоскости датчика.

Таблица 1

Название датчика	SATA	SBV	SST	SBSS
Тип (наземный / космический)	Наземн.	Космич.	Наземн.	Космич.
D – диаметр апертуры (м ²)	0.6	0.15	3.5	0.30
τ _а – коэффициент пропускания атмосферы	0.6	1.0	0.7	1.0
τ _{оп} – коэффициент пропускания оптики	0.7	0.7	0.7	0.7
∆ – угловой размер пикселя матрицы (угл. с)	6.6	12.1	1.0	9.0
v – темновой ток (эл. / пиксел / с)	10	18	0.1	6
<i>T</i> – время экспозиции кадра	0.3	0.4	0.3	0.2
η – квантовая эффективность ПЗС-матрицы	0.66	0.28	0.66	0.76
k _η – неоднородность квантовой эффективности η (%)	0.35	2.5	0.35	0.35
α – вероятность пропуска объекта (%)	5.0	5.0	5.0	5.0
F – вероятность ложного обнаружения (%)	0.1	0.1	0.1	0.1
σ _{RON} – шум считывания, RMS (электроны)	18	6	7	7
<i>m</i> _{мин} – расчетная проницающая способность для КО на GEO-орбитах (единицы	15.6	14.6	19.0	15.4
звездной величины)				
d_m – изменение $m_{\text{мин}}$ после учета $\sigma_{\text{RON}}(m)$	0.05	0.1	0.01	0.06

Проницающая способность оптоэлектронных датчиков с их параметрами

На рис. 1. дает сравнение проницающей способности в зависимости от времени экспозиции кадра для телескопов SATA (см. рис. 1, а) и SST (см. рис. 1, б) для КО, находящихся на разных орбитах: на геостационарной (угловая скорость в фокальной плоскости 0.004°/с = 15 угл. с/с), а также на низких орбитах (0.2, 0.7, 1.3 °/с). Для времени экспозиции 0.3 с [3] (вертикальная линия) телескоп SST будет превосходить SATA при низкоорбитальных наблюдениях примерно на 2^{*m*} (14.2–15.6^{*m*} против 12.2–13,8^{*m*}). Для объектов, находящихся на геостационарных орбитах, повышение чувствительности достигает 3.4^m $(19^m$ против 15.6^m). Такое большое различие объясняется огромной разницей в апертуре (0.6 м против 3.5 м) этих телескопов. Отметим, что указываемое в публикации [3] время экспозиции 0.3 с может оказаться не совсем верным для телескопа SST, так как очевидно, что для детектирования, например, низкоорбитальных КО выгодна более короткая экспозиция (~ 0.05 с), которая дополнительно увеличивает эту разницу. Но, к сожалению, эту информацию по ПЗС-камере SST мы не имеем.

Датчик SBSS на спутнике Block 10. Оптоэлектронный датчик на борту первого выведенного на орбиту в 2010 г. спутника Block 10 американской системы контроля космического пространства (ККП) космического базирования SBSS [11] является продолжением в идейном и технологическом смысле уже сошедшего с орбиты космического датчика SBV [4]. Он использует отработанные в ходе эксперимента SBV-технологии (например, наблюдение низкоорбитальных КО вблизи светлого лимба Земли). Официальная информация указывает на следующие задачи, стоящие перед этой системой: 1) обеспечивать своевременное обнаружение, накопление, идентификацию и сопровождение искусственных КО, начиная от глубокого космоса и кончая низкими орбитами; 2) взаимодействовать с системой ККП США (SSN), чтобы обеспечить безопасность космических полетов, поддержку полноты космического каталога, предупреждение о разделениях и маневрах КО на орбитах, указания и предупреждения в космосе.

В открытом доступе существуют очень скудные официальные сведения о характеристиках данного оптоэлектронного датчика [13; 14] в сравнении с SBV: – удвоенная апертура телескопа – 30 см;

– угловой диапазон наблюдений (на 2-осевой монтировке) – 3 π стерадиан;

- удвоенная чувствительность;

– увеличенная точность определения орбит (10 м – LEO, 500 м – GEO) [15];

- удвоенная скорость детектирования угроз;

- утроенная вероятность обнаружения угроз;

- удесятеренная производительность;

- 24-часовая нагрузка (против 8 ч).

Проницающая способность данного датчика может быть оценена с использованием алгоритма, обсуждаемого в настоящей статье. Неизвестные параметры, необходимые для моделирования (табл. 1), мы оценили, принимая во внимание указанную выше информацию. При этом, также были учтены характеристики ПЗС-камеры [16], разработанной компанией Sarnoff для модернизации оптоэлектронных датчиков американской наземной сети GEODSS в 2002 г., в предположении, что ПЗС-камера для датчика SBSS близка по своим характеристикам. Камера компании Sarnoff базируется на ПЗС-матрице, аналогичной ССІД-16, разработанной лабораторией Линкольна для нужд контроля космического пространства. Отметим, что значение неоднородности квантового выхода ПЗС-матрицы после калибровки должно быть значительно лучше у данного датчика, чем у его прародителя – SBV (2.5 %), так как у современных матриц уменьшена аппаратная неоднородность, а также усовершенствована технология калибровки. Положив это значение равным приводимому значению для SATAдатчика (0.35 %) [4], получим расчетную зависимость проницающей способности от времени экспозиции кадра для SBSS (подобно SBV) для значения звездного фона 21 *m* (рис. 2, б).





Рис. 1



На рис. 2. показана проницающая способность датчиков SBV (*a*) и SBSS (δ) в зависимости от времени экспозиции кадра для звездного фона 21^m и угловых скоростей КО в фокальной плоскости датчика 0 и 15 угл. с/с. Вертикальная линия представляет время экспозиции кадра, применяющееся в каждом из датчиков.

Из того, что SBSS-датчик вдвое быстрее (удвоенная скорость детектирования угроз), чем SBV, полагаем минимальное время экспозиции кадров 0.2 с. Этому времени соответствует проницающая способность 15.4^m (рис. 2, δ). Таким образом, имеем расчетную разницу в чувствительности между датчиками SBSS и SBV (на примере наблюдения геостационарного KO с угловой скоростью 15.0 угл. с/с) в 0.8^m. Удвоенная чувствительность SBSS (см. выше) математически означает, что значение отношения их порогов равно $I_{\text{SBSS}} / I_{\text{SBV}} = 0.5$, которое через единицы звездной величины можно выразить так: $m_{\text{SBSS}} - m_{\text{SBV}} = -2.5 \lg (I_{\text{SBSY}} / I_{\text{SBV}}) = -2.5 \lg 0.5 = 0.8^m$.

Как видно, рассчитанная нами оценка разницы проницающих способностей этих двух датчиков хорошо согласуется с официальной информацией об их относительной чувствительности. Это позволяет заключить, что параметры SBSS-датчика, заложенные нами в расчет, недалеки от реальности.

Оценка минимальных размеров элементов космического мусора. Оценив проницающую способность ОЭС, представляющую собой минимальный блеск M_{abs} объектов, доступных для обнаружения, мы можем также оценить минимальный размер элементов космического мусора L_c , который им соответствует. Для этого воспользуемся формулой, связывающей эти две величины [17], где в качестве параметра альбедо A рекомендуется использовать его усредненное для мусора значение 0.13:

$$lg(L_c) = -0.2(M_{abs} - M_{sun}) - 0.5 lg(A/16R^2)$$

где M_{abs} – блеск Солнца; R – расстояние между телескопом и КО. Полученные оценки имеют следующие значения (табл. 2).



Таблица 2

Минимальные размеры элементов космического мусора

Датчики		LEO		GEO
	350 км	680 км	2700 км	(15 "/c)
	(MKC)	(0.7 °/c)	(0.2 °/c)	
SST	3 см	5 см	10 см	28 см
SBSS		_		1.5 м

Отметим, что значение минимального размера осколков мусора 3 см, полученное для наблюдения телескопом SST района LEO-орбиты высотой 350 км, на которой находится МКС, покрывает большую часть диапазона 0.3–10 см размеров критично опасных при столкновении со станцией, которые находятся за пределами регулярных наблюдений СККП США [2].

Поправка на шум считывания ПЗС-матрицы, введенная в математическую модель оценки проницающей способности оптоэлектронных систем [8] для обнаружения элементов космического мусора, находящихся на околоземных орбитах, не дала значительных изменений (<1 %) оцененных ранее значений [9; 10] для американских оптоэлектронных датчиков SATA и SBV. Проведены расчеты для нового телескопа SST [5] наземного оптоэлектронного сегмента GEODSS американской системы SSN, показавшие увеличение проницающей способности по сравнению с датчиком SATA на 2^m для низкоорбитальных КО и 3.4^m – для геостационарных КО.

Также была оценена проницающая способность оптоэлектронного датчика космического базирования SBSS [6], запущенного на низкую орбиту в 2010 г. Ее увеличенное значение на 0.8^m по сравнению с датчиком SBV [4], полученное в расчете, хорошо согласуется с официальными данными об удвоенной чувствительности нового датчика и свидетельствует о правильной оценке нами его неизвестных параметров.

Оценка минимальных размеров элементов космического мусора, доступных для обнаружения, в частности, указала на возможность телескопа SST наблюдать КО в районе орбиты МКС размером 3 см и более. Это позволит перекрыть большую часть диапазона 0.3–10 см критических для безопасности МКС размеров осколков, неконтролируемых СККП США.

Поскольку большая часть космического мусора, находящегося на околоземных орбитах, имеет небольшой размер и, следовательно, предельно слабую величину блеска отраженного солнечного света, то данные расчеты особенно актуальны для оценки возможности новых оптоэлектронных систем по обнаружению элементов космического мусора.

Библиографические ссылки

1. Small Space Object Imaging : LDRD Final Report / M. T. Valley [et al.]. Sandia National Laboratories, 2009. SAND2009-0692 [Электронный ресурс] URL: http://prod.sandia.gov/techlib/access-control.cgi/2009/ 090692.pdf.

2. The Threat of Orbital debris and Protecting NASA Space Assets from Satellite Collisions: NASA Report. 28.04.2009.

3. Small Aperture Telescope Augmentation Study / R. Lambour [et al.] // 6-th Us/Russian Space Surveillance Workshop (August 22–26). 2005 [Электронный ресурс] // Сайт инициативных астрономических проектов URL: http://lfvn.astronomer.ru/report/0000015/index.htm.

4. The Space-Based Visible Program / G. H. Stokes [et al.] // Lincoln Laboratory Journal. 1998. T. 2, 11.

5. Ackermann Mark R., McGraw John T. Large-Aperture, Three-Mirror Telescopes for Near-Earth Space Surveillance [Электронный ресурс]. URL: http://www.amostech.com/TechnicalPapers/2007/Telescope s_Instrumentation/Ackermann.pdf.

6. Preventing a Space Pearl Harbor: SBSS Program to Monitor the Heavens. Defense Industry Daily. LLC in association with Watershed Publishing [Электронный ресурс]. URL: http://www.defenseindustrydaily. com/ Preventing-a-Space-Pearl-Harbor-SBSS-Programto-Monitor-the-Heavens-06106/.

7. Modeling the Imaging Performance of Ground-Based Telescope / Richard H. Boucher [et al.] // AMOS :

Technologies Conf. [Электронный ресурс]. 2008. URL: http://www.amostech.com.

8. Статистический синтез оптимального алгоритма обнаружения космических объектов при наблюдении в оптическом диапазоне / П. А. Бакут. [и др.] // Радиотехника и электроника. 2000. Т. 54, № 8. С. 974–985.

9. Класс Е. В., Поташов С. Ю., Шаховский В. В. Математическая модель оценки проницающей способности оптоэлектронных систем по обнаружению космического мусора, находящегося на околоземных орбитах // Всерос. астрономическая конф. (ВАК – 2010). Нижний Архыз, 2010.

10. Класс Е. В., Поташов С. Ю., Шаховский В. В. Математическая модель оценки проницающей способности оптоэлектронных систем по обнаружению космического мусора, находящегося на околоземных орбитах // Тр. МФТИ. 2010. № 3. С. 182–188.

11. Ronald L. Gilliland Details of Noise Sources and Reduction Processes // Astronomical CCD Observing and Reduction Techniques: ASP Conference Series. Vol. 23. 1992.

12. MATLAB® [Электронный ресурс]. URL: http://www.mathworks.com/.

13. SBSS Space Vehicle. Ball Aerospace & Technologies Corp [Электронный ресурс]. URL: http://www.ballaerospace.com/file/media/SBSS%2006 10.pdf.

14. The Space Based Space Surveillance (SBSS) System. Boeing Corp [Электронный ресурс]. URL: http://www.boeing.com/defense-space/space/satellite/ sbss.html.

15. Space Scout: space-based surveillance system. Chinese Military China's military [Электронный реcypc]. URL: http://www.comhaha.com/blog/565800space-scout-space-based-surveillance-system/.

16. Large Format Backside Illuminated CCD Imager / John R. Tower [et al.] // IEEE Transactions on Electron Devices. Vol. 50, № 1. 2003.

17. Derivation and Application of a Global Albedo Yielding an Optical Brightness to Physical Size Transformation Free of Systematic Errors // AMOS – 2007: Technical Conference. 2007.

E. V. Klass, S. Yu. Potashov, V. V. Shakhovsky

APPLICATION OF MATHEMATICAL MODEL, BASED ON THE OPTIMAL SPACE OBJECTS DETECTION ALGORITHM FOR SPACE OBJECTS DETECTION, FOR ESTIMATION OF PENETRATING POWER OF OPTOELECTRONIC SYSTEMS OF ORBITAL GARBAGE OBSERVATIONS

Application of mathematical model of penetrating power of optoelectronic systems based on optimal algorithm of space objects detection, after its modification for account of CCD non-uniformity and readout noise, is described. Results of calculations of penetrating power of some ground-based (SATA, SST) and space-based (SBV, SBSS) sensors of the American space surveillance network (SSN), are presented. Minimal sizes of detectable orbital garbage are assessed. The results may be applied for assessment of capability of optoelectronic sensors, engaged in orbit garbage observations.

Keywords: optoelectronic sensor, penetrating power, optimal algorithm, orbital garbage.

© Класс Е. В., Поташов С. Ю., Шаховский В. В., 2011

УДК 520.274

М. Б. Нечаева, Н. А. Дугин, И. К. Шмелд

МЕТОД РАДИОИНТЕРФЕРОМЕТРИИ СО СВЕРХДЛИННОЙ БАЗОЙ В ПРИЛОЖЕНИИ К ЗАДАЧЕ РАДИОЛОКАЦИИ ОБЪЕКТОВ В ОКОЛОЗЕМНОМ КОСМИЧЕСКОМ ПРОСТРАНСТВЕ*

Рассмотрены методические основы эксперимента по радиолокационному исследованию космических объектов с использованием радиоинтерферометров со сверхдлинной базой (РСДБ). Проанализирован процесс формирования отклика двухэлементного интерферометра на сигнал, отражённый от объекта, находящегося в околоземном космическом пространстве. Показано, что основные измеряемые параметры – пространственная разность хода (задержка) сигналов, принятых в РСДБ-пунктах, и частота интерференции – несут информацию о дальности, радиальной и угловой скорости движения исследуемого объекта. Сделаны оценки разрешающей способности метода РСДБ-локации при измерении линейных размеров космического объекта.

Ключевые слова: РСДБ, радиолокация, космический мусор.

Одним из эффективных методов исследования параметров движения космических объектов (КО) в околоземном космическом пространстве является метод радиолокационной длиннобазовой радиоинтерферометрии (РСДБ-локации). Метод РСДБ-локации дополняет метод традиционной радиолокации интерферометрическим приёмом сигнала локатора, отражённого от исследуемого объекта. Такое дополнение позволяет получить уникальный инструмент для трёхмерных измерений. обладающий высокой разрешаюшей способностью как по дальности и радиальной скорости (планетный радиолокатор), так и по углу и скорости его изменения (РСДБ) [1; 2]. Радиолокация является мощным средством исследования околоземного космического пространства, позволяющим получать данные о телах Солнечной системы, включая точные орбитальные параметры, период вращения, ориентацию в пространстве, информацию о форме, размере и структуре поверхности.

Метод РСДБ-локации был применён для уточнения траекторий движения фрагментов космического мусора, а также планет земной группы и астероидов, сближающихся с Землёй. В период с 1999 по 2008 гг. было проведено большое число наблюдательных сессий по РСДБ-локации объектов в околоземном космическом пространстве в рамках международной низкочастотной сети LFVN [3–5]. По результатам экспериментов для нескольких десятков объектов космического мусора получены ряды точных измерений допплеровских сдвигов частоты принятых отраженных сигналов относительно передаваемого зондирующего сигнала для уточнения их орбит.

В данной работе нами впервые описываются методические основы экспериментов по РСДБ-локации, кратко рассматривается процедура обработки данных и приведены основные соотношения, описывающие корреляционные и спектральные характеристики выходного сигнала РСДБ. Рассмотрим формирование отклика РСДБ в общем случае. Предположим, что отражение излучённого сигнала происходит в отражающей точке на поверхности КО, и пренебрежем протяжённостью объекта. На входы приёмных систем двух антенн поступают шумовые сигналы, которые представим в спектральном виде:

$$S_{1}(t) \sim A(t) \int_{\omega_{0} - \frac{\Delta \omega}{2}}^{\omega_{0} + \frac{\Delta \omega}{2}} u(\omega_{1}) e^{-j\omega_{1}t} d\omega_{1} , \qquad (1)$$

$$S_{2}(t) \sim A(t + \tau + \Delta t) \times$$

$$\times \int_{\omega_{0} - \frac{\Delta \omega}{2}}^{\omega_{0} + \frac{\Delta \omega}{2}} u(\omega_{2}) e^{-j\omega_{2}(t + \tau + \Delta t)} d\omega_{2} , \qquad (2)$$

где t – текущее время; ω_0 – средняя частота полосы приема $\Delta \omega$; A(t) – огибающая шумового сигнала (безразмерная величина), функция, медленно зависящая от времени; Δt – сдвиг между шкалами времени стандартов времени и частоты в приёмных пунктах РСДБ; $u(\omega_{1,2})$ – спектральная плотность шумового сигнала, определяемая видом модуляции исходного сигнала и частотными характеристиками приемных трактов (в данной работе будем рассматривать типичный случай, когда спектр мощности равномерен в полосе приема); $\tau(t)$ – время пространственной задержки между сигналами, регистрирующимися приёмными системами:

$$\tau(t) = \frac{L(t)}{c},\tag{3}$$

где c – скорость света; L – разность длин трасс распространения сигнала до двух антенн. Из-за вращения Земли и собственного движения исследуемого объекта величина L меняется во времени.

^{*}Исследования поддержаны Европейским социальным фондом (проект № 2009/0231/1DP/1.1.1.2.0/09/APIA/VIAA/151 «Технологии для приёма, передачи и обработки сигналов, связанных со спутниками Земли») и Европейским фондом регионального развития (проект SATTEH № 2010/0189/2DP/2.1.1.2.0/10/APIA/VIAA/019).

Следовательно, можно представить задержку в виде:

$$\tau = \tau_H + \beta(t - t_0), \tag{4}$$

где τ_H – задержка в момент t_0 ; β – скорость изменения задержки в момент времени t_0 :

$$\beta = \frac{d\tau}{dt}\Big|_{t_0} \,. \tag{5}$$

Далее сигнал преобразуется в сигнал промежуточной частоты путём его смешения с сигналом гетеродина, частота которого близка средней частоте полосы приема. Когерентность в РСДБ достигается применением независимых гетеродинов, синхронизированных высокостабильными атомными стандартами времени и частоты, размещенными в каждом приёмном пункте интерферометра. Эти стандарты определяют также шкалы времени, в которых сигналы от радиоисточников регистрируются на носители информации. Неточность автономной привязки местных временных шкал к шкале всемирного времени, а также независимость используемых гетеродинных сигналов в двух пунктах РСДБ приводят к некоторым небольшим погрешностям по частоте δω и фазе δφ, которые можно считать постоянными во времени в течение сеанса РСДБ-измерений.

В результате частотных преобразований в каждом тракте выделяется сигнал на низкой промежуточной частоте:

$$U_{1} \sim A(t) \int_{-\frac{\Delta\omega}{2}}^{\frac{\Delta\omega}{2}} u(\Omega_{1} + \omega_{0}) e^{-j\Omega_{1}t} d\Omega_{1},$$

$$U_{2} \sim A(t + \Delta t + \tau) \times$$

$$\times \int_{-\frac{\Delta\omega}{2}}^{\frac{\Delta\omega}{2}} u(\Omega_{2} + \omega_{0}) e^{-j[(\Omega_{2} - \delta\omega)t + (\Omega_{2} + \omega_{0})(\tau + \Delta t) - \delta\phi]} d\Omega_{2},$$
(6)

где $\Omega_1 = \omega_1 - \omega_0$, $\Omega_2 = \omega_2 - \omega_0$.

Выражения (6) справедливы с точностью до постоянных коэффициентов, учитывающих усиление сигналов в приёмных трактах, которые могут быть определены в процессе калибровочных измерений.

Сигналы в приёмных пунктах оцифровываются и с помощью систем регистрации в квантованном виде записываются на носители информации в сопровождении синхронизирующих меток времени для дальнейшей передачи в центр обработки РСДБ-информации. В центре обработки выравниваются времена прохождения излучения от источника до приёмных антенн, т. е. компенсируется пространственная задержка τ , а также сдвиг шкал времени Δt введением в один из сигналов расчётного временного сдвига τ_0 . Далее ищется взаимная корреляция между сигналами. Сигналы двух антенн перемножаются между собой и усредняются в течение некоторого времени предварительного накопления T_1 , что позволяет подавить быстрые процессы в исходных шумовых сигналах (шумы приёмных систем, аналогичные процессы, связанные с модуляцией исходного зондирующего сигнала). При этом относительно низкочастотные процессы, определяемые структурой отражённого от объекта сигнала, не искажаются.

Предварительное накопление позволяет существенно сжать количество информации на выходе коррелятора. Величина T_1 выбирается такой, чтобы при усреднении не сглаживалось интерференционное колебание на выходе коррелятора, т. е.:

$$T_1 \ll 2\pi/\omega_{int},\tag{7}$$

где ω_{int} – частота интерференции:

$$\omega_{int} = \beta \omega_0. \tag{8}$$

При этом нужно учитывать, что время накопления должно быть больше времени корреляции исходных шумовых сигналов:

$$T_1 \gg 2\pi/\Delta\omega,\tag{9}$$

Получим выражение для среднего статистического результата перемножения сигналов в корреляторе в виде функции, зависящей, главным образом, от задержки:

$$V_T(t_0, \tau_0) = A(t_0) A(t_0 + \tau + \Delta t - \tau_0) \times \times V_0 e^{-j \left[\delta \omega(t - \tau_0) - \omega_0(\tau + \Delta t) + \delta \phi\right]} R(\tau + \Delta t - \tau_0),$$
(10)

где τ_0 – вводимая задержка; V_0 – взаимнокоррелированная мощность шумового заполнения сигналов на выходе интерферометра; $R(\tau + \Delta t - \tau_0)$ – корреляционная огибающая, которая в случае излучения шумового сигнала будет равна

$$R(\tau + \Delta t - \tau_0) = \frac{\sin\left[\frac{\Delta\omega}{2}(\tau + \Delta t - \tau_0)\right]}{\frac{\Delta\omega}{2}(\tau + \Delta t - \tau_0)}.$$
 (11)

Ширина корреляционной огибающей $\Delta \tau_0$ по координате τ_0 определяется полосой частот:

$$\Delta \tau_0 = \frac{2\pi}{\Delta \omega} \,. \tag{12}$$

При обработке добиваются, чтобы

$$\tau = \tau_0 + \Delta t, \tag{13}$$

т. е. вводимая задержка полностью компенсировала сумму пространственной задержки τ и сдвига шкал времени Δt , при этом R = 1.

Дальнейшая обработка заключается в спектральном анализе интерференционного сигнала $V_T(t)$ с накоплением его энергии в течение времени интегрирования *T*. Выражение для спектра мощности сигнала интерферометра запишем в виде

$$Y(\Omega) = A(t_0)^2 V_0 e^{j\omega_0(\tau_H + \Delta t) + j\delta\omega\tau_0 - j\delta\varphi} \times \times R(\tau_H + \Delta t - \tau_0) S(\omega_0\beta - \delta\omega - \Omega),$$
(14)

где *S* – спектральная огибающая корреляционного сигнала:

$$S(\omega_{0}\beta - \delta\omega - \Omega) = \frac{\sin\left(\frac{T}{2}(\omega_{0}\beta - \delta\omega - \Omega)\right)}{\frac{T}{2}(\omega_{0}\beta - \delta\omega - \Omega)}.$$
 (15)

Ширина главного максимума спектра обратно пропорциональна времени интегрирования *T*:

$$d\Omega = \frac{2\pi}{T}.$$
 (16)

При спектральном анализе добиваются, чтобы

$$\Omega = \omega_0 \beta - \delta \omega, \tag{17}$$

т. е. чтобы частота Фурье-анализа τ_0 полностью компенсировала сумму частоты интерференции и сдвига частот гетеродинов $\delta\omega$; тогда S = 1.

Выражение (14) описывает спектр мощности выходного сигнала интерферометра, который является комплексной функцией переменных τ_0 и Ω . Параметры τ_H и β зависят от момента времени наблюдения t_0 из-за движения объекта.

Основными результатами обработки данных являются задержка τ_0 и частота интерференции Ω , измеренные в максимуме выходного сигнала.

Рассмотрим два варианта корреляции сигналов.

В первом варианте осуществляется кросскорреляция сигнала передатчика и сигнала, принятого в одном из РСДБ-пунктов. Данная операция выполняется последовательно для каждой задействованной в эксперименте антенны.

В выражении (6) в качестве сигнала $U_1(t)$ выступает сигнал передатчика. При обработке для исключения случайных шумов обычно вместо записанного сигнала передатчика используют специально сгенерированный цифровой сигнал в масштабе местной шкалы времени приёмного пункта с частотой выборки, соответствующей записанным данным. После перемножения сигналов в корреляторе исследуется кросскорреляционная функция (10) и спектр мощности выходного сигнала (14).

В этом варианте обработки информации задержка τ_0 равна времени распространения сигнала на трассе «передатчик – КО – приемная антенна». Очевидно, что измерение задержки позволяет точно оценить дальность: при выполнении корреляции для нескольких баз интерферометра (не менее трёх) определяются три проекции радиуса-вектора ρ_0 , соединяющего центры масс Земли и КО.

Вторая измеряемая величина – частота интерференции Ω – при данном варианте корреляции равна разности частот излучённого сигнала и принятого сигнала. Таким образом, частота, измеряемая в максимуме спектра мощности сигнала интерферометра, представляет собой доплеровский сдвиг частоты, возникающий на трассе «передатчик – КО – приёмная антенна», который определяется скоростью движения объекта вдоль трассы распространения сигнала. При выполнении кросс-корреляции одновременно для нескольких баз интерферометра измеряются точные значения радиальной скорости КО V₀₀.

Для анализа связи измеряемых величин и искомых параметров движения исследуемого КО предварительно строится модель изменения задержки и частоты с течением времени.

Предположим, что фазовый центр отражённого от объекта сигнала находится в некоторой точке **r** на поверхности протяжённого КО (см. рисунок). Объект вращается вокруг своей оси с некоторой скоростью **w**. Пространственную временную задержку τ можно с достаточной степенью точности представить в виде суммы двух составляющих:

$$\tau = \frac{1}{c} \left(\mathbf{e}_{t,C} \left(\mathbf{\rho}_{t,C} + \mathbf{r} \right) \right) + \frac{1}{c} \left(\mathbf{e}_{i,C} \left(\mathbf{\rho}_{i,C} + \mathbf{r} \right) \right) \approx$$

$$\approx \frac{1}{c} \rho_{C} + \frac{1}{c} \left(\mathbf{e}, \mathbf{r} \right),$$
(18)

где $\rho_C \approx \rho_{t,C} + \rho_{i,C}$ – сумма длин векторов $\rho_{t,C}$ и $\rho_{i,C}$, направленных из РСДБ-пунктов (передающего и приёмного соответственно) в точку *C* – центр масс объекта;, $\mathbf{e} = \mathbf{e}_{t,C} + \mathbf{e}_{i,C}$ – сумма соответствующих единичных векторов; *c* – скорость света.



Схема эксперимента РСДБ-локации: t – передающий пункт; i – приёмный РСДБ-пункт; C – центр масс облучаемого объекта

Первая составляющая в выражении (18) определяется траекторией движения центра масс облучаемого объекта и положением наземных пунктов системы; она компенсируется в корреляторе расчётной величиной τ_0 с точностью, которую позволяют данные предварительного целеуказания. Вторая составляющая определяется положением фазового центра отражённого от объекта сигнала и заранее не известна.

Скорость изменения задержки (см. формулу (17)) в некоторый момент времени *t*₀ примет вид:

$$\beta = \frac{1}{c} V_c + \frac{1}{c} \left(\mathbf{e}, \left[\mathbf{w}, \mathbf{r} \right] \right), \qquad (19)$$

где V_C – скорость изменения расстояния ρ_C в момент времени t_0 .

Введём объектоцентрическую декартову систему координат с осью *z*, направленной вдоль вектора угловой скорости вращения объекта **w**, осью *y*, направленной вдоль вектора **e**, и осью *x*, перпендикулярной плоскости {*y*, *z*}, которая дополняет систему до правой. Тогда анализ по переменным τ_0 и Ω в выходном сигнале фактически производится раздельно по двум ортогональным осям этой системы координат *x*, *y*, поскольку:

$$\tau = \frac{1}{c} \left(\rho_c + r_y \right), \tag{20}$$

$$\beta = \frac{1}{c} \left(V_c + w r_x \right), \tag{21}$$

где r_y и r_x – проекции вектора **r** на соответствующие оси в момент t_0 .

Задержка, в которой корреляционная функция имеет максимум, определяется длиной трассы распространения сигнала:

$$\tau_m = \frac{\rho_c}{c} + \Delta t \;. \tag{22}$$

Частота максимума спектра выходного сигнала интерферометра определяется скоростью изменения длины трассы распространения сигнала:

$$\Omega_m = \frac{V_c}{c} + \delta\omega.$$
 (23)

Эти величины содержат искомые параметры ρ_C и V_C , смещённые на некоторые малые поправки, связанные с независимостью приёмного и передающего пункта и определяемые из калибровочных измерений.

Разрешающая способность составляет $2\pi/\Delta\omega$ по координате τ_0 и $2\pi/T$ по координате Ω , т. е. элементы отражающей поверхности объекта различимы, если находятся на линейном расстоянии по оси *у* не менее, чем

$$\delta r_y = \frac{2\pi c}{\Delta \omega},\tag{24}$$

и по оси *х* не менее, чем

$$\delta r_x = \frac{2\pi c}{Tw\omega_0}.$$
 (25)

Дополнительно возможно исследовать изменение максимума спектра с течением времени. При этом реализация, являющаяся результатом перемножения сигналов, разбивается на временные интервалы, затем выполняется Фурье-преобразование последовательно на каждом участке. Зависимость амплитуды максимума спектра от времени позволяет оценить период вращения КО в течение сеанса локации и получить прочую информацию об исследуемом объекте [4].

При втором варианте обработки данных выполняется кросскорреляция сигналов, зарегистрированных приёмными антеннами интерферометра. Этот вариант работы коррелятора является традиционным для РСДБ. Взаимная корреляционная функция сигналов, отражённых от лоцируемого КО и принятых двумя антеннами, вычисляется для всех баз сети. В качестве сигналов $U_1(t)$ и $U_1(t + \tau)$ в выражениях (6) берутся сигналы, зарегистрированные в двух РСДБ-пунктах. Перед перемножением выполняется коррекция одного из сигналов, чтобы компенсировать задержку и сдвиг частоты, возникающие на различных трассах распространения излучения.

Измеряемая в максимуме корреляционной функции задержка τ_0 равна разности времён распространения сигнала по двум трассам: «КО – первая приемная антенна» и «КО – вторая приёмная антенна». В случае, если исследуемый объект находится на большом расстоянии от Земли (несколько миллионов километров) и фронт волны излучения, отражённого от объекта, можно считать плоским, задержка определяется угловыми координатами КО. Частота интерференции, которая измеряется в максимуме спектра (14), пропорциональна скорости изменения геометрической задержки, а следовательно, зависит от угловой скорости КО, вектор которой лежит в плоскости, перпендикулярной геоцентрическому радиусу-вектору КО.

При локации объектов, располагающихся в ближней зоне (космические аппараты, объекты космического мусора и т. д.), необходимо учитывать дополнительный временной и частотный сдвиги, возникающие из-за сферичности волнового фронта. В работе [6] приведены методика и результаты решения навигационной задачи по радиоинтерферометрическим наблюдениям сигналов от бортового передатчика ИСЗ «Астрон», которые применимы и в экспериментах по РСДБ-локации. В частности, приведено выражение для частоты интерференции:

$$\omega_{\text{int}} = \frac{\omega_0}{c} \Big[V_{\rho_0} \, \mathbf{e}_{\rho_0} \left(\mathbf{e}_{\rho_{i1}} - \mathbf{e}_{\rho_{i2}} \right) + \left(\frac{1}{\rho_{i2}} - \frac{1}{\rho_{i1}} \right) \times \\ \times \, \rho_0 \Big[\, \mathbf{R}_1 \left(\boldsymbol{\omega}_{\rho_0} - \boldsymbol{\Omega}_E \right) \Big] + \frac{\rho_0}{\rho_{i2}} \Big[\, \mathbf{B} \left(\boldsymbol{\omega}_{\rho_0} - \boldsymbol{\Omega}_E \right) \Big] \Big] + \, \delta \boldsymbol{\omega}, \tag{26}$$

где **В** – вектор базы интерферометра, соединяющий расположенные на поверхности Земли приёмные пункты *i*1 и *i*2; ρ_{i1} и ρ_{i2} – векторы, соединяющие приёмные пункты и КО; векторы ρ_0 , **R**₁ и **R**₂ описывают положение КО и приёмных пунктов относительно центра масс Земли; $\mathbf{e}_{\rho 0}$, $\mathbf{e}_{\rho i1}$ и $\mathbf{e}_{\rho i2}$ – единичные векторы в направлении векторов ρ_0 , ρ_{i1} и ρ_{i2} ; ρ_{i1} , ρ_{i2} – длины соответствующих векторов; $V_{\rho 0}$ – радиальная составляющая скорости КО относительно центра масс Земли; $\boldsymbol{\omega}_{\rho 0}$ – вектор угловой скорости перемещения аппарата относительно того же начала отсчета; $\boldsymbol{\Omega}_E$ – вектор угловой скорости вращения Земли.

Первое слагаемое в правой части соотношения (26) пропорционально радиальной скорости аппарата и связано с различием в угловом положении его на небе в разнесённых приёмных пунктах интерферометра, а второе обусловлено смещением вектора базы относительно центра его вращения. При расположении КО в дальней зоне, т. е. когда волновой фронт излучения можно считать плоским, первое и второе слагаемое пренебрежимо малы. Третье слагаемое в правой части соотношения (26) определяется угловым положением и скоростью углового перемещения КО относительно вектора базы интерферометра. Полагая, что радиальная скорость и геоцентрический радиус-вектор определены при первом варианте кросскорреляционной обработки, по измерениям частоты интерференции на нескольких базах интерферометра можно определить проекции вектора угловой скорости движения объекта ω_{00} .

Метод РСДБ-локации подразумевает выполнение корреляционной обработки данных последовательно первым и вторым способом и для каждой из баз РСДБ-комплекса, что позволяет полностью решить навигационную задачу: определение дальности, радиальной скорости $V_{\rho 0}$ и проекций угловой скорости $\omega_{\rho 0}$ объекта в космическом пространстве.

В настоящее время с участием авторов ведутся работы в плане совершенствования корреляционной обработки РСДБ-данных. Проведенный методический анализ отклика радиоинтерферометрического комплекса в экспериментах по РСДБ-локации является теоретической основой для разработки программного обеспечения коррелятора и интерпретации результатов, полученных в экспериментах. Важным этапом дальнейшего развития метода РСДБ-локации будет обработка данных, накопленных в предыдущих экспериментах. Исходя из полученных результатов, предполагается планирование новых РСДБ-сеансов по мере готовности к работе планетного локатора РТ-70 в Евпатории и приёмных пунктов РСДБ-сети, включающих, в частности, радиотелескопы РТ-32 в Вентспилсе и Меличине.

Библиографические ссылки

1. Алексеев В. А., Липатов Б. Н., Резникова В. Э. Радиолокационная длиннобазовая интерферометрия: анализ возможностей применения для определения характеристик вращения планет // Изв. вузов. Радиофизика. 2000. Т. 43, № 8. С. 675–681.

2. РСДБ-исследования в Научно-исследовательском радиофизическом институте / М. Б. Нечаева, А. А. Антипенко, А. Ф. Дементьев и др. // Изв. вузов. Радиофизика. 2007. Т. 50, № 7. С. 577–592.

3. Radar interferometer measurements of space debris using the Evpatoria RT-70 transmitter / I. Molotov, A. Konovalenko, V. Agapov et al. // Advances in Space Research. 2004. Vol. 34, Iss. 5. P. 884–891.

4. Развитие метода РСДБ-локации в проекте LFVN / И. Е. Молотов, М. Б. Нечаева, А. А. Коноваленко и др. // Изв. ГАО. 218. 2006. С. 402–414.

5. Astrometry of the Solar System Bodies with VLBI Radar / I. Molotov, M. Nechaeva, I. Falkovich // Measuring the Future : Proc. of the 5th IVS General Meeting / A. Finkelstein, D. Behrend (Eds.). StPb: Nauka, 2008. P. 30–36.

6. Длиннобазовая узкополосная радиоинтерферометрия для космической навигации. II. Орбитальные аппараты: измерения координат ИСЗ «Астрон» / Алексеев В. А., Алтунин В. И., Антипенко А. А. и др. // Космические исследования. 1989. Т. 27, № 5. С. 765–771.

M. B. Nechaeva, N. A. Dugin, I. K. Shmeld

ULBI METHOD IN APPLICATION TO TASK OF RADIOLOCATION OF OBJECTS IN NEAR-EARTH SPACE ENVIRONMENT

This paper deals with the methodic principles of experiment on radar investigation of space objects with the use of ultra-long baseline interferometers (ULBI). The procedure of forming of two-element interferometer response on a signal, reflected from the object located in the near-Earth space, is analyzed. It is shown, that the basic measured parameters – spatial path-length difference (delay) of signals, received by ULBI-stations, and frequency of interference, – contain information about range, radial and angular velocity of an investigated object.

Keywords: ULBI, radio location, orbital garbage.

© Нечаева М. Б., Дугин Н. А., Шмелд И. К., 2011

УДК 524.33

В. В. Вильянен, С. А. Веселков

ПЕРВЫЕ НАБЛЮДЕНИЯ МАЛЫХ ТЕЛ В ОБСЕРВАТОРИИ СИБИРСКОГО ГОСУДАРСТВЕННОГО АЭРОКОСМИЧЕСКОГО УНИВЕРСИТЕТА

После открытия учебной обсерватории Сибирского государственного аэрокосмического университета (СибГАУ) в апреле 2009 г. возникла настоятельная необходимость получения кода для обсерватории, так как без него невозможно проведение полноценных наблюдений и вычислительных работ в области изучения малых тел Солнечной системы.

Ключевые слова: астероиды, кометы, астрономия, обсерватория, код обсерватории.

В апреле 2009 г. в СибГАУ открылась учебная обсерватория, оснащенная светосильным фотографическим телескопом системы Гамильтона на качественной экваториальной монтировке. Телескоп оснащен современной ПЗС-камерой. Эта зеркально-линзовая оптическая система позволяет получать фотографии больших участков звездного неба $(2,3^{\circ} \times 2,3^{\circ})$ с высоким качеством изображения (рис. 1, 2). Для получения изображений и управления системой используются программы: CameraControl и Chaos. Для обработки полученных кадров (калибровки) используется программа MaxIm DL5, а для получения астрометрической информации и оценки блеска исследуемых объектов - программа Л. Измайлова (Izmccd). Для отождествления и получения точных координат объектов мы выбрали астрометрические звездные каталоги (Tyho-2 и UCAC-3). Координаты места наблюдения определены при помощи GPS-приемника.



Рис. 1

В соответствии с возможностями обсерватории были определены некоторые научные задачи. Наиболее интересной и актуальной является задача наблюдения малых тел Солнечной системы – астероидов и комет.

Для участия в современных программах по исследованию малых тел необходимо получить код для обсерватории. Коды обсерваторий были введены Центром малых планет (подразделение Международного астрономического союза) для создания каталога астрометрических наблюдений объектов Солнечной системы. Регистрация обсерватории в Центре малых планет (Minor Planet Center – MPC) [1] позволяет проводить наблюдения на высоком уровне наравне с профессиональными обсерваториями и получать подтверждения официально еще не объявленных открытий, а также проводить астрометрию и фотометрию астероидов и комет с целью уточнения их орбит. Данные наблюдений публикуются в циркулярах, выпускаемых Центром малых планет.



Рис. 2

Процедура регистрации обсерватории не очень сложная [2]. Для получения кода обсерватории необходимо пронаблюдать не менее трех известных и хорошо изученных астероидов из Главного пояса (с номерами от 400 по 40000) в течение нескольких ночей. За ночь нужно сделать не менее двух-трех измерений каждого астероида. Желательно получить в общей сложности не менее 20 измерений. После того, как получен наблюдательный материал, можно приступать к его оформлению и отправке.

Сообщение должно быть отправлено как обычный текст (кодировка ASCII), окно сообщения по ширине должно равняться 80 знакам, перенос слов на 72 знаке, без каких-либо абзацев и пустых строк. Сообщение отправляется на адрес: mpc@cfa.harvard.edu, в теме письма необходимо указать: Applying for MPC code (для получения кода).

В первом сообщении указывается следующая информация:

СОD – три икса, пока у вас еще нет кода обсерватории;

 СОМ – географическая долгота, широта и высота над уровнем моря;

- СОМ название обсерватории;
- CON контактная информация;

 – CON – е-таіl, обязательно в квадратных скобках;

- OBS наблюдатель;
- МЕА вычислитель астрометрии;
- TEL телескоп

 – BND – фильтр (если изображения нефильтрованные, строку можно опустить);

– NET – астрометрический каталог, применявшийся при расчетах;

- СОМ софт;
- NUM количество строк астрометрии;
- АСК номер пакета наблюдений;
- АС2 резервный е-mail, без скобок.

И далее указываются сами данные с астрометрией астероидов, которая вычислялась при помощи программы Izmccd (рис. 3) [2].

Погрешность координат не должна превышать 1", а погрешность в блеске не более 1 m. Приведем пример письма (даны первые пять строчек с измеренными координатами астероидов), отправленного в МРС в Гарвардский университет:

COD XXX

COM Long. 92 58 28 E, Lat. 56 00 44 N, Alt. 166m

COM SibSAU observatory

- CON S. Veselkov, Office P-501, 31, Krasnoyarsky
- Rabochy Av., Krasnoyarsk, Russia, 660014
- CON [pulsar1963@yandex.ru]

OBS Sergey Veselkov

MEA Sergey Veselkov

TEL 0.4-m f/2.3 Hamilton + CCD

- NET Tycho-2
- COM izmccd http://izmccd.puldb.ru/

NUM 48

ASK Batch 001

AS2 veselkovsa@sibsau.ru

- 00803 C2009 08 27.77893 22 01 07.498+01 38 00.77
- 14.3 xxx

00665 C2009 08 27.77570 22 23 36.750+05 16 57.68 13.5 xxx

- 02205 C2009 08 27.77570 22 19 27.775+06 39 24.20 16.6 xxx
- 00565 C2009 10 09.61574 21 56 16.372+01 37 37.52 15.9 xxx
- 00665 C2009 10 09.61574 21 57 34.000+03 23 06.29 14.1 xxx

----- end -----



Рис. 3

В письме мы отправили 48 наблюдений нескольких астероидов. На самом деле для наблюдений были выбраны три нумерованных астероида: № 665, 790 и 803. Но на снимки попали и другие астероиды, которые также были измерены, а результаты отправлены в Центр малых планет. Спустя примерно пять дней был получен ответ:

Your site is now code C06. You omitted to indicate the source for your site's coordinates. In future batches, please round RAs to 0.01s and Decls. to 0.1".

The following observations are rejected:

06135 C2009 09 10.64084 22 13 31.75 +03 48 30.3 16.7 C06

13483 C2009 09 10.73626 21 17 30.99 -15 24 26.7 15.1 C06

25225 C2009 09 10.62994 21 12 32.28 -15 17 55.3 16.9 C06

25871 C2009 10 09.62154 23 11 07.08 +14 18 27.1 12.4 C06

28098 C2009 09 10.62994 21 19 27.30 -16 34 46.5 16.9 C06

All are single positions and are off by 2''-18'' in either R. A. or Decl. or both. Single positions are to be avoided: you should always report two or more observations of each object on each night.

Gareth V. Williams, MS 18, 60 Garden Street, Cambridge, MA 02138, U.S.A.

Associate Director, Minor Planet Center

gwilliams@cfa.harvard.edu

http://www.cfa.harvard.edu/iau/mpc.html

OpenVMS and RISC OS: Refined Choices in Operating Systems

Таким образом, пять наблюдений было забраковано, а по остальным вынесено положительное решение, и обсерватории Сибирского государственного аэрокосмического университета присвоен код СО6. Кроме того, нам было указано на слишком большое количество знаков после запятой при вычислении экваториальных координат объектов. Естественно, в следующих наших наблюдениях ошибки были учтены, и теперь обсерватория СибГАУ регулярно отправляет наблюдения астероидов и комет [4-6] в Центр малых планет в Гарвард, где наши измерения публикуются в циркулярах наравне с другими профессиональными обсерваториями. Совсем недавно еще одна (теперь уже любительская) обсерватория получила код С83 – зарегистрировал свою частную обсерваторию сотрудник СибГАУ на своем дачном участке в районе станции Бадаложная.

Библиографические ссылки

1. Центр малых планет в Гарваде (США) [Электронный pecypc]. URL: http://www.minorplanetcenter.net.

2. Nevski [Электронный ресурс]. URL: http://www.nevski.belastro.net/.

3. Izmccd [Электронный ресурс]. URL: http://izmccd. puldb.ru/.

4. Circ. M.P.E.C. 2010-H57. 2010. Apr. 24.

5. Circ. M.P.E.C. 2010-H59. 2010. Apr. 24.

6. Circ. M.P.E.C. 2011-Q05. 2011. Aug. 19.

V. V. Vilyanen, S. A. Veselkov

PRIMAL REVIEWING OF SMALL BODIES AT THE OBSERVATORY OF THE SIBERIAN STATE SPACE UNIVERSITY

After the educational observatory of the Siberian state Space university (SibSAU) in April, 2009 came to operation, we faced a problem as how to get a code for the observatory, since it's impossible to carry out high-grade reviewing and computing works in the sphere of research study of small bodies of the planetary system.

Keywords: asteroids, comets, astronomy, observatory, code of an observatory.

© Вильянен В. В., Веселков С. А., 2011

Мадидо Хосс Мария – профессор University of Huelva (Spain). Окончил University of Sevilla (Spain) в 1992 г. Область научных интересов – метеороиды, малые тела Солнечной системы. E-mail: jmmadiedo@gmail.ru.

Алешин Владимир Петрович – кандидат технических наук, начальник сектора ОАО «Научнопроизводственная корпорация "Системы прецизионного приборостроения"». Окончил Московский физико-технический институт (государственный университет) в 1971 г. Область научных интересов – обратные задачи астрономии, адаптивная оптика и спекл-интерферометрия, методы и алгоритмы распознавания ИСЗ, научная визуализация. E-mail: aleshin vl@mail.ru.

Алиев Аббас – ведущий инженер Ташкентского астрономического института. Окончил Каршинский педагогический институт в 1979 г. Область научных интересов – техническое обслуживание телескопов. E-mail: abbasaliev@rambler.ru.

Андрианов Николай Григорьевич – инженер, аспирант ОАО «МАК "Вымпел"». Окончил Московский физико-технический институт в 2011 г. Область научных интересов – высокопроизводительные вычисления с использованием графических процессоров. E-mail: andrianovng@gmail.com.

Бабаджанов Пулат Бабаджанович – академик АН РТ, доктор физико-математических наук, профессор, заведующий отделом метеорной астрономии Института астрофизики Академии наук Республики Таджикистан. Окончил Ленинабадский государственный педагогический институт имени С. М. Кирова в 1949 г. Область научных интересов – физика и динамика малых тел Солнечной системы (астероидов, комет, метеороидов). Е-mail: p.b.babadzhanov@mail.ru.

Баканас Елена Сергеевна – кандидат физикоматематических наук, научный сотрудник Института астрономии РАН. Окончила Московский государственный университет имени М. В. Ломоносова в 1999 г. Область научных интересов – малые тела Солнечной системы, астероиды, наблюдение астероидов и комет, статистические исследования астероидов. E-mail: alena@inasan.ru.

Балега Юрий Юрьевич – член-корреспондент РАН, директор Специальной астрофизической обсерватории РАН. Окончил Ужгородский государственный университет в 1974 г. Область научных интересов – астрофизика, астрономические методы наблюдения высокого разрешения в турбулентной атмосфере. E-mail: balega@sao.ru.

Баньщикова Мария Александровна – кандидат физико-математических наук, старший научный сотрудник НИИ прикладной математики и механики Томского государственного университета. Окончила Томский государственный университет в 2002 г. Область научных интересов – небесная механика, малые тела Солнечной системы. E-mail: mba-tomsk@mail.ru. Барабанов Сергей Иванович – кандидат физикоматематических наук, заведующий Звенигородской обсерваторией Института астрономии РАН. Окончил Кубанский государственный университет в 1994 г. Область научных интересов – семейства малых тел Солнечной системы среди объектов, сближающихся с орбитой Земли. E-mail: sbarabanov@inasan.ru.

Бахтигараев Наиль Сагитович – кандидат физико-математических наук, доцент, старший научный сотрудник Института астрономии РАН. Окончил Казанский государственный университет в 1975 г. Область научных интересов – наблюдения ИСЗ, космический мусор. E-mail: nail@inasan.ru.

Болгова Галина Трофимовна – кандидат физикоматематических наук, научный сотрудник Института астрономии РАН. Окончила Московский государственный университет имени М. В. Ломоносова в 1973 г. Область научных интересов – околоземная астрономия, метеоры. E-mail: gbolgova@inasan.ru.

Борисов Геннадий Владимирович – научный сотрудник Представительства – Крымская лаборатория Государственного астрономического института имени П. К. Штернберга Московского государственного университета. Окончил Московский государственный университет имени М. В. Ломоносова в 1989 г. Область научных интересов – разработка и изготовление светосильных телескопов. E-mail: gborisov3@yandex.ru.

Борисова Татьяна Павловна – младший научный сотрудник кафедры небесной механики и звездной динамики Санкт-Петербургского государственного университета. Окончила Санкт-Петербургский государственный университет в 2011 г. Область научных интересов – небесная механика. E-mail: lsok@astro.spbu.ru.

Бусарев Владимир Васильевич – кандидат физико-математических наук, старший научный сотрудник отдела исследований Луны и планет Государственного астрономического института имени П. К. Штернберга МГУ. Окончил Московский государственный университет имени М. В. Ломоносова в 1983 г. Область научных интересов – спектрофотометрия астероидов и других твердых безатмосферных небесных тел, сравнительная планетология, космогония. Е-mail: busarev@sai.msu.ru.

Быкова Лариса Евгеньевна – кандидат физикоматематических наук, доцент, старший научный сотрудник отдела небесной механики и астрономии НИИ прикладной математики и механики Томского государственного университета. Окончила Томский государственный университет в 1964 г. Область научных интересов – небесная механика. E-mail: astrodep@niipmm.tsu.ru.

Вениаминов Станислав Сергеевич – доктор технических наук, профессор, ведущий научный сотрудник Научно-исследовательского центра ракетнокосмической обороны 4-го центрального научноисследовательского института Министерства обороны Российской Федерации (НИЦ РКО 4 ЦНИИ МО РФ). Окончил Военную инженерную академию имени Ф. Э. Дзержинского в 1959 г. Область научных интересов – исследование операций, контроль космического пространства. E-mail: sveniami@mail.ru.

Веселков Сергей Александрович – научный сотрудник обсерватории Сибирского государственного аэрокосмического университета имени академика М. Ф. Решетнева. Окончил Красноярский государственный университет в 1989 г. Область научных интересов – астрономия, астрономическая оптика. E-mail: pulsar1963@yandex.ru.

Вибе Юлия Зигфридовна – ведущий инженер Уральского федерального университета. Окончила Ленинградский институт киноинженеров в 1985 г. Область научных интересов – астрометрия, наблюдения ГСС и астероидов. E-mail: Yuliya.Wiebe@usu.ru.

Вильянен Валентина Валентиновна – студентка Сибирского государственного аэрокосмического университета имени академика М. Ф. Решетнева. Область научных интересов – астрономия, астрономические приборы. E-mail: vilyanen valya@mail.ru.

Волков Игорь Михайлович – кандидат физикоматематических наук, старший научный сотрудник Государственного астрономического института имени П. К. Штернберга МГУ. Окончил Московский энергетический институт в 1982 г. Область научных интересов – двойные затменные системы, кратные системы, эволюция звезд, астероиды. E-mail: imv@sai.msu.ru.

Выгон Вадим Григорьевич – кандидат физикоматематических наук, заместитель генерального конструктора ОАО «Научно-производственная корпорация "Системы прецизионного приборостроения"». Окончил Московский физико-технический институт (государственный университет) в 1964 г. Область научных интересов – оптические телескопы и информационные системы наблюдения ИСЗ. E-mail: vygon@niip-moskva.ru.

Галушина Татьяна Юрьевна – кандидат физикоматематических наук, старший научный сотрудник НИИ прикладной математики и механики Томского государственного университета. Окончила Томский государственный университет в 1998 г. Область научных интересов – небесная механика, астрометрия. E-mail: volna@sibmail.com.

Гиндилис Лев Миронович – кандидат физикоматематических наук, старший научный сотрудник Государственного астрономического института имени П. К. Штернберга МГУ. Окончил Московский государственный университет имени М. В. Ломоносова в 1955 г. Область научных интересов – астрофизика, проблема SETI. E-mail: lgindilis@mail.ru.

Гламазда Дмитрий Васильевич – главный специалист Уральского федерального университета. Окончил Уральский государственный университет в 1984 г. Область научных интересов – теоретическая физика, астрономия, программирование, движение искусственных спутников Земли. E-mail: Dmitriy.Glamazda@usu.ru, antimuon@mail.ru. Гришин Евгений Алексеевич – кандидат технических наук, заместитель генерального конструктора ОАО «Научно-производственная корпорация "Системы прецизионного приборостроения"», главный конструктор Алтайского оптико-лазерного центра. Окончил Московский инженерно-физический институт в 1972 г. Область научных интересов – большеапертурные телескопы для мониторинга ИСЗ, адаптивная оптика. E-mail: grishin@niipp-moskva.ru

Дугин Николай Александрович – доктор физико-математических наук, старший научный сотрудник, заведующий отделом ФГНУ «Научно-исследовательский радиофизический институт». Окончил Горьковский государственный университет имени Н. И. Лобачевского в 1968 г. Область научных интересов – радиоинтерферометрия, антенная техника, радиоастрономия. E-mail: dugin@nirfi.sci.nnov.ru, dugin@yandex.ru.

Емельяненко Наталья Юрьевна – доктор физико-математических наук, доцент, ведущий научный сотрудник Института астрономии РАН. Окончила Казанский государственный университет в 1974 г. Область научных интересов – малые тела Солнечной системы (кометы, астероиды), низкоскоростные сближения, временный спутниковый захват малых тел планетой. E-mail: nyuemel@inasan.ru.

Еселевич Максим Викторович – кандидат физико-математических наук, научный сотрудник Института солнечно-земной физики СО РАН. Окончил Иркутский государственный университет в 1996 г. Область научных интересов – астрофизическое приборостроение, солнечно-земная физика. E-mail: mesel@iszf.irk.ru.

Захаров Андрей Игоревич – научный сотрудник Государственного астрономического института имени П. К. Штернберга. Окончил Московский государственный университет имени М. В. Ломоносова в 1980 г. Область научных интересов – фотометрия звезд, космические эксперименты. E-mail: zakh@sai.msu.ru.

Захарова Полина Евгеньевна – кандидат физико-математических наук, старший научный сотрудник, директор Коуровской астрономической обсерватории Уральского федерального университета. Окончила Уральский государственный университет в 1962 г. Область научных интересов – искусственные спутники Земли, звездная астрономия. E-mail: Polina.Zakharova@usu.ru.

Иванов Александр Леонидович – инженер кафедры оптоэлектроники, преподаватель, сотрудник астрофизической оптической обсерватории физикотехнического факультета Кубанского государственного университета. Окончил Кубанский государственный университет в 1993 г. Область научных интересов – астрометрия и фотометрия космических объектов искусственного и естественного происхождения, астроприборостроение. Е-mail: ial63@yandex.ru.

Иванов Вадим Николаевич – инженер, аспирант ОАО «МАК "Вымпел"». Окончил Московский физико-технический институт в 2011 г. Область научных интересов – задачи математического программирования, алгоритмы планирования. E-mail: napfar@yandex.ru.

Ивашкин Вячеслав Васильевич – доктор физико-математических наук, профессор, ведущий научный сотрудник Института прикладной математики имени М. В. Келдыша РАН. Окончил Московский государственный технический университет имени Н. Э. Баумана в 1960 г., Московский государственный университет имени М. В. Ломоносова в 1965 г. Область научных интересов – космонавтика, механика, процессы управления, навигация, астероидно-кометная опасность, история наук. Е-mail: ivashkin@keldysh.ru.

Исаева Светлана Ивановна – старший преподаватель Института фундаментальной подготовки Сибирского федерального университета. Окончила Новосибирский государственный университет в 1984 г. Область научных интересов – вычислительная математика, небесная механика. E-mail: sv.is@mail.ru.

Кайзер Галина Тимофеевна – кандидат физикоматематических наук, старший научный сотрудник Уральского федерального университета. Окончила Уральский государственный университет в 1970 г. Область научных интересов – астрометрия, небесная механика, наблюдения ГСС и астероидов. E-mail: Galina.Kajzer@usu.ru.

Карташова Анна Петровна – младший научный сотрудник Института астрономии РАН. Окончила Уральский государственный университет в 2004 г. Область научных интересов – метеорная астрономия. E-mail: akartashova@inasan.ru.

Киреев Игорь Валерьевич – кандидат физикоматематических наук, доцент, научный сотрудник Института вычислительного моделирования СО РАН. Окончил Московский государственный университет имени М. В. Ломоносова в 1975 г. Область научных интересов – вычислительная математика, вычислительная механика. E-mail: kiv@icm.krasn.ru.

Класс Елена Викторовна – доктор технических наук, старший научный сотрудник, начальник лаборатории ФГУП «Центральный научно-исследовательский институт химии и механики имени Д. И. Менделеева». Окончила Ленинградский государственный университет имени А. А. Жданова в 1974 г. Область научных интересов – математическое моделирование решений уравнения переноса светового излучения, прогнозирование блеска космических объектов. E-mail: elenaklass@yandex.ru.

Клунко Евгений Владимирович – научный сотрудник Института солнечно-земной физики СО РАН. Окончил Иркутский государственный университет в 1996 г. Область научных интересов – астрофизическое приборостроение. E-mail: klunko@iszf.irk.ru.

Коваль Иван Андреевич – студент 5 курса физико-технического факультета Кубанского государственного университета. Область научных интересов – астрофизика, оптоэлектроника, спектроскопия. E-mail: sna4e@mail.ru.

Комаринский Сергей Леонидович – инженерисследователь Специальной астрофизической обсерватории РАН (САО РАН). Окончил Уральский государственный университет в 1986 г. Область научных интересов – методы и алгоритмы восстановления астрономических изображений, спекл-интерферометрия. E-mail: slkom@sao.ru.

Коновалова Наталья Андреевна – кандидат физико-математических наук, ведущий научный сотрудник Института астрофизики Академии наук Республики Таджикистан. Окончила Таджикский государственный университет в 1975 г. Область научных интересов – метеоры, метеороиды, метеориты, их родительские тела; наблюдения, обработка наблюдений, физика метеорного явления; археоастрономия. Е-mail: nakonovalova@mail.ru.

Коробцев Иван Владимирович – младший научный сотрудник Института солнечно-земной физики СО РАН. Окончил Иркутский государственный университет в 2007 г. Область научных интересов – физика космоса и плазмы. E-mail: korobtsev@yandex.ru.

Костюк Наталья Дмитриевна – кандидат физико-математических наук, старший научный сотрудник, научный сотрудник Института астрономии РАН. Окончила Азербайджанский государственный университет в 1970 г. Область научных интересов – наблюдения ИСЗ, космический мусор. E-mail: nail@inasan.ru.

Кохирова Гулчехра Исроиловна – кандидат физико-математических наук, ведущий научный сотрудник, заместитель директора по научной работе Института астрофизики Академии наук Республики Таджикистан. Окончила Таджикский государственный университет имени В. И. Ленина в 1985 г. Область научных интересов – физика и динамика малых тел Солнечной системы (астероидов, комет, метеороидов). E-mail: Kokhirova2004@mail.ru.

Кудрявцев Станислав Олегович – лаборантисследователь Уральского федерального университета. Область научных интересов – движение искусственных спутников Земли. E-mail: boxofpainter@mail.ru.

Кузнецов Эдуард Дмитриевич – доктор физикоматематических наук, доцент, заведующий кафедрой астрономии и геодезии Уральского федерального университета. Окончил Уральский государственный университет в 1989 г. Область научных интересов – движение искусственных спутников Земли. E-mail: Eduard.Kuznetsov@usu.ru.

Куликова Нэлли Васильевна – доктор физикоматематических наук, профессор Национального исследовательского ядерного университета МИФИ-ИАТЭ. Окончила Ленинградский государственный университет в 1960 г. Область научных интересов – изучение происхождения и динамической эволюции метеороидных комплексов. E-mail: kulikova@iate.obninsk.ru.

Куприянов Владимир Викторович – старший научный сотрудник Главной астрономической обсерватории РАН. Окончил Санкт-Петербургский государственный университет в 1999 г. Область научных интересов – астрометрия, теория динамических систем и хаос, обработка изображений. Е-mail: V.K@BK.ru. Левкина Полина Анатольевна – младший научный сотрудник Института астрономии РАН. Окончила Московский государственный университет геодезии и картографии (МИИГААиК) в 2010 г. Область научных интересов – наблюдения небесных тел, космический мусор. E-mail: levkina@inasan.ru.

Левченко Антон Сергеевич – кандидат физикоматематических наук, доцент кафедры оптоэлектроники физико-технического факультета Кубанского государственного университета. Окончил Кубанский государственный университет в 2003 г. Область научных интересов – визуализация и расчеты параметров оптических и СВЧ-полей, астрофизика. E-mail: poorly@mail.ru.

Литвиненко Елена Александровна – кандидат физико-математических наук, ведущий инженернаблюдатель Главной астрономической обсерватории РАН. Окончила Ленинградский государственный университет в 1973 г. Область научных интересов – космический мусор, оптическая астрономия. E-mail: elit50@rambler.ru.

Лысенко Вадим Евгеньевич – инженер, преподаватель кафедры оптоэлектроники физико-технического факультета Кубанского государственного университета. Окончил Кубанский государственный университет в 1997 г. Область научных интересов – оптоэлектроника, атомная и ядерная физика, астрофизика. E-mail: lysenko-work-4@rambler.ru.

Максимов Александр Федорович – кандидат технических наук, заведующий направлением Специальной астрофизической обсерватории РАН (САО РАН). Окончил Таганрогский радиотехнический институт в 1980 г. Область научных интересов – аппаратные методы астрофизических наблюдений высокого разрешения, спекл-интерферометрия. E-mail: max@sao.ru.

Мальцев Антон Владимирович – инженер, аспирант ОАО «МАК "Вымпел"». Окончил Московский физико-технический институт в 2010 г. Область научных интересов – оптимизация управления оборудованием, обработка изображений. Е-mail: maltsevanton@yandex.ru.

Мещеряков Сергей Андреевич – кандидат технических наук, старший научный сотрудник, ведущий научный сотрудник Центрального научно-исследовательского института машиностроения. Окончил Московский физико-технический институт в 1964 г. Область научных интересов – защита космических аппаратов, статистическая орбитальная механика. E-mail: Smeshcheryryakov@mtu-net.ru.

Молотов Игорь Евгеньевич – начальник сектора оптических наблюдений ЗАО «Научно-производственное предприятие "Проект-Техника"». Окончил Московский энергетический институт в 1985 г. Область научных интересов – космический мусор, астероиды, оптическая астрономия. Е-mail: im62@ mail.ru.

Муртазов Андрей Константинович – кандидат технических наук, доцент, директор астрономической обсерватории Рязанского государственного университета имени С. А. Есенина. Окончил Рязанский государственный университет имени С. А. Есенина в 1973 г. Область научных интересов – околоземная астрономия (оптические наблюдения объектов в околоземном пространстве), экология околоземного пространства. E-mail: a.murtazov@rsu.edu.ru.

Нарзиев Мирхуссейн – кандидат физико-математических наук, старший научный сотрудник Института астрофизики Академии наук Республики Таджикистан. Окончил Таджикский государственный университет в 1978 г. Область научных интересов – метеороиды, метеорные потоки, ассоциации; физика метеорного явления. E-mail: mirhusseyn narzi@mail.ru.

Нароенков Сергей Александрович – кандидат физико-математических наук, научный сотрудник Института астрономии РАН. Окончил Государственный технический университет атомной энергетики в 2006 г. Область научных интересов – околоземная астрономия, малые тела Солнечной системы. E-mail: snaroenkov@inasan.ru.

Нечаева Мария Борисовна – кандидат физикоматематических наук, ведущий научный сотрудник Вентспилсского международного радиоастрономического центра. Окончила Нижегородский государственный университет имени Н. И. Лобачевского в 1995 г. Область научных интересов – радиоинтерферометрия со сверхдлинной базой, исследование космических сред, РСДБ-локация, исследование радиоизлучения Солнца. E-mail: nech@nirfi.sci-nnov.ru, nech7@yandex.ru.

Ниганова Евгения Николаевна – инженер кафедры астрономии и космической геодезии физического факультета Томского государственного университета. Окончила Томский государственный университет в 2003 г. Область научных интересов – небесная механика. E-mail: astrodep@niipmm.tsu.ru; ganetka@sibmail.com.

Николенко Игорь Владимирович – младший научный сотрудник НИИ «Крымская астрофизическая обсерватория». Окончил Ростовский государственный университет (Южный федеральный университет) в 1986 г. Область научных интересов – малые тела Солнечной системы, АСЗ, потенциально опасные тела, космический мусор. E-mail: Niki63@yandex.ua.

Новгородцев Дмитрий Дмитриевич – начальник группы ОАО «Научно-производственная корпорация "Системы прецизионного приборостроения"». Окончил Московский физико-технический институт (государственный университет) в 2007 г. Область научных интересов – методы 3d-моделирования для решения обратных задач астрономии, научная визуализация. E-mail: novgorodtsev-dmitriy@yandex.ru.

Новиков Евгений Александрович – доктор физико-математических наук, профессор, главный научный сотрудник Института вычислительного моделирования СО РАН. Окончил Воронежский государственный университет в 1978 г. Область научных интересов – вычислительная математика. E-mail: novikov@icm.krasn.ru.

Папушев Павел Георгиевич – кандидат физикоматематических наук, заведующий лабораторией Института солнечно-земной физики СО РАН. Окончил Новосибирский государственный университет в 1972 г. Область научных интересов – астрофизическое приборостроение, солнечно-земная физика. E-mail: papushev@iszf.irk.ru.

Петров Никита Александрович – программист кафедры небесной механики и звездной динамики Санкт-Петербургского государственного университета. Окончил Ленинградский государственный университет в 1973 г. Область научных интересов – небесная механика. E-mail: petrov@astro.spbu.ru.

Питьев Николай Петрович – кандидат физикоматематических наук, доцент кафедры небесной механики и звездной динамики Санкт-Петербургского государственного университета. Окончил Ленинградский государственный университет в 1972 г. Область научных интересов – небесная механика. E-mail: lsok@astro.spbu.ru.

Поташов Сергей Юрьевич – кандидат физикоматематических наук, ведущий научный сотрудник ФГУП «Центральный научно-исследовательский институт химии и механики имени Д. И. Менделеева». Окончил Московский инженерно-физический институт в 1985 г. Область научных интересов – оптико-электронные и инфракрасные системы наблюдения в околоземной астрономии. E-mail: Sergey.Potashov@mail.ru.

Прохоров Михаил Евгеньевич – доктор физикоматематических наук, доцент, заведующий лабораторией Государственного астрономического института имени П. К. Штернберга. Окончил Московский государственный университет имени М. В. Ломоносова в 1985 г. Область научных интересов – космические эксперименты в оптическом диапазоне. E-mail: mike@sai.msu.ru.

Раздымахина Оксана Никитична – инженер НИИ прикладной математики и механики Томского государственного университета. Окончила Томский государственный университет в 2009 г. Область научных интересов – небесная механика, астрометрия. E-mail: oksanchik@mail2000.ru.

Рыхлова Лидия Васильевна – доктор физикоматематических наук, заведующий отделом космической астрометрии Института астрономии РАН. Окончила Московский государственный университет геодезии и картографии в 1960 г. Область научных интересов – астрометрия, динамика движения полюсов, космический мусор, астероидно-кометная опасность. E-mail: rykhlova@inasan.ru.

Сазонов Валентин Сергеевич – кандидат технических наук, ведущий научный сотрудник ФГУП Центрального научно-исследовательского института машиностроения. Окончил Московский инженерно-физический институт в 1964 г. Область научных интересов – небесная механика, гидродинамика, метеорика, астероидная опасность. Е-mail: popkova@tsniimash.ru.

Сергеев Александр Васильевич – кандидат технических наук, старший научный сотрудник, заместитель директора Терскольского филиала Института астрономии РАН. Окончил Казанский государственный университет в 1973 г. Область научных интересов – астрономическое приборостроение, наблюдения небесных тел, космический мусор. E-mail: sergeev@inasan.ru.

Скрипниченко Павел Владимирович – лаборант астрономической обсерватории, студент Уральского федерального университета. Область научных интересов – астрометрия, небесная механика, наблюдения астероидов и ИСЗ. E-mail: savl-silverheart@rambler.ru.

Смирнов Евгений Александрович – аспирант Главной (Пулковской) астрономической обсерватории. Окончил Санкт-Петербургский государственный университет в 2004 г. Область научных интересов – небесная механика, Солнечная система, планеты, астероиды, Апофис. E-mail: smirik@gmail.com.

Соколов Леонид Леонидович – доктор физикоматематических наук, профессор кафедры небесной механики и звездной динамики Санкт-Петербургского государственного университета. Окончил Ленинградский государственный университет в 1974 г. Область научных интересов – небесная механика. E-mail: lsok@astro.spbu.ru.

Стихно Кирилл Александрович – инженер ФГУП НПО имени С. А. Лавочкина. Окончил Московский государственный технический университет имени Н. Э. Баумана в 2006 г. Область научных интересов – небесная механика, астероидно-кометная опасность, оптимизация. E-mail: fn2cyril@gmail.com.

Сюсина Ольга Михайловна – инженер НИИ прикладной математики и механики Томского государственного университета. Окончила Томский государственный университет в 2006 г. Область научных интересов – малые тела, задача наименьших квадратов, граничные поверхности, доверительные области. E-mail: kleo77@sibmail.com.

Тамаров Вячеслав Аркадьевич – кандидат физико-математических наук, доцент, старший научный сотрудник НИИ прикладной математики и механики Томского государственного университета. Окончил Одесский государственный университет в 1966 г. Область научных интересов – малые тела, задача наименьших квадратов, граничные поверхности, доверительные области. Тел.: (3822) 529-776.

Тергоев Владимир Иванович – главный конструктор проекта Института солнечно-земной физики СО РАН. Окончил Томский институт радиоэлектроники и электронной техники в 1964 г. Область научных интересов – астрофизическое приборостроение. Е-mail: tvi@iszf.irk.ru.

Терентьева Александра Константиновна – кандидат физико-математических наук, старший научный сотрудник Института астрономии РАН. Окончила Горьковский государственный университет имени Н. И. Лобачевского в 1956 г. Область научных интересов – метеорные рои, эволюция метеорных орбит и радиантов, взаимосвязь малых тел Солнечной системы (астероиды, кометы, метеорные и болидные рои, крупные метеорные тела). Е-mail: ater@inasan.ru. Толстов Андрей Александрович – инженер, аспирант ОАО «МАК "Вымпел"». Окончил Московский физико-технический институт в 2010 г. Область научных интересов – оптимизация управления оборудованием, обработка изображений. E-mail: atolst@yandex.ru.

Ульянов Сергей Алексеевич – старший научный сотрудник ФГУП «Центральный научно-исследовательский институт химии и механики имени Д. И. Менделеева». Окончил Военную академию ракетных войск стратегического назначения имени Петра Великого в 2005 г. Область научных интересов – численные методы в задачах небесной механики. E-mail: Ulyanov.Sergey@gmail.com.

Хамроев Умеджон Ходжамкулович – младший научный сотрудник Института астрофизики Академии наук Республики Таджикистан. Окончил Таджикский государственный национальный университет в 2004 г. Область научных интересов – физика малых тел Солнечной системы (астероидов, комет, метеороидов). E-mail: Umed-1982@mail.ru.

Чазов Вадим Викторович – кандидат физикоматематических наук, старший научный сотрудник Государственного астрономического института имени П. К. Штернберга МГУ. Окончил Государственный астрономический институт имени П. К. Штернберга МГУ в 1976 г. Область научных интересов – небесная механика, теория движения ИСЗ. E-mail: vadimchazov@yandex.ru.

Чепурова Валентина Михайловна – кандидат физико-математических наук, старший научный сотрудник Государственного астрономического института имени П. К. Штернберга МГУ. Окончила Московский государственный университет в 1960 г. Область научных интересов – динамическая эволюция малых тел Солнечной системы. E-mail: chep@sai.msu.ru.

Черницов Александр Михайлович – доктор физико-математических наук, старший научный сотрудник НИИ прикладной математики и механики Томского государственного университета. Окончил Томский государственный университет в 1968 г. Область научных интересов – малые тела, задача наименьших квадратов, граничные поверхности, доверительные области. E-mail: cherni1945@mail.ru.

Шагабутдинов Альфат Исмагилович – ведущий электроник Уральского федерального университета. Окончил Уральский государственный университет в 1984 г. Область научных интересов – движение искусственных спутников Земли. E-mail: shgb-alik@yandex.ru.

Шагдурова Виктория Олеговна – выпускница Томского государственного университета 2011 г. Область научных интересов – небесная механика, малые тела Солнечной системы. E-mail: shvo89@mail.ru.

Шайдулин Вахит Шамильевич – научный сотрудник кафедры небесной механики и звездной динамики Санкт-Петербургского государственного университета. Окончил Уральский государственный университет в 2006 г. Область научных интересов – небесная механика. E-mail: shvak@yandex.ru.

Шаргородский Виктор Даниилович – доктор технических наук, профессор, генеральный конструктор ОАО «Научно-производственная корпорация "Системы прецизионного приборостроения"». Окончил Московское высшее техническое училище имени Н. Э. Баумана в 1964 г. Область научных интересов – квантово-оптические системы различного назначения. E-mail: niipp@niipp-moskva.ru.

Шаховский Валентин Владимирович – кандидат технических наук, старший научный сотрудник, заместитель начальника центра по научной работе ФГУП «Центральный научно-исследовательский институт химии и механики имени Д. И. Менделеева». Окончил Московский инженерно-физический институт в 1975 г. Область научных интересов – моделирование методом Монте-Карло. E-mail: shah 28@mail.ru.

Шевченко Иван Иванович – доктор физикоматематических наук, старший научный сотрудник, заведующий отделом Главной астрономической обсерватории РАН. Окончил Ленинградский государственный университет в 1981 г. Область научных интересов – небесная механика, нелинейная динамика. E-mail: lis@gao.spb.ru, ivanshev@mail.ru.

Шеляков Михаил Алексеевич – студент Института атомной энергетики НИЯУ «МИФИ». Область научных интересов – малые тела Солнечной системы, информационные системы. E-mail: mshelyakov@inasan.ru.

Шмелд Ивар Карлович – доктор физикоматематических наук, главный научный сотрудник Вентспилсского международного радиоастрономического центра. Окончил Латвийский государственный университет в 1971 г. Область научных интересов – астрохимия, космический мусор, радиоастрономические наблюдения. E-mail: ivarss@venta.lv.

Шустов Борис Михайлович – доктор физикоматематических наук, профессор, членкорреспондент РАН, директор Института астрономии РАН. Окончил Уральский государственный университет имени А. М. Горького в 1969 г. Область научных интересов – астрофизика, космические исследования, астероидно-кометная опасность. E-mail: bshustov@inasan.ru.

Яковенко Николай Андреевич – доктор технических наук, академик Академии инженерных наук РФ, профессор, декан физико-технического факультета Кубанского государственного университета. Окончил Кубанский государственный университет в 1970 г. Область научных интересов – оптоэлектроника, оптика, астрофизика. E-mail: dean@phys.kubsu.ru.

СОДЕРЖАНИЕ

РАЗДЕЛ 1. АСТЕРОИДНО-КОМЕТНАЯ ОПАСНОСТЬ И МАЛЫЕ ТЕЛА СОЛНЕЧНОЙ СИСТЕМЫ

Шустов Б. М., Рыхлова Л. В. О концепции комплексной программы «Создание российской	
системы противодействия космическим угрозам (2012-2020)»	4
Галушина Т. Ю., Раздымахина О. Н. О предсказуемости движения астероидов,	
проходящих через сферу тяготения Земли	9
Сюсина О. М., Черницов А. М., Тамаров В. А. Методы построения доверительных областей	
движения малых тел Солнечной системы	15
Исаева С. И., Киреев И. В., Новиков Е. А. Сравнение некоторых численных методов	
на гравитационной задаче трех тел: Земля, Луна, Солнце	
Быкова Л. Е., Ниганова Е. Н. Численное моделирование хаотического движения	
астероидов, сближающихся с Землей, в окрестности границы резонансной зоны 3/1 с Юпитером	25
Емельяненко Н. Ю. Астероиды с высоким значением постоянной Тиссерана относительно Земли	30
Баньщикова М. А., Шагдурова В. О. Исследование орбит астероидов, открытых	
в 2010–2011 гг. космическим телескопом WISE	
Соколов Л. Л., Борисова Т. П., Петров Н. А., Питьев Н. П., Шайдулин В. Ш. Траектории	
возможных соударений астероида Апофис	
Смирнов Е. А. Прогнозирование орбиты астероида Апофис: роль интеграторов	
Стихно К. А. Метод поиска траекторий опасных небесных тел, приводящих	
к столкновению с Землей	
Ивашкин В. В., Стихно К. А. Гравитационная коррекция орбиты астероида Apophis	51
Нароенков С. А., Шеляков М. А. Информационный комплекс обработки и хранения данных	
о малых телах Солнечной системы	56
Нароенков С. А. Исследование пар околоземных астероидов	61
Смирнов Е. А., Шевченко И. И. Массовое отождествление астероидов в трехтельных резонансах	67
Бусарев В. В. Гипотеза о происхождении углистых хондритов на малых телах и ее подтверждение	
Сазонов В. С. Об испарении крупных метеоритов в плотных слоях атмосферы	76
Мадидо Х. М., Коновалова Н. А. Физические характеристики метеороидов	
метеорных потоков кометного происхождения, содержащих метеоритопроизводящие тела	80
Чепурова В. М., Куликова Н. В. Об учете гравитационных возмущений при компьютерном	
моделировании процесса образования метеороидных комплексов	
Кохирова Г. И., Хамроев У. Х. Распределение метеороидов по динамическому	0.6
и физическому критериям	
Герентьева А. К., Бараоанов С. И. Апофис и система метеорных тел Циклид	
Кохирова I. И., Баоаджанов II. Б. Болиды, связанные с астероидом 2004МВ6	91
коновалова н. А., нарзиев м. О дроолении и плотностях метеорных тел	05
по данным комоинированных радиооптических наолюдении	95
парзиев м. исследование метеорных потоков и ассоциации по результатам	00
Гартанова А. П. Балгора Г. Т. Возин тоты наблюдений материала потока Такиници.	
карташова А. П., Волгова Г. Г. Гезультаты наолюдении метеорного потока тауриды	105
В период с 2000 по 2000 гг	105
нургазов А. К. Организация комплексных телевизионных метеорных наолюдении в астрономинеской обсерватории Рязанского госуниверситета	109
Бисярев В В Гинлинис I М Опрограмме исследования космической пыли	113
Проходов М Е. Захадов А. И. Спавнительный анализ стратегий обзора неба из космоса	115
прохоров н. в., захаров А. н. сравнительным анализ стратегии освора неоа из космоса в залачах астероилно-кометной опасности и контроля космического мусора	118
Кайзер Г Т Вибе Ю З Гламазда Л В Скрипниценко П В Позиционные наблюдения	110
астероилов и комет в Коуровской астрономической обсерватории	124
Волков И. М., Баканас Е. С., Николенко И. В., Иванов А. Л., Лысенко В. Е. Фотометрические	
наблюдения избранных малых тел. сделанные в 2009–2011 гг. с использованием	
высокоточного BVRI-фотометра на телескопе «ШЕЙСС-1000» на горе Кошка	129
Иванов А. Л., Левченко А. С., Яковенко Н. А., Лысенко В. Е., Коваль И. А. Наблюдения	
космических объектов на оптико-электронном роботизированном астрофизическом комплексе	134
Баканас Е. С., Барабанов С. И. Результаты фотометрических наблюдений астероида 68348	137

РАЗДЕЛ 2. ИСКУССТВЕННЫЕ СПУТНИКИ ЗЕМЛИ И КОСМИЧЕСКИЙ МУСОР

Класс Е. В., Ульянов С. А., Шаховский В. В. Моделирование блеска искусственных	
объектов на орбите Земли	142
Кузнецов Э. Д., Захарова П. Е., Гламазда Д. В., Шагабутдинов А. И., Кудрявцев С. О.	
Особенности орбитальной эволюции спутников Земли, обладающих большой парусностью,	
в окрестности резонансов низких порядков	148
Мещеряков С. А. Анализ риска повреждения космического аппарата:	
расчет потоков метеороидных частиц и частиц орбитального мусора на элементы	
космического аппарата по модельным распределениям	151
Алешин В. П., Балега Ю. Ю., Максимов А. Ф., Комаринский С. Л., Новгородцев Д. Д.	
Спекл-интерферометрия геостационарных искусственных спутников Земли: реальность и перспективы	154
Алешин В. П., Новгородцев Д. Д., Выгон В. Г., Гришин Е. А., Шаргородский В. Д. Мониторинг	
аварийных ситуаций искусственных спутников Земли на основе измерений	
и прогноза изображений адаптивной оптики и фотометрических сигналов	159
Тергоев В. И., Еселевич М. В., Клунко Е. В., Коробцев И. В., Папушев П. Г. Разработка	
и применение ИК-камеры для регистрации тепловых портретов космических аппаратов	165
Литвиненко Е. А., Молотов И. Е., Борисов Г. В., Куприянов В. В., Алиев А. Технические	
наблюдательные ресурсы пункта Китаб и их использование	170
Андрианов Н. Г., Иванов В. Н., Мальцев А. В., Толстов А. А. Адаптивные способы	
оптимального управления наблюдениями низкоорбитальных космических объектов	173
Вениаминов С. С. Анализ, учет и компенсация явления деградации плана поиска	
космического объекта в процессе его реализации	177
Чазов В. В., Бахтигараев Н. С., Костюк Н. Д. Наблюдения спутника «Молния 3-39»	
в Звенигородской обсерватории ИНАСАН и определение времени падения	183
Бахтигараев Н. С., Левкина П. А., Сергеев А. В., Чазов В. В. Наблюдение неизвестного	
фрагмента космического мусора в Терскольской обсерватории	186
Класс Е. В., Поташов С. Ю., Шаховский В. В. Применение математической модели,	
основанной на оптимальном алгоритме обнаружения космических объектов, для оценки	
проницающей способности оптоэлектронных систем наблюдения за космическим мусором	190
Нечаева М. Б., Дугин Н. А., Шмелд И. К. Метод радиоинтерферометрии со сверхдлинной базой	
в приложении к задаче радиолокации объектов в околоземном космическом пространстве	196
Вильянен В. В., Веселков С. А. Первые наблюдения малых тел в обсерватории	
Сибирского государственного аэрокосмического университета	201
Сведения об авторах	204
От участников конференции	214

CONTENTS

PART 1. ASTEROID-COMET HAZARD AND SMALL BODIES OF THE SOLAR SYSTEM

PART 2. ARTIFICIAL EARTH SATELLITES AND SPACE GARBAGE

Klass E. V., Ulyanov S. A., Shahovsky V. V. Simulation of Earth-orbiting satellite brightness	142
Kuznetsov E. D., Zakharova P. E., Glamazda D. V., Shagabutdinov A. I., Kudryavtsev S. O. Peculiar	
properties of orbital evolution of Earth satellites with high area to mass in low order resonance neighborhood	148
Mescheryakov S. A. Analysis of collisional risks: calculation of meteoroid fluxes	
and space debris fluxes incident on spacecraft elements using model distributions	151
Aleshin V. P., Balega Yu. Yu., Maksimov A. F., Komarinsky S. L., Novgorodtsev D. D. Speckle	
interferometry of geostationary satellites: reality and perspectives	154
Aleshin V. P., Novgorodtsev D. D., Vygon V. G., Grishin E. A., Shargorodsky V. D. Satellites	
emergency situations monitoring based on measurements and prognosis of photometric signals	
and adaptive optics imaging	159
Tergoev V. I., Eselevich M. V., Klunko E. V., Korobtsev I. V., Papushev P. G. Design and application	
of the IR camera for registration of the spacecraft thermal portraits	165
Litvinenko E. A., Molotov I. E., Borisov G. V., Kuprianov V. V., Aliev A. Technical observational	
resources of Kitab site and their usage	170
Andrianov N. G., Ivanov V. N., Maltsev A. V., Tolstov A. A. Adaptive optimal control	
methods of low-orbit space objects observations	173
Veniaminov S. S. Analisys, accounting and compensation of the space object search plan	
degradation phenomenon during its realization	177
Chazov V. V., Bahtigaraev N. S., Kostyuk N. D. Observations of Molniya 3-39 satellite	
in Zvenigorod observatory of INASAN and re-entry prediction	183
Bahtigaraev N. S., Levkina P. A., Sergeev A. V., Chazov V. V. Observations	
of the unknown fragment of space debris in the Terskol observatory	186
Klass E. V., Potashov S. Yu., Shakhovsky V. V. Application of mathematical model,	
based on the optimal space objects detection algorithm for space objects detection,	
for estimation of penetrating power of optoelectronic systems of orbital garbage observations	190
Nechaeva M. B., Dugin N. A., Shmeld I. K. Ulbi method in application to task of radiolocation	
of objects in near-Earth space environment	196
Vilyanen V. V., Veselkov S. A. Primal reviewing of small bodies at the observatory	
of the Siberian State Space University	201

ОТ УЧАСТНИКОВ КОНФЕРЕНЦИИ

Конференции под названием «Околоземная астрономия» Институт астрономии РАН (ИНАСАН) проводит каждые два года, начиная с 1999 г., при поддержке Российского фонда фундаментальных исследований и Отделения физических наук РАН.

Конференция «Околоземная астрономия – 2011» была организована в Красноярске по приглашению Сибирского государственного аэрокосмического университета имени академика М. Ф. Решетнева при содействии НПФ «Электрон».

Годом раньше руководство СибГАУ пригласило несколько сотрудников ИНАСАН выступить с докладами на XIV Международной научной конференции, посвященной памяти генерального конструктора ракетно-космических систем академика М. Ф. Решетнева. Выяснилось, что у студентов и руководства СибГАУ есть огромный интерес к астрономии вообще и особенно к проблемам, которые традиционно обсуждаются на конференциях «Околоземная астрономия». Это особенности наблюдений искусственных спутников Земли и космического мусора (КМ), исследование орбитальной эволюции этих объектов и экологические проблемы техногенного загрязнения околоземного космического пространства, с одной стороны, астероидно-кометная опасность и многочисленные проблемы, связанные с наблюдениями опасных небесных тел, их каталогизацией (создание банка данных), методикой оценки потенциальных рисков и мер противодействия, с другой стороны.

Интерес к такой тематике не вызывает удивления: Красноярск производит ракеты и спутники, следовательно, порождает и космический мусор. У всех космических аппаратов рано или поздно заканчиваются энергетические ресурсы и их активная жизнь, и все аппараты переходят в категорию ненужного человечеству мусора. Ракеты-носители, выполнив свою миссию по выведению космического аппарата на заданную орбиту, немедленно попадают в ту же категорию мусора, иногда они взрываются в космосе по разным причинам, порождая облака более мелкого КМ.

За полвека космической деятельности на разных орбитах накопились десятки тысяч крупных фрагментов космического мусора и неисчислимое количество мелких ненаблюдаемых объектов. Длительность пребывания космических объектов в околоземном пространстве зависит от высоты их орбит и может достигать многих тысяч лет. Мусор, постепенно эволюционируя, образует облака вокруг Земли и ставит под вопрос развитие и пилотируемых полетов, и космической индустрии в целом.

Другая общемировая проблема – это астероидно-кометная опасность. Ею занимаются ученые многих ведущих стран, в том числе и России. Современная техника наблюдений, современные приемники излучения и цифровая техника, позволяющая обрабатывать наблюдения небесных тел практически в реальном времени, позволили открыть в последние 2–3 десятилетия объекты, которые были прежде недоступны для наблюдений. Оказалось, что орбиту Земли пересекает большое количество астероидов, часть из которых существует внутри орбиты Земли. Открыто более 8 тыс. астероидов, сближающихся с Землей, более 1000 из них признаны потенциально опасными для Земли.

Выступая перед участниками конференции, проректор Сибирского государственного аэрокосмического университета по научной и инновационной деятельности профессор Ю. Ю. Логинов рассказал о том, что университет занимается изучением проблем, связанных с космическим мусором и потенциально опасными астероидами, тесно взаимодействует с Главным управлением МЧС по Красноярскому краю по вопросам космического мониторинга зон чрезвычайных ситуаций. В СибГАУ появилась университетская астрономическая обсерватория.

Роль университетских обсерваторий при создании единой системы мониторинга околоземного пространства была одной из основных тем обсуждения за круглым столом в завершающий день конференции.

Институт астрономии РАН, оргкомитет и все участники конференции благодарят руководство СибГАУ за прекрасные условия, предоставленные для проведения конференции.

ТРЕБОВАНИЯ К ОФОРМЛЕНИЮ СТАТЕЙ ДЛЯ ОПУБЛИКОВАНИЯ В ЖУРНАЛЕ «ВЕСТНИК СИБГАУ»

Общие требования. Тексты статей представляются в редакцию журнала в электронном и печатном виде на русском и английском языках. Русскоязычная версия должна сопровождаться английским переводом фамилии автора (авторов); названия статьи; аннотации; ключевых слов (см. пример оформления статьи).

Файл со статьей представляется на любом электронном носителе.

На последней странице ставится подпись автора (авторов) статьи. Количество авторов одной статьи – не более пяти. Автор имеет право публиковаться в выпуске один раз, второй раз – в соавторстве.

Индекс УДК предшествует названию статьи, соответствует заявленной теме и проставляется в верхнем левом углу листа.

Оригинал должен быть чистым, не помятым, без правок, вписанных от руки. Страницы нумеруются карандашом на обороте.

Электронная копия. Статья набирается в программе Microsoft Word.

Содержание. В статье необходимо сформулировать проблемы, отразить объект исследования, достигнутый уровень процесса исследования, новизну результатов, область их применения.

Статья должна заканчиваться выводом. Текст вывода набирается отдельным абзацем (абзацами), в котором акцентируется новизна результатов, эффективность их использования и др.

Объем статьи: 7–8 страниц (включая рисунки, таблицы и библиографические ссылки).

Параметры страницы. Формат А4 (210×297 мм). Поля: правое и левое – 2 см, верхнее и нижнее – 2,5 см.

Текст. Шрифт – Times New Roman, размер 12 пт.

По центру помещаются инициалы и фамилия автора (авторов).

Не допускается (!) в тексте статьи набирать слова прописными (заглавными) буквами, жирным шрифтом или курсивом, а также размещать все указанные элементы в рамках и имитировать оформление набора, выполняемого в журнале.

Ниже по центру шрифтом 12 пт печатается название статьи и через строку курсивом – аннотация, ключевые слова (не более 6).

Основной текст статьи размещается через пробел от аннотации. Межстрочный интервал – одинарный, межбуквенный и междусловный интервал – нормальный, перенос слов не допускается. Заголовки глав должны быть центрированы.

Абзацный отступ равен 0,5 см.

Ссылки на литературные или иные источники оформляются числами, заключенными в квадратные скобки, например [1]. Ссылки должны быть последовательно пронумерованы. При наличии гранта ссылка на грант помещается внизу полосы под строками основного текста (подстрочное примечание).

Примечания. Смысловые пояснения основного текста или дополнения к нему оформляются в виде внутритекстовых примечаний среди строк основного текста специальной рубрикой, выделенной светлым курсивом: *Примечание.* (одно примечание), *Примечания*: (несколько примечаний). Отделяются от текста *точкой* (если стоят в единственном числе в подбор к тексту примечания). Примечания должны быть последовательно пронумерованы.

Формулы. Простые внутристрочные и однострочные формулы должны быть набраны без использования специальных редакторов – символами (шрифт Symbol). Специальные сложные символы, а также многострочные формулы, которые не могут быть набраны обычным образом, должны быть набраны в редакторе формул Microsoft Equation 3.0. Набор математических формул в пределах всего текста должен быть единообразен:

– русские и греческие символы – прямым шрифтом;
 – латинские – курсивом;

– латинские – курсивом,

- размер обычного символа 12 пт;
- крупный индекс 10 пт;
- мелкий индекс 9 пт;
- крупный символ 11 пт;
- мелкий символ 10 пт.

Формулы, набранные отдельными строками, располагают по центру.

Не допускается (!) набор в основном тексте статьи простых латинских, греческих или специальных символов в редакторе формул.

Таблицы должны быть последовательно пронумерованы. Слово «таблица» набирается светлым курсивом с выравниванием вправо, шрифтом 11 пт, например *Таблица 1*, ниже – заглавие таблицы (набирается жирным шрифтом по центру). Если таблица имеет большой объем, то она может быть помещена на отдельной странице, а в случае, когда она имеет значительную ширину, – на странице с альбомной ориентацией.

Иллюстрации. Оформляются отдельным файлом с расширением tiff. Последовательно пронумеровываются обычным шрифтом без кавычек с выравниванием по центру, например, Рис. 1. Могут содержать подрисуночную подпись, шрифтом 11 пт. Иллюстрации могут быть сканированы с оригинала (в градациях серого с разрешением 150 dpi) или выполнены средствами компьютерной графики. Не принимаются цветные иллюстрации и иллюстрации с разрешением 300 dpi и более.

Библиографические ссылки составляются в соответствии с действующими требованиями к библиографическому описанию и помещаются после основного текста (ГОСТ 7.0.5–2008). К печатному варианту статьи необходимо приложить: 1) экспертное заключение о возможности открытой публикации;

2) внешнюю рецензию (рецензент, желательно, не ниже ученой степени доктора наук);

3) сведения об авторе:

- фамилия, имя, отчество (полностью);
- ученая степень, звание, должность;
- вуз, год его окончания;
- область научных интересов;

- место работы, номер телефона;
- адрес для переписки (для иногородних);
- e-mail.

Внимание! Материалы статьи авторы сдают лично секретарю журнала или высылают почтой с указанием обратного адреса. По электронной почте статьи не принимаются.

Статьи рецензируются. Отклоненные материалы не возвращаются.

Плата с аспирантов за публикацию рукописей не взимается.

ПРИМЕР ОФОРМЛЕНИЯ СТАТЬИ

УДК 621.396.96.001(07)

И.А.Иванов

ДЕЦЕНТРАЛИЗОВАННЫЕ АЛГОРИТМЫ ОБРАБОТКИ ИНФОРМАЦИИ В ДВУХКАНАЛЬНЫХ ИЗМЕРИТЕЛЬНЫХ СИСТЕМАХ^{*}

Рассмотрена децентрализованная обработка информации в двухканальных измерительных системах при косвенном измерении для различных алгоритмов фильтрации оценки вектора состояния в измерительных пунктах и пункте обработки информации. Проведен сравнительный анализ результатов имитационного моделирования синтезированных алгоритмов.

Ключевые слова (не более 6):

Задача обеспечения высокой точности оценивания координат и параметров траектории движения объекта может быть решена за счет применения многоканальных измерительных систем с оптимальной централизованной обработкой.

(Продолжение текста публикуемого материала).

*Работа выполнена при финансовой поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (код проекта 00-01-00912).

Библиографические ссылки

1. Гришин Б. П., Казаринов Ю. М. Динамические системы, устойчивые к отказам. М. : Радио и связь, 1985.

2. Медведев А. В. О моделировании организационных процессов // Вестн. Сиб. гос. аэрокосмич. ун-та : сб. науч. тр. Вып. 1. Красноярск, 2000. С. 173–191.

I.A. Ivanov

DECENTRALIZED ALGORITHMS OF INFORMATION PROCESSING IN TWO-CHANNEL MEASURE SYSTEMS

It is covered a decentralized algorithms of information processing in two-channel measure systems in case of an indirect measuring for different filtration algorithms of a condition vector estimation at the reception measure station and the station of information processing. Comparative analysis is carried out with a help of imitation modeling of synthesized algorithms.

Keywords: